

УДК 629.7.03:629.7.02

ПРИМЕНЕНИЕ МИКРО ДВИГАТЕЛЕЙ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ (ДВС) В МИНИАТЮРНЫХ ЛА

В.Г. Калининко

Физико-технический институт НАН Беларуси

Удельная энергия (отношение запасенной энергии к массе энергетического резервуара) для углеводородных топлив выше чем для современных аккумуляторов. Для углеводородов она составляет в среднем 30–40 МДж/кг и максимально до 45 МДж/кг, а для серийных литий-ионных аккумуляторов — всего 0,5 МДж/кг или примерно 140–150 Вт·ч/кг. Применение на малоразмерных ЛА топливных элементов позволило поднять этот показатель до 450 Вт·ч/кг (~1,6 МДж/кг). Но ДВС, даже при такой низкой тепловой эффективности как 5 %, все еще имеют преимущество по удельной энергоемкости.

Табл. 1 иллюстрирует, как выбор силовой установки (СУ) небольшого БЛА влияет на дальность и продолжительность полета [5], а табл. 2 показывает, что миниатюрные ДВС могут обеспечить 36 % повышения дальности и продолжительности полета [8].

Вышеприведенные результаты получены на основании расчетов по уравнению Бреге

$$L = \eta_B \cdot \eta \cdot \frac{q_T}{g} K \cdot \ln(1 + \chi),$$

где η_B , η — КПД винтового движителя и общей тепловой эффективности двигателя; q_T — низшая

Табл. 1

Силовая установка	η	Удельная энергоемкость	Дальность полета	Длительность полета (на скорости 30 м / с)
	%	Вт·ч/кг	км	час
Литий-полимерный аккумулятор с электрическим двигателем	95	333 (в перспективе)	218	2
DARPA топливный элемент на метаноле с электрическим двигателем	35	1000 (в перспективе)	267	2,47
150 г модельный ДВС (стандарт)	6	6061	278	2,57
150 г модель двигателя с контролем топливо-воздушной смеси	8,2	6061	380	3,5

Табл. 2

Параметры	Электро СУ	СУ на ДВС
Аккумулятор / Масса топлива, кг	0,18	0,3
Общая масса СУ, кг	2,83	2,71
Общий КПД системы, %	93	9
Плотность энергии, кДж/кг	1500	20000
Дальность, км	855	1162

теплотворная способность топлива; K – аэродинамическое качество планера и χ — отношение массы топлива к пустому весу ЛА. В расчетах для таблицы 1 приняты типичные для небольших ЛА значения $K = 8$, $\eta_B = 0,7$ и $\chi = 0,45$.

Ориентировочные значения потребной мощности СУ в зависимости от массы МЛА можно определить по графику полученному на основе обработки данных по реализованным конструкциям МЛА, рис. 1.

В последние годы во многих странах значительные усилия были посвящены исследованиям и созданию миниатюрных ДВС как альтернативы электрическим силовым установкам (ЭСУ) на аккумуляторах в микролетательных аппаратах (МЛА, Micro Air Vehigles, MAVs). МЛА имеют размах крыла в диапазоне от $\sim 0,3$ до 2,5 м и их масса находится в пределах от ~ 1 до 10 кг с полезной грузоподъемностью до 1 кг.

На специализированном стенде-динамометре были проведены строгие научные измерения мощности и термодинамической эффективности 9 калильных микро ДВС массой от 15 г до 450 г (объемом от 0,16 до 7,5 см³) [7, 8]. Основными измерениями являлись крутящий момент, угловая скорость, расход топлива и воздуха, температура головки цилиндра и выхлопных газов. Фрикционные потери измерялись с помощью отдельной установки. Эти данные использовались для расчета мощности, общего и объемного КПД, удельного расхода топлива. По данным измерений максимальная выходная мощность находилась в пределах $8 \div 278$ Вт, а эффективный КПД $\eta = 3 \div 9$ %.

Результаты детальных измерений параметров эффективности двух самых маленьких из серийно выпускаемых двухтактных калильных двигателей Кокс Ти Ди 0.010 и Кокс Ти Ди 0.020 (объемом 0,164 и 0,327 см³) опубликованы в [5]. Там же приведены и результаты моделирования в MATLAB их термодинамических циклов.

Для микро ДВС с компрессионным воспламенением результаты подобных исследований рассмотрены в [10].

Рассмотрим результаты исследований только самых основных технических характеристик микро ДВС с уменьшением (масштабированием) их рабочего объема, представляющие интерес для проектирования МЛА.

Рис. 2 показывает масштабирование располагаемой максимальной мощности в зависимости от объема двигателя. Здесь наблюдается различие между 2-х и 4-тактными ДВС. Тенденция

изменения мощности для микро ДВС по данным измерений такая же, как и у более крупных 2-хтактных двигателей. Измерения показали, что производители миниатюрных ДВС указывают завышенную до 35–40 % мощность, поэтому эти данные не использовались при построении графика. Установлено, что измеренная мощность (Вт) от массы (кг) микро ДВС в диапазоне $\leq 0,4$ кг соответствует корреляции $y = 1733x^{1.292}$, $R^2 = 0,9485$ [5].

Рис. 3 показывает максимальный крутящий момент на валу в зависимости от объема двигателя. Сюда также не включены данные указываемые производителями авиамодельных ДВС из-за их завышенных значений, выявленных при измерениях.

Рис. 4 представляет зависимость массы двигателей как функции изменения рабочего объема, включая и данные для поршневых двигателей обычных размеров различных производителей из литературы. Здесь наблюдается две закономерности, что можно объяснить бóльшим отношением мощности к массе для авиадвигателей из-за применения более легких материалов.

График масштабирования общего КПД от объема двигателей приведен на рис. 5. Для двигателей обычного масштаба, включая авиационные поршневые, использовались данные представляемые производителями, из руководств по эксплуатации и учебников по ДВС. В данную выборку вошли 2-х и 4-тактные двигатели, с искровым и компрессионным воспламенением, форсированные турбо и супер. Хотя снижение КПД прослеживается с уменьшением объема, но для двигателей обычных размеров наблюдается значительный разброс значений КПД при одинаковом объеме и плохая корреляция (коэффициент $R^2 \sim 0,3$). Графики для микро ДВС, соответствующие проведенным в лаборатории измерениям, представляют «надежные» данные изменения КПД от рабочего объема. Общий КПД на максимальной мощности для подвергавшихся измерениям микро ДВС составляет от 4 % до 16 % (от самых маленьких к более крупным). Следует заметить, что от производителей никакие данные по эффективности микро ДВС недоступны.

Рис. 6 показывает масштабирование удельного расхода топлива, г / кВт-ч в зависимости от рабочего объема двигателя для данных по рис. 5.

Интересно привести здесь некоторые технические характеристики самого маленького ДВС Кокс Ти Ди 0.010, который был разработан У. Этвудом в калифорнийской фирме «Л.М. Кокс»

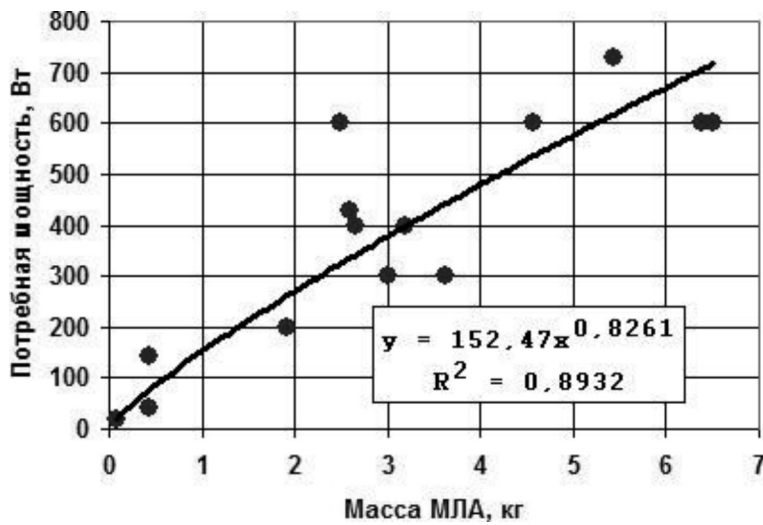


Рис. 1. Потребная мощность СУ в зависимости от массы МЛА

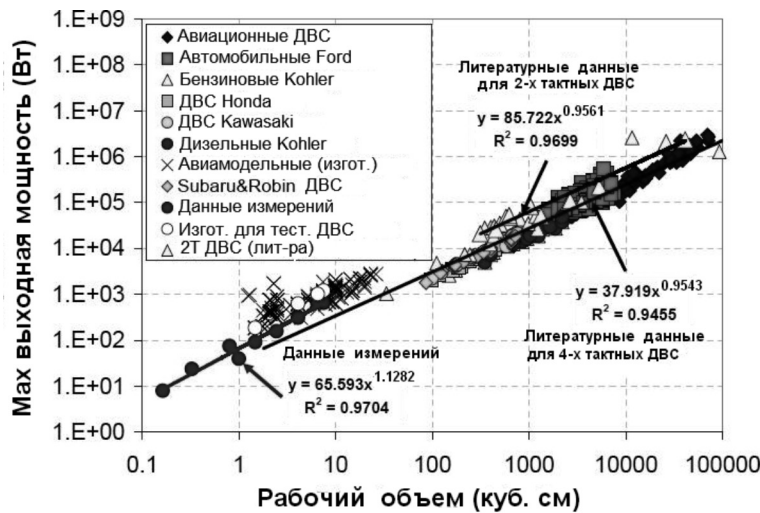


Рис. 2. Макс выходная мощность ДВС в зависимости от рабочего объема

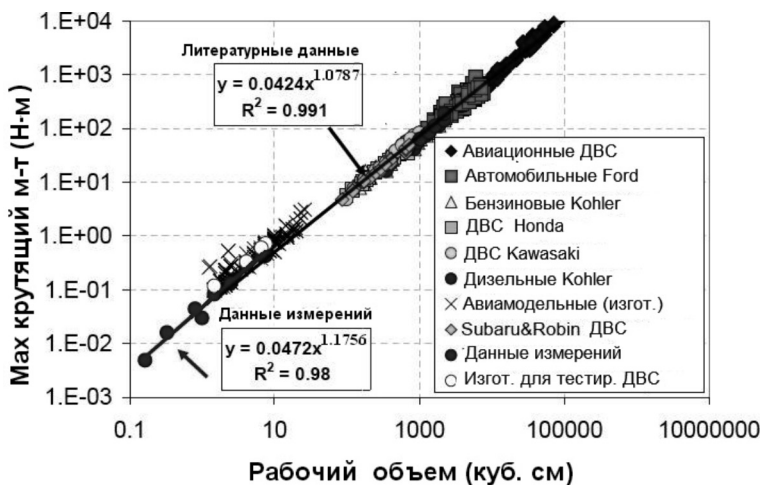


Рис. 3. Макс крутящий момент ДВС в зависимости от рабочего объема

еще в 1961 г. и выпускается серийно до настоящего времени. Его рабочий объем – 0,1634 см³, диаметр цилиндра 6,02 мм, ход поршня – 5,74 мм, масса без бака – 15 г. Он способен производить 10,2 Вт с КПД 6,4 % (без глушителя), что соответствует удельной мощности 788 Вт / кг при удельном расходе топлива 3,95·10⁻³ кг / Вт·час [5]. С воздушным винтом диаметром 76/33 мм развивает скорость 27500 об/мин, а с винтом диаметром 63 мм и с топливом, содержащим 50 % нитрометана — 32400 об/мин. Дроссельная характеристика двигателя в сравнении с другими из этой серии приведена на рис 7.

Общий КПД поршневого двигателя определяется из уравнения теплового баланса

$$\eta = \eta_M \eta_T \eta_\chi \eta_V \quad (1)$$

Тепловой КПД определяется по формуле:

$$\eta_T = \frac{Q_T - \Delta Q_{T\chi}}{Q_T} = \frac{Q_T - \Delta Q_1 - \Delta Q_2}{Q_T} \quad (2)$$

где доступная тепловая энергия топлива $Q_T = G_T \cdot q_T$; G_T — массовый расход топлива; ΔQ_1 — конвективные потери тепла от цилиндра и головки; ΔQ_2 — потери тепла в выхлопных газах. Конвективные потери определяются с помощью эмпирического уравнения теплоотдачи через критерий (число) Нуссельта Nu от числа Рейнольдса Re потока по диаметру головки цилиндра и числа Прандтля Pr для воздуха. Потери тепла в выхлопных газах рассчитывается исходя из расхода воздуха и измерения температуры выхлопных газов.

Механический КПД определяется по формуле:

$$\eta_M = \frac{Q_T - \Delta Q_{T\chi} - E_M}{Q_T - \Delta Q_{T\chi}} \quad (3)$$

где E_M — потери энергии от сил трения, которые определяются из измерений крутящего момента на валу и числа оборотов.

Объемный КПД, характеризующий эффективность всасывания в ци-

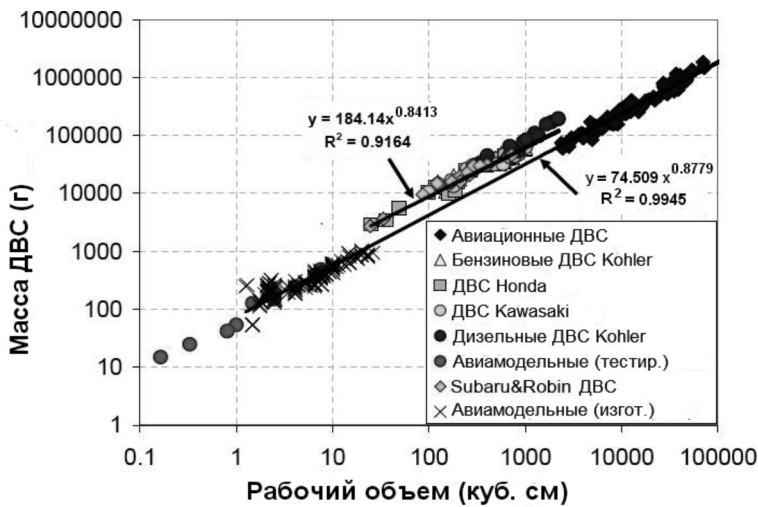


Рис. 4. Масса ДВС в зависимости от рабочего объема

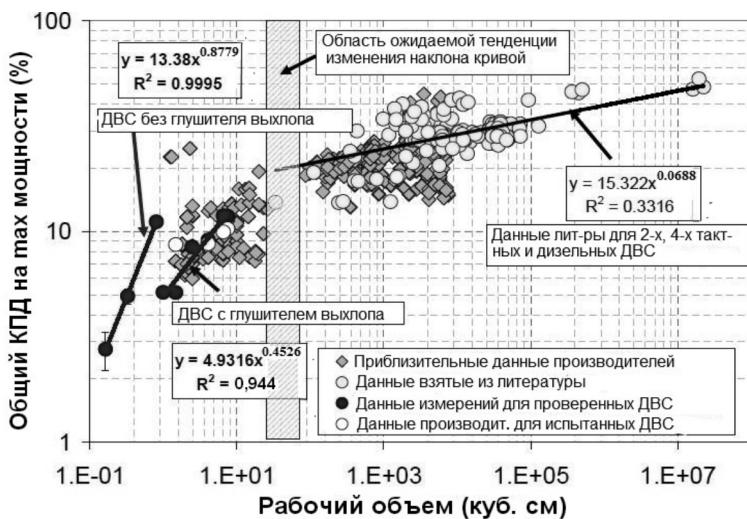


Рис. 5. Общий КПД ДВС на max мощности в зависимости от рабочего объема

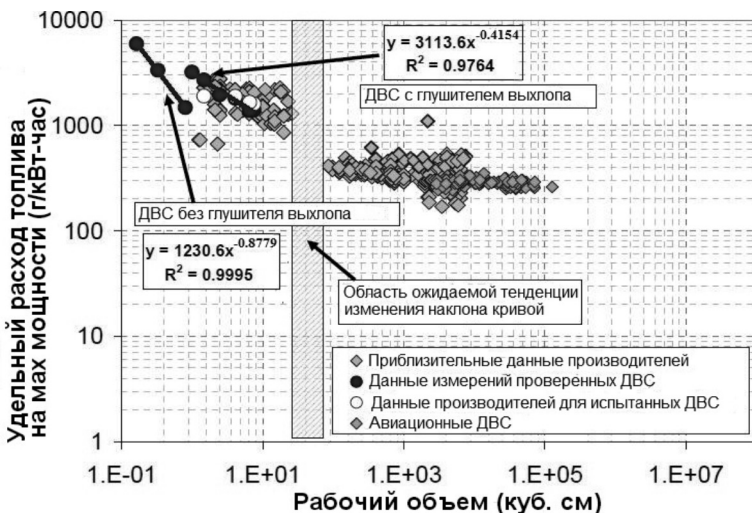


Рис. 6. Удельный расход топлива ДВС на max мощности в зависимости от рабочего объема

линдр и выпуска из цилиндра рабочей среды, определяется по формуле:

$$\eta_V = q_V / Vn_T, \quad (4)$$

где q_V — объемный расход воздуха через двигатель; V — рабочий объем двигателя; n — частота вращения двигателя в Гц.

Химический КПД отражает химическую неполноту сгорания и определяется отношением массового расхода сгоревшего топлива к полному массовому расходу топлива (с учетом массового расхода несгоревшего) по формуле:

$$\eta_X = G_{T, \text{сгор}} / G_T. \quad (5)$$

Так как массовый расход сгоревшего топлива не поддается прямым измерениям, то химический КПД может быть получен через другие КПД из (1).

Вклад различных составляющих КПД в общие энергетические потери для микродвигателей массой до 500 г приведен на диаграмме (рис. 8) [8]. По своей значимости от общего числа потерь они располагаются в следующей последовательности с уменьшением рабочего объема: неполнота сгорания 61–66 %, теплопередача 15–19 %, теплосодержание (энтальпия) в выхлопных газах 18–11 %, трение 6–4 %. КПД полноты сгорания снижается с 18 % для 450 г двигателя до 3 % для 15 г двигателя. По значимости потерь энергии микро двигателя существенно отличаются от двигателей обычных размеров. Например, для автомобильных с искровым зажиганием и дизельных двигателей наблюдается следующий порядок значимости потерь: теплосодержание в выхлопных газах 55–49 %, теплопередача 31–43 %, трение 9–6 %, неполнота сгорания 5–2 % [8].

Значительный рост различных потерь в микро ДВС вынуждает разработчиков компенсировать потери мощности прежде всего увеличением оборотов и улучшением проточной конфигурации (проще всего, отсутствием глушителя).

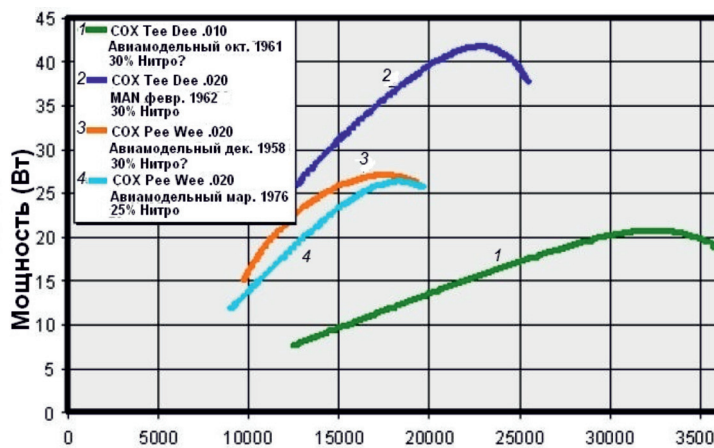


Рис. 7. Дроссельные характеристики ДВС серии Кокс

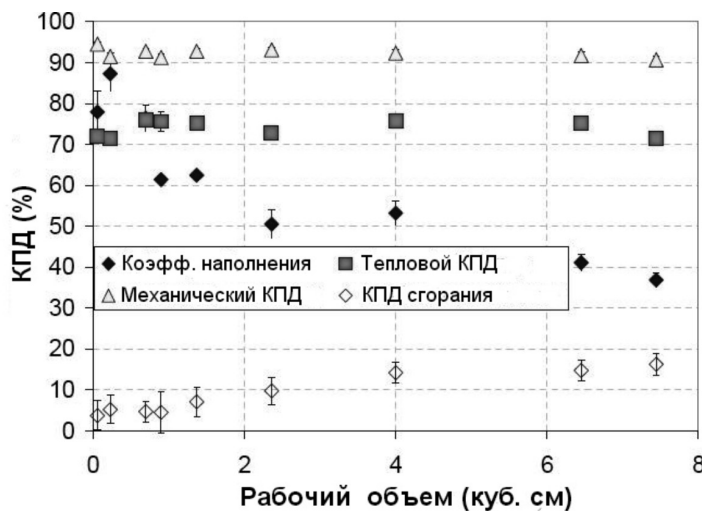


Рис. 8. Составляющие КПД ДВС в зависимости от рабочего объема при постоянной скорости вращения 12000 об/мин и коэффициенте избытка воздуха $\alpha \sim 1$

С одной стороны частота вращения ограничивается прочностью материала деталей кривошипно-шатунного механизма (шатун, поршневой палец, коленчатый вал, подшипники). С другой стороны, при работе на высоких скоростях уменьшается время пребывания топливно-воздушной смеси в камере – от ~10 мс для двигателей обычных размеров, до ~1 мс у самых маленьких ДВС в настоящее время. Время пребывания должно быть больше времени химической реакции горения смеси. Недостаточное время пребывания с уменьшением размеров камеры приводит к неполному сгоранию и, в свою очередь, к недостаточному образованию тепла и даже к тепловому тушению. Время химической реакции горения смеси может быть уменьшено добавлением катализатора внутрь камеры сгорания. Обнаружено, что добавление платинового катализатора в углеводородное топливо может повысить общий КПД более чем на 40 % [9].

Для 2-тактных двигателей, еще одним из основных механизмов потерь, являются неизбежные потери свежего заряда через выпускное отверстие. Они могут снизить эффективность до 35 %. Можно предполагать, что с увеличением скорости работы потери выпуска будут одной из проблем, связанной с миниатюризацией ДВС.

Миниатюризация увеличивает отношение поверхности к объему камеры, так называемый закон «куба-квадрата» при уменьшении характерного размера. Выработка тепловой энергии пропорциональна объему камеры сгорания, в то время как потери тепла за счет теплопередачи пропорциональны поверхности. Чрезмерные потери тепла в свою очередь приводят к неустойчивому горению.

Существенным отличием конструкции миниатюрных от обычных двигателей является отсутствие в них поршневых колец при очень малых размерах деталей. Уменьшение массы потерянных из-за прорыва газов через зазор цилиндр – поршень в картер 2-тактных микро ДВС также является одной из основных задач их миниатюризации. Для микро ДВС с компрессионным воспламенением величина зазора имеет еще большее значение. Расчеты показали, что уменьшение зазора до 10 мкм может улучшить их общую эффективность на 39 % [10]. Величина зазора ограничивается методом изготовления и коэффициентом теплового расширения. При современных технологиях данный зазор составляет 18–20 мкм и его величина в 6–8 мкм вряд ли возможна.

Проведенные расчеты термодинамической эффективности показали, что минимальный диаметр цилиндра 2-тактного двигателя с калильным зажиганием на основе современных технологий может составлять ~3 мм [8]. Для ДВС с компрессионным воспламенением при зазоре цилиндр – поршень 10 мкм минимально возможный диаметр цилиндра составляет ~4 мм (рабочий объем 0,05 см³). Для более реалистичного зазора 20 мкм минимально возможный диаметр двигателя ~7 мм (рабочий объем 0,27 см³) [10].

Литература

1. Калиниченко, В.Г. Силовые установки малоразмерных беспилотных летательных аппаратов. / В.Г. Калиниченко // Инженер-механик. — 2011. — № 4 (53). — С. 38–41.
2. Серохвостов, С.В. Пути и технологии миниатюризации микролетательных аппаратов /С.В. Серохвостов // Нано- и микросистемная техника. — 2009. — № 8. — С. 43–48.
3. MEMS, A. Piston-Cylinder Device Actuated by Combustion / A. MEMS // Journal of Heat Transfer. — 2003. — Vol. 125. — P. 487–493.
4. Micro Air Vehicle Component Comparison and Proposed Military Reconnaissance Design Implementation. Prepared for Dr. C.I. Chang, Director Army Research Office Research Triangle Park, NC. — 2 December 2004. — P. 40.
5. Performance measurement, simulation, and analysis of the Cox Tee Dee 0.010, the world's smallest production internal combustion engine. Troy Sookdeo, M.S., Professor Christopher Cadou, Department of Aerospace Engineering. — 2006. — P. 134.
6. Performance measurement and scaling in small internal combustion engines. Shyam Kumar Menon Master of Science, Professor Christopher P. Cadou. Department of Aerospace Engineering. — 2006. — P. 97.
7. Miniaturization limits of small IC engines. Shyam Menon and Christopher P. Cadou. Department of Aerospace Engineering, University of Maryland at College Park, College Park, PowerMEMS 2009, Washington DC, USA. — December 1–4, 2009. — P. 4.
8. The scaling of performance and losses in miniature internal combustion engines. Shyam Menon, Dr. Christopher Cadou, Associate Professor, Department of Aerospace Engineering. — 2010. — P. 426.
9. Scaling limitations of micro engines. Joseph C. P. Griebel University of Colorado at Colorado Springs. Undergraduate Research Journal at UCCS Vol. 3.2. — October 2010. — P.11.
10. Theoretical limits of scaling-down internal combustion engines. Author's accepted manuscript E. Sher, I. Sher. Chemical Engineering Science. — Vol. 66. — Issue 3. — February 2011. — P. 260–267.