

УДК 629.734.735

## НЕКОТОРЫЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТОГО САМОЛЕТА

В.П. ХАРЬКОВ, А.А. БОГДАНОВ, Б.В. ЖМУРОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Халютиным С.П.

В статье рассмотрены вопросы, связанные с возможностью создания электрического экологически чистого воздушного судна. Предложено в качестве источника электрической энергии использовать современные накопители на основе литий-тионилхлорида.

**Ключевые слова:** электрический самолёт, экологичность.

Стремительное увеличение авиатранспорта и его роли в жизни мирового сообщества оказывает существенное влияние на окружающую среду, что дает предпосылки к созданию более экологически чистого самолета. Как известно, на воздушном судне (ВС) основным источником эмиссии вредных веществ является авиационный двигатель (АД), в котором создание реактивной тяги осуществляется посредством преобразования внутренней энергии топлива в кинетическую энергию реактивной струи рабочего тела. В результате окислительной реакции выбрасываются различные продукты горения, ухудшающие состав атмосферы, и тем самым вносятся свой негативный вклад в изменение климата на планете.

Однако АД, наряду с отрицательными качествами, играет одну из основных ролей в воздухоплавании. С помощью него создается не только тяга ВС, но и осуществляется преобразование механической энергии в электрическую, гидравлическую и пневматическую. В настоящее время перспективным направлением развития авиационного строения является создание полностью электрического самолёта, реализация которого должна привести к замене используемой в агрегатах и устройствах гидравлической и пневматической энергии на электрическую. Такая замена ставит перед авиационными специалистами целый ряд проблем, связанных с созданием электро-механических приводов (ЭМП), обладающих повышенным быстродействием. Второй проблемой создания полностью электрического самолёта является переход к экологически чистому ВС, где тяга создается посредством электрической энергии. В результате должен быть создан новый вид ВС с полностью электрифицированным оборудованием, в котором будут исключены гидравлические и пневматические энергосистемы (рис. 1). Такие работы достаточно активно ведутся в России и за рубежом [3; 11-13]. В статье рассматривается возможность построения такого воздушного судна с точки зрения замещения энергии топлива на эквивалентную электрическую энергию и определения возможного эксплуатационного диапазона (Н, М) полета ВС. Следует отметить, что при синтезе законов управления ВС [6-10] необходимо учитывать свойства электрической силовой установки.

Рассмотрим задачу определения потребной тяги на килограмм веса в зависимости от параметров полета и аэродинамической компоновки ВС. Математическую модель движения ВС будем рассматривать в траекторной системе координат. Известно, что аэродинамические силы определяются выражениями:

$$R = c_R \frac{\rho V^2}{2} S; \quad Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S; \quad X = c_x \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (1)$$

где  $c_R, c_y, c_x$  – аэродинамические коэффициенты соответствующих аэродинамических сил, определяемые опытным путем, они зависят от формы профиля, формы крыла, компоновки крыла,

числа Маха, угла атаки и угла скольжения;  $\frac{\rho V^2}{2}$  – динамический (скоростной) напор;  $S$  – площадь крыла;  $\rho$  – массовая плотность воздуха.

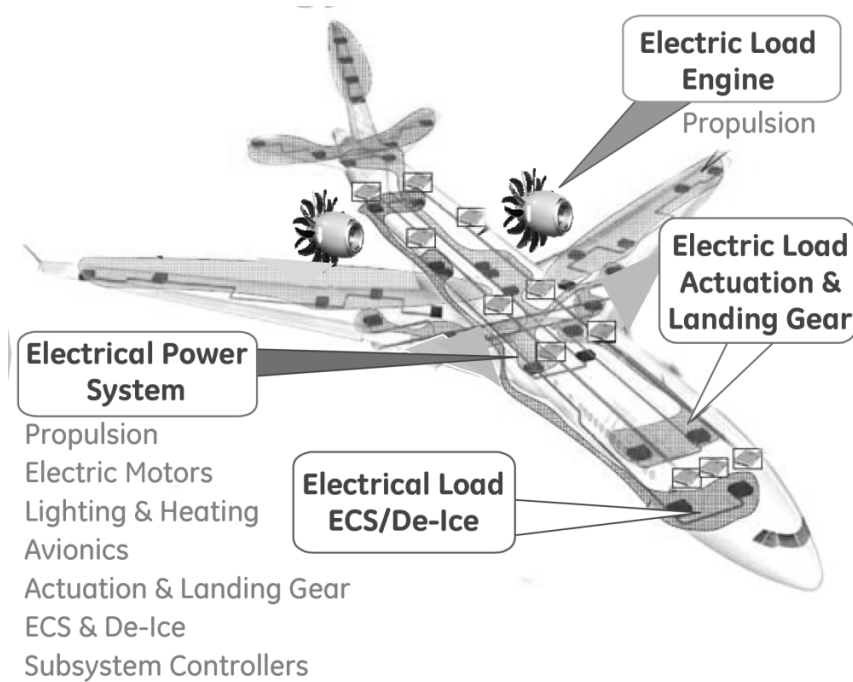


Рис. 1. Образ экологически чистого самолета

Собственное поступательное движение самолета описывается системой динамических и кинематических дифференциальных уравнений. Динамические уравнения описывают движение центра масс самолета относительно земли и параметрами движения относительно воздушного потока. Динамические уравнения получаются из векторного уравнения для количества движения относительно центра масс самолета

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{F}, \quad (2)$$

где  $m$  – масса самолета;  $\vec{F}$  – вектор сил, действующих на самолет.

С учетом изложенного в [1] векторное уравнение (2) примет следующий вид:

$$\begin{aligned} m \dot{V} &= F_{x_K}; \\ mV \dot{\theta} &= F_{y_K}; \\ mV \dot{\psi} \cos \theta &= F_{z_K}. \end{aligned} \quad (3)$$

Рассмотрим правую часть системы уравнений (3). Движение центра масс самолета в основном определяется действием трех видов сил: вектора силы тяги двигателей  $\vec{P}$ , вектора аэродинамической силы  $\vec{R}_A$  и вектора силы тяжести самолета  $\vec{G}$ . Спроецировав эти силы на оси OX и OY траекторной системы координат, получим:

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= P \cos(\alpha + \varphi_{об}) - X \cos \alpha - Y \sin \alpha - G \sin \theta; \\ mV \dot{\theta} &= P \sin \alpha + Y \cos \alpha - X \sin \alpha - G \cos \theta, \end{aligned} \quad (4)$$

где  $\alpha$  – угол атаки самолета;  $\theta$  – угол наклона траектории;  $\varphi_{\text{об}}$  – угол заклинения двигателя относительно строительной оси.

Уравнения движения центра масс самолета необходимо дополнить уравнениями движения относительно центра масс

$$\frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M}_R, \quad (5)$$

где  $\vec{K}$  – момент количества движения летательного аппарата;  $\vec{M}_R$  – главный момент внешних сил летательного аппарата.

Проекции вектора момента количества движения  $\vec{K}$  на подвижные оси в общем случае записываются в следующем виде:

$$\begin{aligned} K_x &= I_x \omega_x - I_{xy} \omega_y - I_{xz} \omega_z; \\ K_y &= -I_{xy} \omega_x + I_y \omega_y - I_{yz} \omega_z; \\ K_z &= -I_{xz} \omega_x + I_{yz} \omega_y - I_z \omega_z. \end{aligned} \quad (6)$$

Из уравнения (5), используя соотношения (6), получаем систему уравнений движения самолета относительно центра масс:

$$\begin{aligned} J_x \frac{d\omega_x}{dt} - J_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z + J_{xz} \omega_x \omega_z &= M_{R_x}; \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} - J_{xy} \frac{d\omega_x}{dt} + (J_x - J_z) \omega_z \omega_x + J_{yz} \omega_y \omega_z &= M_{R_y}; \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} - J_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y &= M_{R_z}. \end{aligned} \quad (7)$$

Так как  $J_{xy}, J_{yz}, J_{xz}, (J_x - J_z)$  являются сравнительно малыми величинами, то ими можно пренебречь. Тогда уравнения моментов преобразуются к следующему виду:

$$\begin{aligned} J_x \frac{d\omega_x}{dt} &= M_{R_x}; \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} &= M_{R_y}; \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} &= M_{R_z}. \end{aligned} \quad (8)$$

Входящие в правые части уравнений моменты являются суммой аэродинамических моментов и моментов от тяги двигателя. Аэродинамические моменты записываются в виде:

$$\begin{aligned} M_x &= m_x q S l; \\ M_y &= m_y q S l; \\ M_z &= m_z q S b_a, \end{aligned} \quad (9)$$

где  $m_x, m_y, m_z$  – безразмерные коэффициенты аэродинамических моментов;  $q$  – скоростной напор;  $l$  – размах крыла;  $b_a$  – длина средней аэродинамической хорды крыла.

При решении конкретных задач динамики общая форма представления аэродинамических сил и моментов может быть упрощена. В частности, для малых углов атаки многие аэродинамические коэффициенты бокового движения становятся константами. Тогда аэродинамические коэффициенты  $C_x, C_y, m_z$  будут определяться как:

$$\begin{aligned} C_x &= C_x(\alpha); \\ C_y &= C_y^0 + C_y^\alpha \alpha + C_y^\varphi \varphi; \\ m_z &= m_z^0 + m_z^\alpha \alpha + m_z^\varphi \varphi. \end{aligned} \quad (10)$$

Для продольной плоскости математическая модель движения ВС определяется системой (4) и третьим уравнением системы (8). Тогда можно записать:

$$\begin{aligned} P \cos(\alpha + \varphi_{0\theta}) - X \cos \alpha - Y \sin \alpha - G \sin \theta &= 0; \\ P \sin \alpha + Y \cos \alpha - X \sin \alpha - G \cos \theta &= 0; \\ m_z q S b_a &= 0. \end{aligned} \quad (11)$$

Для горизонтального равномерного полета ВС характерным являются следующие равенства:

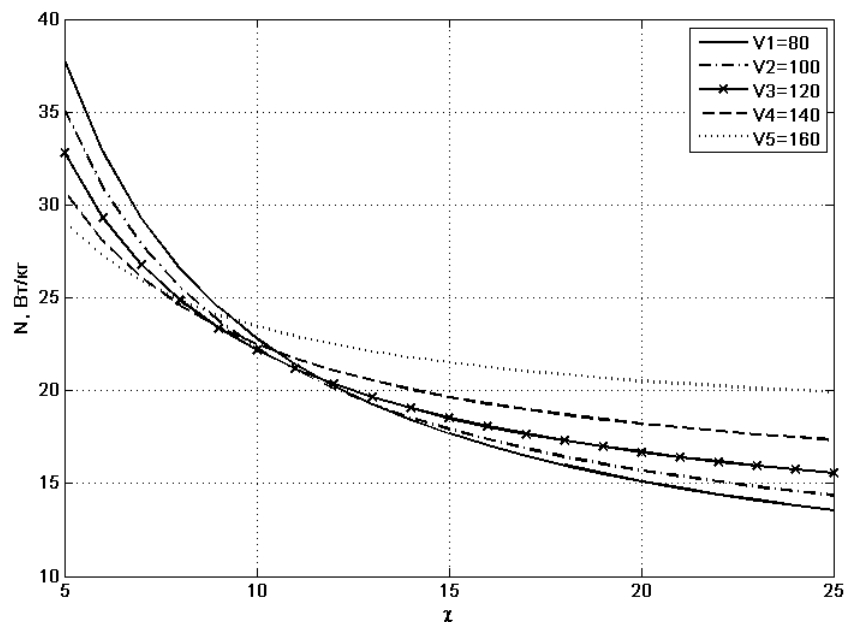
$$\frac{dV}{dt} = 0; \quad \frac{d\omega_z}{dt} = 0; \quad \frac{d\theta}{dt} = 0. \quad (12)$$

Определим балансирующие значения потребной тяги, угла атаки и угла отклонения стабилизатора ВС при полете на заданных скоростях и высотах полета. Из системы (11) с учетом (10) можно записать:

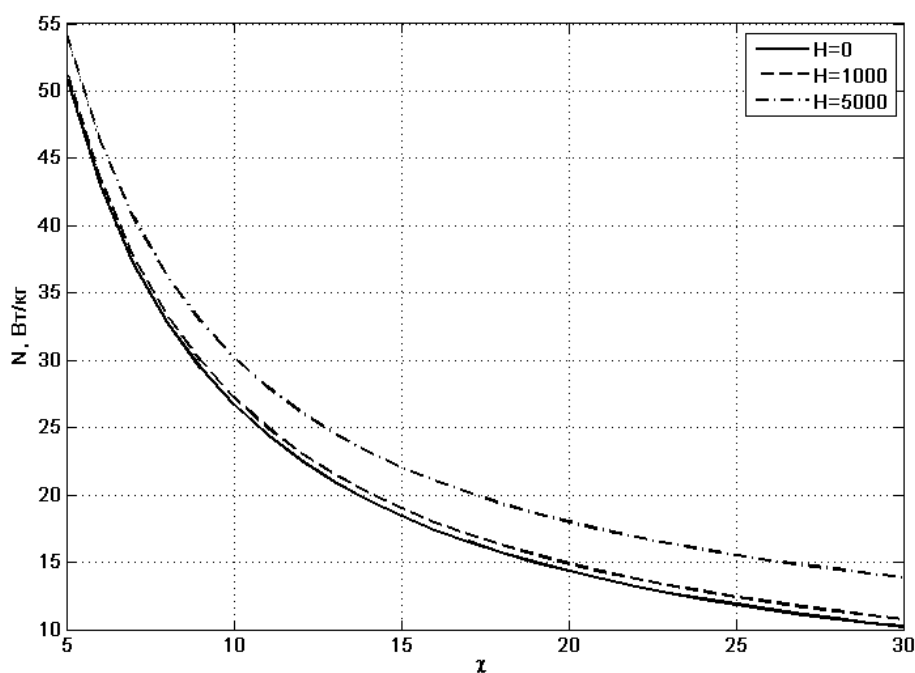
$$\begin{aligned} P &= \frac{\left[ \rho \frac{V^2}{2} S \cdot \left( \frac{C_y}{\chi} \cos \alpha + C_y \sin \alpha \right) + G \sin \theta \right]}{\cos(\alpha + \varphi_{0\theta})}; \\ \alpha &= \frac{2 \cdot (-P \sin(\alpha + \varphi_{0\theta}) + G \cos \theta)}{\rho V^2 S \cdot C_y^\alpha \cdot (\chi^{-1} \sin \alpha + \cos \alpha)} \cdot \frac{\chi^{-1} (C_y^0 + C_y^\varphi \varphi) \sin \alpha + (C_y^0 + C_y^\varphi \varphi) \cos \alpha}{C_y^\alpha (\chi^{-1} \sin \alpha + \cos \alpha)}; \\ \varphi &= -\frac{m_z^0 + m_z^\alpha \alpha}{m_z^\varphi}, \end{aligned} \quad (13)$$

где  $\chi = \frac{C_y}{C_x}$  – аэродинамическое качество самолета.

Результаты расчетов представлены на рис. 2, 3.



**Рис. 2.** График потребной мощности на килограмм веса в зависимости от аэродинамического качества при различных скоростях полета ВС (угол наклона траектории  $\theta = 0^\circ$ )



**Рис. 3.** График потребляемой мощности на килограмм веса в зависимости от аэродинамического качества, на различных высотах, при фиксированной скорости полета

Отметим, что при моделировании подъемная сила  $Y$  определялась для среднемагистрального ВС, а лобовое сопротивление выражалось через аэродинамическое качество, которое варьировалось в заданных пределах.

Анализ приведенных результатов показывает, что для ВС типа Ан-24 с аэродинамическим качеством  $\approx 20$  и скоростях полета в пределах 600 км/ч потребляемая мощность должна быть в пределах 340 кВт.

В предположении, что вес аккумуляторных батарей для электрического экологически чистого ВС равен весу топлива, например, для самолета Ан-24 масса топлива равна 4000 кг, то мощность эквивалентных по весу аккумуляторных батарей на основе лития и тионилхлорида, характеристики которой приведены ниже:

- напряжение разомкнутой цепи 3,0 В;
- рабочее напряжение от 2,6 до 2,9 В;
- конечное напряжение 2,2 В;
- удельная весовая энергия от 300 до 340 Втч/кг;
- удельная объемная энергия от 500 до 560 Втч/л;
- диапазон рабочих температур от  $-60^\circ$  до  $70^\circ$  С;
- саморазряд от 1,5% до 2,0%,

откуда следует, что суммарная удельная весовая энергия составляет порядка 2400 кВтч.

Данная энергия позволяет обеспечить полет самолета типа Ан-24 в течение 7 ч. Характеристики современных и перспективных турбовентиляторов, КПД которых не менее 65%, позволяют обеспечить реальное время полета в течение 5 ч.

Использование аккумуляторных батарей данного типа предполагает наличие системы управления токами и напряжениями разряда. Однако современное состояние элементной базы и технологии изготовления АБ на основе литий-тионилхлорида позволяют вести наиболее активные и глубокие проработки по созданию электрического экологически чистого самолета.

## ЛИТЕРАТУРА

1. **Воробьев В.Г., Кузнецов С.В.** *Автоматическое управление полетом самолетов: учебник для вузов.* М.: Транспорт, 1995. С. 33-34.
2. **Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В.** *Аэродинамика самолета: динамика продольного и бокового движения.* М.: Машиностроение, 1979. 352 с.
3. **Лёвин А.В., Мусин С.М., Харитонов С.А., Ковалёв К.Л., Герасин А.А., Халютин С.П.** *Электрический самолёт: концепция и технологии.* Уфа: УГАТУ, 2014. 388 с.
4. **Жмуров Б.В., Халютин С.П.** Структурно-функциональное моделирование электроэнергетических систем самолета // *Проблемы безопасности полетов.* 2009. № 6. С. 45-53.
5. **Жмуров Б.В., Халютин С.П., Корнилов С.В.** Развитие структурно-функционального моделирования электроэнергетических систем самолета // *Проблемы безопасности полетов.* 2009. № 8. С. 53-62.
6. **Харьков В.П., Бронников А.М., Журавлев Д.А.** Адаптируемость системы управления с идентификатором и эталонной моделью без измерения производной вектора состояния // *Информационно-измерительные и управляющие системы.* 2011. Т. 6. С. 96.
7. **Патент РФ 2249540.** *Способ управления полетом самолета* / Петров В.М., Харьков В.П., Воробьев А.В., Куликов В.Е. // Заявл. 06.02.2003. Оpubл. 10.04.2005.
8. **Патент РФ 2061624.** *Способ автоматической посадки самолета* / Баныкин И.Ф., Харьков В.П., Глот В.Н., Луныков В.С., Савельев П.А., Скорова И.Б., Тетсман А.К., Якушев А.Ф. // Заявл. 11.05.1993. Оpubл. 10.06.1996.
9. **Патент РФ 2025414.** *Способ автоматической посадки самолета* / Баныкин И.Ф., Харьков В.П., Глот В.Н., Луныков В.С., Савельев П.А., Скорова И.Б., Тетсман А.К., Якушев А.Ф. // Заявл. 07.08.1992. Оpubл. 30.12.1994.
10. **Харьков В.П.** Адаптивное управление динамическими системами на основе обратных задач динамики // *Известия РАН. Теория и системы управления.* 1994. № 4. С. 115.
11. **Халютин С.П., Жмуров Б.В., Тюляев М.Л. [и др.].** *Системы электроснабжения летательных аппаратов.* М.: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2010.
12. **Mechem M., Norris G.** Electric Jet // *Aviation Week and Space Technology.* November 26. 2007.
13. **Electric Dream** // *Flight International.* 26 September – 2 October 2006.

## SOME PROBLEMS OF CREATING ELECTRIC ENVIRONMENTALLY FRIENDLY AIRCRAFT

**Kharkov V.P., Bogdanov A.A., Zhmurov B.V.**

In the article the questions connected with the possibility of creating environmentally friendly electric aircraft are considered. It is suggested to use modern accumulators based on the lithium-thionyl chloride as a source of electrical energy.

**Keywords:** electric aircraft, environmentally friendly aircraft.

## REFERENCES

1. **Vorob'yev V.G., Kuznetsov S.V.** *Avtomaticheskoye upravleniye poletom samoletov: uchebnyk dlya vuzov.* M.: Transport. 1995. Pp. 33-34. (In Russian).
2. **Byushgens G.S., Studnev R.V.** *Aerodinamika samoleta: Dinamika prodol'nogo i bokovogo dvizheniya.* M.: Mashinostroyeniye. 1979. 352 p. (In Russian).
3. **Lovin A.V., Musin S.M., Kharitonov S.A., Kovalov K.L., Gerasin A.A., Khalyutin S.P.** *Elektricheskyy samolot: kontseptsiya i tekhnologii.* Ufa: UGATU. 2014. 388 p. (In Russian).
4. **Zhmurov B.V., Khalyutin S.P.** Strukturno-funktsional'noye modelirovaniye elektroenergeticheskikh sistem samoleta. *Problemy bezopasnosti poletov.* 2009. № 6. Pp. 45-53. (In Russian).
5. **Zhmurov B.V., Khalyutin S.P., Kornilov S.V.** Razvitiye strukturno-funktsional'nogo modelirovaniya elektroenergeticheskikh sistem samoleta. *Problemy bezopasnosti poletov.* 2009. № 8. Pp. 53-62. (In Russian).
6. **Khar'kov V.P., Bronnikov A.M., Zhuravlev D.A.** Adaptiruyemost' sistemy upravleniya s identifikatorom i etalonnoy model'yu bez izmereniya proizvodnoy vektora sostoyaniya. *Informatsionno-izmeritel'nyye i upravlyayushchiye sistemy.* 2011. T. 6. P. 96. (In Russian).
7. **Patent RF 2249540.** Sposob upravleniya poletom samoleta. Petrov V.M., Khar'kov V.P., Vorob'yev A.V., Kulikov V.Ye. Declared 06.02.2003. Published 10.04.2005. (In Russian).
8. **Patent RF 2061624.** Sposob avtomaticheskoy posadki samoleta. Banykin I.F., Khar'kov V.P., Glot V.N., Lunyakov V.S., Savelyev P.A., Skorova I.B., Tetsman A.K., Yakushev A.F. Declared 11.05.1993. Published 10.06.1996. (In Russian).
9. **Patent RF 2025414.** Sposob avtomaticheskoy posadki samoleta. Banykin I.F., Khar'kov V.P., Glot V.N., Lunyakov V.S., Savelyev P.A., Skorova I.B., Tetsman A.K., Yakushev A.F. Declared 06. 07.08.1992. Published 30.12.1994. (In Russian).

10. **Khar'kov V.P.** Adaptivnoye upravleniye dinamicheskimi sistemami na osnove obratnykh zadach dinamiki. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya*. 1994. № 4. P. 115. (In Russian).
11. **Khalyutin S.P., Zhmurov B.V., Tyulyayev M.L. [i dr.]**. *Sistemy elektrosnabzheniya letatel'nykh apparatov*. M.: VUNTS VVS «VVA», 2010. (In Russian).
12. **Mechem M., Norris G.** Electric Jet // *Aviation Week and Space Technology*. November 26. 2007.
13. Electric Dream // *Flight International*. 26 September – 2 October 2006.

### Сведения об авторах

**Харьков Виталий Петрович**, 1943 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1974), профессор, доктор технических наук, начальник отдела ООО «Экспериментальная мастерская «НаукаСофт», автор более 120 научных работ, область научных интересов – прикладная теория оптимального управления.

**Богданов Александр Андреевич**, 1989 г.р., окончил МГТУ ГА (2012), аспирант МГТУ ГА, автор 2 научных работ, область научных интересов – электротехника и радиоэлектроника.

**Жмуров Борис Владимирович**, 1974 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (2004), доцент, кандидат технических наук, начальник научно-конструкторского отдела ООО «Экспериментальная мастерская «НаукаСофт», автор более 50 научных работ, область научных интересов – электроэнергетика автономных объектов.