

КОЛИЧЕСТВЕННАЯ ОЦЕНКА ОПТИМАЛЬНОГО РАЗМЕЩЕНИЯ ФОТОГЕНЕРИРУЮЩЕЙ ЧАСТИ НЕОРИЕНТИРУЕМОЙ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ НА НИЗКИХ КРУГОВЫХ ОРБИТАХ

М. С. Шевцов, С. В. Пушко

Рассматривается количественное определение оптимального расположения неориентируемой солнечной батареи относительно осей космического аппарата путем построения диаграмм освещенности ориентированной единичной площадки, снабженной фотоэлектрическими преобразователями. Зависимость положения нормали к плоскости солнечной батареи относительно направления на Солнце в каждой точке орбитального движения космического аппарата для каждого витка в течение годового движения Земли по ее орбите анализировалась с помощью векторов состояния космического аппарата, рассчитанных с использованием встроенного генератора орбит информационной системы моделирования космической среды (SPENVIS). Универсальность подхода позволяет прогнозировать внешний облик космических аппаратов с различным баллистическим построением и определять оптимальные доступные поверхности для размещения фотогенерирующей части солнечной батареи на корпусе или выносных консолях космического аппарата.

Ключевые слова: спутниковая группировка, космический аппарат, низкая круговая орбита, система электроснабжения, солнечная батарея, фотоэлектрический преобразователь, диаграмма освещенности.

Космические аппараты (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) являются одним из наиболее перспективных направлений развития космической техники. При проектировании КА любую бортовую аппаратуру стремятся минимизировать по массе и габаритам. Кроме того, к КА предъявляются дополнительные требования по стоимости, сроку службы, уровню надежности и отказоустойчивости.

Одной из важнейших служебных систем КА является система электроснабжения (СЭС), в значительной степени определяющая возможности целевой аппаратуры. Надежность СЭС во многом определяет срок активного существования (САС) космического аппарата, а выход из строя системы электроснабжения влечет за собой выход из строя всего КА.

Для КА, применяемых в целях ДЗЗ, ограничения по размерам, массе и доступному объему системы, как правило, приводят к необходимости использовать в конструкции неориентируемые солнечные батареи (БС). Для такой БС положение в системе координат, связанной с КА, неизменно в течение всего САС, однако в системе координат, определяющей положение КА в пространстве относительно Земли, Солнца и/или других небесных тел, ориентация плоскости БС будет непрерывно меняться. Причем для низких круговых орбит (НКО), на которых обычно эксплуатируются КА ДЗЗ, изменение угла между нормалью БС и направлением на Солнце происходит во время витка постоянно и со значительной скоростью. Такая динамика положения БС в пространстве накладывает серьезные ограничения на условия выработки электроэнергии батареями и значительно усложняет проектирование КА, особенно в случаях, когда требуется со-

здать космический аппарат, конструкция которого способна обеспечить его успешное функционирование для орбит в широком диапазоне наклонений и долгот восходящих узлов. Как правило, для успешного решения задач ДЗЗ используют спутниковые группировки, состоящие из однотипных КА с различным баллистическим построением. В этом случае задача унификации конструктивного исполнения БС и их расположение на КА требуют для своего решения системного подхода к анализу сценария выработки электрической энергии в зависимости от положения КА на каждой из орбит проектируемой группировки.

Данные вопросы в опубликованных материалах [1 – 3] освещены недостаточно полно, поэтому целью исследования является разработка подхода к количественному определению оптимального расположения неориентируемой БС относительно системы координат КА для орбитальных спутниковых группировок, состоящих из однотипных КА.

Постановка задачи. Мощность, генерируемая солнечной батареей КА, зависит от угла падения солнечных лучей на ее рабочую поверхность и может меняться при движении КА по орбите и изменении его ориентации в пространстве. Мощность БС достигает максимума при световом потоке, перпендикулярном фотогенерирующей поверхности БС, и падает до нуля в тени Земли. Энерговыход с БС зависит от угла ее установки на корпусе КА. Этот угол должен обеспечивать наибольшую энергоэффективность БС в течение всего срока эксплуатации.

Для того чтобы произвести оптимизацию расположения геометрического места размещения фотогенерирующей части БС необходимо учитывать влияние следующих факторов:

1. Доступные поверхности (грани) космического аппарата для размещения фотогенерирующей части солнечной батареи. Геометрическое место расположения фотоэлектрических преобразователей на корпусе КА (выносной консоли) определяется двумя углами, связанными с системой координат КА: полярным и азимутальным.

2. Свойства орбиты (высота, время восходящего узла, наклонение) оказывают влияние на характер изменения освещенности любой выбранной на корпусе КА фотогенерирующей площадки.

3. Годовое движение Земли вокруг Солнца. Земля движется вокруг Солнца по вытянутой эллиптической орбите. Изменение расстояния между Землей и Солнцем в течение года порождает сезонные колебания интенсивности солнечного излучения.

Критерием оптимального размещения БС на корпусе КА будет служить угол установки БС, обеспечивающий наибольшую энергоотдачу. Мы будем использовать минимаксный критерий, для которого наилучшим считается угол установки БС,

обеспечивающий максимизацию наименьшего за год средневиткового значения освещенности.

Для определенности при решении задачи выбора оптимального размещения БС будем пренебрегать влиянием радиационно стойкого (защитного) стекла, покрывающего фотоэлектрические преобразователи.

Для решения задачи определения оптимального размещения фотогенерирующей части на корпусе (выносной консоли) космического аппарата с учетом трех вышеприведенных факторов составим матрицу $T_{i, j, k}$, где элементы матрицы – значения средневитковой освещенности единичной площадки с заданной ориентацией.

Заполним матрицу $T_{i, j, k}$ численными значениями средневитковой освещенности БС, полученными с помощью встроенного генератора орбит информационной системы моделирования космической среды [1]. Численные результаты определения средневитковой освещенности для разного семейства орбит в зависимости от сезонов года и углов ориентации БС приведены в таблице.

Таблица

Численные результаты анализа средневитковой освещенности единичных площадок солнечных батарей с заданной ориентацией

Время восходящего узла орбиты, чч:мм	Сезон	Средневитковая освещенность (W_{cp}), Вт/м ²											
		Полярный угол (θ), град., при $\varphi = 90$ град.											
		0°	30°	60°	90°	120°	150°	180°	210°	240°	270°	300°	330°
03:00	21 декабря	341,85	442,38	469,85	375,52	185,38	59,98	22,13	68,17	141,41	180,86	176,66	239,53
	20 марта	313,13	495,38	550,79	459,92	245,82	54,28	24,39	74,83	111,11	118,93	94,88	133,84
	21 июля	311,69	473,31	520,13	430,97	227,55	42,49	24,37	19,01	0	0	17,85	126,34
	23 сентября	293,23	491,4	563,6	485,89	278,77	58,9	22,75	44,12	66,08	70,34	86,46	161,41
06:00	21 декабря	216,71	280,27	386,3	393,79	298,8	128,11	32,26	125,09	301,96	402,89	398,91	292,4
	20 марта	49,46	324,45	554,32	635,66	547,24	312,53	49,54	321,6	549,3	629,82	542,14	309,54
	21 июля	126,3	282,08	464,63	524,9	444,52	246,39	82,86	249,67	451,93	535,31	475,25	289,2
	23 сентября	55,26	299,66	539,91	635,49	560,79	336,71	55,55	297,02	535,01	629,67	555,61	333,54
09:00	21 декабря	348,36	247,07	167,28	168,37	129,9	61,4	20,23	56,43	165,21	355,42	455,96	439,09
	20 марта	299,67	121,19	97,99	122,97	115,92	77,81	25,28	56,09	259,64	468,04	551,96	487,98
	21 июля	312,49	115	60,02	69,9	63,6	42,91	22,05	38,69	218,3	420,34	512,31	469,66
	23 сентября	319,24	143,94	87,21	107,73	100,86	67,62	22,58	53,68	227,55	441,06	537,85	491,2
12:00	21 декабря	427,22	422,02	308,36	124,52	56,67	18,23	15,68	21,54	26,18	36,28	186,02	330,52
	20 марта	427,52	391,96	269,21	104,58	68,46	37,94	15,71	41,24	73,55	116,41	284,61	400,49
	21 июля	427,02	340,94	204,5	49,5	33,75	27,23	19,93	22,54	60,99	119,34	298,22	415,96
	23 сентября	427,17	409,91	298,87	124,91	70,93	37,65	15,67	41,23	71,79	100,28	255,35	381,7

Оценка освещенности панелей БС выполняется для режима орбитальной ориентации КА. Направления осей системы координат КА показаны на рис. 1, а. Начало координат O располагается в центре масс КА. В режиме орбитальной ориентации (рис. 1, б) ось OX системы координат КА направлена по вектору скорости, ось OZ направлена по радиус-вектору КА (в зенит), ось OY дополняет систему координат до прямоугольной правой.

На рис. 2 S – орт, направленный на центр Солнца. Положение Солнца относительно КА задается с помощью двух углов $\psi \in [0, 2\pi]$ и $\delta \in [-\pi/2; \pi/2]$ (рис. 2, а). Тогда оценка освещенности панелей БС сводится к нахождению временной зависимости косинуса угла α между ортом S и ортом внешней нормали n к поверхности БС (рис. 2, в). Компоненты орта n могут быть найдены с помощью двух углов (φ – азимутальный и θ – полярный), характеризующих ориентацию БС относительно осей КА. Данные углы показаны на рис. 2, б [2, 3].

Для наглядного отображения результатов анализа, приведенных в таблице, хорошо подойдет построение диаграммы освещенности в полярных координатах. Диаграмма освещенности КА – графическое представление зависимости средневиткового значения освещенности от угла ориентации БС в заданной плоскости.

Полярные элементы матрицы $T_{i,j,k}$ на плоскости – это два числа, определяющие положение относительно полюса O и фиксированного луча, исходящего из полюса, – полярной оси. Полярная ось OZ (начало отсчета углов) находится на вертикальной линии. Положительное направление угловых координат соответствует вращению по часовой стрелке. Первая полярная координата – полярный радиус –

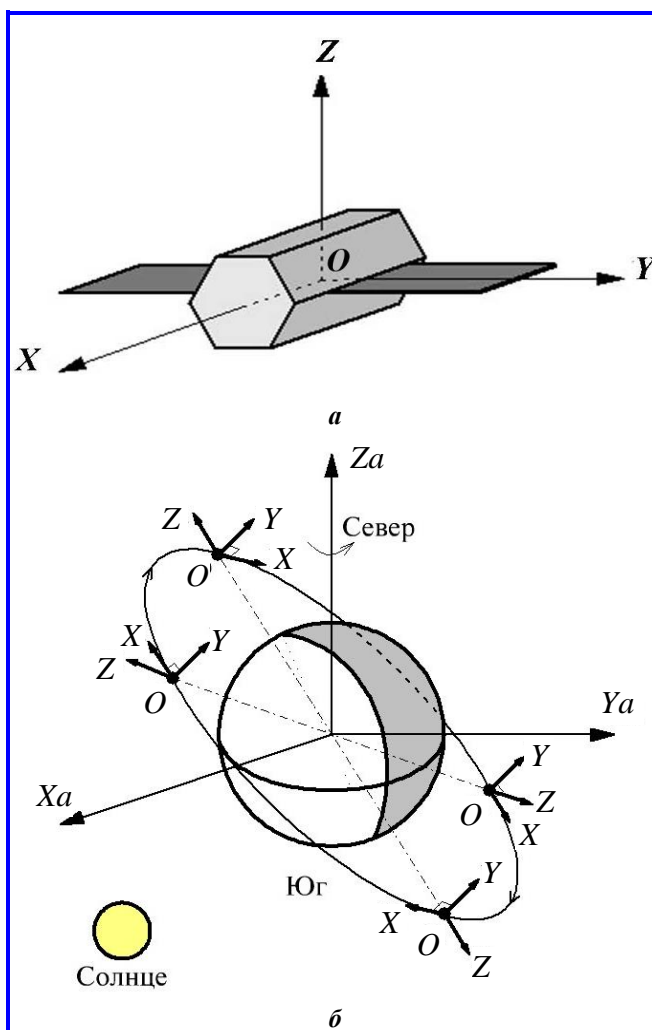


Рис. 1. Направление осей системы координат КА (а) при его движении по орбите в режиме орбитальной ориентации (б)

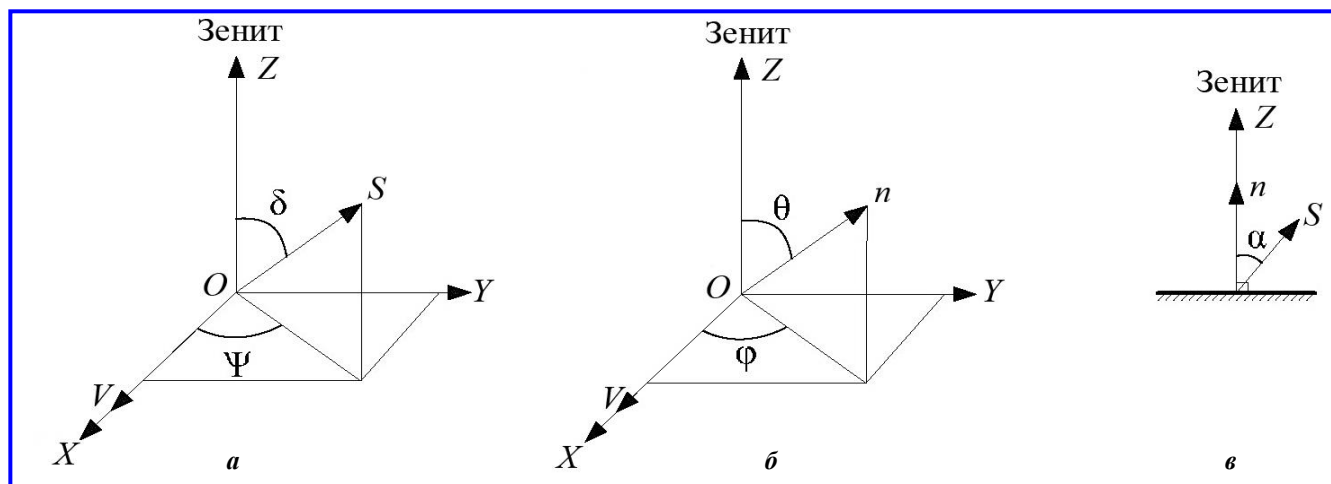


Рис. 2. Углы, задающие положение векторов в системе координат КА в режиме орбитальной ориентации

расстояние от точки n до полюса O – средневитковая освещенность (W_{cp}), Вт/м². Вторая полярная координата – полярный угол – θ , град., который задает ориентацию единичной площадки БС на корпусе КА.

На рис. 3 и 4 приведены диаграммы освещенности КА, работающих на НКО со временем восходящего узла 3 и 6 часов соответственно.

Заключение

1. Выбор места установки солнечной батареи на корпусе КА, орбита которого заранее известна, определяется исходя из анализа освещенности годового движения Земли вокруг Солнца, то есть задача сводится к нахождению оптимального угла размещения фотогенерирующей части (ФГЧ) на КА, обеспечивающем максимизацию наименьшего за год средневиткового выхода энергии. Для случая, приведенного на рис. 3, грань КА, ориентированная под углом 60 градусов относительно оси OZ , будет приоритетной (оптимальной) для размещения ФГЧ, поскольку средневитковое значение освещенности по году будет максимальным. Стоит заметить, что несмотря на то, что орбита солнечно-синхронная, значение средневитковой освещенности по году оптимально ориентированной единичной площадки не будет постоянным. Это вызвано, прежде всего, сезонными изменениями склонения Солнца и, как следствие, непостоянством угла δ (рис. 2, а), задающего положение Солнца относительно КА. А угол δ вместе с полярным углом θ – это основные параметры, определяющие величину W_{cp} . Таким образом, сезонные колебания W_{cp} однозначно оказывают влияние на выбор худшего случая. Для расчета требуемой площади БС необходимо обеспечить запас генерируемой энергии, найденной исходя из наименьшего значения средневитковой освещенности по сезону года оптимально ориентированной единичной площадки. Так, на рис. 3, наименьшая освещенность оптимально ориентированной единичной площадки ($\theta = 60^\circ$) будет 21 декабря.

2. В случае если необходимо решить задачу нахождения оптимального угла установки ФГЧ для единичного КА, орбита которого заранее не известна, либо для спутниковых группировок, состоящих из однотипных КА, имеющих сложное баллистическое построение, необходимо учитывать не только сезонные колебания W_{cp} , но и свойства орбит (высота, восходящий узел, наклонение). Например, для терминаторной орбиты грань КА, нормаль к которой полярно ориентирована относительно направления в Зенит на угол 90 градусов (рис. 4), будет иметь оптимальное геометрическое место для размещения ФГЧ,

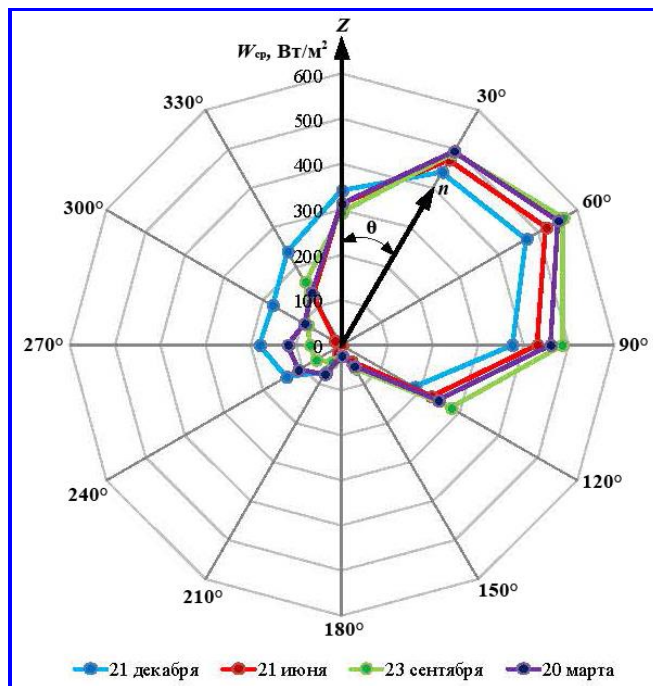


Рис. 3. Диаграмма освещенности космического аппарата, работающего на низкой круговой орбите со временем восходящего узла 3 часа

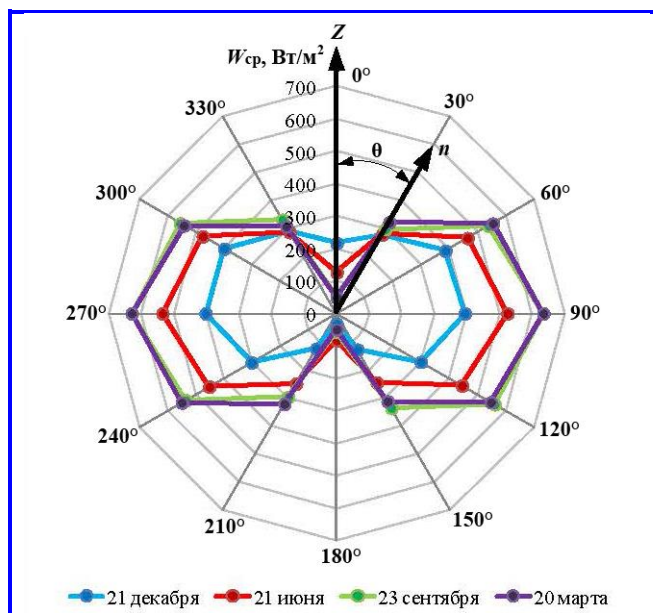


Рис. 4. Диаграмма освещенности космического аппарата, работающего на низкой круговой орбите со временем восходящего узла 6 часов

поскольку значение W_{cp} по году будет максимальным. Однако, для полуденной орбиты та же самая грань будет освещена примерно в 5 раз хуже. Таким образом, худший случай будет определяться мультиплицированием факторов: неэквивалентностью геометрического места размещения ФГЧ и средневитковым значением освещенности по году. Данные факторы накладывают дополнительные ограничения на

выбор конструктивного облика космического аппарата. При проектировании КА необходимо предусмотреть дополнительные (резервные) грани для размещения фотогенерирующей части с учетом специфики баллистического построения.

3. По форме диаграммы освещенности можно сделать следующий вывод. Диаграмма освещенности КА, изображение которой симметрично относительно полярной оси $0^\circ - 180^\circ$ (рис. 4), показывает на эквивалентность граней КА. Это означает, что освещенность противоположных граней КА будет осуществляться попеременно одинаковым количеством энергии в течение витка. Следовательно, увеличивается доступное геометрическое место на корпусе КА для размещения ФГЧ. Смена осевой симметричности указывает на приоритет-

ную освещенность грани: выбор места размещения ФГЧ на корпусе КА ограничен.

Литература

1. Space Environment Information System : сайт / Royal Belgian Institute for Space Aeronomy. – Belgian, 1997 – 2018. – URL: <https://www.spennis.oma.be> (дата обращения: 15.08.2020).
2. On-orbit magnetic field correction of magnetometers and geometry-based attitude determination for small satellites / S.-H. Lee, S.-W. Rhee, I. Shin // Proceedings of IEEE aerospace conference. – 2002. – Vol. 5. – P. 5-2309 – 5-2317. – DOI : 10.1109/AERO.2002.1035401.
3. Solar power profile prediction for low earth orbit satellites / C. K. Paw, R. Varatharajoo // Jurnal Mekanikal. – 2009. – № 28. – P. 1 – 15.

Поступила в редакцию 29.09.2020

*Михаил Сергеевич Шевцов, аспирант, инженер-испытатель,
т. 8 (495) 366-26-11, e-mail: ms-shevtsov@mail.ru.*

*Сергей Вячеславович Пушко, кандидат химических наук, начальник НТК,
т. 8 (495) 623-24-28, e-mail: pushkosv@hq.vniiem.ru.
(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).*

QUANTITATIVE EVALUATION OF OPTIMAL LOCATION OF PHOTOGENERATING PART OF NON-ORIENTABLE SOLAR ARRAY ON LOW EARTH CIRCULAR ORBITS

M. S. Shevtsov, S. V. Pushko

The quantitative determination of optimal location of a non-orientable solar array with respect to the SC axes by constructing illumination intensity diagrams for an oriented unit area having photoelectric converters is considered in the article. The dependence of position of a normal to the solar array plane with respect to the Sun direction in each point of spacecraft orbital motion for each orbit during the annual Earth's motion along its orbit has been analyzed with the help of SC status vectors calculated using the built-in orbit generator of the Space Environment Information System (SPENVIS). The comprehensive approach allows the prediction of the appearance of spacecraft having different ballistic design and determination of optimal available surfaces for accommodation of the photogenerating part of a solar array on the body or side-mounted consoles of the spacecraft.

Key words: satellite constellation, spacecraft, low-Earth circular orbit, power supply system, solar array, photoelectric converter, illumination intensity diagram.

References

1. Space Environment Information System : website / Royal Belgian Institute for Space Aeronomy. – Belgian, 1997 – 2018. – URL: <https://www.spennis.oma.be> (date of access: 15.08.2020).
2. On-orbit magnetic field correction of magnetometers and geometry-based attitude determination for small satellites / S.-H. Lee, S.-W. Rhee, I. Shin // Proceedings of IEEE aerospace conference. – 2002. – Vol. 5. – Pp. 5-2309 – 5-2317. – DOI : 10.1109/AERO.2002.1035401.
3. Solar power profile prediction for low earth orbit satellites / C. K. Paw, R. Varatharajoo // Jurnal Mekanikal. – 2009. – No. 28. – Pp. 1 – 15.

*Mikhail Sergeevich Shevtsov, Ph. D. Student, Test Engineer, tel.: +7 (495) 366-26-11, e-mail: ms-shevtsov@mail.ru.
Sergei Viacheslavovich Pushko, Candidate of Chemistry (Ph. D.), Head of Scientific and Technical Center,
tel.: +7 (495) 623-24-28, e-mail: pushkosv@hq.vniiem.ru.
(JC «VNIEM Corporation»).*