

ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ БАЗА БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Канд. техн. наук, доц. ЛАПЦЕВИЧ А. А.,
докт. физ.-мат. наук, проф. ГРЕЧИХИН Л. И.,
канд. техн. наук, доц. КУЦЬ Н. Г.

*Минский государственный высший авиационный колледж,
Луцкий национальный технический университет (Украина)*

В настоящее время в передовых странах мира – США, Франции, Англии, Германии, России – интенсивно ведутся разработки беспилотных летательных аппаратов (БЛА) большой грузоподъемности, длительное время находящихся в полете. Это, прежде всего, беспилотные летательные разведовательно-ударные комплексы (БЛК). Решаемые ими задачи потребовали, чтобы такие БЛА могли совершать полет на десятки-сотни тысяч километров. В этой связи к бортовой энергетике БЛА предъявляются весьма жесткие требования:

- мощность – 1000 кВт и более;
- массогабаритные параметры минимальные;
- длительный ресурс работы;
- возможность собственной технической диагностики и на этой основе принятие правильного решения на дальнейшую эксплуатацию бортового энергоблока;
- сведение к минимуму управления энергоблоком наземным оператором;
- максимальная защищенность от внешнего вмешательства.

Перечисленные требования удовлетворить в полной мере – трудная проблема, которую необходимо решать. Поэтому возникла цель: провести анализ современного состояния, в каком направлении осуществляется развитие бортовых энергетических комплексов БЛА, и наметить возможные пути совершенствования таких комплексов. Поставленная цель ставит следующие задачи:

- выяснить, на какой теоретической базе создаются тепловые и электрические моторы и генераторы;
- разработать такую теоретическую базу, которая позволила бы осуществить компьютерное моделирование принципа работы и условий эксплуатации того или иного двигателя на новых физических принципах;
- разработать теоретические основы работы тепловых двигателей;
- обосновать возможность создания электрических моторгенераторов;
- рассмотреть возможные пути использования тепловых насосов в бортовых энергокомплексах БЛА.

Термодинамика тепловых двигателей. Для выяснения основных закономерностей работы тепловых двигателей был разработан термодинамический подход, который позволяет вскрыть механизм превращения одного вида энергии в другой, не вдаваясь в конкретные причины, вызвавшие эти превращения. При превращении тепловой энергии в механическую работу термодинамический подход позволил установить, что подобное превращение возможно путем организации кругового термодинамического цикла.

Площадь замкнутого термодинамического цикла на p - V -диаграмме соответствует работе, которую совершила термодинамическая система. На p - V -диаграмме можно построить большое количество замкнутых термодинамических циклов и на той базе построить тепловую машину. Практически это было реализовано в тепловых двигателях, работающих по циклу Стирлинга, Отто, Дизеля, Тринклера, Хамфри и др. Когда были получены экспериментальные данные в виде индикаторных диаграмм, стало ясно, что термодинамический подход позволяет вскрыть принципиальную возможность реализации превращения тепловой энергии в механическую работу, а не реальную картину такого превращения.

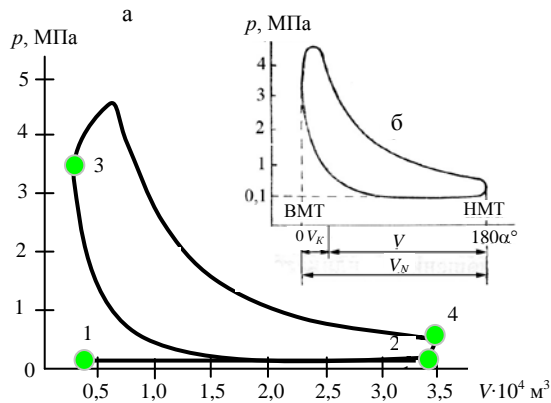


Рис. 1. Расчетная индикаторная диаграмма (а) в сравнении с экспериментальной (б)

Оказалось, что при анализе работы теплового двигателя необходимо учитывать физико-химический состав топлива, процесс его горения, конструктивные особенности двигателя, условия его работы и др. Все это учесть в термодинамическом подходе не представляется возможным. Поэтому в [1] был предложен молекулярно-кинетический подход, который позволяет максимально учесть процессы и условия, возникающие при работе теплового двигателя. В качестве примера на рис. 1 приведена расчетная индикаторная диаграмма для карбюраторного двигателя и для сравнения – экспериментальная индикаторная диаграмма. По виду и значениям давления индикаторные диаграммы совпадают почти идеально.

Типы тепловых двигателей и их применение в авиации. В тепловых двигателях происходит превращение тепловой энергии в механическую работу. При этом различают двигатели с внешним и внутренним сжиганием топлива (как источник получения тепловой энергии). Разработаны и нашли практическое применение тепловые двигатели самых различных конструкций. Классификация тепловых двигателей приведена на схеме (рис. 2).

Принципиальная схема работы турбовинтового двигателя показана на рис. 3. В турбовинтовом двигателе (ТВД) основное тяговое усилие обеспечивает воздушный винт, соединенный через редуктор с валом турбокомпрессора. Для этого используется турбина с увеличенным числом ступеней, так что расширение газа в турбине происходит почти полностью и только 10–15 % тяги обеспечивается за счет газовой струи. Турбовинтовые двигатели более экономичны, чем поршневые. В авиации они широко используются для самолетов, имеющих большие грузоподъемность и дальность полета. Крейсерская скорость самолетов, оснащенных ТВД, достигает 600–800 км/ч.

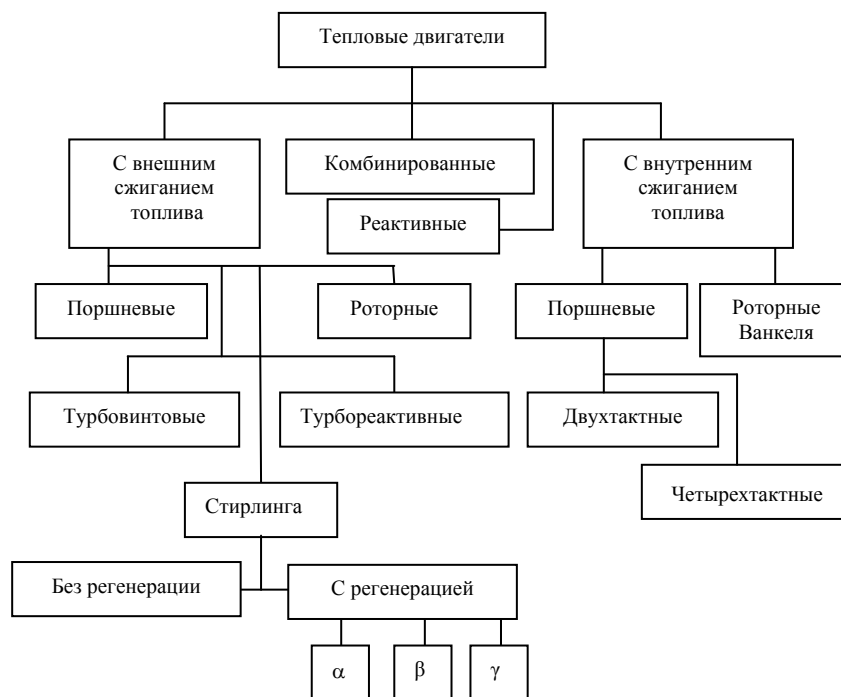


Рис. 2. Классификация тепловых двигателей

Разновидностью турбокомпрессорного двигателя является турбовальный двигатель (ТВаД). У такого двигателя вся развиваемая мощность через выходной вал передается потребителю. Поэтому они в основном используются на вертолетах.

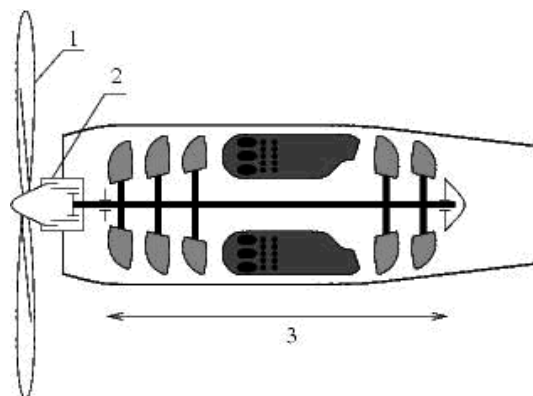
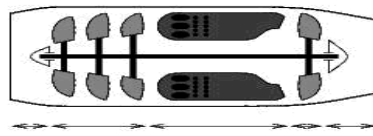


Рис. 3. Принципиальная схема работы турбовинтового двигателя:
1 – тянущий винт; 2 – редуктор; 3 – последовательно расположенные компрессор, камеры сгорания и турбина

В турбовинтовых двигателях в выходном сечении сопла разогретый газ обладает высокой температурой и достаточно высокой скоростью истечения, но эта энергия не используется. В турбореактивных двигателях энергия истечения используется. Поэтому такие двигатели являются более экономичными по сравнению с турбовинтовыми. Принципиальная схема турбореактивного двигателя приведена на рис. 4. Эти двигатели применяются на реактивных самолетах.



1 2 3 4 5

Рис. 4. Принципиальная схема турбореактивного двигателя: 1 – входное устройство с вентилятором; 2 – компрессор; 3 – камера сгорания; 4 – турбина; 5 – выходное сопло с регулируемым критическим сечением

Не вдаваясь в подробности устройства турбореактивного двигателя и его работы, отметим, что основная часть энергии газовой смеси идет на ускорение газового потока в сопле и создание реактивной тяги. Чем выше температура сгорания, тем выше коэффициент преобразования двигателя.

Разновидностью турбореактивного двигателя является турбореактивный двигатель с форсажной камерой, который применяется на сверхзвуковых самолетах. В таких двигателях между турбиной и соплом устанавливается форсажная камера, в которой сжигается дополнительное горючее. В результате происходит увеличение тяги (форсаж) до 50 %. Расход топлива резко возрастает. Поэтому двигатели с форсажной камерой обладают низкой экономичностью. Попытки использовать сверхзвуковые самолеты в гражданской авиации не увенчались успехом.

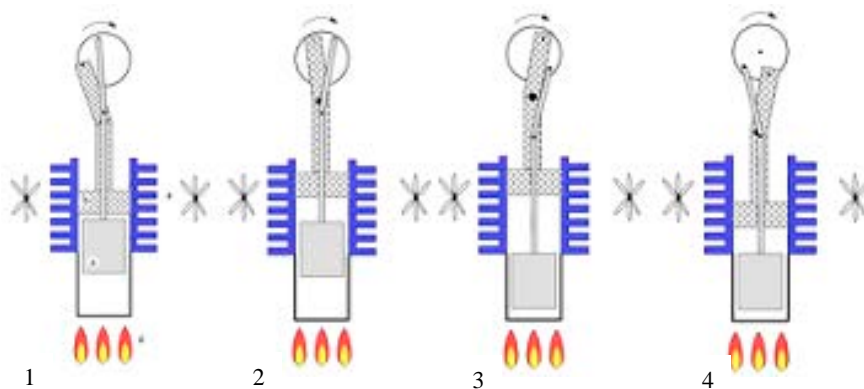


Рис. 5. Схематичное изображение реализации термодинамического цикла Стирлинга

Особую популярность в настоящее время приобрели двигатели Стирлинга, которые работают по следующей схеме (рис. 5): 1 – изотермическое расширение с подводом теплоты; 2 – изохорный отвод теплоты от рабочего тела к регенератору; 3 – изотермическое сжатие рабочего тела с отводом теплоты к холодильнику; 4 – изохорический нагрев рабочего тела с подводом теплоты от регенератора. Двигатели Стирлинга конструктивно реализуются с применением регенератора и без него. С регенератором двигатель Стирлинга обладает тремя конструктивными особенностями, которые показаны на рис. 6.

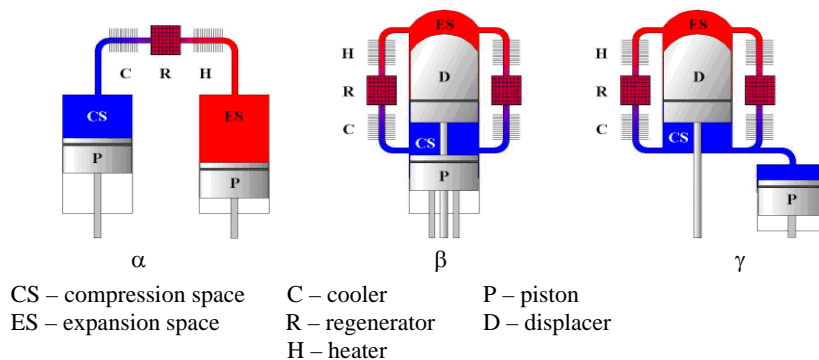


Рис. 6. Различные варианты реализации двигателя Стирлинга с регенератором

Принципиальное отличие двигателя Стирлинга от других типов тепловых двигателей заключается в следующем: 1 – работать может от любого источника теплоты (сжигание жидкого и газового углеводородного топлива, сжигание водорода, нагрев от теплового насоса, нагрев от солнечного излучения и др.); 2 – рабочее тело не контактируется с окружающей средой, и поэтому может работать в любых условиях; 3 – с применением регенератора обеспечивает максимально возможный коэффициент преобразования подводимой теплоты в механическую работу (33,3 %); 4 – применение в качестве рабочего тела водорода или гелия обеспечивает минимальную теплоотдачу от рабочего тела к конструкции двигателя; 5 – позволяет непосредственно осуществить преобразование тепловой энергии в электрическую энергию.

В настоящее время в Беларуси с участием Луцкого национального технического университета создается четырехроторный двигатель, принципиальная конструкция которого приведена на рис. 7. Такая конструкция работает при сравнительно малых давлениях рабочего газа. Лопатки турбины, изображенные на рис. 7, жестко не связаны с осью механического вращения турбины. Охлаждение лопаток турбины осуществляется одновременно с ее работой. Конструктивно расположение роторных лопаток турбины обеспечивает съем энергии не с одного направления движения, а с двух направлений. В этом случае максимальный коэффициент преобразования тепловой энергии в механическую работу составит не более 67 %.

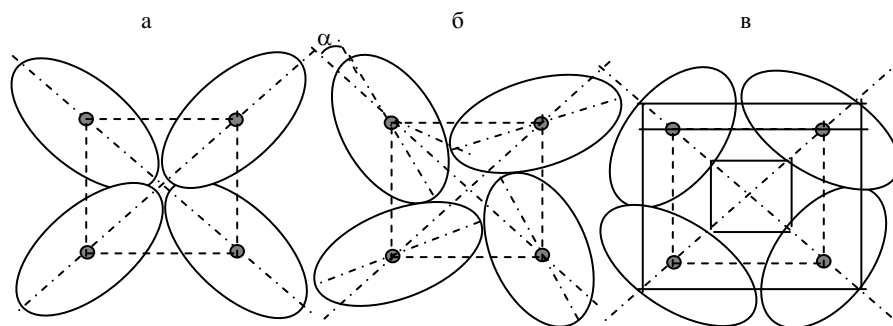


Рис. 7. Лопатки турбины и их расположение друг относительно друга: а – минимальный объем между ними; б – промежуточное расположение; в – максимальный объем между ними

Двигатели с внутренним сжиганием топлива в современных условиях являются основными на всех видах транспорта. По способу преобразования тепловой энергии топлива в механическую работу различают двух-

и четырехтактные двигатели. Рабочий цикл четырехтактного ДВС совершается за четыре хода поршня (такта), т. е. за два оборота коленчатого вала. При первом такте происходит всасывание, или впрыск, топлива при движении поршня от верхней мертвой точки (в. м. т.) к нижней мертвой точке (н. м. т.). В течение второго такта – сжатия – поршень движется от н. м. т. к в. м. т., впускной и выпускной клапаны закрыты и смесь сжимается до давления (8–20 атм). Температура смеси в конце сжатия достигает температуры газификации (650–700 К). В конце сжатия смесь воспламеняется электрической искрой и происходит возгорание воздушно-топливной смеси. В конце сгорания топлива давление в цилиндре составляет 30–60 атм, а температура 1900–2500 К. Третий такт цикла – расширение с догоранием топлива. Этот цикл является рабочим ходом, и только в нем происходит преобразование теплоты, полученной от сгорания топлива, в механическую работу. Четвертый такт – выпуск отработавших газов поршнем.

Рабочий цикл двухтактного карбюраторного ДВС осуществляется за два хода поршня или за один оборот коленчатого вала. Процессы сжатия, сгорания и расширения практически аналогичны соответствующим процессам четырехтактного ДВС.

Основные недостатки поршневых ДВС заключаются в следующем:

1) при сжатии горючей смеси повышение температуры вследствие адиабатического сжатия зависит от температуры окружающей среды и не всегда достигает температуры, когда происходит интенсивная газификация топлива. Поэтому во втором такте топливо не успевает полностью сгорать и максимум температуры не совпадает с максимумом момента силы, передаваемого коленчатому валу; 2) в момент начала четвертого такта горение сажевых частиц еще продолжается и температура отработавшего газа еще достаточно высокая; 3) вследствие большого количества трущихся деталей происходит большая потеря энергии на преодоление сил трения. В этих трех направлениях происходит совершенствование ДВС всех типов.

Первый недостаток устраняется путем дополнительного подогрева воздушно-топливной смеси. Так, в двигателе Скудери (рис. 8) [2] путем применения двух спаренных цилиндров обеспечивается большая степень сжатия в первом цилиндре. Топливная смесь доводится примерно до температуры воспламенения, впрыскивается в этот момент в рабочий цилиндр, где происходит ее более полное сгорание. Различные варианты двигателя Скудери предлагают и другие конструкторы автопрома.

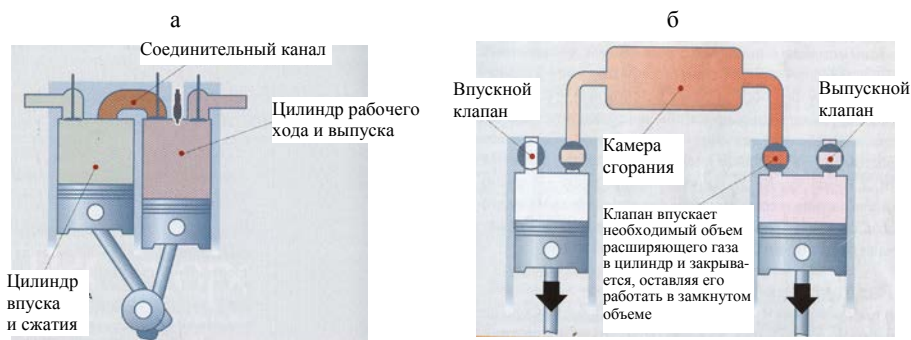


Рис. 8. а – двигатель Скудери; б – модификация двигателя Скудери Джоном Заяц



Рис. 9. Пятикратный двигатель с тремя цилиндрами

Второй недостаток устраняют путем применения пятикратного двигателя с тремя цилиндрами (рис. 9) [2]. Боковые два цилиндра работают по четырехтактной схеме и обладают меньшим диаметром по сравнению с центральным цилиндром. Выхлопные газы с двух боковых цилиндров заводятся в центральный третий и таким образом увеличивают коэффициент

преобразования тепловой энергии сгоревшего топлива в механическую работу.

Третий недостаток пытаются устранить путем создания свободно движущегося поршня. Это известные два варианта, которые были предложены Франком Штельзером (рис. 10) и Петером Хоффбауэром (рис. 11) [3].

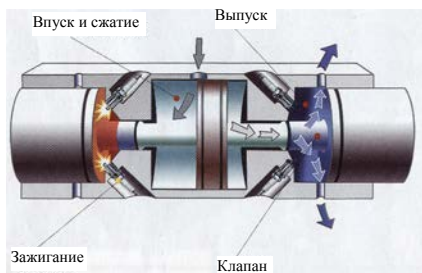


Рис. 10. Двигатель Штельзера

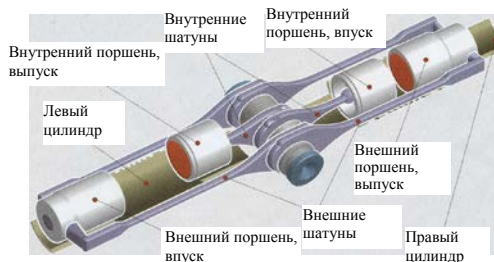


Рис. 11. Двигатель Петера Хоффбауэра

Двухтактный двигатель со свободным поршнем позволил произвести прямое преобразование тепловой энергии в электрическую. Это двигатель Ван Бларигана (рис. 12) [3]. Такая же схема прямого преобразования тепловой энергии в электрическую реализована на основе двигателя Стирлинга (рис. 13).

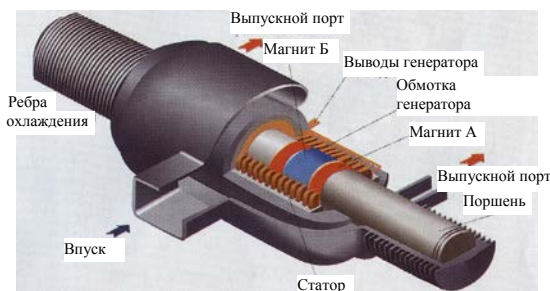


Рис. 12. Двигатель Ван Бларигана

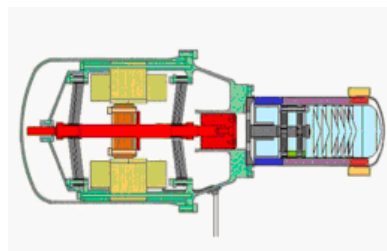


Рис. 13. Двигатель Стирлинга с линейным генератором переменного тока

В настоящее время в авиационную технику широко внедряются роторно-поршневые двигатели (РПД) внутреннего сгорания (двигатель Ванкеля) (рис. 14). Особенностью двигателя является применение вращающегося ро-

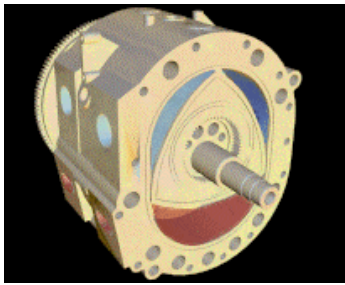


Рис. 14. Общий вид двигателя Ванкеля

тора (поршня), размещенного внутри цилиндра, поверхность которого выполнена по эпитрохоиде. Установленный на валу ротор жестко соединен с зубчатым колесом, которое входит в зацепление с неподвижной шестерней. Ротор с зубчатым колесом как бы обкатывается вокруг шестерни. Его грани при этом скользят по эпитрохоидальной поверхности цилиндра и отсекают переменные объемы камер в цилиндре. Такая конструкция позволяет осуществить четырехтактный цикл

без применения специального механизма газораспределения. Функцию поршня в РПД выполняет трехвершинный ротор, преобразующий силу давления газов во вращательное движение эксцентрикового вала. За полный оборот ротора в каждой из камер совершается полный четырехтактный цикл.

Реактивные двигатели составляют основу ракетной техники. Реактивный двигатель включает в себя три основных элемента: рабочее тело (газ, плазма, ядерные частицы, ионы, фотоны); ускоритель, который отбрасывает реактивную струю; источник энергии для питания двигателя. Реактивные двигатели классифицируют по роду рабочего процесса, виду топлива, характеру источника энергии, способу передачи энергии рабочему телу и другим признакам. Наиболее характерно деление реактивных двигателей на четыре основные группы: ракетные двигатели (РД), воздушно-реактивные двигатели (ВРД), электрореактивные двигатели (ЭРД) и фотонные двигатели. Для реализации длительных космических полетов перечисленные двигатели не представляют особого интереса. Для таких полетов предполагают использовать энергию вакуума [4]. Это перспектива, по-видимому, весьма далекая.

На авто- и железнодорожном транспорте нашли применение комплексы взаимосвязанных энергетических устройств. Во всех автомобилях работает ДВС, который обеспечивает не только поступательное движение транспортного средства, но и, вращая электрогенератор, вырабатывает электроэнергию для питания свечей зажигания и систем управления, а также комфортабельности обслуживающего персонала. На железнодорожном транспорте также реализованы взаимосвязанные энергоустройства в различных комбинациях.

Аналогичная ситуация имеет место и в авиации. На борту самолета работающие двигатели обеспечивают полет, а вспомогательные энергоблоки служат для запуска основных двигателей и вырабатывают электроэнергию для электропитания всех систем, без которых невозможен полет. В отличие от наземных транспортных средств при полете самолета возникает взаимодействие с окружающей атмосферой настолько существенное, что самолет по отношению к окружающей среде следует рассматривать как открытую энергосистему. В результате реализуется такой энергетический комплекс, который позволяет осуществлять транспортные перевозки большой грузоподъемности и на большие расстояния за малые временные промежутки за счет возникновения тепловых насосов.

В авиации тепловые насосы проявляются, когда образуются срывные течения. Такие течения возникают при быстром вращении лопаток вентилятора, турбины, на лопастях вращающегося винта, на крыльях и за фюзеляжем. Прямые эксперименты по обоснованию возникновения теплового насоса были выполнены при вращении быстроходного тянущего винта [5] и использовании его в качестве паруса [6].

Молекулярно-кинетический анализ работы тепловых двигателей. Рассмотрим, как изменяются давление и температура воздушно-топливной смеси в процессе горения топлива. Первая стадия горения топлива, газификация, достигается преимущественно вследствие адиабатического сжатия

$$T_2 = T_1 \left(\frac{V_1}{V_2} \right)^{\gamma-1}, \quad (1)$$

где $\gamma = C_p/C_v$ – отношение теплоемкостей при постоянных давлении и объеме. Для воздуха до температуры 1000 К $\gamma = 1,4$, а при более высоких температурах – 1,34–1,38.

После достижения температуры газификации образуется горючая смесь, которую с некоторым запаздыванием поджигают. После поджига реализуются вторая и третья стадии горения топлива. Для полного сгорания топлива требуется определенное время. При полном сгорании топлива выделяется количество теплоты

$$U = \frac{H_u \dot{m}}{2f}, \quad (2)$$

где H_u – теплотворная способность топлива; \dot{m} – расход топлива; f – частота вращения двигателя. С учетом выделившейся энергии температура воздушно-топливной смеси

$$T_2 = T_1 + \frac{2U}{5k_B N}, \text{ К.} \quad (3)$$

При такой температуре давление горючей смеси в ВМТ

$$p = \frac{N}{V} k_B T. \quad (4)$$

Выделение теплоты при горении топлива происходит в нарастающем режиме, который описывается экспоненциальным законом. Тогда возрастание температуры со временем с учетом граничных условий представится в виде

$$T_2 = T_1 + T_1 [\exp(at) - 1], \quad (5)$$

где коэффициент a находится из начальных условий.

Внутренняя энергия газа

$$\Delta U = A + \Delta Q' - \Delta Q''. \quad (6)$$

Здесь $\Delta A = M(t)\omega\Delta t$ – затраченная механическая работа; $M(t)$ – момент на валу двигателя; $\omega = 2\pi f$ – круговая частота; $\Delta Q'$ – потери теплоты при

конвективном теплообмене внутри двигателя, т. е. на его разогрев; $\Delta Q''$ – изменение внутренней энергии топливной смеси при адиабатическом сжатии или расширении газа.

Механическая работа, которую производит нагретый воздух в одном из направлений хаотического движения его молекул, равна произведению момента силы на угол поворота коленчатого вала за время Δt

$$\Delta A = M(t)\omega\Delta t. \quad (7)$$

Давление внутри двигателя с учетом выделяемой энергии при сгорании топлива, совершаемой механической работы, конвективного теплообмена и адиабатического расширения падает до значения

$$p(t) = n(t)k_B \left[T(t) \left(\frac{V_1(t_1)}{V_2(t_2)} \right)^{\gamma-1} + \Delta T(t) \right], \quad (8)$$

где $\Delta T(t) = T(t_2) - T(t_1)$, а значения температур определяются по формуле (5).

Объемы $V(t_1)$ и $V(t_2)$ вследствие движения поршня в цилиндре двигателя:

$$V(t_1) = \pi r^2 \{l_0 + L[1 - \cos(\omega t_1)]\}; \quad V(t_2) = \pi r^2 \{2\{l_0 + L[1 - \cos(\omega t_2)]\}\}. \quad (9)$$

Здесь r – радиус поршня; L – плечо коленчатого вала; l_0 – эффективная высота цилиндра свободного объема, когда поршень находится в ВМТ. (В действительности объем камеры сгорания имеет более сложную форму. В данном случае надо знать общий объем камеры сгорания, а не ее форму.)

Возрастание температуры воздушно-топливной смеси внутри цилиндра до поджига горючей смеси определяется рекуррентным соотношением вида

$$T(t_{n+1}) = T(t_n) \left(\frac{V_{n-1}}{V_n} \right)^{\gamma-1}, \quad (10)$$

а работа, которая затрачивается при адиабатическом изменении объема газа на величину $\Delta V_n = V_n - V_{n-1}$, представится в виде

$$\Delta Q_n'' = \frac{P_{n-1}V_{n-1}}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{V_{n-1}}{V_n} \right)^{\gamma-1} \right]. \quad (11)$$

В стационарных условиях конвективный теплообмен будет определяться не тем, как происходит разогрев двигателя внутренним теплообменом, а тем, как он охлаждается принудительно потоком воздуха, формируемого радиатором. Температура воздуха на внешней поверхности заведомо меньше температуры корпуса двигателя. Тогда при взаимодействии потока воздуха с кластерами материала корпуса двигателя по всей его внешней поверхности будет происходить передача энергии колебания кластеров к молекулам воздуха. Коэффициент передачи энергии

$$\theta = \frac{4m_a M_{кл}}{(m_a + M_{кл})^2}, \quad (12)$$

где m_a – среднее значение массы молекул воздуха; $M_{\text{кл}}$ – масса молекул кластеров материала двигателя.

Теплоотдача от внешних стенок двигателя к прокачиваемому воздуху

$$\Delta Q'(t) = 2(1 - \theta)n_{\text{кл}}v_{\text{кл}}^2 S_{\text{вн}}(t). \quad (13)$$

Допустимый разогрев прокачиваемого воздуха вокруг внешней поверхности двигателя не должен превышать 50–60 К выше температуры окружающей среды. Так как температура со временем в камере сгорания непрерывно возрастает по экспоненциальному закону, теплопроводность в этом случае является нестационарной. Разность температур горючей смеси и стенки камеры сгорания $\Delta T_n = T(t_n) - T(t_{n-1})$. Температура кластерного монослоя постоянно находится в термодинамическом равновесии с температурой окружающей среды, т. е. при $T(t_{n-1})$, а нестационарность учитывается процессом изменения температуры внутри камеры сгорания. В таком предположении в каждый момент времени мощность передачи энергии стенкам камеры сгорания вследствие нестационарного конвективного теплообмена

$$\Delta N_T = \frac{5\pi \theta N \sqrt{2k_B T(t) / m_a} k_B \Delta T(t) \{r_n + [l_0 + L(1 - \cos \omega t)]\}}{12 \{l_0 + L[1 - \cos(\omega t)]\} r_n}, \quad (14)$$

а результирующая тепловая энергия, которую приобретает двигатель вследствие конвективного теплообмена:

$$N_T = \int_0^{1/2f} \Delta N_T dt. \quad (15)$$

m_a – средняя масса молекул воздуха.

Разогрев корпуса двигателя происходит при положительной разности температур окружающей среды и его корпуса. В противном случае, наоборот, корпус двигателя будет разогревать газ окружающей среды.

В установившемся режиме мощность передачи энергии внутри цилиндра компенсируется мощностью температурного охлаждения радиатором. В этом случае $N' = N_T$.

При известном со временем распределении температуры работу, которая совершается двигателем с усреднением за период вращения коленчатого вала, можно выразить

$$\bar{A} = 8\pi F^2 \int_0^{1/2f} M(t) dt. \quad (16)$$

Здесь

$$M(t) = n(t)k_B \left[T(t) \left(\frac{V_1}{V_2} \right)^{\gamma-1} + \Delta T(t) \right] \pi r_n^2 L \sin(\omega t). \quad (17)$$

Так производится расчет получаемой работы в результате сжигания топлива в каждый момент времени, и по этим данным строится индикаторная диаграмма работающего двигателя в стационарных условиях, которая изображена на рис. 1.

Основы работы электрических двигателей. Мировая электромашинная энергетика базируется на электрических машинах индуктивного и, в меньшей мере, емкостного типов, для которых разработана общая теория, основанная на уравнениях Максвелла. Эта теория охватывает машины постоянного и переменного тока индуктивного и емкостного типов. В настоящее время пристальное внимание обращено на индуктивно-емкостные электрические машины, в которых в энергообменных процессах участвует как магнитное, так и электрическое потокосцепление. Такие электрические машины обладают колебательными свойствами и могут работать в резонансном режиме. В [7, 8] показано, что резонансные системы преобразования энергии открытого типа обладают коэффициентом преобразования энергии больше единицы, т. е. способны входить во взаимодействие с другими видами энергии и осуществлять энергообменный процесс с коэффициентом полезного действия, близким к единице.

В индуктивно-емкостных электрических машинах преобразование энергии различных видов осуществляется магнитодинамическими и емкостными системами во взаимодействии друг с другом, формируя электромагнитное поле [9]. Магнитодинамические системы преобразования (МДСП) механической энергии в электрическую реализуются в двух вариантах. В первом варианте вращается рамка в магнитном поле, а во втором – магнитное поле вокруг рамки. Коэффициент преобразования механической энергии в электрическую определяется постоянными и переменными потерями

$$КП = \frac{P_{\text{ном}} - \Delta P}{P_{\text{ном}}}, \quad (18)$$

где $P_{\text{ном}}$ – мощность, отбираемая от источника механической энергии; ΔP – мощность потерь,

$$\Delta P = K + Q. \quad (19)$$

Здесь K – составляющая постоянных потерь; Q – то же переменных потерь.

Постоянные потери мощности реализуются в:

- механической части МДСП, обусловленные преодолением диссипативных сил;
- сердечниках электромагнитных компонент системы, т. е. на преодоление токов Фуко и петель гистерезиса на нелинейных элементах, используемых в системе индуктивностей и электрических емкостей;
- вентиляционных системах для улучшения конвективного теплообмена с окружающей средой.

Переменные потери обусловлены потерями:

- на активном и реактивном сопротивлениях;
- на преодолении энергии активации;
- в переходных процессах.

Анализируя эти потери, авторы [10] пришли к выводу, что наиболее целесообразно использовать МДСП, у которого коэффициент преобразования механической энергии в электрических системах доведен до 90 %.

Создание систем оптимального управления при эксплуатации позволило резко уменьшить потери, возникающие в переходных процессах, которые являются основными при преобразовании механической энергии в электрическую. Резонансный режим, предложенный в [11, 12], резко уменьшает постоянные и переменные потери в МДСП. Использование МДСП в резонансном режиме позволяет не только реализовать большие мощности [11, 12], но и получать избыточную энергию за счет взаимодействия с окружающей средой [13], а это значит, что осуществляется принцип работы теплового насоса.

Тепловые насосы в энергетических комплексах. Тепловые насосы – это, по существу, открытая энергосистема. Энергетика работы открытых систем рассмотрена в [8, 14]. Полеты самолетов в земной атмосфере стали возможными только потому, что самолет по отношению к окружающей среде является открытой системой. В результате возникают лобовое сопротивление и подъемная сила крыла самолета. При этом работающие на борту самолета двигатели преодолевают только лобовое сопротивление, а огромная работа, затрачиваемая на подъем самолета и на вращение вентиляторов и турбин, черпается из окружающей среды. Например, выполненный полный аэродинамический расчет при полете самолета ТУ-134 [15] показал следующее. Два установленных на нем турбореактивных двигателя Д-30 II серии при крейсерском полете дают тягу 32 т, а общее лобовое сопротивление составляет 44 т. Недостающая тяга обеспечивается возникновением срывного течения за фюзеляжем [15]. При крейсерском полете (номинальный режим) расход топлива составляет 1432 кг/ч [16]. Общая энергия, которая выделяется в единицу времени при полном сгорании топлива, ~23200 л. с. Мощность тяговых усилий обоих двигателей ~25240 л. с. Получается, что вся мощность сгоревшего топлива преобразуется в движение самолета, а на вращение вентиляторов и турбин мощности не остается. Мощность, развиваемая турбинами высокого давления, составляет 34000 л. с., а мощность турбин низкого давления – 19500 л. с. Результирующая мощность, которую развивают турбины с вентиляторами, равна 53500 л. с. [17]. Не понятно, откуда берется такая мощность. Естественно предположить, что турбины совместно с самолетом работают как тепловой насос с достаточно высоким коэффициентом преобразования.



Рис. 15. Воздушный винт вместо паруса

Работающий винт самолета также представляет собой тепловой насос, и экспериментальное подтверждение описано в [5, 6]. В [5] отмечено, что работающий высокоскоростной винт позволял получать коэффициент преобразования 3, 6, а в [6], что винт (рис. 15) в качестве паруса позволил получить коэффициент преобразования 2,85. Это только начало осознанного внедрения тепловых насосов в энергетику транспортных систем.

ВЫВОДЫ

На основании проведенного анализа работы различных энергетических систем отметим следующее:

- молекулярно-кинетический подход анализа работы тепловых преобразователей энергии позволяет не только правильно описать работу таких систем, но и осуществить компьютерное моделирование в различных условиях их применения;
- рассмотрены пути совершенствования тепловых двигателей и электродинамических двигателей;
- увеличение полетного времени БЛА можно обеспечить путем не только эффективного использования выделяющейся при сгорании топлива энергии, но и организации открытых систем, которые реализуют принцип действия теплового насоса;
- комплексированные энергосистемы открытого типа в любом виде транспорта являются наиболее прогрессивными.

После внедрения тепловых насосов в энергетические комплексы авиация станет основным наиболее надежным и экономически выгодным видом транспорта.

ЛИТЕРАТУРА

1. Г р е ч и х и н, Л. И. Двигатели внутреннего сгорания. Физические основы технической диагностики и оптимального управления / Л. И. Гречихин. – Минск: Наука і тэхніка, 1995. – 270 с.
2. П о п у л я р н а я механика. – 2010. – № 3 (89). – С. 88–91.
3. П о п у л я р н а я механика. – 2010. – № 4 (90). – С. 88–91.
4. Л е о н о в, В. С. Перспективные экологически чистые технологии производства и преобразования энергии / В. С. Леонов // Демографические проблемы Беларуси: труды 1-го междунар. конгр. 17–20 марта 1999 г. – Минск: ООО «Солярый плюс», 1999. – 242 с.
5. Э н е р г е т и к а воздушного винта беспилотного летательного аппарата / Л. И. Гречихин [и др.] // Энергетика... (Изв. высш. учеб. заведений и энерг. объединений СНГ). – 2010. – № 5. – С. 61–65.
6. П о п у л я р н а я механика. – 2010. – № 9 (95). – С. 84–87.
7. Г р е ч и х и н, Л. И. Проблемы энергетики в современных условиях / Л. И. Гречихин // Фундаментальные проблемы естествознания и техники: труды междунар. конгр. – СПб.: СПбГУ, 2000. – Т. 1, № 1. – С. 99–103.
8. Г р е ч и х и н, Л. И. Получение и преобразование энергии в открытых системах / Л. И. Гречихин // Энергетика... (Изв. высш. учеб. заведений и энерг. объединений СНГ). – 2004. – № 4. – С. 76–81.
9. Г р е ч и х и н, Л. И. Колебания и волны / Л. И. Гречихин, Н. И. Козарь, Н. И. Павлова. – Минск: МВИЗРУ, 1973. – 129 с.
10. И о с и ф ь я н, А. Г. Эволюция физических основ электротехники и электродинамики / А. Г. Иосифьян // Электричество. – 1987. – № 12. – С. 19–21.
11. К о п ы л о в, И. П. Некоторые вопросы обобщенного физико-математического моделирования электромеханических преобразователей энергии / И. П. Копылов, С. В. Гандилян, В. В. Гандилян // Электротехника. – 1998. – № 9. – С. 25–40.
12. Г а н д и л я н, С. В. Некоторые проблемы создания микроминиатюрных электромеханических преобразователей энергии / С. В. Гандилян, В. В. Гандилян // Электричество. – 1999. – № 3. – С. 43–46.
13. Р о щ и н, В. В. Экспериментальное исследование физических эффектов в динамической магнитной системе / В. В. Рошин, С. М. Годин // Фундаментальные проблемы естествознания и техники: труды Междунар. конгресс. – СПб., 2000. – Т. 1, № 1. – С. 202–205.

14. Г р е ч и х и н, Л. И. Современная энергетика. Пути и методы развития и применение на транспорте / Л. И. Гречихин, Н. Г. Куць // Наукові нотаткі. – 2010. – Вып. 28. – С. 162–165.

15. Г р е ч и х и н, Л. И. Современная аэродинамика полета летательных аппаратов и возможности компьютерного моделирования / Л. И. Гречихин // АВИА-2007: материалы VIII междунар. науч.-техн. конф. – Киев: НАУ, 2007. – Т. 2. – С. 33–95.

16. Л и г у м, Т. И. Аэродинамика самолета ТУ-134А / Т. И. Лигум. – М.: Транспорт, 1975. – 320 с.

17. К р ю к о в, А. М. Конструкция и летная эксплуатация двигателя D-30 2 сер. / А. М. Крюков. – М.: Воздушный транспорт, 1975. – 198 с.

Представлена кафедрой
технологии и методики преподавания

Поступила 18.01.2011

УДК 539.3:669.046

МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ НАГРЕВАТЕЛЬНЫХ ПЕЧЕЙ МЕТАЛЛУРГИЧЕСКОГО И МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОГО ПРОИЗВОДСТВ

**Канд. физ.-мат. наук ГЕРМАН М. Л., канд. техн. наук КАБИШОВ С. М.,
инж. ОЗНОБИШИН А. А.**

РУП «БЕЛТЭИ»

В настоящее время перед белорусскими предприятиями стоит задача модернизации печного парка. Способы повышения эффективности использования топлива и электроэнергии в процессах тепловой обработки различных изделий и материалов неоднократно обсуждались на страницах ведущих изданий республики, а также за рубежом [1, 2 и др.]. Вместе с тем, опыт эксплуатации нагревательных устройств различной конструкции, а также результаты экспериментальных исследований, полученные в условиях действующего производства, показывают, что не всегда за счет использования современного оборудования и материалов можно добиться желаемого результата в плане сокращения энергозатрат.

В работе выполнен анализ энерготехнологических характеристик двух нагревательных печей: печи с комбинированным подом стана 320 ПО «Белорусский металлургический завод» и проходной толкательной печи для нагрева заготовок перед штамповкой ПНП-300, установленной в кузнечном цехе ОАО «МАЗ».

Конструктивные и технологические параметры печи с комбинированным подом стана 320 приведены в табл. 1, аналогичные характеристики проходной печи ПНП-300 – в табл. 2.