

## АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ОСОБЕННОСТЕЙ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ НА ЭФФЕКТИВНЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

**А.А. Зеленцов**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

e-mail: zelentsov.aa@gmail.com

*Рассмотрены основные направления развития авиационных поршневых двигателей с воспламенением от электрической искры, предусматривающие впрыскивание топлива во впускную систему (или непосредственную подачу топлива в цилиндр), разные моменты включения свечей зажигания, интенсивную закрутку потока на впуске, а также регулируемый наддув. Численное исследование рабочих процессов и теплообмена в камерах сгорания авиационных двигателей проводится при использовании трехмерных нестационарных уравнений энергии, движения, диффузии и неразрывности в форме Рейнольдса, дополненных  $k-\varepsilon$ -моделью турбулентности. Скорость сгорания топлива описывается широко апробированной моделью Магнуссена-Хьертзгера. Моделирование проводилось с помощью трехмерного программного пакета AVL FIRE. В результате определены оптимальные значения конструкционных (угла установки форсунки системы питания, закрутки потока на впуске, степени повышения давления в агрегате наддува) и регулировочных (углов опережения зажигания и впрыскивания топлива) параметров работы рассматриваемых двигателей.*

**Ключевые слова:** авиационные поршневые двигатели, математическое моделирование, рабочий процесс.

## ANALYSIS OF INFLUENCE OF WORKING PROCESS FEATURES ON EFFECTIVE CHARACTERISTICS OF AIRCRAFT PISTON ENGINES

**A.A. Zelentsov**

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

e-mail: zelentsov.aa@gmail.com

*Main trends of development of aircraft piston engines with spark ignition are discussed which provide the inlet manifold fuel injection (or direct fuel injection into the cylinder), different time moments of spark plug operation, the intensive flow swirl at inlet and also the regulated supercharging. The numerical investigation of working processes and heat exchange in combustion chambers of aircraft piston engines is carried out using the three-dimensional nonstationary equations of energy, motion, diffusion and continuity in Reynolds form with addition of  $k-\varepsilon$  turbulence model. Fuel burning rate is simulated using the commonly approved Magnussen-Hjertager combustion model. The AVL FIRE 3-D code package has been used to obtain the numerical results. As a consequence, the optimal values of constructive (the setting angle of the injector of the fuel supply system, the flow swirl at inlet, the pressure rise degree in the supercharging unit) and regulating (angles of advance of ignition and fuel injection) parameters of operation of the engines under study are found out.*

**Keywords:** aircraft piston engines, mathematical modeling, working process.

**Постановка цели исследования.** Поршневые двигатели внутреннего сгорания на сегодняшний день используются повсеместно: в наземном транспорте они входят в состав подавляющего большинства силовых установок, на воде применяются на малых судах, в воздухе

— являются основой мирового парка авиации общего назначения. Как правило, в настоящее время в авиации используются поршневые двигатели с классической схемой кривошипно-шатунного механизма, искровым зажиганием, имеющие воздушное или комбинированное охлаждение цилиндров [1]. Помимо двигателей с воспламенением от электрической искры при увеличении времени беспосадочных перелетов перспективным становится также использование дизелей.

Следует отметить, что при создании новых авиационных поршневых двигателей (АПД) приходится сталкиваться с определенными трудностями, обусловленными, прежде всего, консервативностью авиационной промышленности. Невосполнимые потери при отказе авиационной техники ведут к значительному ужесточению и удорожанию процесса сертификации новых двигателей.

Вместе с тем отсутствие строгих требований по экологическим показателям авиационных поршневых двигателей, обусловленное тем, что общий выброс вредных веществ при работе АПД, во-первых, незначителен по сравнению с газотурбинными двигателями, а во-вторых, происходит вдали от населенных пунктов, приводит к тому, что на первое место выходят требования снижения затрат на топливо и обслуживание двигателя, т.е. необходимость повышения его эффективных показателей.

В свою очередь, повышение эффективных характеристик двигателя приводит к росту максимальных давлений и температур цикла, а следовательно, тепловых и механических нагрузок на детали цилиндропоршневой группы [2]. В связи с этим одним из направлений совершенствования АПД при изготовлении высоконагруженных деталей камеры сгорания является применение перспективных материалов, в том числе композиционных. Указанные обстоятельства обуславливают необходимость детального изучения особенностей внутрицилиндровых процессов в АПД, в том числе с использованием современных методов математического моделирования.

**Математическая модель.** В работах [2–4] достаточно подробно описана математическая модель нестационарных процессов переноса количества движения, энергии, массы и концентрации реагирующих веществ.

Обобщенное уравнение переноса можно представить следующим образом [5]:

$$\frac{\partial}{\partial \tau} (\rho \Phi) + \operatorname{div} (\rho \vec{W} \Phi) = \operatorname{div} (\Gamma_{\Phi} \operatorname{grad} \Phi) + S_{\Phi}, \quad (1)$$

где  $\Phi$  — одна из зависимых переменных;  $\vec{W}$  — вектор скорости газа;  $\rho$  — плотность газа;  $\Gamma_{\Phi}$  — обобщенный коэффициент переноса (диффузии),

вязкости, тепло- или температуропроводности);  $S_\Phi$  — источниковое слагаемое.

В табл. 1 приведены значения параметров  $\Phi$ ,  $\Gamma_\Phi$ ,  $S_\Phi$  для основных уравнений математической модели трехмерного переноса в цилиндре двигателя. Здесь  $G_j$  — проекция вектора плотности объемной силы на ось  $Ox_i$  декартовой прямоугольной системы координат;  $D_c$  — коэффициент концентрационной диффузии;  $w_r Q_r$  — внутренний источник теплоты, Вт/м<sup>3</sup>;  $\frac{\partial q_{R_j}}{\partial x_j}$  — источниковое слагаемое излучения, Вт/м;  $\dot{m}$  — массовый расход топлива, кг/(м<sup>3</sup>·с).

Таблица 1

**Значения обобщенного коэффициента переноса и источникового слагаемого в уравнениях математической модели**

Уравнение	$\Phi$	$\Gamma_\Phi$	$S_\Phi$
Навье–Стокса	$W_j$	$\mu$	$\rho G_j - \frac{\partial p}{\partial x_j} + \frac{1}{3}\mu \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\partial W_j}{\partial x_j} \right)$
Энергии	$H$	$\frac{\lambda}{c_p}$	$\frac{\partial p}{\partial \tau} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\tau_{ij} W_j) + \rho G_j W_j + w_r Q_r + \frac{\partial q_{R_j}}{\partial x_j}$
Диффузии	$\frac{C}{\rho}$	$D_C \rho$	$\dot{m}$
Неразрывности	1	0	0

Выражение  $\frac{1}{3}\mu \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\partial W_j}{\partial x_j} \right)$  в уравнении Навье–Стокса соответствует объемной деформации;  $\frac{\partial p}{\partial \tau}$  в уравнении закона сохранения энергии — работе сил давления;  $\frac{\partial}{\partial x_j} (\tau_{ij} W_j)$  — работе сил трения.

Для решения данной системы уравнений используется осреднение параметров потока жидкости (газа), при котором плотность  $\rho$  играет роль весового коэффициента (осреднение по Фавру). При этом параметры газа во всей расчетной области представляются в виде суммы осредненной и пульсационной составляющих. Получившаяся система уравнений замыкается  $k-\varepsilon$ -моделью турбулентности, которая вблизи твердых поверхностей (стенок камеры сгорания) дополняется пристеночными функциями. Стандартный их вид предусматривает определение универсальной безразмерной скорости  $u^+$  и температуры  $T^+$  как функции от универсальной координаты  $y^+$  в пределах  $y^+ \leq 11,63$  [4]. На стенке ( $y^+ = 0$ ) используются так называемые жесткие граничные условия, т.е. для нормальной скорости граничное условие непротекания ( $v_n = 0$ ), а для касательной скорости — условие прилипания ( $u_\tau = 0$ ).

При моделировании процессов турбулентного переноса, впрыскивания топлива и распространения топливной струи во впускном коллекторе учитывается многофазность рабочего тела, что подразумевает совместное решение фундаментальных уравнений сохранения для газообразной (впускной воздух) и жидкой (бензин) фаз [4].

Влияние химического процесса горения учитывается с помощью интенсивности внутреннего источника теплоты  $q_v$ , Вт/м<sup>3</sup>, и массового расхода  $\dot{m}$ . Значения этих параметров могут быть вычислены с помощью скорости  $w_r$  химической реакции сгорания:

$$q_v = Q_r w_r; \quad \dot{m} = -w_r, \quad (2)$$

где  $Q_r$  — выделившееся в результате химической реакции количество теплоты на единицу массы. Скорость процесса сгорания определяется на основе модели Магнуссена–Хьертагера [6].

Расчеты проводились с помощью трехмерного CFD-кода FIRE, разработанного фирмой AVL List GmbH (Австрия) [4]. Ядро FIRE основано на численном методе контрольных объемов с использованием усовершенствованного алгоритма SIMPLE. Верификация математической модели осуществлялась на основе экспериментальных индикаторных диаграмм.

**Анализ особенностей процессов в АПД.** Основные особенности процессов в АПД обусловлены прежде всего отличительными чертами его работы: преимущественная работа на установившихся режимах (крейсерский, режим максимальной мощности или взлетный), необходимость обеспечения высотности, высокая надежность двигателя, высокая удельная мощность на единицу массы и хорошие показатели экономичности. Как следствие, для АПД характерны следующие конструкционные особенности: установка двух свечей зажигания на цилиндр с возможностью работы двигателя на любой из свечей; впускные каналы специальной формы, обеспечивающие закрутку потока; уменьшенные коэффициенты запаса по прочности (до 1,3 в галтелях сопряжения щек с шейками коленчатых валов, в стержнях шатунов) в сравнении с двигателями наземного транспорта; а также оребрение цилиндров и головок двигателей в целях эффективного отвода теплоты с набегающим потоком воздуха.

*Впрыскивание топлива во впускные каналы двигателя.* Для АПД также характерно внешнее смесеобразование в карбюраторах или за счет распределенного впрыскивания топлива во впускные каналы. Несмотря на то, что первые серийные двигатели с непосредственным впрыскиванием бензина появились именно в авиации еще в 30-е гг. XX в. [3], в настоящее время такие системы, как и двигатели с впрыскиванием топлива во впускную систему, широко применяются только

в автомобильном двигателестроении. Вместе с тем подобные системы достаточно перспективны, поскольку они обеспечивают высокую точность дозировки топлива и хорошую равномерность его распределения по цилиндрам. Так, состав смеси в разных цилиндрах в случае применения систем с распределенным впрыскиванием топлива различается всего на 5...7%, что способствует уменьшению неравномерности их работы, снижению расхода топлива и концентрации токсичных веществ в обработавших газах [2].

При организации распределенного впрыскивания топлива возникает необходимость определения оптимального положения форсунки во впускном трубопроводе. Данная задача может решаться как экспериментальным путем на специальных стендах, так и с использованием математического моделирования. Следует отметить, что современные программные комплексы позволяют с достаточной точностью описать течение многофазных сред в областях со сложной геометрией. А одновременный учет подвижных границ в сочетании с возможностью моделирования тепловыделения в результате химических реакций, реализованный, например, в 3D-CFD-коде FIRE, дает возможность описания рабочих процессов в поршневых двигателях с подачей топлива во впускную систему [4, 7].

На рис. 1 представлена схема установки форсунки во впускном коллекторе при модернизации системы подачи топлива четырехтактного АПД М9ФВ (9 цилиндров, расположенных звездообразно вокруг оси коленчатого вала, диаметр цилиндра 105 мм, ход поршня 130 мм, геометрическая степень сжатия 6,5, номинальная мощность  $N_e = 268$  кВт при частоте вращения  $n = 2800$  мин<sup>-1</sup>). Форсунка,

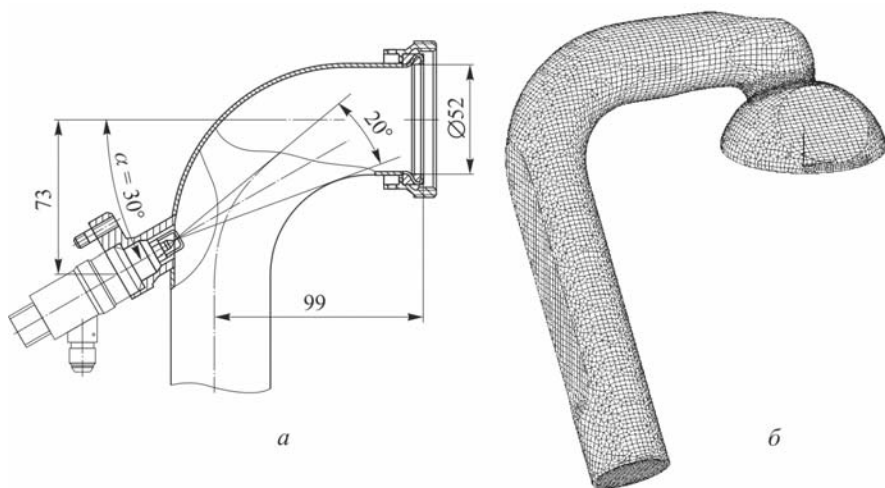


Рис. 1. Схема установки форсунки во впускной коллектор АПД М9ФВ (а) и разбиение расчетной области на контрольные объемы (б)

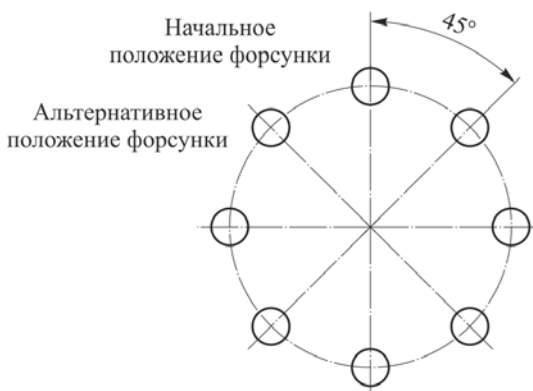
имеющая 4 отверстия, обеспечивает подачу топлива с производительностью 220...230 см<sup>3</sup>/мин при давлении в топливной системе 2,5...3,0 бар.

При впрыскивании во впускной канал подача топлива осуществляется в течение достаточно продолжительного времени (в данном исследовании  $\varphi_{\text{впр}} = 360^\circ \dots 470$  угла п.к.в.), и к моменту подачи искры на свече зажигания смесь оказывается гомогенной. Однако в этом случае неизбежно попадание части топлива на внутренние стенки впускного канала, что приводит к ухудшению испарения топлива и ухудшению эффективных показателей двигателя. Таким образом, необходимо минимизировать долю топлива, попадающую на стенки канала в процессе впрыскивания.

При проведении численных экспериментов исследовалось влияние угла наклона оси форсунки по отношению к оси канала  $\alpha$  (рис. 1, а), а также пространственной ориентации сопловых отверстий относительно плоскости симметрии форсунки (рис. 2). Расчетные исследования показали, что  $\alpha = 30^\circ$  является оптимальным углом наклона оси форсунки, поскольку меньшие значения  $\alpha$  могут привести к образованию пленки топлива на верхней поверхности, а бóльшие — к более раннему попаданию топлива на нижнюю поверхность впускного канала.

Дальнейшая оптимизация положения форсунки предполагает ее поворот на  $45^\circ$  вокруг оси (без изменения  $\alpha$ ), что позволяет избежать контакта капель с внутренней стенкой впускного канала (см. рис. 2).

*Влияние индивидуальных моментов подачи искры на свечи зажигания.* Наличие в цилиндре АПД двух свечей зажигания вызвано прежде всего требованиями безопасности — при отказе одной из свечей двигатель должен сохранять работоспособность. Как правило, свечи зажигания размещаются так, чтобы обеспечить оптимальные условия для протекания процесса горения топлива. Так, в двигателе М9ВФ со сферической камерой сгорания свечи расположены симметрично относительно ее оси (рис. 3).



**Рис. 2.** Ориентация сопловых отверстий при различных положениях распылителя форсунки во впускном коллекторе

Штатный режим работы предусматривает одновременное срабатывание основной и дублирующей свечей, однако изменение моментов зажигания, а также интервалов времени между этими моментами заметно влияет на эффективные показатели рабочего цикла АПД [8].

Влияние различных углов опережения зажигания ( $\varphi_{0,31}$  и  $\varphi_{0,32}$  соответственно для первой и второй свечей) иллюстрируется изменением полей температур рабочего тела, приведенных на рис. 4. Различие в температурах вызвано неравномерностью полей скоростей рабочего тела в областях свечей зажигания вследствие закрутки потока во впускном канале.

Максимальные значения скоростей тепловыделения при разных углах опережения зажигания для двух свечей остаются практически неизменными (241 Дж/град в обоих случаях), тем не менее при более раннем срабатывании свечи 1 этот максимум достигается раньше на

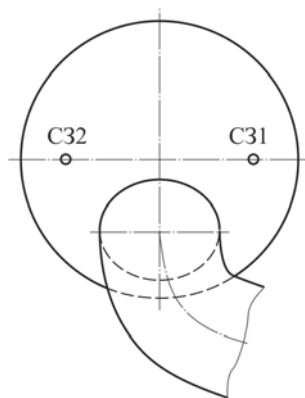


Рис. 3. Схема цилиндра двигателя М9ФВ с впускным каналом и с двумя свечами (С31 и С32) зажигания

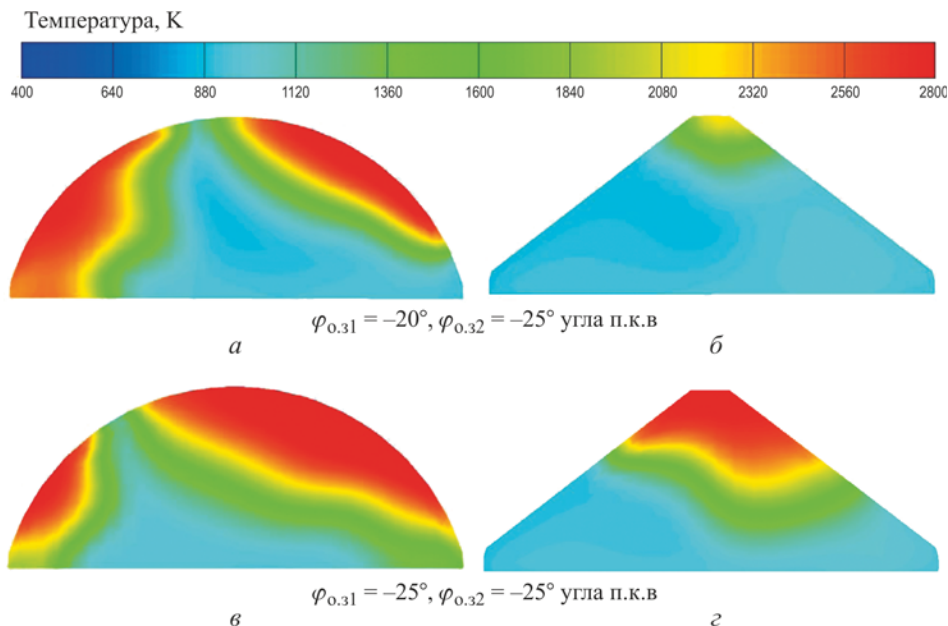


Рис. 4. Поля температур, полученные для двигателя М9ФВ на номинальном режиме ( $n = 2800 \text{ мин}^{-1}$ ) при положении поршня в ВМТ ( $\varphi = 720^\circ$  угла п.к.в.) и различных углах опережения зажигания:

а, в — сечение в плоскости расположения свечей зажигания, б, г — сечение по оси впускного клапана

3° угла п.к.в. Данное обстоятельство влияет как на уровень турбуликации заряда в цилиндре, так и на значения осредненных по поверхности камеры сгорания тепловых потоков.

В случае установки индивидуальных углов опережения зажигания наименьшие тепловые нагрузки (снижение на 10...15%) достигаются при  $\varphi_{0,31} = -20^\circ$  и  $\varphi_{0,32} = -25^\circ$  угла п.к.в., а эффективная мощность двигателя составляет  $N_e = 265,3$  кВт. При этом снижение эффективной мощности по сравнению со случаем одновременного срабатывания свечей зажигания (при  $\varphi_{0,3} = -25^\circ$  угла п.к.в.) оказывается незначительно (на 2,7 кВт).

При уменьшении угла опережения зажигания начальной искры менее  $20^\circ$  угла п.к.в. и увеличении разности между моментами искробразования на свечах более  $5^\circ$  п.к.в. происходит значительное падение мощности двигателя.

*Закрутка потока на впуске в цилиндр двигателя.* Значительное влияние на эффективность протекания процесса сгорания в цилиндре двигателя имеет форма впускных каналов, позволяющая создать вращательное движение свежего заряда в камере сгорания в вертикальной (течение типа squish) и горизонтальной (swirl) плоскостях [9]. Помимо формы каналов генерация вертикального вихря происходит за счет формы камеры сгорания (например, выемка в поршне усиливает вихревое движение и создает условия для расслоения впускного заряда в двигателях с непосредственным впрыскиванием).

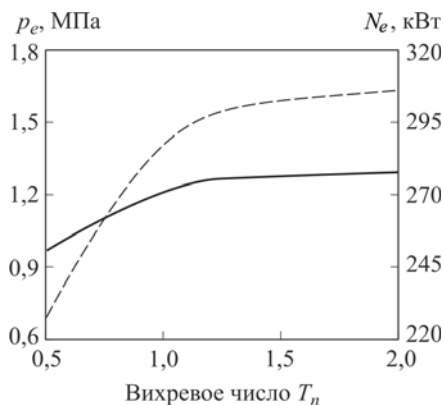
Интенсивность вихря оценивается соотношением  $T_n = n_v/n$ , где  $T_n$  — вихревое число для течения типа squish (для течения swirl аналогичная величина обозначается  $D_n$ ),  $n_v$  — частота вращения воздушного вихря в цилиндре двигателя,  $n$  — частота вращения коленчатого вала [2].

Для рассматриваемого АПД М9ФВ было определено влияние вихревого движения заряда на процессы в камере сгорания. Следует отметить, что в реальных камерах сгорания одновременно происходит вихревое движение как в вертикальной, так и горизонтальных областях, однако, в двигателях с воспламенением от электрической искры преимущественное влияние имеет именно вертикальная закрутка потока. В работе рассматриваются следующие значения  $T_n$ : 0,5; 1; 1,5; 2. Углы опережения зажигания для двух свечей:  $\varphi_{0,3} = -25^\circ$  угла п.к.в. до ВМТ, расчеты ведутся для случая подачи в цилиндр двигателя гомотенной смеси.

При моделировании влияния закрутки потока из рассмотрения исключается впускной коллектор, в качестве расчетной области выступает цилиндр двигателя с одной подвижной границей — огненным днищем поршня. Кроме того, движение свежего заряда в цилиндре в начальный



Рис. 5. Зависимость среднего эффективного давления  $p_e$  (сплошная кривая) и эффективной мощности  $N_e$  (штриховая кривая) АПД М9ФВ на номинальном режиме ( $n = 2800 \text{ мин}^{-1}$ ) от вихревого числа  $T_n$



момент времени задается при допущении об отсутствии горизонтальной закрутки, в то время как на практике, как правило, эти движения в цилиндре двигателя присутствуют одновременно. Тем не менее для оценки влияния закрутки потока на эффективные показатели работы исследуемого двигателя такой расчет вполне приемлем.

В ходе расчетов определено, что для значительного повышения мощности двигателя (от  $N_e = 268 \text{ кВт}$  до  $N_e = 306 \text{ кВт}$  соответственно) необходимо увеличение турбулентности свежего заряда до  $T_n = 2$  (рис. 5).

В реализованных конструкциях подобные высокие значения вихревых чисел могут быть получены за счет применения профилированных впускных каналов, а также камер сгорания специальной формы. В оптимальных условиях удастся существенно понизить вероятность возникновения детонации, снизив тем самым октановое число применяемого бензина на 4-5 единиц [9].

*Регулируемое повышение давления на впуске.* Для обеспечения высоты выполняются следующие мероприятия: создание двигателя с резервом мощности на земле (переразмеренность или пересжатие), а также введение в состав силовой установки агрегатов наддува — приводных компрессоров или свободных турбокомпрессоров. Последний вариант обеспечивает большую высоту с одновременным снижением удельного веса двигателя при его эксплуатации на расчетной высоте.

Как правило, при работе двигателя с агрегатом наддува осуществляется регулирование степени повышения давления (перепуск части газа перед турбиной или стравливание его за компрессором, турбины с изменяемой геометрией) в зависимости от режима работы поршневого двигателя и высоты полета летательного аппарата. Данная мера позволяет избежать риска возникновения детонационных явлений при малых высотах полета и более позднее падение эффективных показателей двигателя с дальнейшим ростом высоты.

В качестве иллюстрации на рис. 6 приведены расчетные зависимости эффективной мощности  $N_e$  АПД (4-тактный 4-цилиндровый оппозитный двигатель с диаметром цилиндра 79,5 мм и ходом поршня 61 мм, степенью сжатия  $\varepsilon = 9$ ,  $N_e = 85$  кВт (116 л.с.) при  $n = 5800$  мин<sup>-1</sup> на уровне земли) от высоты при разных значениях степени повышения давления в турбокомпрессоре  $\pi_k$ .

Следует отметить, что указанной эффективной мощности на уровне земли двигатель достигает с  $\pi_k = 1,35$ , дальнейшее повышение давления наддува, несмотря на более высокие эффективные показатели двигателя, приводит также к росту максимального давления в цилиндре и, как следствие, риску возникновения детонации.

Реализация наддува со степенями повышения давления  $\pi_k > 1,35$  требует внесения изменений в конструкцию двигателя (уменьшения его степени сжатия), а также применения схем регулирования наддува на малых высотах полета. Значения высоты полета  $H$ , соответствующие работе двигателя с различными  $\pi_k$  без детонации представлены в табл. 2. Ниже приведенных высот необходимо перепускать часть отработавших газов перед турбиной, тем самым снижая количество энергии, срабатываемой на ней, что приводит к уменьшению давления на выходе из компрессора и, как следствие, мощности двигателя до уровня, соответствующего  $\pi_k = 1,35$  (см. рис. 6).

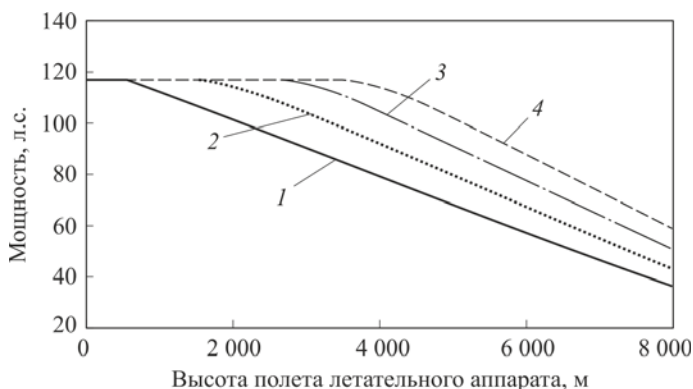
Таблица 2

**Минимальные высоты, на которых АПД 4ЧН 7,95/6,1 с наддувом работает без риска возникновения детонационных явлений**

$\pi_k$	$H$ , м
1,4	500
1,6	1500
1,8	2500
2,0	3300

Высокие скорости полета дают возможность также использовать энергию набегающего потока воздуха для обеспечения скоростного наддува. В этом случае впускные трубопроводы выполняют относительно малой длины и ориентируют их таким образом, чтобы максимально облегчить забор воздуха.

Как отмечалось ранее, АПД присущ некоторый консерватизм в конструкции, что объясняет использование в основном двигателей традиционных схем. Тем не менее в настоящее время делаются попытки внедрения в малую авиацию альтернативных кривошипно-шатунному механизмов преобразования энергии, выделяющейся при сгорании топлива, в полезную работу на валу винта. К таким двигателям в первую очередь следует отнести роторно-поршневые двигатели Ванкеля. Их



**Рис. 6. Высотные характеристики АПД 4ЧН 7,95/6,1 с регулируемым турбокомпрессором при работе с разными степенями повышения давления:**  
 1,4 — кривая 1; 1,6 — кривая 2; 1,8 — кривая 3; 2,0 — кривая 4

малые габаритные размеры и масса в сочетании с высокими мощностными показателями и возможностью масштабирования при модульной конструкции делают такие двигатели весьма привлекательными для использования в авиации, особенно в тех областях, где не столь критичны высокие расходы топлива и относительно малый ресурс работы.

**Заключение.** В работе рассмотрены основные направления развития АПД с воспламенением от электрической искры, предусматривающие впрыскивание топлива во впускную систему (или непосредственную подачу топлива в цилиндр), разные моменты включения свечей зажигания, интенсивную закрутку потока на впуске. Для обеспечения высотности работы АПД и одновременного повышения его эффективных показателей наиболее выгодным является применение агрегатов наддува.

Определение оптимальных параметров работы двигателя при реализации данных мероприятий требует значительных затрат времени и средств на проведение экспериментов на специальных стендах. Альтернативой служит замена натурального эксперимента математическим при условии обязательной верификации расчетных данных. Выполненное в работе математическое моделирование рабочих процессов в АПД при учете различных мероприятий по обеспечению высоких эффективных показателей двигателей позволяет достичь существенной экономии времени при доводке двигателя.

Представленные расчетные данные позволяют выделить оптимальные параметры конструкции рассматриваемых АПД. Рекомендуется угол наклона оси форсунки к оси впускного канала  $\alpha = 30^\circ$ , кроме того, целесообразно изменить положение самой форсунки таким образом, чтобы отверстия в распылителе оказались повернуты на  $45^\circ$  относительно вертикальной плоскости. Это приводит к снижению доли топлива, попадающего на стенки впускного канала и образующего

топливную пленку, а следовательно, к улучшению условий его испарения.

В случае установки индивидуальных углов опережения зажигания наименьшие тепловые нагрузки достигаются при  $\varphi_{0.31} = -20^\circ$  и  $\varphi_{0.32} = -25^\circ$  угла п.к.в., при этом эффективная мощность двигателя составляет  $N_e = 265,3$  кВт. Расчетные исследования показали, что оптимальный подбор индивидуальных углов опережения зажигания для основной и дублирующей систем ( $\varphi_{0.31} = -20^\circ$  и  $\varphi_{0.32} = -25^\circ$  угла п.к.в.) позволяет снизить на 10...15% тепловые нагрузки на основные детали камеры сгорания.

Для повышения эффективности рабочего процесса двигателя предложено вместе с изменением углов опережения зажигания для двух свечей интенсифицировать вихревое движение рабочего тела в цилиндре двигателя до  $T_n = 2$ . В этом случае при незначительной разности по величинам тепловых потоков в стенки камеры сгорания достигается существенный рост эффективных показателей двигателя (до  $N_e = 306$  кВт).

Исследование работы двигателя с регулируемым агрегатом наддува позволило дать практические рекомендации по степени повышения давления в турбокомпрессоре, а также по регулировочным параметрам двигателя, обеспечивающим бездетонационную работу при высоком наддуве. При геометрической степени сжатия  $\varepsilon = 9$  заданных показателей АПД ( $N_e = 85$  кВт) достигает при степени повышения давления  $\pi_k = 1,6$ , в этом случае на высотах до 2,5 км осуществляется перепуск части отработавших газов перед турбиной таким образом, чтобы давление за компрессором не превышало показателей, характерных для турбокомпрессоров с  $\pi_k = 1,35$ .

*Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 12-08-00702а).*

## ЛИТЕРАТУРА

1. Гришин Ю.А. Анализ и перспективы развития поршневых авиадвигателей. М.: ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, 2000.
2. Кавтарадзе Р.З. Теория поршневых двигателей. Специальные главы. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 719 с.
3. Basshuysen R., Schäfer F. (Hrsg.) Handbuch Verbrennungsmotor. 4. Auflage. Vieweg und Sohn Verlag. Wiesbaden, 2007. 1032 S.
4. FIRE. Users Manual Version 2011. AVL List GmbH Graz, Austria, 2011. (License Agreement for Use of the Simulation Software AVL FIRE between Moscow State Technical Univ. n.a. N.E. Bauman and AVL List GmbH, 2010).
5. Патанкар С. Численное решение задач теплопроводности и конвективного теплообмена при течении в каналах / пер. с англ. М.: Изд-во МЭИ, 2003. 312 с.
6. Magnussen B.F., Hjertager B.H. On mathematical models of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion // 16-th International Symposium on Combustion. Cambridge, 1976. P. 719–729.

7. Кавтарадзе Р.З., Онищенко Д.О., Зеленцов Л.А., Финкельберг Л.А., Костюченков А.Н. Моделирование процессов в системе “впускной коллектор-цилиндр” авиационного поршневого двигателя с распределенным впрыскиванием топлива // Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Сер. Машиностроение. 2012. № 4. С. 3–15.
8. Кавтарадзе Р.З., Онищенко Д.О., Зеленцов Л.А., Финкельберг Л.А., Костюченков А.Н. Моделирование процессов переноса, сгорания и образования оксидов азота в авиационном поршневом двигателе с дублированной системой зажигания // Изв. РАН. Энергетика. № 6. 2012. С. 135–152.
9. Ланшин А.И., Финкельберг Л.А., Костюченков А.Н., Зеленцов А.А., Баканов М.А. Исследование влияния предварительной закрутки потока на характеристики авиационного поршневого двигателя // Вестник Воронежского ГТУ. 2012. Т. 8. № 2. С. 96–99.

## REFERENCES

- [1] Grishin Y.A. Analiz i perspektivy razvitiya porshnevnykh aviadvigatelay [Analysis and prospects of piston aircraft engines]. Moscow, TsAGI im. N.E. Zhukovskogo Publ., 2000.
- [2] Kavtaradze R.Z. Teoriya porshnevnykh dvigateley [The theory of piston engines]. Moscow, MGTU im. N.E. Bauman Publ., 2008. 719 p.
- [3] Basshuysen R., Schäfer F. (Hrsg.) Handbuch Verbrennungsmotor. 4. Auflage. Vieweg und Sohn Verlag. Wiesbaden, 2007. 1032 p.
- [4] FIRE. Users Manual. Version 2011. AVL List GmbH Graz, Austria, 2011.
- [5] Patankar S.V. Computation of conduction and duct flow heat transfer. Innovative Research, 1991, 354 p. (Russ. ed.: Patankar S.V. Chislennoe reshenie zadach teploprovodnosti i konvektivnogo teploobmena pri techenii v kanalakh. Moscow, MEI Publ., 2003. 312 p.).
- [6] Magnussen B.F., Hjertager B.H. On mathematical models of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion. *Proc. 16th Int. Symp. Combust.* Cambridge, 1976. pp. 719–729.
- [7] Kavtaradze R.Z., Onishchenko D.O., Zelentsov L.A., Finkel'berg L.A., Kostyuchenkov A.N. Modeling of the processes in the intake manifold block-cylinder system of the aviation piston engine with distributed fuel injection. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Bauman, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2012, no. 4, pp. 3–15 (in Russ.).
- [8] Kavtaradze R.Z., Onishchenko D.O., Zelentsov L.A., Finkel'berg L.A., Kostyuchenkov A.N. Modeling of the processes of transportation, combustion and formation of nitrogen oxides in aircraft piston engines with a doubled ignition system. *Izv. RAN, Energ.* [Proc. Russ. Acad. Sci., Power Eng.], 2012, no. 6, pp. 135–152 (in Russ.).
- [9] Lanshin A.I., Finkel'berg L.A., Kostyuchenkov A.N., Zelentsov A.A., Bakanov M.A. Investigation of inlet flow swirl influence on the gasoline aviation piston engine characteristics. *Vestn. Voronezh Gos. Tekh. Univ.* [Herald of the Voronezh State Tech. Univ.], 2012, vol. 8, no. 2, pp. 96–99 (in Russ.).

Статья поступила в редакцию 18.03.2013

Андрей Александрович Зеленцов — канд. техн. наук, доцент кафедры “Поршневые двигатели” МГТУ им. Н.Э.Баумана. Автор 18 научных работ в области двигателестроения.

МГТУ им. Н.Э.Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

A.A. Zelentsov — Cand. Sci. (Eng.), assoc. professor of "Piston Engines" department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of 18 publications in the field of propulsion engineering.

Bauman Moscow State Technical University, Vtoraya Baumanskaya ul., 5, Moscow, 105005 Russian Federation.