

К ВОПРОСУ О РАЗВИТИИ ТЕМАТИКИ РОТОРНО-ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ЗА РУБЕЖОМ И В РОССИИ

© 2011 Е. П. Кочеров¹, В. А. Кононов¹, В. В. Окорочков¹, В. М. Окорочкова², К. П. Иванова¹

¹ОАО «КУЗНЕЦОВ»

²Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва
(национальный исследовательский университет)

Рассмотрены вопросы развития тематики роторно-поршневых двигателей и их применения в легкомоторной авиации, ДПЛА и для привода генераторов, насосов и т.д. при наземном использовании за рубежом и в России. Приведена разработка проекта мощностного ряда двигателей в диапазоне 8...160 л.с. с использованием материальной части трёх типоразмеров.

Роторно-поршневые двигатели, модуль, ротор, статор, системы охлаждения и зажигания, легкомоторная авиация, ДПЛА, генератор.

В настоящее время развитие малой авиации в нашей стране сдерживается из-за отсутствия отечественных поршневых двигателей в диапазоне мощностей до 300 л.с. с обеспечением минимального отношения массы и миделя к мощности.

В наибольшей степени этим требованиям соответствуют роторно-поршневые двигатели (РПД). По сравнению с традиционными поршневыми двигателями (ПД) при одинаковой мощности РПД имеют:

- меньше массогабаритные параметры;
- меньший уровень шума и вибраций;
- меньшую неравномерность крутящего момента;
- меньшее количество деталей, в том числе подвижных;
- меньшую склонность к детонации при высокой степени сжатия.

В РПД подвижными деталями являются только вал с противовесами и ротор (треугольный поршень), которые поддаются теоретически полному уравниванию. Отсутствие неуравновешенных масс, кривошипно-шатунного механизма и газораспределения позволяют РПД быть очень быстроходными и, следовательно, иметь высокие энергетические параметры (литровая мощность атмосферного двигателя – более 180 л.с.)

Низкий уровень вибрации представляет особенный интерес для дистанционно пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА),

несущих аппаратуру видеонаблюдения и системы телеметрии, что позволяет существенно повысить качество информации.

Значительно более высокая равномерность крутящего момента РПД по сравнению с поршневым двигателем (двухсекционный РПД имеет лучшую равномерность $M_{кр}$, чем шестицилиндровый ПД) уменьшает величины крутильных колебаний и, следовательно, требования к прочности элементов трансмиссии силовой установки [6].

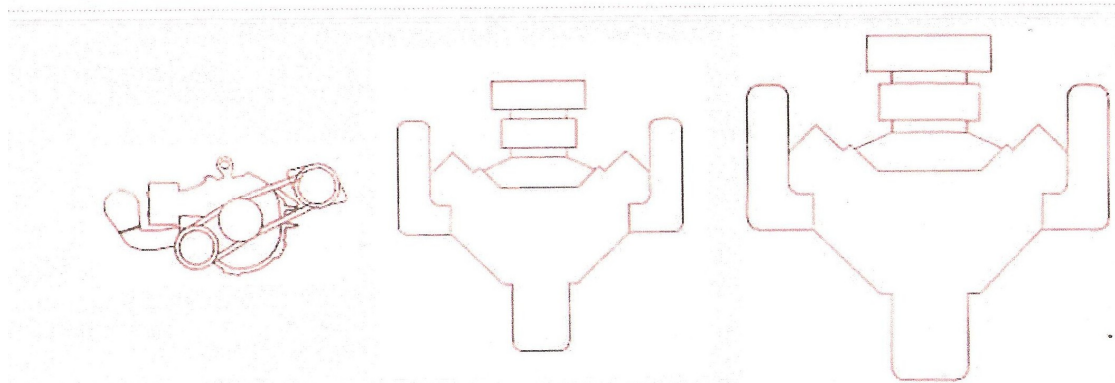
РПД существенно выигрывает у двигателей традиционной схемы по массе и габаритам (рис.1).

Габаритный объём РПД ~ втрое меньше, чем у ПД, что позволяет соответственно уменьшить объём мотоотсека ЛА. Известно, что увеличение массы двигателя на 1 кг приводит к возрастанию массы ЛА на 3 кг и, следовательно, росту расхода топлива.

Работы по созданию и производству для авиации и наземного применения РПД активно ведутся в зарубежных странах многими фирмами:

- Англия (UAV, Cubewano);
- Германия (WST, Audi, MWE);
- Швейцария (MISTRAL);
- Австрия (Austro engine);
- США (Pratt Whitney, Freedom motors).

Rotapower/Standard Automotive Engine Comparison



	Rotapower Engine	Standard Piston Engine(Volvo Penta 230 SP)	Diesel Engine(Hercules 3400 DT)
Power	120 hp	120 hp	120 hp
Weight	120 lbs	400 lbs	935 lbs
Volume	3.1 ft ³	11.2 ft ³	15 ft ³
Size	20"L x 21"W x 13"H	32"L x 25"W x 24"H	40"L x 32"W x 31"H

Рис. 1. Сравнение основных параметров роторно-поршневых и поршневых двигателей

Следует отметить, что в последние годы значительно возрос интерес к разработкам РПД в странах:

- Канада (WST, OMC, LML);
- Япония (Mazda, Nitto);
- Корея (WST).

В Китае развитие тематики РПД объявлено национальной программой.

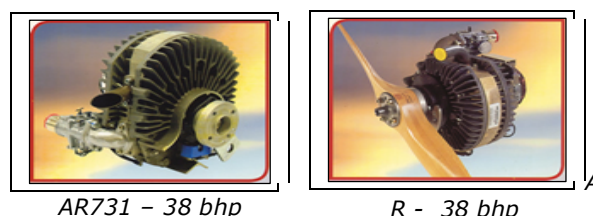
Современный уровень развития технологии позволяет решать все технические вопросы производства РПД и обеспечения приемлемого ресурса двигателей.

Наиболее впечатляющие успехи - у Японской фирмы Mazda, выпустившей более 3 000 000 автомашин с РПД. Двигатель «Repensis» установленный на купе «Mazda RX-8», на международной выставке «Engine Expo 2003» в Штутгарте был признан лучшим мотором года и по токсичности соответствует требованиям Euro- IV. Мотор успешно конвертируется в авиационный и применяется на ЛА в малой авиации. В серийном производстве удельная литровая мощность автомобильного мотора составляет 183 л.с. без применения наддува, а в авиационном - 230 л.с.

Широкое применение нашли РПД английской фирмы UAV (рис. 2) в ДПЛА Израиля, Франции, Китая и др. (более 30 стран). Швейцарская фирма «MISTRAL» производит авиационные РПД в диапазонах

мощностей 200...360 л.с. в атмосферном варианте и с турбонаддувом (рис. 3). Фирма «Freedom Motors» (США) производит широкий ряд двигателей в диапазоне мощностей (2,5...270 л.с.) (табл. 1) для использования в авиации и наземном применении (бензогенераторы, водопомпы и т.д.).

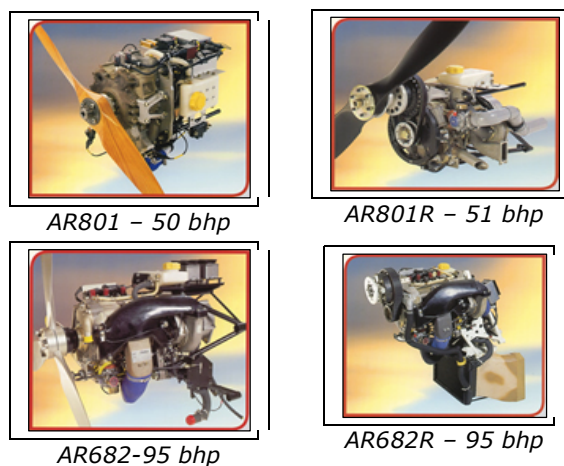
Двигатели с воздушным охлаждением



AR731 - 38 bhp

R - 38 bhp

Двигатели с водяным охлаждением



AR801 - 50 bhp

AR801R - 51 bhp

AR682-95 bhp

AR682R - 95 bhp

Рис. 2. РПД фирмы UAV

Таблица 1. Мощностной ряд Rotapower

Мощность, л.с.	Размерность, см ³	Количество секций
2,5	27	1
4	40	1
7	75	2
20	150	1
28	200	1
40	300	2
50	450	2
100	900	2
150	1350	3
200	1800	4
270	2700	6
65	650	1
130	1300	2

В СССР работы по РПД проводились в Тбилиси, Волгограде, Харькове, Тольятти, Куйбышеве, Серпухове, Москве.

Наибольшие успехи были достигнуты в СКБ РПД АВТОВАЗ (Тольятти), где за ~25 лет работы спроектированы, созданы образцы и организовано мелкосерийное производство автомобильных и авиационных двигателей в диапазонах мощностей 40...270 л.с. (рис. 4 и табл. 2).

В период 1990-1994гг. в ОАО «СКБМ» проводились работы по подвесному лодочному мотору с РПД-40 с целью замены двухтактного двигателя [1, 2]. Создан опытный образец, проведены стендовые и ходовые испытания с суммарной наработкой 300ч, получены положительные результаты по повышению потребительских свойств ПЛМ.



300 HP Mistral 3 rotor.

260 HP Lycoming 6 cylinder.

Рис. 3. РПД фирмы «MISTRAL» по сравнению с 6-цилиндровым ПД

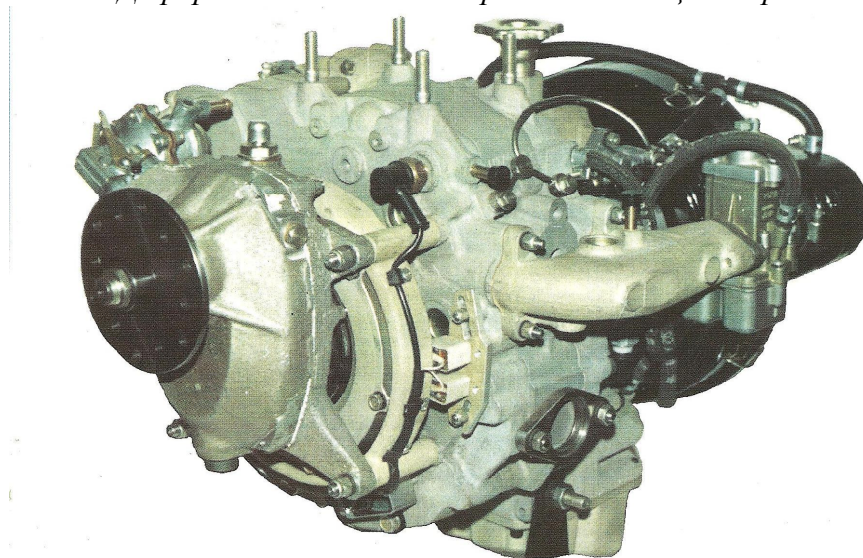


Рис. 4. РПД ВАЗ-1187 СКБ РПД «АВТОВАЗ»

Таблица 2. Перечень двигателей, разработанных СКБ РПД «АВТОВАЗ»

№ п/п	ВАЗ	Кол-во секций	Н л.с.	Применение	Примечание
1	ВАЗ-311	1	70	ВАЗ 21018 (1974-78гг.)	Серийный
2	ВАЗ-311	1	65/6000 об/мин	ВАЗ 21019 (1976г.)	Пробный
3	ВАЗ-411	2	115	ВАЗ 21019 (1978г.)	Серийный
4	ВАЗ-411	2	120	ВАЗ 21059 (1980г.)	Серийный
5	ВАЗ-411-01	2	130	ВАЗ 079 (1992г.)	Серийный
6	ВАЗ-413	2	140	ГАЗ 31028	Серийный
7	ВАЗ-421	2	140	РАФ 2915	Пробный
8	ВАЗ-430	2	270	Самолёт	Пробный
9	ВАЗ-4305	2	210	Самолёт	Пробный
10	ВАЗ-431	3	210	ГАЗ 14; ГАЗ 3102	Единичный
11	ВАЗ-531	3	280	Вертолёт	Пробный
12	ВАЗ-1181	1	45	ПЛМ-40	Пробный
13	ВАЗ-1182	1	45	ВАЗ 1111	Серийный
14	ВАЗ-1184	1	45		Пробный
15	ВАЗ-1185	1	42/6000 об/мин	ВАЗ 1111	Мелкосерийный
16	ВАЗ-1187(Ф)	1x386	45	Сверхлёгкий самолёт-1991-95гг.	Пробный
17	ВАЗ-3181	1	80		Пробный
18	ВАЗ-4132	1	110	ВАЗ 21079; ВАЗ 11059	Пробный
19	ВАЗ-415	2	120-135	1998г. ВАЗ 11059	Единичные
20	ВАЗ-416	2	160	Самолёт и вертолёт (1993-96гг.)	Единичные
21	ВАЗ-426	3	270	Самолёт и вертолёт	Единичные

В НИИ «Мотопром» (Серпухов) разработаны и построены РПД с воздушным и жидкостным охлаждением для тяжёлых мотоциклов «Урал», «Ирбит» мощностью 40...45 л.с.

В ОАО «СКБМ» (вошедшем в ОАО «КУЗНЕЦОВ» в 2010г.) с целью удовлетворения потребностей беспилотной авиации разработан ряд РПД в диапазоне мощностей 8...160 л.с. [3, 4].

Размерность РПД определяется объёмом рабочей камеры, который зависит от четырёх параметров: производящий радиус a , эксцентриситет e , эквидистанта k и ширина секции H . Эти параметры не могут выби-

раться произвольно, поскольку между ними существуют оптимальные соотношения [5].

Исходя из конструктивных соображений и стандартного ряда подшипников, выбраны три типоразмера РПД. На основе этих типоразмеров разработаны проекты десяти двигателей в одно- и двухсекционном использовании при различных частотах вращения (табл. 3).

Мощностной ряд может быть расширен увеличением числа секций и установкой турбонагнетателя. Следует отметить, что установка третьей секции потребует применения составного эксцентрикового вала и введения третьей опоры, что серьёзно усложнит конструкцию модуля двигателя.

Таблица 3. Мощностной ряд проектируемых двигателей

№ п/п	Типоразмер	Кол-во секций	Мощность, л.с.	Частота вращения, об/мин
1	I	1	8	7000
2		1	12	10000
3		2	16	7000
4		2	24	10000
5	II	1	30	7000
6		1	40	9000
7		2	60	7000
8		2	80	9000
9	III	1	70	6000
10		2	160	8000

Конструктивное исполнение РПД во многом определяется выбором способа охлаждения статорной части (которая может быть воздушного и жидкостного охлаждения) и внутренней полости (ротора, вала, подшипников). Охлаждение внутренней полости может выполняться:

- топливной смесью, которая просасывается через внутреннюю полость перед поступлением в рабочую камеру;
- воздухом (с подачей в него дозированного количества масла), который прокачивается вентилятором или просасывается эжектором, работающим на отработавших газах. Возможно совместное применение вентилятора и эжектора;
- маслом с организацией маслосистемы (картер, маслоприёмник, насос, редуктор, фильтр, каналы подачи и слива масла, сапун, заливная горловина, уплотнения, измерители уровня и давления масла).

Последний способ наиболее сложный, дорогостоящий, но обеспечивает минимальный расход масла.

Т.о., возможны 10 вариантов конструктивного исполнения РПД, в зависимости от выбора способа охлаждения.

Двигатели мощностью 8...60 л.с. в одно- и двухсекционном исполнении имеют воздушное охлаждение статора от набегающего потока при полете ЛА или от встроенного вентилятора при использовании РПД в качестве привода электрогенератора при наземном применении.

Использование РПД в подобных изделиях позволяет увеличить годовой объём производства и, следовательно, снизить стоимость двигателей, используемых и для авиационного применения. Применение РПД в компактных переносных изделиях (моторо-электрогенераторы, водопомпы и т.д.) для нужд МЧС и МО позволяет существенно снизить их массу и габариты. Так, замена 4-тактного двигателя GX-160 (Хонда) для привода генератора N= 1 кВт на РПД обеспечила снижение массы изделия вдвое (на 15 кг) с увеличением мощности до 3кВт (рис. 5).

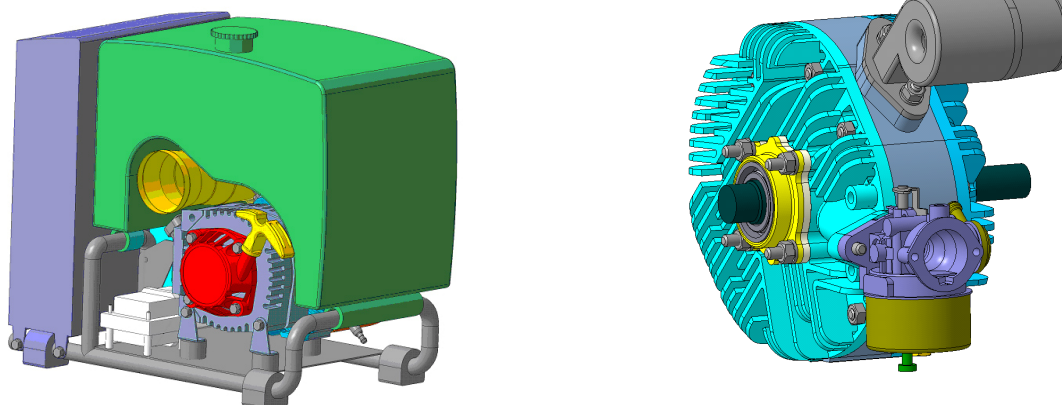


Рис.5. Бензоэлектрогенератор с РПД

Электроагрегат (ёмкость топливного бака 10 л, продолжительность работы при одной заправке 4 ч, габаритные размеры: 357 × 244 × 420 мм, масса 15 кг, удельный объем 0,012 м³/ кВт, удельная мощность 0,2 кВт/кг) включает синхронный трёхфазный генератор с активным ротором (мощность 3 кВт, напряжение 28/230 В) и 4- тактный карбюраторный РПД мощностью 6,1 кВт (частота вращения 7000 об/мин, удельный расход топлива 0,25 кг/л.с.ч) с электронной системой зажигания. Размеры двигателя 99××260×167 мм, масса 5 кг. Объем модуля 3,3л.

Для двигателей мощностью до 30 л.с. охлаждение внутренней полости (ротора и подшипников) выполняется свежим топливным зарядом с добавлением ~ 1% масла, а

для двигателей большой мощности – свежим воздухом с дозированной подачей масла. Прокачка воздуха выполняется подачей вентилятором на входе и отсосом на выходе посредством эжектора, работающего на выпускных газах.

Проект авиационного РПД-160 (рис. 6) разработан в соответствии с запросом ОАО «Туполев» для перспективного ДПЛА. Двигатель двухсекционный с жидкостным охлаждением статорной части и воздушным - внутренней полости. Снабжен одноступенчатым шестерёнчатый редуктором и встроенным генератором мощностью 5 кВт в соответствии с требованием заказчика (табл. 4).

Таблица 4. Параметры РПД-160

№ п/п	Наименование параметра	Значение параметра	Примечание
1	Мощность, кВт/л.с.: - эффективная взлётная -действительная, с учетом отборов на генератор, глушитель, ВП	117,6 (160) 128,7 (175)	
2	Частота вращения вала двигателя (об/мин)	8000	
3	Удельный расход топлива на крейсерском режиме, кг/кВт ч (кг/л.с.ч)	0,3 (0,22)	
4	Редуктор	Шестерёнчатый, одноступенчатый	
5	Передаточное отношение редуктора	3,57	
6	Частота вращения вала винта	2240	Воздушный винт - толкающий
7	Мощность генератора, кВт	5,0	Встроенный, расположен на валу двигателя
8	Система топливопитания	Распределённый впрыск низкого давления	По две форсунки на каждую секцию
9	Система зажигания	Электронная, дублированная, питание 27 В	Без высоковольтных проводов
10	Габаритные размеры (мм), длина × ширина × высота	650×400×400	
11	Сухая масса, кг	60	С генератором, редуктором, выпускной системой, без радиатора

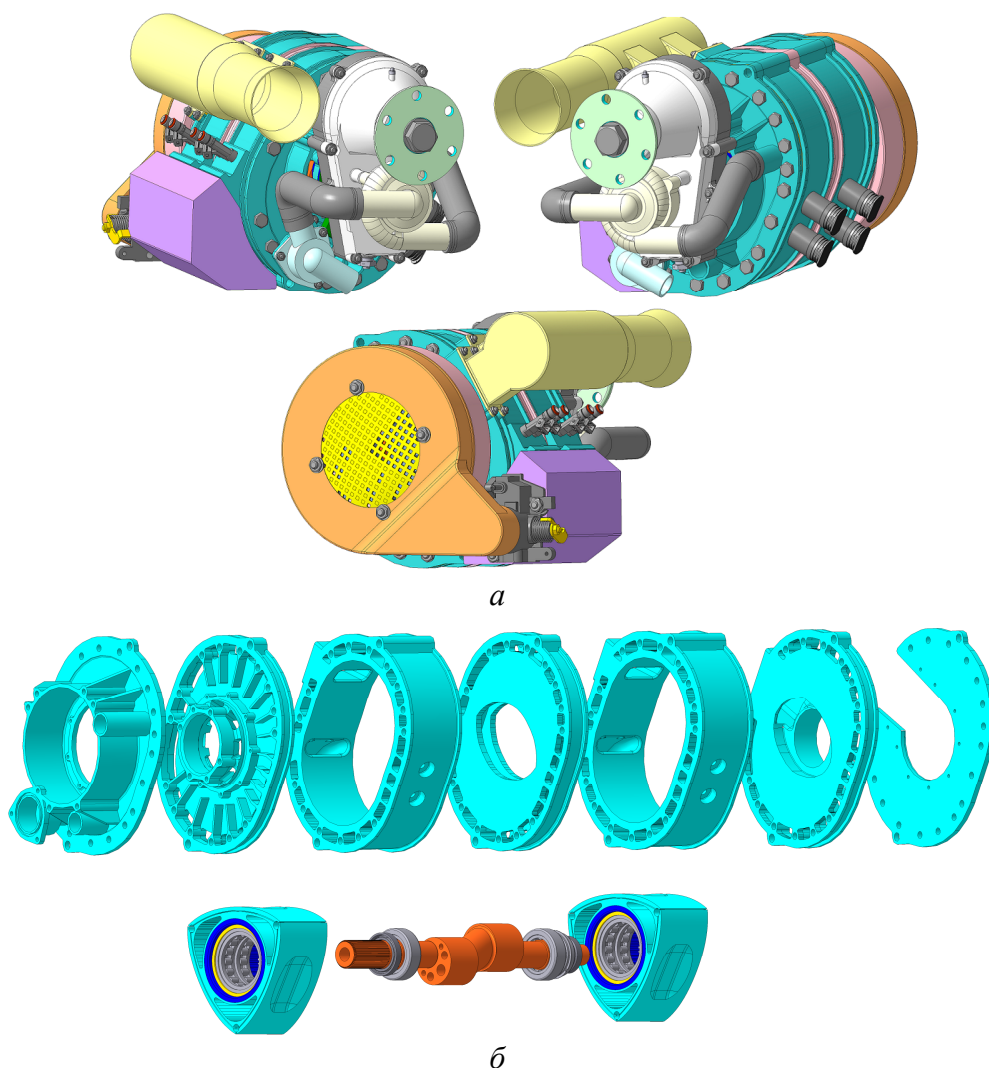


Рис. 6. РПД-160 (Проект): общий вид (а), основные детали модуля (б)

В системе топливоподачи используется распределённый впрыск низкого давления, а в системе зажигания – силовые блоки, установленные на свечах зажигания, что позволяет исключить применение высоковольтных проводов. Впуск воздуха в камеру наполнения выполняется радиальным каналом в корпусе статора, что увеличивает коэффициент наполнения ~ на 15% по сравнению с торцевым входом через боковые крышки. Глушитель шума выпуска отработавших газов конструктивно совмещён с эжектором и закрыт кожухом для ограничения теплового излучения в мотоотсек ЛА (см. рис.6).

Проект выполнен в программе «КОМПАС-3D V9».

Библиографический список

1. Технический отчёт № ТО-229-91ПЛМ. Проведение работ по доводке ПЛМ «Вихрь-40 РПД». - Самара: ОАО «СКБМ», 1991.-10с.

2. Технический отчёт № ТО-176-94ПЛМ. Результаты отработки подвешного лодочного мотора с роторно-поршневым двигателем мощностью 40 л.с. – Самара: ОАО «СКБМ», 1994. – 23 с.

3. Технический отчёт № ТО-166-к-2010. Определение основных параметров РПД для мотогенератора мощностью 3кВт. – Самара: ОАО «СКБМ», 2010. – 34 с.

4. Иванова, К.П. Разработка методики проектирования роторно-поршневого двигателя для вертолётa [Текст]: квалификационная работа магистра / К.П. Иванова. - Самара, 2010. -192 с.

5. Бениович, В.С. Роторно-поршневые двигатели [Текст] / В.С. Бениович, Г.Д. Апазиди, А.М. Бойко. – М.: Машиностроение, 1968. – 151 с.

6. Kenichi Yamamoto. Rotary Engine. Published by Sankaido CO.Ltd. Tokyo- Japan, 1981. – 67 с.

ISSUES OF EVOLUTION OF ROTOR PISTON ENGINES' SUBJECT ABROAD AND IN RUSSIA

© 2011 E. P. Kocherov¹, V. A. Kononov¹, V. V. Okorochkov¹, V. M. Okorochkova², K. P. Ivanova¹

¹JSC KUZNETSOV

² Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov
(National Research University)

The development of small and unmanned aircraft in Russia is hampered by the lack of production of domestic aircraft engines in the power range up to 300 h.p. The main requirement for the aircraft engine is minimal ratio of mass and overall dimensions to output. In a greater degree that is matched by the engines of rotor piston layout.

The intensive work on rotor piston engines is carried out abroad by companies of many countries: Britain (UAV), USA (Freedom Motors), Austria (Austro engine) etc.

In Russia, at JSC SKBM the works on rotor piston engines were conducted for outboard motor application in co-operation with Rotor Piston Engines Design Bureau of AVTOVAZ.

For the satisfaction of needs for small and unmanned aircraft a project of creation of rotor piston engines in the power range of 8-160 h.p. was developed.

Rotor, stator, module; cooling, ignition, fuel supply systems.

Информация об авторах

Кочеров Евгений Павлович, кандидат технических наук, генеральный конструктор ОАО «КУЗНЕЦОВ». E-mail: osnova@motor-s.ru. Область научных интересов: конструкция и прочность элементов авиационных двигателей.

Кононов Валерий Александрович, главный специалист ОКБ Инженерного центра ОАО «КУЗНЕЦОВ». E-mail: osnova@motor-s.ru. Область научных интересов: двигателестроение.

Окорочков Владислав Владимирович, начальник отдела поршневых двигателей ОКБ Инженерного центра ОАО «КУЗНЕЦОВ». E-mail: osnova@motor-s.ru. Область научных интересов: двигателестроение.

Окорочкова Валентина Михайловна, кандидат технических наук, доцент кафедры «Теория двигателей летательных аппаратов», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: nauka@ssau.ru. Область научных интересов: двигателестроение.

Иванова Кристина Петровна, магистр, инженер ОКБ Инженерного центра ОАО «КУЗНЕЦОВ». E-mail: kamara-1985@mail.ru. Область научных интересов: двигателестроение.

Kocherov Evgeny Pavlovitch, candidate of technical sciences, General Designer, JSC KUZNETSOV. E-mail: osnova@motor-s.ru. Area of research: structure and strength of elements of aircraft engines

Kononov Valery Alexandrovitch, Chief specialist of Design Bureau of Engineering Center, JSC KUZNETSOV. E-mail: osnova@motor-s.ru. Area of research: engine building.

Okorochkov Vladislav Vladimirovitch, Head of rotary piston engine department of Engineering Center, JSC KUZNETSOV. E-mail: osnova@motor-s.ru. Area of research: engine building.

Okorochkova Valentina Mikhailovna, candidate of technical sciences, associate professor of Department of aircraft engines theory, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: nauka@ssau.ru. Area of research: engine building.

Ivanova Kristina Petrovna, master, engineer of Design Bureau of Engineering Center, JSC KUZNETSOV. E-mail: kamara-1985@mail.ru. Area of research: engine building.