

УДК 621.434

Решение актуальных задач локального теплообмена в авиационных поршневых двигателях

А.А. Зеленцов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия

**Solution of Actual Problems of Local Heat Transfer
in Aircraft Piston Engines**

A.A. Zelentsov

Bauman Moscow State Technical University, Russia

В работе рассматриваются особенности локального теплообмена в авиационных поршневых двигателях с воспламенением от электрической искры при реализации индивидуальных моментов включения свечей зажигания, а также интенсивной закрутки потока на впуске. Отмечается необходимость учета реальной геометрии камеры сгорания (выточки под клапаны и форма вытеснителя на поршне, камера в голове двигателя). Численное исследование проводится при использовании трехмерных нестационарных уравнений энергии, движения, диффузии и неразрывности в форме Рейнольдса, дополненных k - ζ - f моделью турбулентности. Моделирование проводилось с помощью трехмерного программного пакета AVL FIRE. В результате определены граничные условия второго (локальные тепловые потоки), а также третьего рода (коэффициенты теплоотдачи и температуры газа) с учетом вытеснителя и выточек под клапаны; выявлена возможность снижения тепловых нагрузок на детали камеры сгорания на 10-15% при индивидуальном срабатывании свечей зажигания с максимальным интервалом в 5 °ПКВ.

Ключевые слова: авиационный поршневой двигатель, рабочий процесс, локальный теплообмен, математическое моделирование

In paper the features of local heat transfer in aircraft piston engines with individual spark plug moments and intensive swirl of inlet charge are discussed. The importance of using real piston and cylinder head geometry is noticed. The numeric investigation of working processes in combustion chambers was carried using the three-dimensional non-stationary equations of energy, motion, diffusion and continuity in Reynolds form with addition of $k-\zeta-f$ turbulence model. AVL FIRE was used to obtain the numerical results. As a result, the local heat fluxes, heat transfer coefficients and gas temperatures were obtained for the real piston geometry (displacer and valve recess shapes). Reduce of heat stress up to 10-15% is also possible when individual spark moments with maximum interval = 5° are realized.

Keywords: aircraft piston engine, working process, local heat transfer, mathematical modeling.

1. Введение. Постановка цели исследования

Авиационные поршневые двигатели (АПД) на сегодняшний день занимают нишу силовых установок для авиации общего назначения и беспилотных летательных аппаратов. Для выполнения жестких требований по массе и минимизации расхода топлива, требуется постоянное улучшение процессов смесеобразования и сгорания топливовоздушной смеси в цилиндре двигателя. С этой целью осуществляются различные мероприятия, в том числе организация индивидуальных моментов срабатывания свечей зажигания и интенсификация вихревого движения свежего заряда за счет формы впускных каналов в голове двигателя. Все это оказывает непосредственное влияние на локальные процессы теплообмена в камере сгорания двигателя, определяющие в конечном итоге его работоспособность.

Указанные обстоятельства обуславливают необходимость детального изучения особенностей внутрицилиндровых процессов, в особенности локального теплообмена, в авиационных поршневых двигателях различных

схемных и конструктивных исполнений, что и явилось целью данной работы.

2. Математическая модель

Математическая модель нестационарных процессов переноса количества движения, энергии, массы и концентрации реагирующих веществ в расчетном объеме подробно описана в [1, 2].

Для решения системы уравнений используется осреднение параметров потока жидкости (газа), при котором плотность ρ играет роль весового коэффициента (осреднение по Фавру). Получившаяся система уравнений замыкается k - ζ - f 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 $y^+ \leq 11,63$ [3].

Влияние химического процесса горения учитывается с помощью интенсивности внутреннего источника теплоты q_v , Вт/м³, и массового расхода \dot{m} , кг/(м³·с). Значения этих параметров могут быть вычислены с помощью скорости w_r химической реакции сгорания:

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

где Q_r – выделившееся в результате химической реакции количество теплоты на единицу массы, Дж/кг. Скорость процесса сгорания определяется на основе моделей Магнуссена - Хартагера (B.F.Magnussen, B.H. Hjertager) и модели когерентного пламени (CFM).

Расчеты проводились с помощью трехмерного CFD-кода FIRE, разработанного фирмой AVL List GmbH (Австрия) [3]. Ядро FIRE основано на численном методе контрольных объемов с использованием усовершенствованного алгоритма SIMPLE. Верификация математической модели осуществлялась на основании экспериментальных индикаторных диаграмм.

3. Исследование локального теплообмена в камерах сгорания АПД

Некоторые конструктивные особенности АПД (дублированная система зажигания и др.) позволяют рассмотреть возможность повышения их эффективных показателей за счет индивидуальных моментов зажигания для свечей совместно с профилированием впускных каналов [4, 5].

3.1. Теплообмен в цилиндре авиационного поршневого двигателя с учетом конструктивных особенностей поршня и головы двигателя.

Объектом исследования является четырехтактный, двухцилиндровый авиационный двигатель HKS700E с оппозитным расположением цилиндров с искровым зажиганием, размерностью $D/S = 8,5/6,0$ см/см, степенью сжатия 11,3 и взлетной мощностью 44,7 кВт при частоте вращения коленчатого вала 6200 мин^{-1} .

В реальном рабочем цикле двигателя на поверхностях выточек, а также у кромок вытеснителя (рис. 1а), имеет место локальное перетекание газа, генерированное неровностями и рельефом указанных поверхностей и влияющее на интенсивность локального теплообмена.

Изменение коэффициента теплоотдачи α в зависимости от угла поворота коленчатого вала в точке III на периферийной части огневого днища поршня (рис. 1б) имеет вид, типичный для поршневых двигателей [4], и характеризуется одним максимумом. В центральной части (точка I), а также на кромке вытеснителя (точка II) таких максимумов два – до и после верхней мертвой точки. При этом в точке I значения этих максимумов довольно близки друг с другом, а на кромке вытеснителя (точка II) – существенно отличаются. Кроме того, на кромке вытеснителя были зафиксированы максимальные (для данного цикла) значения α . Такой характер изменения коэффициента теплоотдачи обусловлен полями скоростей, а также изменением направления потока газа после прохождения поршнем верхней мертвой точки.

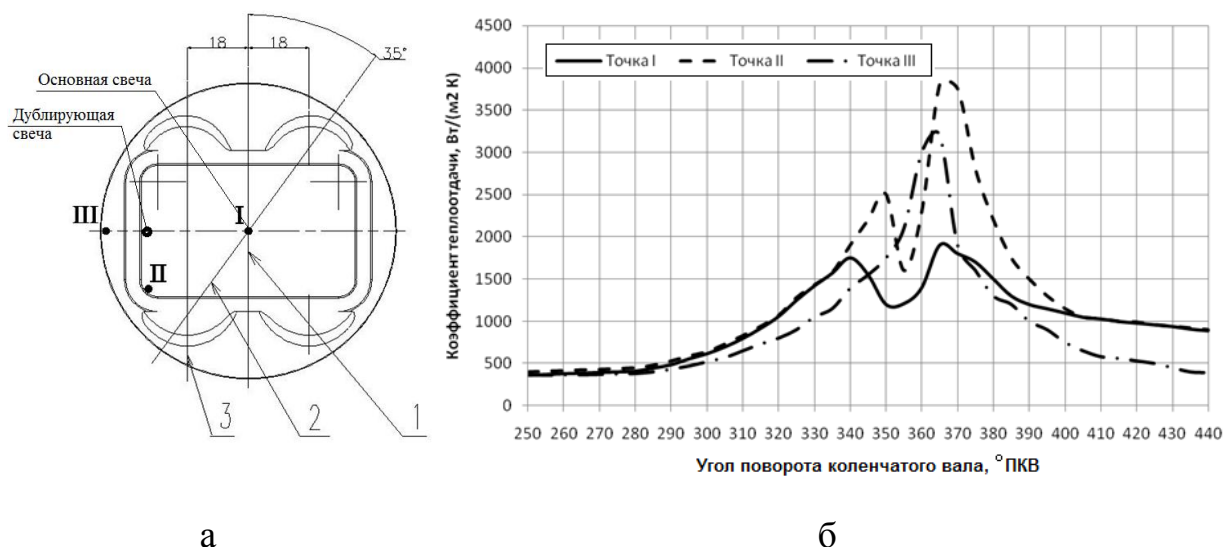


Рис. 1. Характерные сечения (1, 2, 3) в объеме цилиндра, а также характерные точки (I, II, III) на поверхности огневого днища поршня АПД НКС700Е (а), а также величина коэффициента теплоотдачи в точках I, II, III (режим работы $N_e = 41,7$ кВт, $n = 5800$ мин⁻¹)

3.2. Влияние индивидуальных моментов подачи искры на свечи зажигания на процессы локального теплообмена. Наличие в цилиндре АПД двух свечей зажигания вызвано, прежде всего, требованиями безопасности – при отказе одной из свечей двигатель должен сохранять работоспособность. В двигателе М9ВФ ($D/S = 10,5/13$ см/см; степень сжатия 6,5; 9 цилиндров, расположенных звездообразно; взлетная мощность 268 кВт при частоте вращения коленчатого вала 1860 мин⁻¹) со сферической камерой сгорания свечи расположены симметрично относительно плоскости, проходящей через оси цилиндра и впускного клапана.

В случае установки индивидуальных углов опережения зажигания наименьшие тепловые нагрузки (снижение на 10-15%) достигаются при углах опережения зажигания $\varphi_{O31} = -20^\circ$ и $\varphi_{O32} = -25^\circ$ ПКВ. При этом снижение эффективной мощности по сравнению со случаем одновременного срабатывания свечей зажигания (при $\varphi_{O3} = -25^\circ$ ПКВ) незначительно (N_e падает на 2,7 кВт). При уменьшении угла опережения зажигания началь-

ной искры менее 20 °ПКВ и увеличении разницы между моментами искрообразования на свечах более 5 °ПКВ происходит значительное падение мощности.

Аналогичные исследования проводились для АПД HKS700E. Стоит отметить, что в отличие от двигателя М9ФВ, HKS700E характеризуется несимметричным расположением свечей зажигания (рис. 1а). Расчетно-экспериментальные исследования работы двигателя проводились для случаев включения только боковой свечи, только центральной свечи и двух свечей одновременно (крейсерский режим, $n = 5500 \text{ мин}^{-1}$).

Локальные поля температур рабочего тела в сечении 1 (рис. 1а) КС данного двигателя приведены на рис. 2. Несмотря на более интенсивное воспламенение смеси от боковой свечи в момент вспышки (рис. 2в), что связано с повышенной турбулизацией потока в этой области, распространение пламени по всему объему камеры сгорания при активации центрального источника воспламенения происходит быстрее (рис. 2а,б). Последнее обстоятельство объясняется более выгодным расположением центральной свечи и находит свое отражение на индикаторной диаграмме двигателя и зависимости количества теплоты, переданного в стенки КС, от угла ПКВ (рис. 3а,б).

На основании результатов расчетов отмечается значительное влияние местоположения источника воспламенения топливовоздушной смеси на характеристики АПД HKS700E. При этом отключение центральной свечи зажигания приводит к падению мощности двигателя на 22% с одновременным увеличением удельного эффективного расхода с 317 г/(кВт·ч) до 380 г/(кВт·ч).

3.3. Закрутка потока на впуске в цилиндр двигателя. Значительное влияние на локальный теплообмен и эффективность протекания процесса сгорания в цилиндре двигателя имеет форма впускных каналов, позволяющая создать вращательное движение свежего заряда в камере сгора-

ния в вертикальной (течение типа «squish») и горизонтальной («swirl») плоскостях [6].

Температура, К

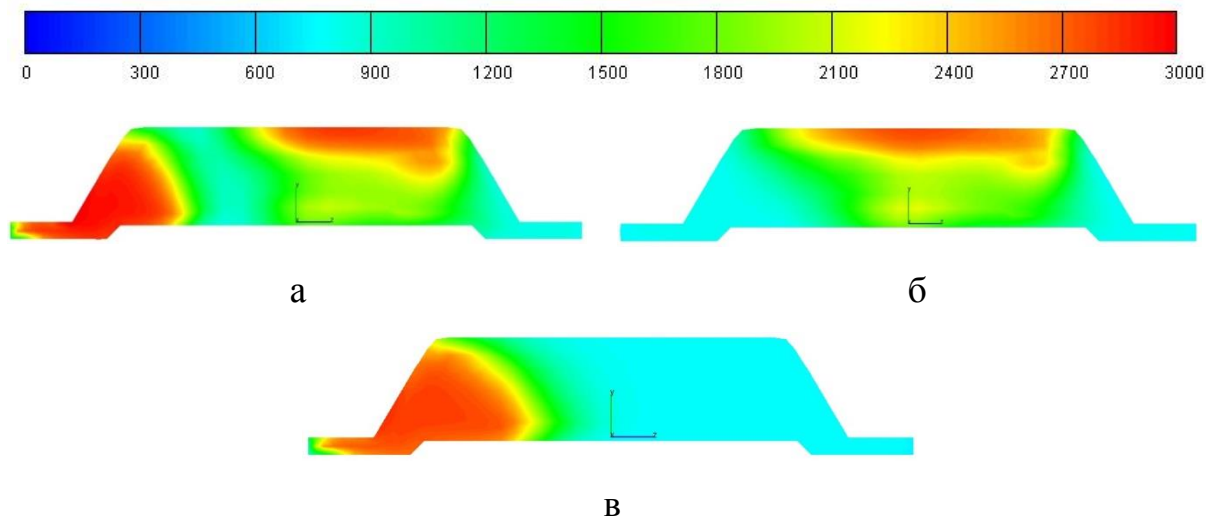


Рис. 2. Поля температур в сечении КС двигателя HKS700E (положение поршня 730° угла ПКВ) при различной активации свечей зажигания: а – полное зажигание, б – центральная свеча, в – боковая свеча (720° угла ПКВ соответствует ВМТ)

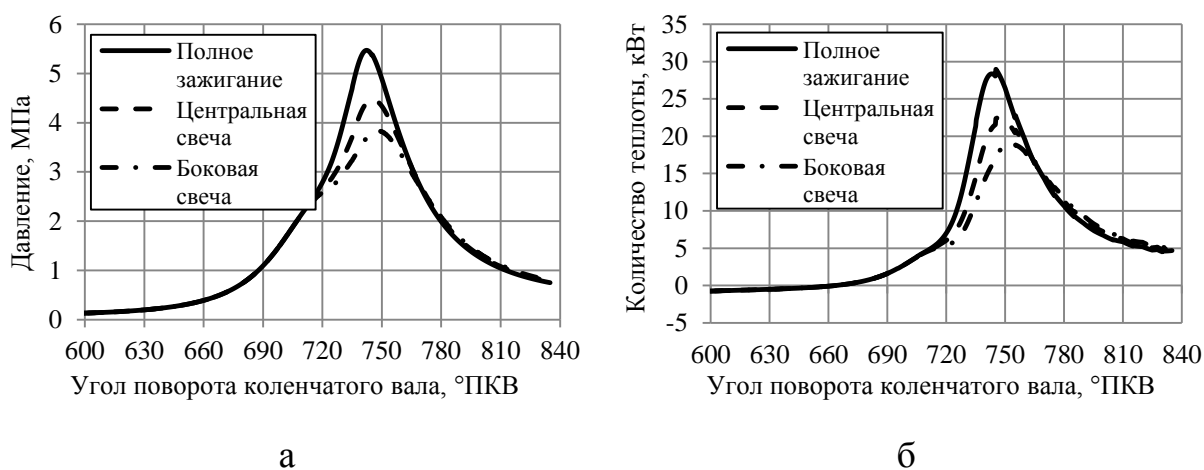


Рис. 3. Индикаторные диаграммы (а) и зависимости количества теплоты, переданного в стенки КС (б) двигателя HKS700E ($n = 5500 \text{ мин}^{-1}$) при различном срабатывании свечей зажигания (720° ПКВ соответствуют ВМТ)

В качестве объекта исследования был выбран авиационный поршневой двигатель (АПД) Rotax-912UL (оппозитный 4-х цилиндровый безнаддувный с диаметром цилиндра $D = 79,5$ мм, ходом поршня $S = 61$ мм, мощностью $N_e = 59,6$ кВт при частоте вращения коленчатого вала $n = 5800$ мин⁻¹).

В работе предложено несколько форм впускного канала, обеспечивающих различную степень закрутки свежего заряда в цилиндре двигателя. Результаты расчета (вихревые числа в горизонтальной D_n и вертикальной плоскостях T_n и коэффициенты расхода μ) также представлены в таблице 1.

Таблица 1

Результаты расчета течения газа в различных вариантах впускных каналов
АПД Rotax-912UL

Впускной канал	D_n , [-]	T_n , [-]	Коэффициент расхода μ , [-]
Исходный	-0,72	0,52	0,5
Модификация	-1,89	0,05	0,36

Заметно, что с увеличением интенсивности закрутки потока в самом канале растет вихревое число в горизонтальной плоскости D_n . Одновременно изменяется направление движения воздуха в вертикальной плоскости – как следствие, величина вихревого числа в вертикальной плоскости T_n уменьшается. Также стоит отметить, что предложенная модификация впуска характеризуется меньшим коэффициентом расхода, чем исходный канал, что объясняется возросшим сопротивлением за счет интенсификации вихря (таблица 1). Тем не менее, проведенные ранее расчеты влияния закрутки на показатели двигателя М9ФВ [6] позволяют предположить повышение эффективных показателей двигателя за счет интенсификация вихревого движения в камере сгорания. Кроме того, в оптимальных условиях удастся существенно понизить вероятность возникновения детонации, снизив тем самым октановое число применяемого бензина на 4-5 единиц [7].

Заключение

В работе рассмотрено влияние особенностей работы авиационных поршневых двигателей на процессы локального теплообмена.

Определены термические граничные условия со стороны высокотемпературного рабочего тела для разработанной конструкции поршня с вытеснителем и выточками под впускными и выпускными клапанами, наличие которых приводит к интенсификации турбулентности в зонах их расположения. Изменение коэффициента теплоотдачи в рабочем цикле двигателя носит ярко выраженный локальный характер. При этом локальные коэффициенты теплоотдачи существенно отличаются друг от друга не только по величине, но и по характеру изменения в течение рабочего цикла.

Отмечается значительное влияние местоположения и индивидуальных моментов срабатывания источников воспламенения топливовоздушной смеси на характеристики АПД. Так, в двигателе М9ФВ оптимальный подбор индивидуальных углов опережения зажигания для основной и дублирующей систем ($\varphi_{031} = -20^\circ$ и $\varphi_{032} = -25^\circ$ ПКВ) позволяет снизить на 10-15% тепловые нагрузки на основные детали камеры сгорания, при незначительном (на 2,7 кВт) падении мощности. В НКS700E работа на периферийной свече приводит к падению мощности в сравнении с полным зажиганием на 22% с одновременным увеличением удельного эффективного расхода на 19,9%, при этом количество теплоты в стенке КС снижается на 30,5%.

Для повышения эффективности рабочего процесса АПД Rotax-912 рассмотрена возможность вместе с изменением углов опережения зажигания для двух свечей интенсифицировать вихревое движение рабочего тела в цилиндре до величины $D_n = 1,89$.

Выполненное в работе математическое моделирование рабочих процессов в АПД и определение условий теплообмена в камере сгорания позволяет достичь существенной экономии времени при доводке двигателя.

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

Литература

[1] Патанкар С. *Численное решение задач теплопроводности и конвективного теплообмена при течении в каналах*: Пер. с англ. М.: Изд-во МЭИ, 2003. 311 с.

[2] Кавтарадзе Р.З. *Теория поршневых двигателей. Специальные главы*. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 719 с.

[3] FIRE. *Users Manual Version 2014 / AVL List GmbH. Graz (Austria)*, 2016. (License Agreement for Use of the Simulation Software AVL FIRE between Moscow State Technical Univ. n.a. N.E. Bauman and AVL List GmbH, 2014).

[4] Кавтарадзе Р.З., Зеленцов А.А., Кавтарадзе З.Р., Никитин Ю.Н., Финкельберг Л.А. *Моделирование локального нестационарного теплообмена в камере сгорания и теплонапряженного состояния поршня авиационного двигателя* / Известия РАН. Энергетика. 2010. № 2. С. 133-151.

[5] 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* // Известия РАН. Энергетика. №6. 2012. С. 135-152.

[6] 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 ВГТУ. Т.8. №2. 2012. С. 96-99.

[7] Зеленцов А.А. *Анализ влияния особенностей рабочих процессов на эффективные показатели авиационных поршневых двигателей* / Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. 2013. № 4. С. 81-93.