

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭНЕРГИИ МАЛОЙ МОЩНОСТИ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© 2017

- Д. Л. Каргу** кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург; dmitrii_kargu@mail.ru
- А. М. Безняков** кандидат технических наук, преподаватель кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург; bez-al@mail.ru
- А. В. Немиров** преподаватель кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург; nemirov-vka@yandex.ru
- Н. В. Радионов** доктор экономических наук, кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург; nv_vka@mail.ru
- Ю. А. Чудновский** кандидат технических наук, доцент кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург; chya_vka@mail.ru

Предложена методика выбора орбиты в целях получения на борту максимума электрической энергии за счёт движения космического аппарата, стабилизированного вращением, в магнитном поле Земли. Описаны особенности применения дополнительных источников энергии малой мощности для систем электроснабжения малых космических аппаратов. Предложен способ учёта сложной зависимости положения результирующей вектора магнитной индукции от пространственного положения космического аппарата для преобразования энергии магнитного поля Земли в электроэнергию.

Космический аппарат; система электроснабжения; электрогенерирующий контур; модель магнитного поля Земли; электродвижущая сила.

Цитирование: Каргу Д.Л., Безняков А.М., Немиров А.В., Радионов Н.В., Чудновский Ю.А. Особенности применения дополнительных источников энергии малой мощности в системе электроснабжения малого космического аппарата // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 47-54. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-47-54

Введение

Современная элементная база различных электронных и радиоэлектронных устройств, обладая миниатюрными размерами, низким энергопотреблением и при этом высокой производительностью, позволяет на их базе создавать космические аппараты (КА) существенно меньших размеров. Системы электроснабжения (СЭС) таких аппаратов используют структуру с разделёнными шинами и с последовательно-параллельным включением стабилизатора напряжения. Такая структура себя полностью оправдывает, когда в СЭС протекают большие токи и уровень энергопотребления может существенно меняться.

В малых, мини и нано КА для СЭС большие электрические нагрузки как правило отсутствуют, что означает снижение мощности всей СЭС. Системы электроснабжения

таких КА оперируют с мощностями в единицы и десятки Вт. При этом отпадает необходимость в мощных солнечных батареях, ёмких аккумуляторных батареях, аппаратуре регулирования и контроля с широким диапазоном регулирования. Поэтому появляется возможность использования дополнительных источников энергии малой мощности (ИММ), так как они соизмеримы по мощности с основной СЭС, обладают относительно малыми массогабаритными характеристиками и способны решать те же задачи в системе питания потребителей. Увеличение мощности СЭС для решения задач, сопряжённых с пиковым энергопотреблением, означает увеличение её массогабаритных показателей. При этом в обычном режиме энергопотребления избыток мощности будет не востребован. Использование накопителей электроэнергии, таких как электрические суперконденсаторы (ионисторы), позволяет решить задачи такого типа без значительного увеличения мощности всей СЭС и увеличения массогабаритных показателей всего КА, а использование источников малой мощности позволяет поддерживать такие накопители в готовности к применению без дополнительной нагрузки на основную СЭС [1].

Источники малой мощности на борту космического аппарата

В качестве ИММ на борту малого космического аппарата могут служить солнечные батареи отражённого от Земли солнечного света, лазерный фотоэлектрический преобразователь с концентратором светового излучения, коротковолновая антенна для приёма СВЧ радиоизлучения и преобразования его в электричество [2], генерирование электрической энергии за счёт вращения КА в магнитном поле Земли (МПЗ) [3; 4] и другие.

Особенностями функционирования ИММ является сложная зависимость выходной мощности и выходного напряжения от времени и положения КА на орбите. В случае преобразования энергии МПЗ это связано с положением и ориентацией КА относительно магнитных полюсов Земли. Кроме того, величина индукции МПЗ с высотой существенно уменьшается, и на высоких орбитах преобразование энергии магнитного поля нецелесообразно.

Рассмотрим более подробно получение электроэнергии от МПЗ. Во время движения по орбите КА или отдельные его части могут вращаться, что обусловлено задачей стабилизации в пространстве либо конструктивными особенностями. Электрогенерирующий контур (ЭГК) – ИММ конструктивно представляет собой катушку или соленоид. При этом он жёстко привязан соответственно либо к корпусу КА, либо к его вращающейся части. При вращении генерирующий контур пересекает линии индукции МПЗ, в результате чего по закону электромагнитной индукции в ЭГК наводится мгновенная ЭДС:

$$e_i = -\frac{d(BS_e N_c \cos \omega t)}{dt} = BS_e N_c \omega \sin \omega t, \quad (1)$$

где B – индукция МПЗ; S_e - площадь поперечного сечения ЭГК; N_c - количество витков в контуре; ω - угловая частота вращения.

При замыкании генерирующего контура на нагрузку в цепи «потребитель–генерирующий контур» протекает ток. Средняя электрическая мощность генерирующего контура определяется выражением

$$P_{cp} = \frac{E^2}{R_c}, \quad (2)$$

где E – действующее значение электродвижущей силы; R_c – сопротивление генерирующего контура [5]. Таким образом, кинетическая энергия, сообщаемая КА, в совокупности с энергией МПЗ преобразуется в электрическую энергию. Чем выше момент закрутки КА, тем больше будет наводимая в генерирующем контуре ЭДС, тем выше будет его мощность.

Модель магнитного поля Земли

Для расчёта электродвижущей силы и мощности ЭГК необходимо знать параметры вектора магнитной индукции в любой точке орбиты КА. К настоящему моменту в результате успешных запусков космических аппаратов получен большой экспериментальный материал, который позволяет дать достаточно полную картину МПЗ и создать его точные математические модели. Современные модели геомагнитного поля позволяют с высокой точностью рассчитывать индукцию на высотах до 18 000 – 20 000 км от поверхности Земли, однако выше МПЗ слабеет и более существенным становится влияние солнечного ветра. Это приводит к необходимости использования высотных моделей магнитосферы Земли, учитывающих случайные возмущения, вызванные солнечной активностью.

В результате анализа всех измерений МПЗ с использованием наземной, воздушной и космической съёмки были получены и постоянно уточняются его математические модели IGRF, WMM, высотные модели Цыганенко Н.А. и Алексеева И.И. [5], а также модель ГОСТ 25645.126-85 [6].

Для расчёта составляющих вектора индукции вдоль орбиты низкоорбитального малого КА, стабилизированного вращением, целесообразно использовать международную модель главного поля IGRF или модель ГОСТ 25645.126-85 с коэффициентами на текущий год. Эти модели актуальные, достаточно точные и простые в реализации на вычислительной технике.

Выбор параметров орбиты малого КА, стабилизированного вращением, с учётом принятой модели МПЗ

Действующие на территории России космодромы, такие как Плесецк, Капустин Яр, Восточный способны выводить на орбиту КА в диапазоне наклонений от 48,4 – 138,5 градусов. Наиболее часто используемым космодром в гражданских целях является космодром Байконур с диапазоном наклонений орбит 50 – 99 градусов. Поэтому именно этот космодром был выбран для проведения исследования по поиску наилучшего наклонения орбиты для запуска малого КА, стабилизированного вращением, в зависимости от максимальной суммы магнитной индукции в каждой точке орбиты.

Для расчёта составляющих вектора индукции вдоль каждой орбиты, взятой с наклонением из 50 – 99 градусов с шагом в один градус (рис. 1), использовалась международная модель главного поля IGRF с коэффициентами на текущий год [7]. В результате расчётов наилучшей оказалась орбита с наклонением 96 градусов (рис. 2) со средней магнитной индукцией за виток $B = 37091$ нТл.

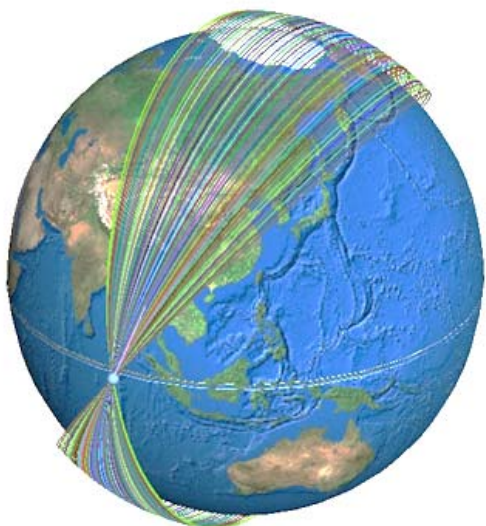


Рис. 1. Доступные наклонения орбит КА, запускаемых с территории РФ



Рис. 2. Орбита с максимальной индукцией МПЗ

Результаты расчётов орбит приведены на рис. 3. График зависимости магнитной индукции от угловой дальности начального положения на наилучшей орбите КА представлен на рис. 4.

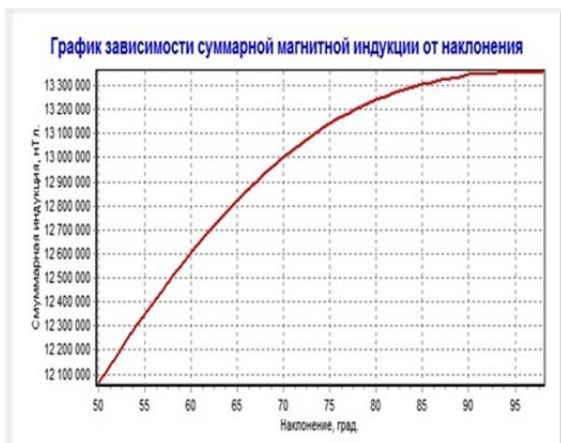


Рис. 3. Зависимость индукции МПЗ от наклонения орбиты



Рис. 4. Зависимость индукции МПЗ на орбите

Для эффективного преобразования энергии магнитного поля Земли в электроэнергию с учётом сложной зависимости величины индукции от пространственного положения целесообразно использовать три электрогенерирующих контура, расположенных в трёх ортогональных плоскостях. Таким образом достигается максимальное изменение магнитного потока через витки контура. Однако ЭДС от положения на орбите в каждом контуре будет изменяться по своему закону в соответствии с составляющими модуля индукции МПЗ. Суммарная максимальная мощность трёх ЭГК будет пропорциональна модулю МПЗ. Используя математические модели МПЗ [5; 6], можно определить характер изменения модуля B и составляющих B_x , B_y и B_z МПЗ. Для наилучшей орбиты с максимальными значениями индукции МПЗ (наклонение 96° и высота 500 км) составляющие МПЗ на одном витке показаны на рис. 5. Индукция МПЗ существенно убывает с высотой, что необходимо учитывать при расчёте мощности ЭГК. Зависимость вектора индукции МПЗ от высоты показана на рис. 6 (для точки с широтой 45° и долготой 45°).

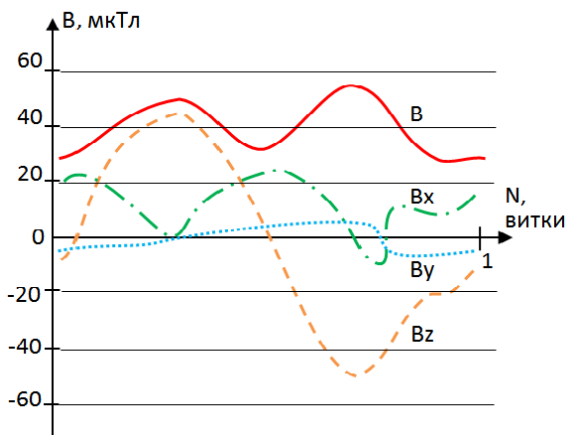


Рис. 5. Модуль и составляющие МПЗ на низкой орбите

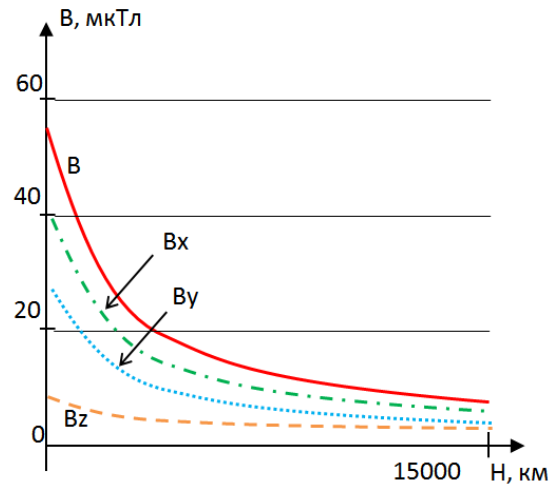


Рис. 6. Модуль и составляющие МПЗ в зависимости от высоты

Расчёт ЭДС и мощности ЭГК производится по формулам (1) и (2). Расчёт вектора индукции МПЗ производится по модели IGRF [5]. Величинами, не изменяющимися в процессе полёта, являются число витков, площадь и сопротивление ЭГК. Угловая частота вращения КА со временем будет уменьшаться, в том числе и в результате преобразования энергии МПЗ. Однако для малых аппаратов с небольшим сроком активного существования этим уменьшением можно пренебречь.

Моделирование электрогенерирующего контура

Для моделирования витков ЭГК с учётом формулы (1) необходимо рассчитать площадь S_g поперечного сечения генерирующего контура и количество витков в контуре N_c . Целесообразно заменить многовитковый контур эквивалентным витком и считать его источником ЭДС с известным внутренним сопротивлением. ЭДС рассчитывается по модели МПЗ, внутреннее сопротивление рассчитывается с учётом длины и материала проводника, площадь поперечного сечения проводника определяется из величины максимального тока.

Чтобы учесть особенности реализации ЭГК в виде трёх ортогональных катушек на борту КА, стабилизированного вращением, необходимо представление электрической части контура в виде трёх независимых генерирующих контуров. Кроме того, необходимо учесть, что полярность напряжения на выходе ЭГК может изменяться в зависимости от участка орбиты и поэтому на выходе контуров необходимо установить отдельный выпрямитель.

Для определения доступной мощности ЭГК необходимо задаться параметрами промежуточного накопителя электроэнергии — суперконденсатора (ионистора) — его напряжением, ёмкостью (исходными данными являются параметры ЭГК, мощность СЭС КА) и циклограммой энергопотребления КА (пиковой мощностью потребителей).

Особенностью генерирования электроэнергии ЭГК является сложная зависимость ЭДС и электрической мощности от времени и поэтому накопитель должен работать в широком диапазоне входных напряжений и мощностей. Изменение напряжения в процессе заряда ионистора накопителя не позволит полностью их зарядить. Поэтому в состав накопителя необходимо включать устройство для стабилизации зарядного напряжения — первичный повышающий преобразователь.

Особенностью ионисторов также является малое напряжение каждого элемента, которое при его разряде быстро уменьшается. Поэтому для получения напряжения,

пригодного для питания потребителей на борту малого КА, необходимо напряжение на выходе ионистора повышать и стабилизировать, т.е. устанавливать вторичный повышающий преобразователь.

Таким образом, для полноценного использования энергии от ЭГК необходимо использовать промежуточные звенья (рис. 7):

1. Выпрямитель.
2. Первичный повышающий стабилизированный преобразователь напряжения – первичный конвертор.
3. Промежуточный накопитель энергии – суперконденсатор (ионистор).
4. Вторичный повышающий стабилизированный преобразователь напряжения – вторичный конвертор.



Рис. 7. Принципиальная схема ЭГК

Малые мощности ИММ ограничивают применение известных схемотехнических решений таких устройств из-за электрических потерь на их внутреннем сопротивлении. Решением являются интегрированные схемотехнические решения, реализующие в одном контроллере функции контроля, стабилизации и преобразования напряжения от нестабильного источника малой мощности. Примером подобного комбинированного устройства может служить контроллер МАХ17710 фирмы МАХІМ [9].

Заключение

Таким образом, особенностями применения дополнительных источников электрической энергии малой мощности на борту малых КА являются:

- малые массогабаритные характеристики;
- непрерывное генерирование электрической энергии;
- необходимость исследования целевой орбиты КА на возможность получения максимальной электрической мощности ЭГК;
- необходимость использования промежуточного накопителя энергии со специализированным зарядно-разрядным контроллером;
- возможность расширения специфических задач, связанных с импульсным энергопотреблением.

Библиографический список

1. Каргу Д.Л., Стеганов Г.Б., Петренко В.И., Власов В.А., Ратушняк А.И., Маленин Е.Н., Радионов Н.В. Системы электроснабжения космических аппаратов и ракет-носителей: уч. пособие. СПб.: Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, 2013. 116 с.
2. Каргу Д.Л., Безняков А.М. Комбинированный накопитель электрической энергии: заявка на изобретение № 2017100117 от 09.01.2017.
3. Безняков А.М., Каргу Д.Л., Кузнецов В.А., Комаров П.А., Овсянников А.Е. Система электроснабжения космического аппарата: патент РФ № 2598862; опублик. 27.09.2016; бюл. № 27.

4. Каргу Д.Л., Безняков А.М., Немиров А.В. Система электроснабжения космического аппарата с использованием дополнительных источников энергии малой мощности // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 17-24. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-17-24
5. Чилин Ю.Н. Моделирование и оптимизация в энергетических системах. СПб.: Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, 1995. 277 с.
6. Magnetospheric Field Models.
http://modelweb.gsfc.nasa.gov/magnetos/magnetos_index.html
7. ГОСТ 25645.126-85. Поле геомагнитное. Модель поля внутриземных источников. М.: Издательство стандартов, 1990. 23 с.
8. ГОСТ 25645.127-85. Магнитосфера Земли. Модель магнитного поля магнитосферных токов. М.: Издательство стандартов, 1990. 11 с.
9. Аналоговый мир Maxim. Новые микросхемы. Выпуск 2. Maxim Integrated Products, 2013. 64 с.

PECULIARITIES OF USING ADDITIONAL LOW-POWER ENERGY SOURCES IN THE POWER SUPPLY SYSTEM OF SMALL SPACECRAFT

© 2017

- D. L. Kargu** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Head of the Department of Airborne Electrical Equipment and Energy Systems of Flying Vehicles; A.F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russian Federation; dmitrii_kargu@mail.ru
- A. M. Beznyakov** Candidate of Science (Engineering), lecturer of the Department of Airborne Electrical Equipment and Energy Systems of Aircraft; A.F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russian Federation; bez-al@mail.ru
- A. V. Nemirov** lecturer of the Department of Airborne Electrical Equipment and Energy Systems of Flying Vehicles; A.F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russian Federation; nemirov-vka@yandex.ru
- N. V. Radionov** Doctor of Economics, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Professor of the Department of Airborne Electrical Equipment and Energy Systems of Flying Vehicles; A.F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russian Federation; rv_vka@mail.ru
- Yu. A. Chudnovsky** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Department of Airborne Electrical Equipment and Energy Systems of Flying Vehicles; A.F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russian Federation; chya_vka@mail.ru

We propose a method of selecting the orbit for spin-stabilized spacecraft in order to obtain maximum electric energy on board due to the spacecraft motion in the earth magnetic field. The article describes the peculiarities of using additional low-power energy sources for power supply systems of small space vehicles. A method is proposed for taking into account the complex dependence of the position of the resultant magnetic induction vector on the spatial attitude of the spacecraft for converting the energy of the earth magnetic field into electric power.

Spacecraft; power supply system; generating circuit; model of the earth magnetic field; electromotive force.

Citation: Kargu D.L., Beznyakov A.M., Nemirov A.V., Radionov N.V., Chudnovsky Yu.A. Peculiarities of using additional low-power energy sources in the power supply system of small spacecraft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 47-54. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-47-54

References

1. Kargu L., Steganov G.B., Petrenko V.I., Vlasov V.A., Ratushnyak A.I., Malenin E.N., Radionov N.V. *Sistemy elektrosnabzheniya kosmicheskikh apparatov i raket-nositeley: uch. posobie* [Systems of power supply for spacecraft and carrier rockets: study guide]. Saint-Petersburg: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 2013. 116 p.
2. Kargu D.L., Beznyakov A.M. *Kombinirovannyi nakopitel' elektricheskoy energii* [Hybrid energy storage unit for electrical energy: Application for invention]. Application for a discovery no. 2017100117 dated 09.01.2017.
3. Beznyakov A.M., Kargu D.L., Kuznetsov V.A., Komarov P.A., Ovsyannikov A.E. *Sistema elektrosnabzheniya kosmicheskogo apparata* [Spacecraft power supply system]. Patent RF, no. 2598862, 2016. (Publ. 27.09.2016, bull. no. 27).
4. Kargu D.L., Beznyakov A.M., Nemirov A.V. Spacecraft power supply system using additional low-power sources of energy. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 17-24. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-17-24
5. Chilin Yu.N. *Modelirovanie i optimizatsiya v energeticheskikh sistemakh* [Modelling and optimization in power systems]. Saint-Petersburg: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 1995. 277 p.
6. Magnetospheric Field Models. Available at: http://modelweb.gsfc.nasa.gov/magnetos/magnetos_index.html
7. GOST 25645.126-85. Geomagnetic field. Magnetic field model of infernal originals. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1990. 23 p. (In Russ.)
8. GOST 25645.127-85. Earth's magnetosphere. Magnetic field model of magnetospheric currents. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1990. 11 p. (In Russ.)
9. *Analogovyy mir Maxim. Novye mikroskhemy. Vyp. 2* [Analog world of Maxim. Novel microcircuits. Iss. 2]. Maxim Integrated Products, 2013. 64 p.