



118 Отдельный учебный центр специального назначения

Доклад

Отечественные технологии – отечественному двигателестроению.

г. Москва

03 октября 2017 г.

Докладчики: Денисенко Юрий Николаевич

Седунов Игорь Петрович

Освоение новых рубежей в малой авиации, целиком и полностью зависит от технических характеристик летательных аппаратов, степень совершенства которых определяется в основном за счет заявленной мощности, веса и экономичности силовых установок.

Применение прогрессивных технологий целесообразно проводить на основе взвешенных инженерных решений, начиная с рационального использования новейших композиционных материалов, широкого применения электроники в оптимизации параметров рабочего процесса двигателя, удачных компоновочных решений силового механизма, его вспомогательных систем и навесных агрегатов.

Кто и на какой базе будет производить авиационные двигатели для малой и региональной авиации, дело ближайшего будущего, а вот какие двигатели нужны и в каком количестве, в этом вопросе нужно разбираться более предметно. Для начала нужно определиться в приоритетах, есть ли смысл вернуться к проверенным схемным решениям, и возродить, к

примеру, такие двигатели, как М14-П или АШ-62, или идти путем конвертации автомобильных ДВС, переоборудуя их в авиадвигатели. В первом случае сразу встает вопрос, но ведь производство поршневых двигателей для малой авиации в РФ давно и полностью утрачено, технологии на основе которых они выпускались, безнадежно устарели, кадровые ресурсы потеряны, профильные производства исчезли - остается ориентироваться только на зарубежные аналоги, а они дороги, а в случае введения санкций могут стать недоступными.

Если сориентироваться на конвертацию автомобильных ДВС, то количество необходимых доработок столь велико, что легче спроектировать и изготовить новый авиадвигатель, произведя для него в полном объеме оснастку, и выпускать необходимыми сериями.

Наибольшее количество предложений по развитию отрасли, как раз и ориентируются на организацию производств, на основе проверенных кинематических схем, но с новой технологической платформой. Предлагается широкое использование композиционных и керамических материалов. В меньшей степени поступают предложения по реализации новых термодинамических циклов, оригинальных кинематических схем силового механизма, новых систем управления двигателями и практически нет ни одного предложения по альтернативным схемам топливоподачи, кроме широко разрекламированной системы топливоподачи аккумуляторного типа - «Common Rail».

Говоря о кинематических схемах силовых механизмов, нельзя не сказать, что определенная часть изобретателей видит выход в возрождении поршневой авиации на базе бесшатунного силового механизма Баландина. Некогда заявленные Баландиным высокие литровые мощности до сих пор привлекают к себе внимание некоторых исследователей, однако улучшенные показатели этого типа двигателя получаются не за счет оригинальной компоновки бесшатунного силового механизма, а исключительно, за счет применения в ранее построенных образцах, сверхвысокого наддува. Снижение потерь на трение поршней в этом двигателе путем переноса пары трения поршень-гильза в картер двигателя, или даже полное его устранение, в лучшем случае, даст прибавку по топливной экономичности в 1.5%, ибо трение на тронке поршневого двигателя в общем балансе механических потерь составляет не более 7%.

Поршневые двигатели с компрессорным впрыском на основе разработок фирмы Юнкерса (серия двигателей «ЮМО»), разработки фирмы «Орбитал», и их последователей, можно рассматривать лишь как экзотику, по той причине, что к существующей системе впрыска топлива, добавляется компрессор и система искрового зажигания.

Распространение газотурбинных двигателей для малой авиации ограничено, так как их цена на порядок выше стоимости поршневых машин, выше и расход топлива. Так например, на мощности в 100 кВт, потребление горючего в пять раз выше чем у дизельной силовой установки. До отметки в 1000 - 1500 кВт, дизельный цикл уверенно сохраняет лидирующее положение, разница в расходе топлива конечно сокращается, но остается еще весьма и весьма существенной, обеспечивая от 70 до 100% экономии топлива.

Двигатель с воспламенением от сжатия - дизель, это наиболее перспективное направление для малой авиации. Единственное препятствие, которое тормозит их применение - вес, который в приложении к авиации перечеркивает все его преимущества. Есть конечно отдельные примеры успешного исполнения строительства авиационных дизелей зарубежными партнерами, к примеру, дизельные двигатели фирмы «Thielert» (конверсия автомобильных двигателей), производства Германии. Которые к слову сказать, из-за высокой стоимости, не имеют устойчивого спроса и на собственном рынке.

Кроме поршневых схем, есть еще один класс двигателей, который в последнее время довольно успешно «отвоевывает небо», речь идет о роторно-поршневых двигателях по схеме Ванкеля (далее - РПД). Их распространение не останавливало даже то, что они имели довольно большое количество недостатков. Назовем лишь некоторые из них:

- Крайне неэффективная форма камеры сгорания, приводящая к растягиванию процесса горения газа далеко за пределы рабочего объема. Выпускные газы, на так называемой фазе «перекрывания клапанов» в большом количестве перетекают через камеру сгорания во впускной коллектор, снижая общий коэффициент наполнения двигателя рабочей смесью (у них высокий коэффициент остаточных газов);
- Проблемы с охлаждением ротора, т. к. он охлаждается (в основном) маслом, имеющим низкую теплопроводность, и теплоёмкость. В РПД отвод тепла не производится посредством уплотнений, в той мере, как это делается в поршневых двигателях;
- Проблемы с уплотнением камеры сгорания;
- Проблемы со смазкой радиальных уплотнений;
- Прорыв газов через камеру установки свечей;

- Набивание поперечных борозд на поверхности статора от работы уплотнений, посредством работы на режимах, близких к резонансным частотам.

Представленный список нерешенных проблем далеко не полный, сюда можно добавить, что в существующих вариантах РПД:

- Не продуманно выбраны материалы корпуса и ротора;
- Не рационально спроектированы системы охлаждения, смазки, впускная и выпускная системы, фазы газораспределения, торцевые и радиальные уплотнения;
- Требуется полного пересмотра система отбора мощности, система синхронизации, уравнивания и подвеса роторов, между роторами отсутствуют промежуточные опоры и т. д..

И наконец, за 80 лет существования этого двигателя, так и не найдена возможность осуществления дизельного рабочего процесса в одноступенчатом варианте исполнения РПД.

В силу не всех названных обстоятельств, большинство РПД имеет высокий удельный расход топлива, и ниже чем до 310 - 500 грамм на кВт. опустить его не удастся. Несмотря на массу недостатков, РПД на рынке авиационных силовых установок привлекает к себе все большее внимание.

Значительное снижение эксплуатационных расходов, возможно только освоением двигателя с самовоспламенением от сжатия, с потреблением дизельного топлива или керосина. Дизельное топливо, это самое распространенное топливо на всем постсоветском пространстве, на нем работают все локальные источники энергии, оно завозится во все уголки нашей необъятной страны. Кроме этого, дизельный цикл, среди других тепловых циклов лидирует по топливной экономичности, нам остается подобрать к нему схему отбора мощности, и как бонус – надежную топливную аппаратуру.

Главное условие нашего выбора - Максимальная мощность при минимальном расходе топлива, и наименьшем удельном весе силового агрегата.

И эта цель достижима в двух вариантах кинематических схем:

1. В ее основе лежит двухтактный поршневой дизельный двигатель, отстроенный по схеме с противоположно-движущимися поршнями (далее - ПДП). Наиболее удачным вариантом можно признать двигатель с переменной степенью сжатия аксиально-поршневой схемы, или двигатель с косой шейкой (патент РФ 2128293), авторов из Уфы: Кусимова С. Т., Жернакова В. С., Ильясова Б. Г., и др..

Объединение данной компоновки с дизельным рабочим процессом позволит снизить удельный вес силового агрегата до уровня 0.7 - 0.8 кг/л.с..

2. Он нам представляется наиболее интересным, это использование роторно - поршневых двигателей по схеме Ванкеля (РПД) работающих по дизельному циклу, в камере с одноступенчатым сжатием. В случае устранения основных конструктивных просчетов двигателей предыдущих поколений, реальный вес РПД останется в достигнутых пределах, на уровне 0.55-0.75 кг/л.с..

В обоих приведенных нами случаях, неременным условием для создания дизельного авиационного двигателя должен являться комплекс мер, который включает в себя:

- **высокоэффективный рабочий процесс;**
- **конструкцию и компоновку мотора с минимальным весом и габаритами;**
- **комплект топливной аппаратуры;**
- **новую систему управления.**

К настоящему моменту по обсуждаемой тематике существуют значительные по объему технологические заделы, часть из которых будет нами частично раскрыта и описана ниже. Как пример, были разработаны и изготовлены различные варианты двигателей с изобарным рабочим процессом (патент РФ № 2491429), отработка режимов работы проводилась на вихрекамерных дизелях, и в двигателях, с камерами в поршне.

Были исследованы рабочие процессы с геометрическими степенями сжатия: 37, 38, 50, и 54 единицы, которые позволили получить новые зависимости политроп сжатия и расширения рабочего процесса, что в свою очередь позволило уточнить условия задержки самовоспламенения и характер тепловыделения в цикле и т. д. (<https://journal.gumrf.ru/issue/21>).

Под условия рабочего процесса были разработаны и изготовлены принципиально новые:

- **топливный насос высокого давления (далее - ТНВД) с десмодромным (принудительным) приводом плунжерных, пар на базе рядного двухречного механического насоса (Рис. 1, 2);**
- **электронный блок управления (далее - ЭБУ);**
- **и так называемые струнные форсунки (Рис. 3, 4).**



Рис. 1



Рис. 2

О размере последних можно судить по лежащей на переднем плане свече зажигания (от бензинового мотора). И это не предел, при необходимости, диаметр топливных форсунок может быть сокращен еще, как минимум вдвое.

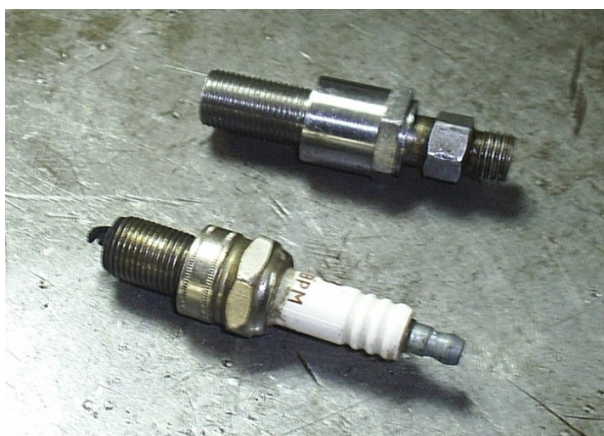


Рис. 3



Рис. 4

Кроме того, конструкция струнной форсунки такова (Рис. 3, 4), что она не имеет ограничения по предельным давлениям впрыскиваемого топлива. Форсунка может быть затянута, как на открытие по впрыску в 1000 бар, и также легко перезатянута под давление впрыска 10000 бар.

ТНВД с десмодромным приводом испытывался до 8000 оборотов в минуту, до того момента, когда топливо перестало засасываться в надплунжерное пространство. При этом, благодаря форсункам, во всем частотном диапазоне оборотов ТНВД удалось устранить волновые явления в трубках высокого давления (Рис. 5), которые как правило чаще всего, и лимитируют предельные обороты, развиваемые двигателем. Дальнейшее увеличение оборотов ТНВД требует установки второго, последовательно установленного подкачивающего насоса.

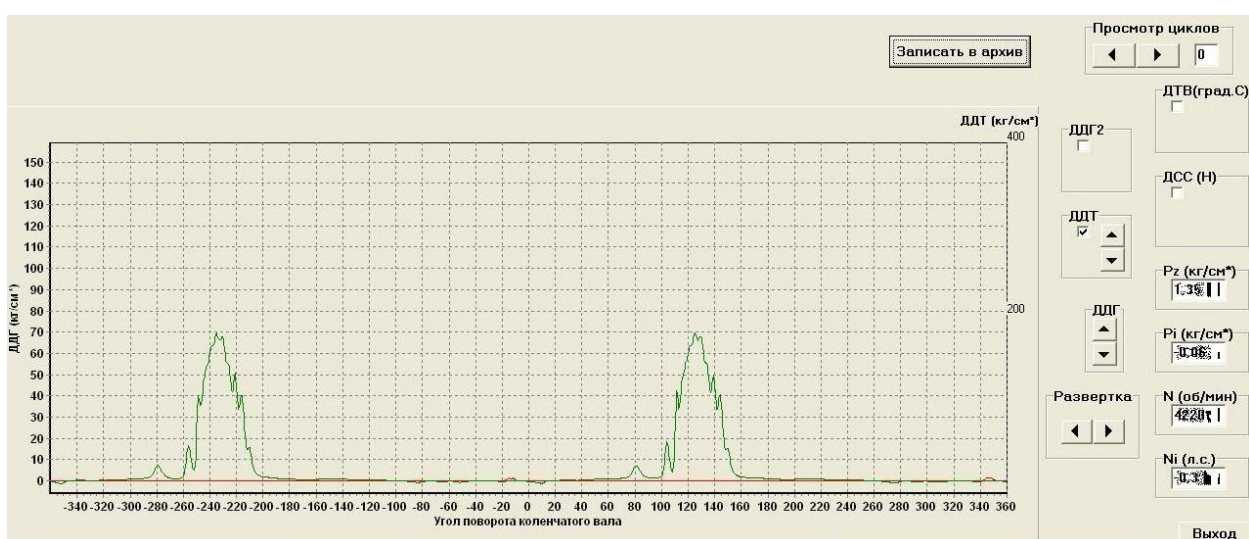


Рис. 5

По применению, рядный электромеханический ТНВД и струнные форсунки, способны обслуживать, как четырехтактный, так и двухтактный тип дизелей.

Конструктивно, цикловые подачи ограничиваются отсечкой топлива одновременно, как по началу, так и по концу топливоподачи - для каждой плунжерной пары этот процесс происходит индивидуально. Независимость работы отдельно взятой плунжерной пары от соседних плунжерных пар обеспечивают миниатюрные сервоприводы (цена вопроса - два сервопривода обслуживают одну плунжерную пару, а цена такого привода - сто рублей за штуку). И если комплект топливной аппаратуры с электронным впрыском от «Common Rail» обойдется не менее 195000 руб. (EURO-5), то стоимость спроектированного нами электромеханического насоса с индивидуальным электронным управлением плунжерных пар обойдется, при серийном производстве, значительно дешевле – 68000 - 75000 руб. (EURO-5). Режим регулирования топливоподачи допускает впрыск любого количества топлива на произвольном отрезке индикаторной кривой с нулевым разбросом

цикловых подач по цилиндрам, точно также, как и в системах с «Common Rail». Для справки, для механических ТНВД в ГОСТ заложена неравномерность топливоподачи по цилиндрам от 6 до 35%, и надо сказать, что выпускаемые сегодня ТНВД не укладываются даже в эти показатели.

Вместе с тем, у механических систем, в отличие от «Common Rail», есть одно неоспоримое преимущество, их невозможно отключить при отказе управляющей электроники, а для летательного аппарата это важнейший показатель выживаемости. Если текущее положение «рейки топливного насоса» не изменится, двигатель останется работать в режиме, в котором он находился в момент выхода из строя управляющей электроники, и будет продолжать работать до тех пор, пока в баках есть топливо.

Основные конструктивные изменения спроектированного нами электромеханического ТНВД заключается в том, что у него удалены механический регулятор по нагрузке и приводная шестерня со встроенным в нее центробежным регулятором (Рис. 6), и установлен набор сервоприводов

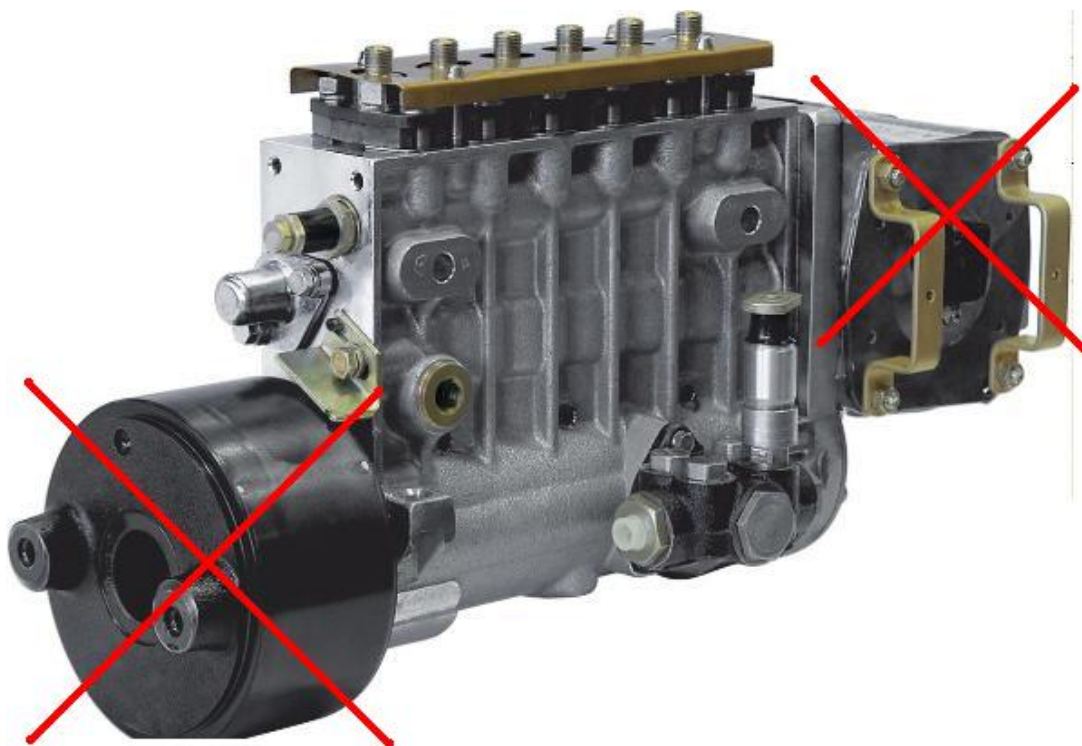


Рис. 6

(Рис. 9, 10), позиционирование которых осуществляет электронный блок управления. Задача блока управления задавать ширину сектора впрыска топлива, с погрешностью по углу, не превышающим одного-двух градусов.

Если шире посмотреть на рабочие процессы, которые развиваются благодаря той или иной системе топливоподачи, отмечаем, что на рабочем

также они сильно влияют на характер тепловыделения. Благодаря индицированию рабочего процесса можно оценить влияние впрыска топлива на индикаторные показатели дизельного двигателя, как с аккумуляторной системой топливоподачи типа «Common Rail» (Рис. 7) так и с двигателем, работу которого обеспечивает механический насос (Рис. 8). Сравнивая эти два двигателя, можно заметить, что рабочий процесс казался бы «одинаковых» дизельных циклов существенно отличаются. Для примера, на (Рис. 7) представлена одна из наиболее характерных индикаторных кривых распределения давления в камере сгорания двигателя фирмы «Ивеко» (M1Ф), в этом двигателе применяется трехточечный впрыск топлива по системе «Common Rail».

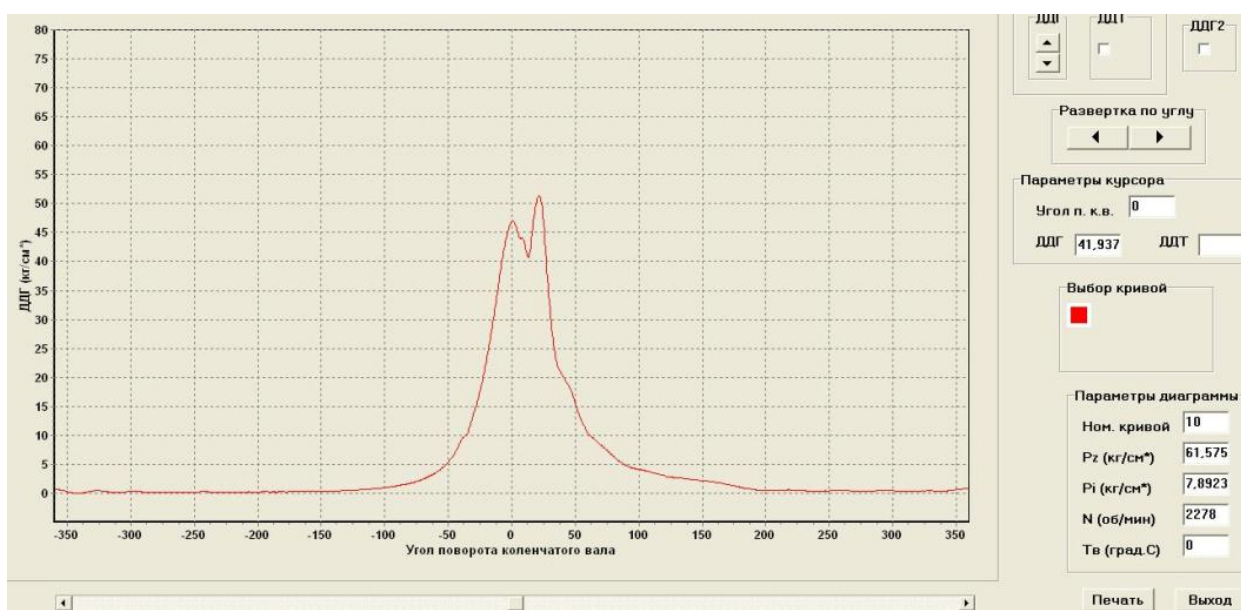


Рис. 7

В этом случае основная фаза впрыска разбивается на два подвпрыска и подается в камеру сгорания вблизи верхней мертвой точки (далее - ВМТ), третий подвпрыск (едва заметный подвпрыск давления в начале такта сжатия) обозначен в виде пилотной дозы на линии сжатия, в его функцию входит разогрев цикла на период прогрева двигателя, после же достижения двигателем рабочей температуры он отключается. Оставшиеся два подвпрыска на индикаторной диаграмме оставляют характерный след в виде двух острых пиков от всплесков давления. Чтобы уменьшить высоту пиков, приводящие к пульсации давления в камере сгорания, в момент наивысших нагрузок, надо увеличить количество подвпрысков, раздробив их на более мелкие порции. Это возможно, но подобный шаг приводит к значительному росту стоимости и без того, дорогостоящей системы топливоподачи. На этом фоне, дешевый и «морально устаревший» механический насос обеспечивает почти идеальную характеристику тепловыделения (Рис. 8). Здесь необходимо дать пояснения, дело в том, что низкая топливная экономичность двигателей

с механическими насосами, связана с тем, что у них очень большой разброс цикловых подач по углу поворота коленчатого вала, достигающий $\pm 15^\circ$, плюс, значительная неравномерность топливоподачи между секциями. Глядя на (Рис. 8) отмечаем, что верхняя кривая на диаграмме отображает давление газов в камере сгорания по углу поворота коленчатого вала (левая вертикальная шкала), а нижняя кривая показывает давление топлива на срезе форсунки на момент топливоподачи (правая вертикальная шкала). На нижней кривой представленной индикаторной диаграммы как раз хорошо просматривается этап затухания волны давления топлива в нагнетательном трубопроводе, уже после активной фазы впрыска, когда запорная игла распылителя на форсунке уже закрылась.

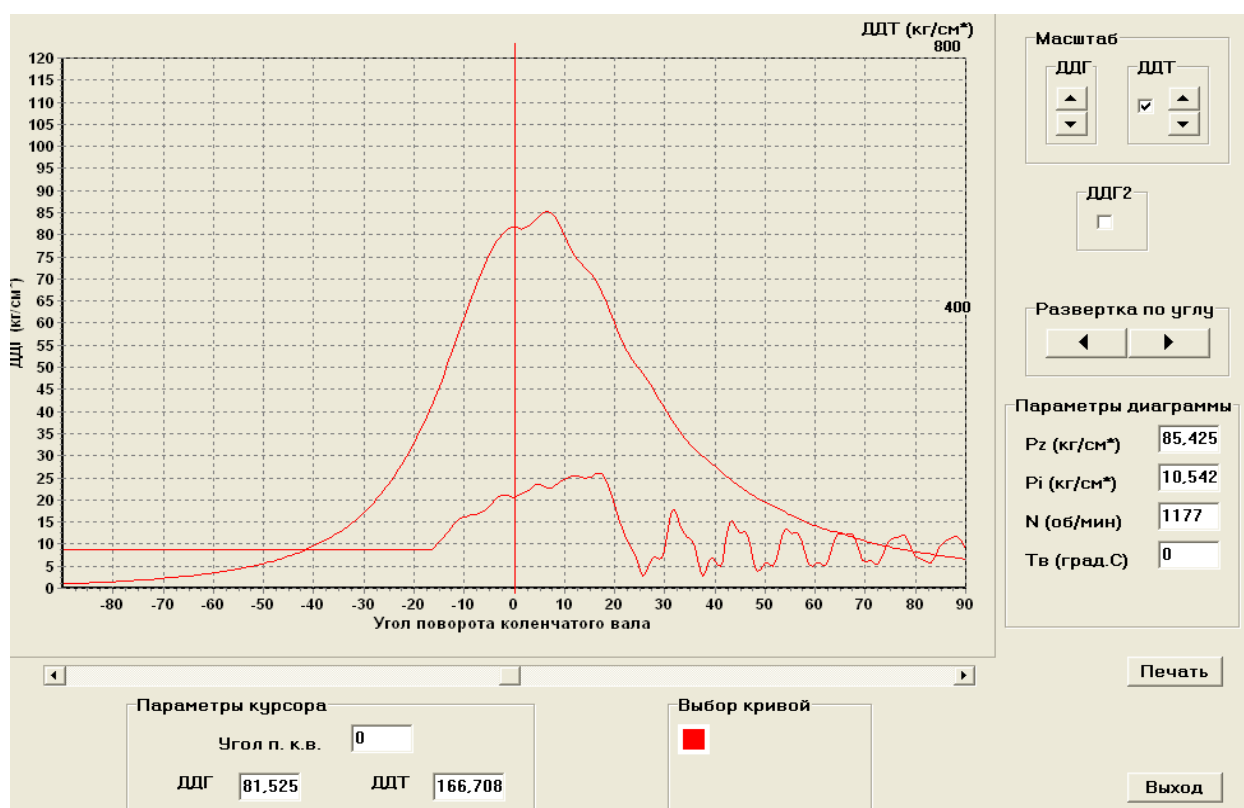


Рис. 8

Таким образом, мы подошли к необходимости создания (сотворения) авиационного дизельного двигателя:

- С уже наработанной под него концепцией рабочего процесса;
- ТНВД обеспечивающим десмодромный привод плунжерных пар (Рис. 9, 10);
- Малогабаритными форсунками высокого давления;
- Электронным блоком управления. Отвечающим за ширину угла топливоподачи путем изменения отсечки по началу и по концу подачи топлива (или по ходу или против угла поворота приводного вала ТНВД). Регулирование фаз газораспределения производится встроенными в ТНВД сервоприводами.

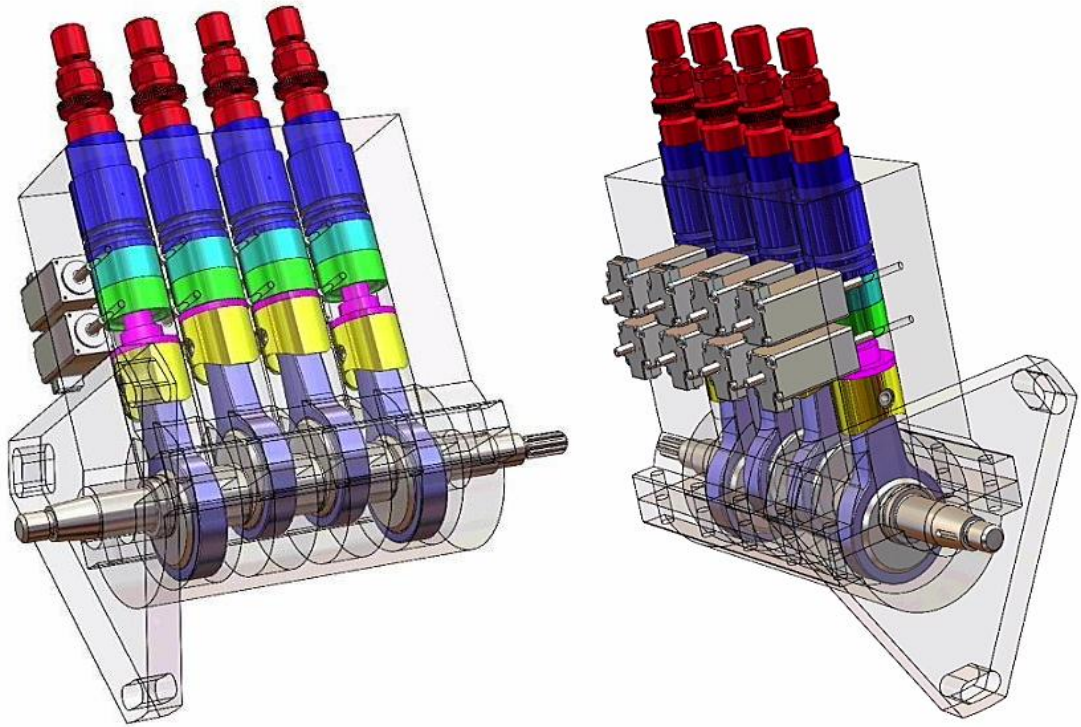


Рис. 9

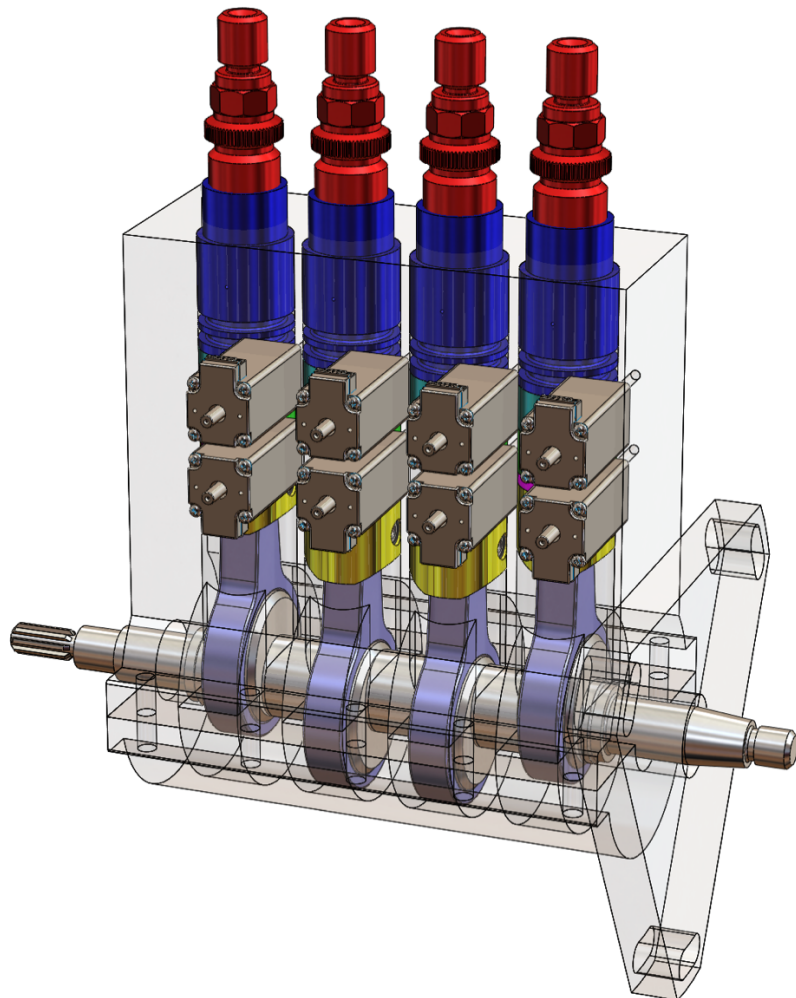


Рис. 10

Электронный блок управления (далее - ЭБУ) имеет стандартные датчики: ДМРВ, датчик давления воздуха (высотная коррекция), датчик температуры, датчик положения акселератора, датчик оборотов. ЭБУ работает по топливным картам, получаемым при стендовых испытаниях двигателя с контролем выхлопа. Блок управления позволяет поддерживать заданные обороты при изменении нагрузки с оптимальными углами тепловыделения на всем участке сгорания. Сделаем небольшое уточнение, топливная аппаратура данного класса обеспечивает работоспособность, всех без исключения типов дизельных двигателей, и поршневых (2-х и 4-х тактных) и роторных.

Минимальный вес и максимальная мощность, наиболее полно отражены в конструкциях роторно-поршневых двигателей, этому направлению мы и отдаем свое предпочтение. Тем самым полагая, что проект РПД полностью соответствует концепции перспективного двигателя, и весьма рационально komponуется с ТНВД, имеющим те же обороты, что и вал отбора мощности РПД. Возвращаясь к ТНВД, замечаем, что благодаря увеличенной вдвое частоте вращения валика ТНВД, даже синусоидальный характер движения плунжера, обеспечивает вполне удовлетворительную скорость тепловыделения в цикле - параметр dx/df . По кинематике, двухсекционному РПД требуется двухсекционный ТНВД, две форсунки, и четыре сервопривода. Разработан также вариант установки двух форсунок с раздельным циклом в одну секцию, дополнительная форсунка впрыскивает небольшую дозу топлива на поверхность трения - трохойду (аналогично впрыску пилотной дозы поршневых двигателей с системой «Common Rail»), этим обеспечивается бесперебойный режим смазки радиального уплотнения (апекса). Смазав зону скольжения апекса, эта часть топлива выгорает вместе с основным зарядом.

В рамках предложенной концепции на базе РПД целесообразно создать линейку авиадвигателей.

Для этих целей нами разработан и изготовлен прототип одноступенчатого дизельного варианта роторного двигателя по схеме Ванкеля (Рис. 11).

В результате работ над которым:

- решены проблемы герметичности рабочих отсеков, в особенности при работе на малых оборотах;
- устранены недоработки с охлаждением ротора;
- впрыск и сгорание дизельного топлива производится в камеру, в которой факел топлива, вплоть до своего полного окисления не касается стенок ротора и статора.

В РПД впервые, за все время его существования реализовывается концепция объемного смесеобразования и сгорания. Что не может не

сказаться в лучшую сторону на его топливной экономичности. На (Рис. 12) приведен «разрез» поршня судового дизеля с камерой сгорания типа «Гессельман». Этот тип камеры сгорания обеспечивает самый экономичный рабочий процесс в дизельных двигателях. Как видно по фрагменту скоростной съемки, разрез камеры сгорания соответствует профилю камеры сгорания, разработанной для РПД.

Таким образом, на основании проведенных научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ и полученным экспериментальным данным, после оптимизации рабочего процесса, авиационный дизельный РПД должен выйти на показатели расхода топлива 190 г./кВт. (144-148 г./л.с.).



Рис. 11

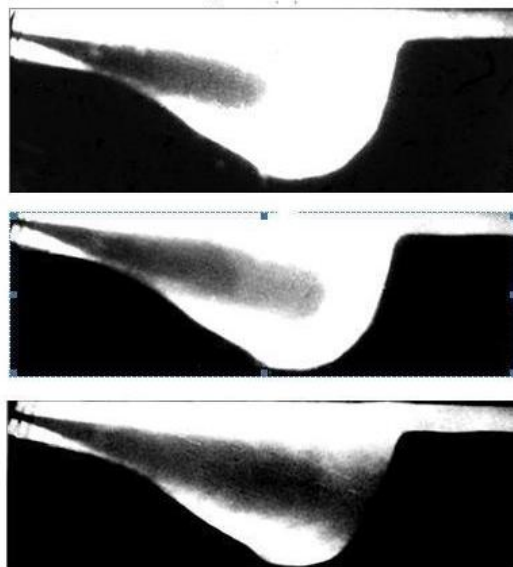


Рис. 12 Положение топливных факелов в момент охвата пламенем

Смещение камеры сгорания вперед по ходу вращения, уже не допускает перетекание газов из выпускного канала во впускной коллектор, и обратно.

Дизельный цикл увеличивает крутящий момент от нуля до максимума во всем частотном диапазоне оборотов двигателя, начиная с оборотов холостого хода. В нем нет необходимости выходить на частоты оборотов выходного вала, где требуется установка редуктора. В свою очередь, бензиновые РПД начинают показывать высокие крутящие моменты выше отметки в 5000 - 6000 оборотов выходного вала, т. е. на тех оборотах, где уже требуется редуцирование. При этом, их минимальный расход топлива даже на номинальных режимах составляет не менее 326 – 420 г./кВт. (250 - 310 г./л.с.), а на других режимах, он существенно выше. Также следует учитывать, что дизельный цикл существенно отличается по тепловому

балансу от своего бензинового конкурента, в нём, в систему охлаждения отводится (всего) от 12 до 20% теплоты, тогда как в бензиновых моторах, потери в системе охлаждения значительно выше, около 40%.

Неоспоримым преимуществом РПД является возможность его изготовления по модульной схеме, с числом типовых модулей от одного до шести, где на общем шлицевом вале можно компоновать любое количество секций, и в случае разрушения одной из них, ротор срежет на своем участке шлицевые зубья и остановится, а остальные секции будут продолжать работать. Система смазки ротора, вместо привычного картера и маслососа легко компонуется с вентилятором, нагнетающим воздух с парами масла сквозь роторы, с последующим осаждением масла на хонинговальной сетке трущихся деталей.

На наш взгляд, наиболее рациональный сектор мощностей РПД для нужд малой авиации, это две мощностные линейки:

- первая, от 50 до 300 л. с., с шагом в 50 единиц;
- вторая, от 250 до 1500 л. с., с шагом в 250 единиц.

Во втором случае, две секции, это - 500 л. с., четыре секции - 1000 л. с., а шесть секций, уже - 1500 л. с..

Нечто подобное, в плане камеры сгорания, уже давно реализовано фирмой «RPI» (Рис. 13, 14, 16), однако в предлагаемой американцами концепции недостаточно проработаны элементы камеры сгорания, что не обеспечивает требуемый механизм тепловыделения. Тем не менее, серия двигателей моделей (Рис. 14):

- 2116R - 736 кВт. (1000 л. с.);
- 4231R - 1491 кВт. (2000 л. с.);
- 6347R - 2237 кВт. (3000 л. с.);

по экономичности сумела преодолеть планку расхода топлива в 238 г./кВт. (175 г./л.с.).



Рис. 13



Рис. 14

Хорошая экономичность была достигнута благодаря двойной системе зажигания – топливный факел, составленный из дизельного топлива или керосина не в состоянии самовоспламениться, поэтому он поджигается электронной системой зажигания, работа которой ничем не отличается от систем поджига бензина в двигателях легкого топлива (Рис. 17, 18, 19).

PERFORMANCE AND BRIEF SPECIFICATIONS FOR MODEL 2116R

2-rotor engine

Displacement – 11.6L (700 in.³)

Weight – 986 kg (2174 lb.) Dry

Rated power – 746 kW
(1000 bhp) (at 38°C or
100°F and 100 kPa or
29.56 in Hg, zero inlet and
exhaust losses)

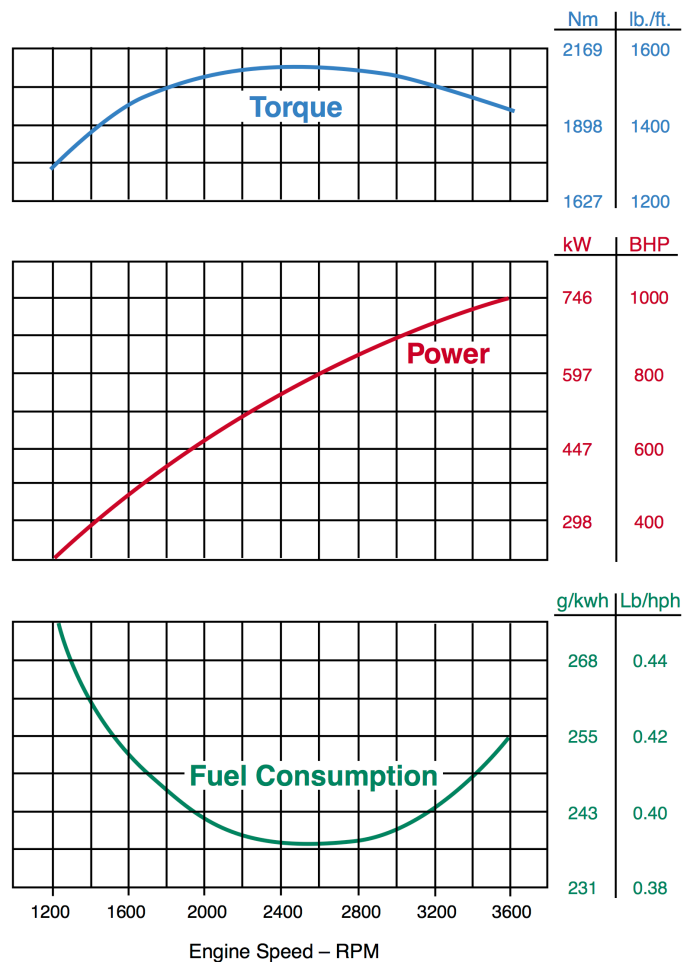
Rated speed – 3600 rpm

Injection – direct

Ignition – spark

Fuel – multiple fuel use
(includes gasoline, JP-5,
JP-8, Jet A, No. 1 and
No. 2 diesel fuel)

Rotation – counterclockwise
when viewed from
flywheel end of engine



- For multi-rotor versions, power and torque increase in proportion to the number of rotors. Specific fuel consumption is the same.

Рис. 15 Графики крутящих моментов, и расхода топлива.

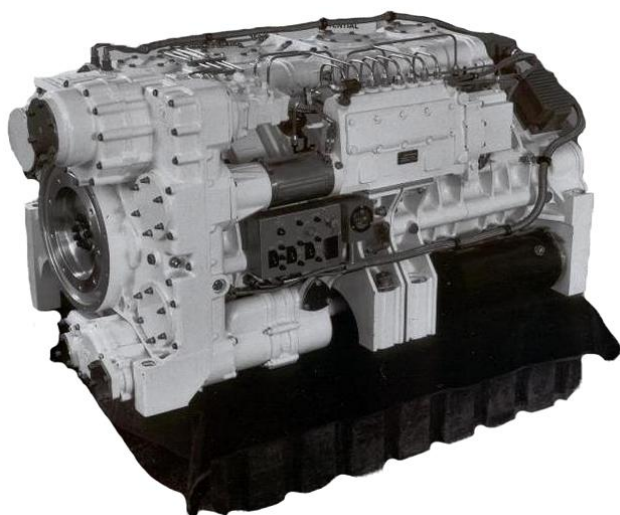


Рис. 16



Рис. 17

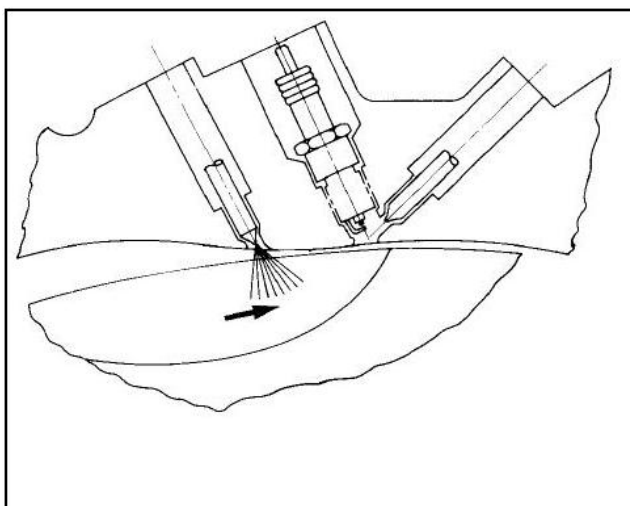


Рис. 18

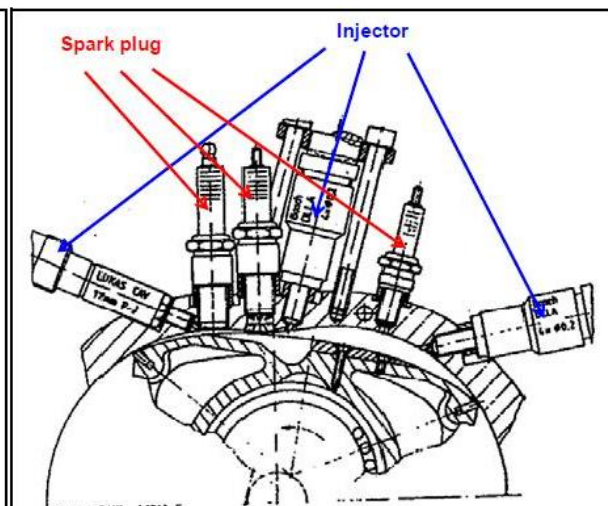


Рис. 19

Для поддержания стабильности развития рабочего процесса, электронная система зажигания всегда дополняет самовоспламеняющийся факел топлива, даже после прогрева двигателя, и выхода его на тепловой режим, соответствующий прогретому двигателю.

В Германии, фирма «Supertek» (Рис. 20) также попыталась создать РПД работающим по дизельному циклу, однако разработчики пришли к выводу, что двигатель требует доработки, и руководство компании принудительно обанкротили фирму, перенеся доработку рабочего процесса в один из профильных университетов.

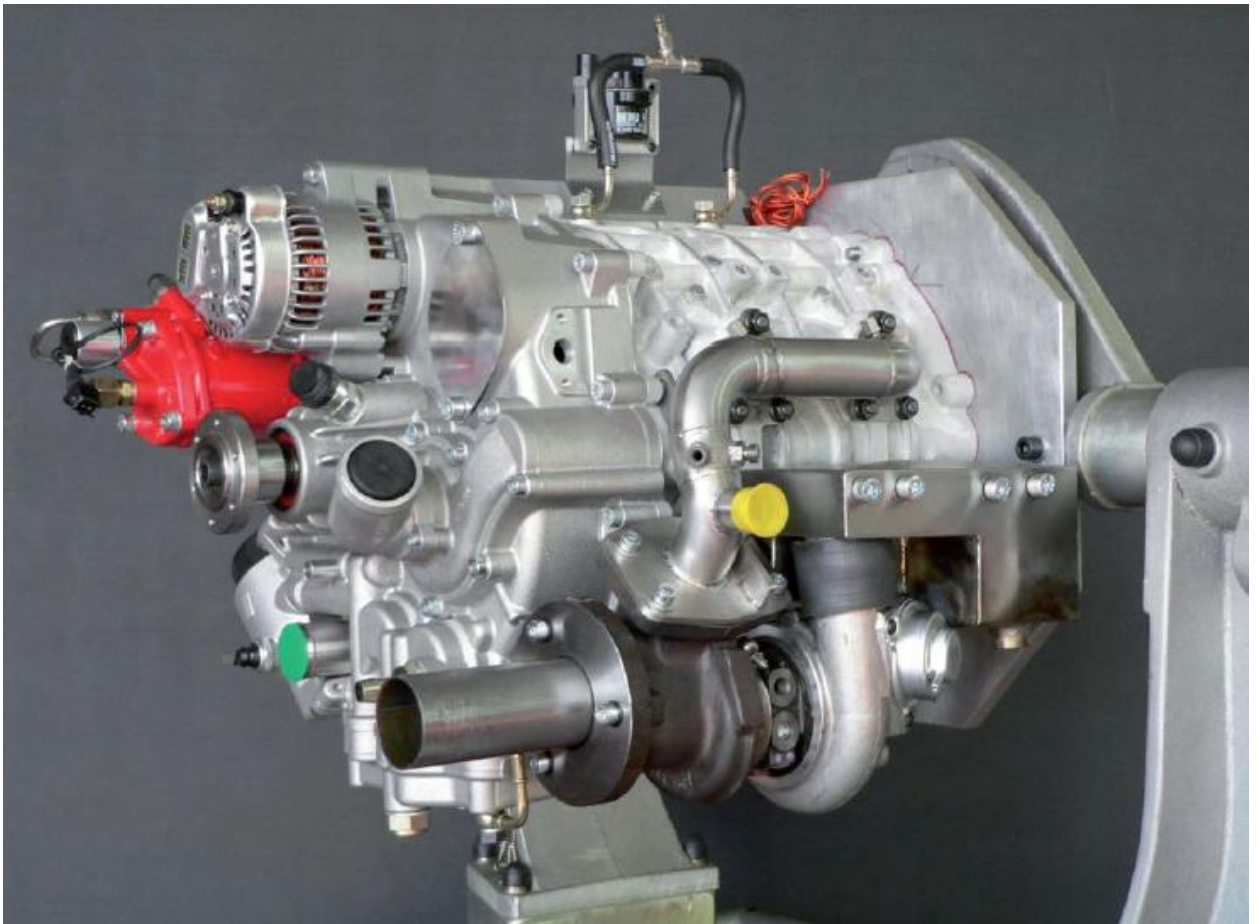


Рис. 20

В разделе маломощных бензиновых РПД есть множество зарубежных аналогов, осветим лишь некоторые из последних моделей:

Двигатель компании «Rorton» (Рис. 21, 22)

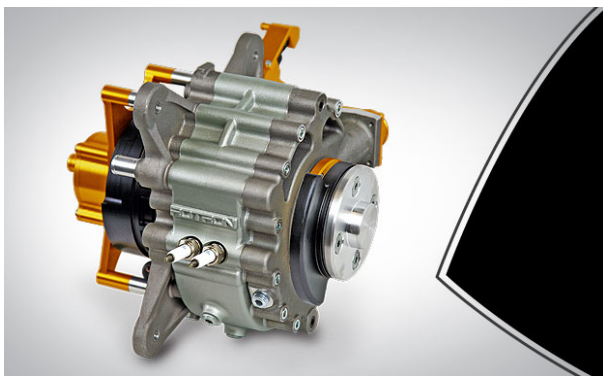


Рис. 21

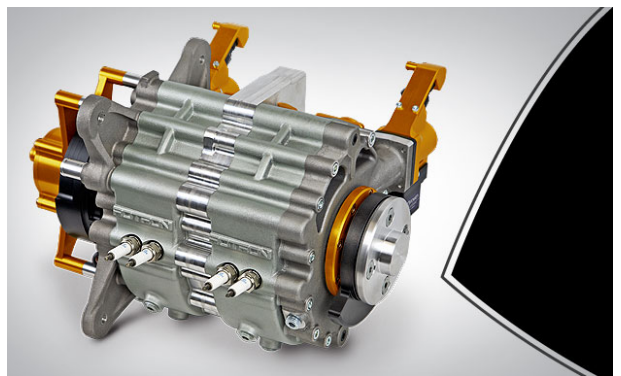


Рис. 22

Двигатель компании «Rotamax» (Рис. 23, 24, 25), новые технологии позволили создать из него конкурентоспособный продукт



Рис. 23



Рис. 24

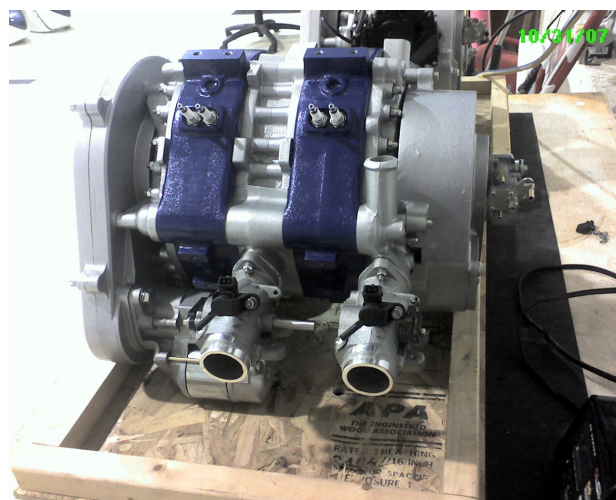


Рис. 25

В числе производителей РПД все чаще выступают небольшие компании (Рис. 26, 27) (<http://www.geiger-motor.de/motoren/>).



Рис. 26



Рис. 27

Среди двигателестроителей «попадают» даже бывшие авиадиспетчеры, а ныне пенсионеры, выпускающие РПД малыми сериями, типа XF-40 (Рис. 28, 29, 30).

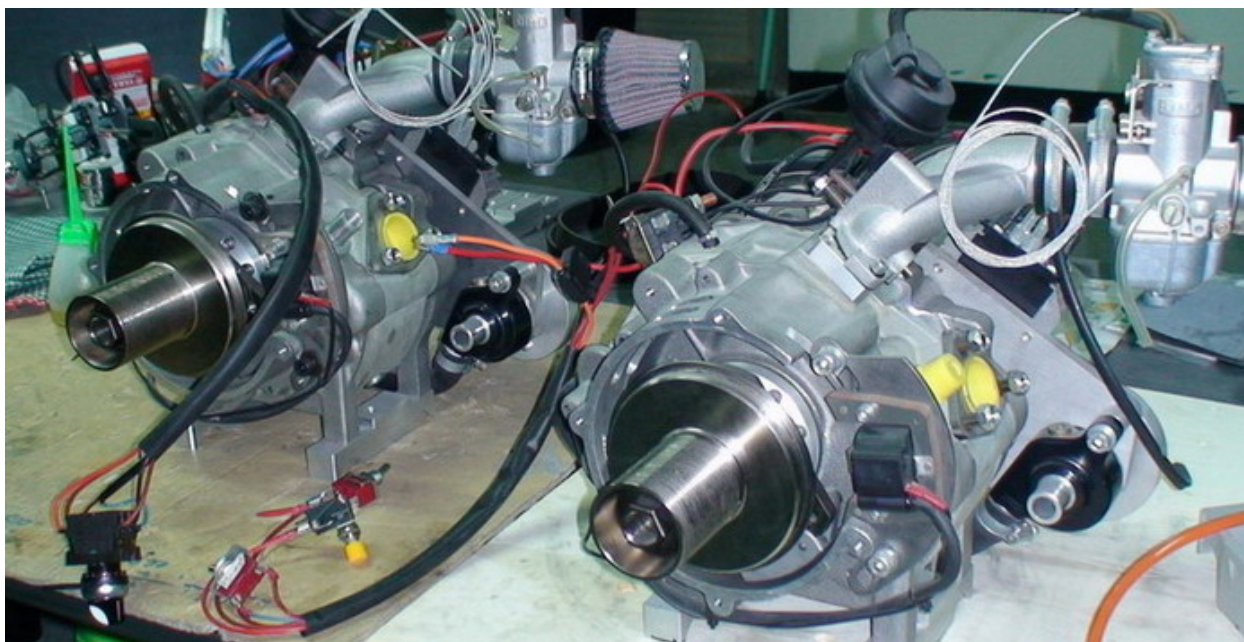


Рис. 28



Рис. 29



Рис. 30

В настоящее время отечественные разработчики готовы предложить высокоскоростные методы обработки рабочей поверхности статора, отказавшись от копировальных станков, в пользу обрабатывающих центров. Так для размерности 800 кубового мотора (Мазда RX-8) предлагаются технологии, которые сокращают время мехобработки трохойды с нескольких десятков часов до 30 – 40 минут. Для этой цели разработан способ электроабразивного шлифования внутренних поверхностей сложной формы (патент РФ № 2602590).

Доклад подготовлен:

Денисенко Юрий Николаевич

Санкт-Петербург

denis_j@list.ru

+7 (911) 917-85-63

Седунов Игорь Петрович

Санкт-Петербург

rvd-ru@yandex.ru

+7 (911) 954-79-30