

МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ СТРУКТУРЫ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ КОМБИНИРОВАННОГО СОСТАВА

С.А. Власов

sergylasov1234@gmail.com

А.В. Кульвиц

kulvitz33@mail.ru

А.Ю. Коваленко

al_nex_239@mail.ru

Д.А. Мосин

mosin_da@mail.com

Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского,
Санкт-Петербург, Российская Федерация

Аннотация

Проведен анализ функционирования систем космических аппаратов дистанционного зондирования Земли отечественной орбитальной группировки. Предложен подход к совместному применению функционирующих и вновь запускаемых космических аппаратов, который позволит повысить эффективность функционирования отечественной орбитальной группировки дистанционного зондирования Земли на этапах развертывания, наращивания и выполнения. Исследованы проблемные моменты проектирования систем космических аппаратов на разных орбитах, отличающихся положением в пространстве, периодом обращения и характеристиками наблюдения. Разработана методика обоснования структуры системы космических аппаратов комбинированного состава с использованием предложенного показателя, применение которой позволяет проводить анализ, обосновывать орбитальные структуры и повышать эффективность функционирования системы космических аппаратов дистанционного зондирования Земли комбинированного состава. Получены зависимости показателя результативности функционирования системы космических аппаратов для различных вариантов орбитальных структур систем космических аппаратов комбинированного состава от положения плоскостей орбит. Так, равномерность периодичности обзора достигается путем выравнивания условий наблюдения на верхней и нижней широтах, которые можно определить решением геометрической задачи на сфере. Методику рекомендуется использовать на этапах развертывания и наращивания отечествен-

Ключевые слова

Время разрыва в наблюдении, показатель результативности, система космических аппаратов комбинированного состава, периодичность обзора

ной орбитальной группировки с учетом вновь выводимых космических аппаратов, а также на этапе развертывания и функционирования систем космических аппаратов неполного состава

Поступила 31.03.2021

Принята 12.07.2021

© Автор(ы), 2022

Введение. В настоящее время орбитальная группировка (ОГ) космических аппаратов (КА) России функционирует не в полном составе [1–3]. Вследствие этого выполнение многих целевых задач, решаемых с помощью ОГ КА, происходит неэффективно [4]. В частности, это касается ОГ КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), которые технически устарели и находятся в ограниченном составе. Взамен устаревших систем разрабатываются новые и перспективные системы КА различного целевого назначения. Однако они не способны в один момент заменить существующие. Это связано с рядом экономических и технических трудностей.

Для решения задачи обзора поверхности Земли на первых этапах формирования и развертывания новой системы целесообразно совместно применять уже существующие на орбите КА и вновь выводимые, т. е. использовать КА разнородного (комбинированного) состава [5, 6]. Поэтому необходимо определить оптимальное расположение существующих КА относительно выводимых и, как следствие, наиболее равномерные интервалы по периодичности обзора (разрыв в наблюдении) точек земной поверхности [7, 8]. При этом следует учитывать, что параметры орбиты и характеристики наблюдения находящихся на орбите и выводимых КА могут различаться [8, 9].

Таким образом, возможно совместное применение функционирующих систем КА или одиночных КА с вновь выводимыми и образующими систему комбинированного состава.

Постановка задачи обоснования ОГ КА комбинированного состава. Для выполнения задачи совместного использования КА разнородных систем или систем комбинированного состава разработана методика обоснования орбитальной структуры системы КА комбинированного состава, решающая задачу периодического обзора.

Пусть известны следующие параметры выведенного (КА-1) на орбите и выводимого (КА-2) КА: драконический период обращения T_{Ω_1} , T_{Ω_2} ; наклонение орбиты i_1 , i_2 ; долгота выхода КА на экватор в восходящем узле орбиты $L_{\text{ЭКВ}_1}$, $L_{\text{ЭКВ}_2}$; время выхода на экватор КА в восходящем узле $t_{\text{ЭКВ}_1}$; геоцентральный угол зоны обзора поверхности Земли φ_{3_1} , φ_{3_2} .

Необходимо определить такое время $t_{\text{экв}2}$ выхода на экватор выводимого КА в восходящем узле после запуска на первом витке, при котором заданный широтный пояс $\psi \in [\psi_{\text{н}}, \psi_{\text{в}}]$ обслуживается совместно данными КА равномерно по времени. При их совместном функционировании время разрыва в наблюдении точек широтного пояса должно быть, по возможности, одинаковым [10–12]. Изменение времени старта приводит к изменению прямого восхождения восходящего узла орбиты [13], поэтому задача сводится к определению расхождения прямых восхождений восходящих узлов $\Delta\Omega = \Omega_2 - \Omega_1$.

Методика обоснования ОГ КА комбинированного состава. Основная цель — поиск орбитальной структуры, которая обеспечит равномерный разрыв в наблюдении точек заданного широтного пояса. Рассмотрим последовательно каждый этап методики.

1. Расчет широты ψ_1 точки пересечения орбит выведенного и выводимого КА при угле между их восходящими узлами (рис. 1), т. е. $\Delta\Omega = \pi/2$.

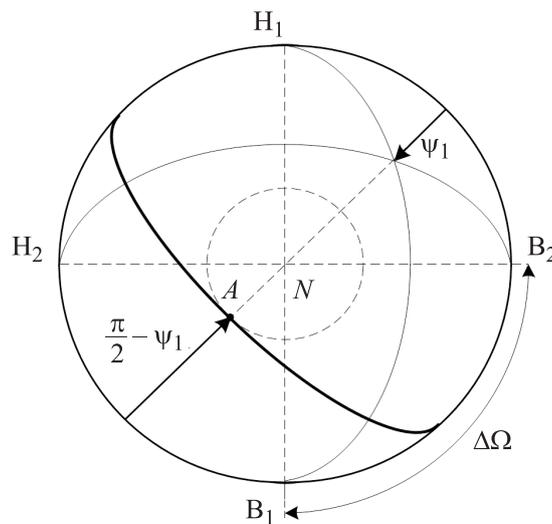


Рис. 1. Пересечение орбит выведенного и выводимого КА

Используя рис. 1, рассчитаем широту

$$\psi_1 = \arcsin \frac{\sin i_1 \sin i_2}{\sqrt{1 - \cos^2 i_1 \cos^2 i_2}}.$$

2. Определение критической точки А, которая лежит на середине наибольшей дуги большого круга, соединяющей орбиты под прямыми углами к ним (см. рис. 1).

Приведем условие, когда верхняя широта широтного пояса находится ниже широты критической точки А, в которой угловое расстояние между дугами орбит наибольшее:

$$\psi_B \leq \frac{\pi}{2} - \psi_1. \quad (1)$$

2.1. В случае выполнения условия (1) весь широтный пояс лежит ниже широты критической точки. Тогда $\Delta\Omega$ определяется из условия, что разрывы в наблюдении точек широтного пояса на нижней ψ_H и верхней ψ_B широтах в среднем будут одинаковыми, т. е.

$$\Delta\Omega = \frac{(\pi - \Delta\lambda_{\psi_{B1}} - \Delta\lambda_{\psi_{B2}} + \Delta\lambda'_{\psi_{B1}} + \Delta\lambda'_{\psi_{B2}} - |\Delta\lambda'_{\psi_{H1}} - \Delta\lambda'_{\psi_{H2}}| + \Delta\lambda_{\psi_{H1}} + \Delta\lambda_{\psi_{H2}})}{2},$$

где

$$\Delta\lambda_{\psi_j} = \begin{cases} \arcsin\left(\frac{\cos i_j \sin \psi + \sin \varphi_{3j}}{\sin i_j \cos \psi}\right) - \arcsin\left(\frac{\cos i_j \sin \psi - \sin \varphi_{3j}}{\sin i_j \cos \psi}\right), & \text{если } \psi < i_j - \varphi_{3j}; \\ \pi - 2 \arcsin\left(\frac{\cos i_j \sin \psi + \sin \varphi_{3j}}{\sin i_j \cos \psi}\right), & \text{если } i_j - \varphi_{3j} \leq \psi < i_j + \varphi_{3j}; \\ 0, & \text{если } \psi > i_j + \varphi_{3j} \text{ и } i_j + \varphi_{3j} < \frac{\pi}{2}; \\ 2\pi, & \text{если } \psi > \pi - i_j - \varphi_{3j} \text{ и } i_j + \varphi_{3j} > \frac{\pi}{2} \end{cases}$$

— характеристика ширины полосы обзора на широте ψ для j -го КА ($j = 1, 2$);

$$\Delta\lambda'_{\psi_j} = \begin{cases} \arcsin\left(\frac{\operatorname{tg} \psi}{\operatorname{tg} i_j}\right) & \text{при } \psi < i_j; \\ \frac{\pi}{2} & \text{при } \psi \geq i_j \end{cases}$$

— смещение по долготе узла орбиты на широте ψ относительно узла на экваторе для j -го КА ($j = 1, 2$).

Характеристики $\Delta\lambda_{\psi}$, $\Delta\lambda'_{\psi}$ рассчитываются без учета вращения Земли [14].

2.2. В случае выполнения условия (1) широтный пояс содержит критическую точку А. Значения $\Delta\Omega \in [\pi, 2\pi]$ перебираются с заданным шагом. Для каждого значения $\Delta\Omega$ вычисляются широта, на которой орбиты первого и второго КА пересекаются,

$$\psi_2 = \arcsin \left(\frac{\sin i_1 \sin i_2 \sin \Delta\Omega}{\sqrt{1 - (\cos i_1 \cos i_2 + \sin i_1 \sin i_2 \cos \Delta\Omega)^2}} \right)$$

и широта критической точки для нового значения $\Delta\Omega$

$$\psi_3 = \frac{\pi}{2} - \psi_2.$$

Проверяется условие определения широты ψ_n относительно ψ_2 .

2.2.1. Если выполняется условие $\psi_n \geq \psi_2$, то точка пересечения орбит опускается ниже широтного пояса (рис. 2).

2.2.2. При дальнейшем увеличении $\Delta\Omega$ точка пересечения орбит будет опускаться до экватора, т. е. $\psi_2 = 0$. При этом необходимо выровнять дуги C_1 и C_2 , что происходит при $\Delta\Omega = \pi$.

2.2.3. Если выполняется условие $\psi_n < \psi_2$, то параметры $\Delta\lambda_1, \Delta\lambda_2$ на широтах ψ_3, ψ_n (рис. 3) определяются по формулам:

$$\Delta\lambda_1 = \pi - \Delta\Omega - \Delta\lambda_{\psi_{31}} - \Delta\lambda_{\psi_{32}} + \Delta\lambda'_{\psi_{31}} - \Delta\lambda'_{\psi_{32}}; \quad (2)$$

$$\Delta\lambda_2 = \Delta\Omega + |\Delta\lambda'_{\psi_{n1}} - \Delta\lambda'_{\psi_{n2}}| - \Delta\lambda_{\psi_{n1}} - \Delta\lambda_{\psi_{n2}}. \quad (3)$$

Если $\psi_b \leq \psi_3$, то параметр $\Delta\lambda_1$ вычисляется по формуле (2) для верхней широты ψ_b

$$\Delta\lambda_1 = \pi - \Delta\Omega - \Delta\lambda_{\psi_{b1}} - \Delta\lambda_{\psi_{b2}} + \Delta\lambda'_{\psi_{b1}} - \Delta\lambda'_{\psi_{b2}},$$

а $\Delta\lambda_2$ — по формуле (3). Для каждого значения $\Delta\Omega$ проверяется условие

$$\Delta\lambda_1 < \Delta\lambda_2. \quad (4)$$

При выполнении условия (4) значение $\Delta\Omega$ фиксируется и запоминается как оптимальное.

2.3. Расчет двух вариантов времени $t_{\text{эКВ}2}$ ($t'_{\text{эКВ}2}$) прохождения экватора после выведения на первом витке второго КА, соответствующих углам между восходящим узлом выведенного и выводимого КА $\Delta\Omega$ и $\Delta\Omega' = 2\pi - \Delta\Omega$, относительно времени выхода $t_{\text{эКВ}1}$ первого КА на экватор

$$t_{\text{эКВ}2} = T_{\text{эф}2} (L_{\text{в},y1} + \Delta\Omega - L_{\text{в},y2}) / (2\pi) + t_{\text{эКВ}1}$$

$$(t'_{\text{эКВ}2} = T_{\text{эф}2} (L_{\text{в},y1} + 2\pi - \Delta\Omega - L_{\text{в},y2}) / (2\pi) + t_{\text{эКВ}1}),$$

и углов рассогласования по аргументу широты КА

$$\Delta u = u_2 - u_1 = -\frac{2\pi}{T_{\Omega_1}} t_{\text{ЭКВ}_2} \left(\Delta u' = u_2 - u_1 = -\frac{2\pi}{T_{\Omega_1}} t'_{\text{ЭКВ}_2} \right).$$

Таким образом, рассчитанные значения $t_{\text{ЭКВ}_2}$ ($t'_{\text{ЭКВ}_2}$) позволяют получить структуру ОГ КА, обеспечивающую равномерные интервалы Δu ($\Delta u'$) обзора поверхности Земли.

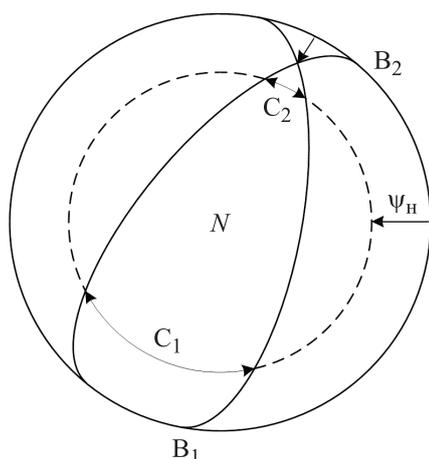


Рис. 2. Пересечение плоскостей орбит при $\Delta\Omega = \pi$

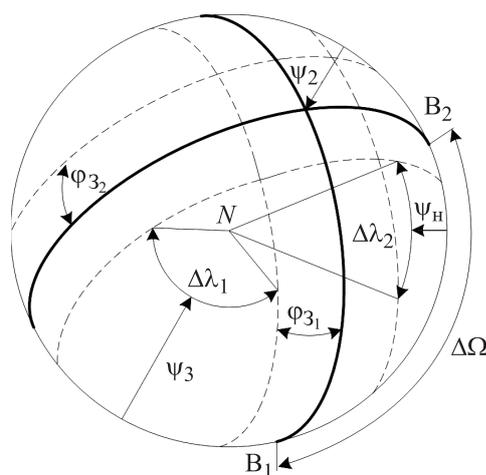


Рис. 3. К расчету параметров $\Delta\lambda_1, \Delta\lambda_2$

Баллистическое обоснование ОГ КА комбинированного состава. Рассчитаем эффективность функционирования двух КА, образующих ОГ КА комбинированного состава. Пусть заданы параметры орбиты и характеристики обзора Земли функционирующим на орбите КА (КА-1) и известны параметры орбиты и характеристики обзора Земли выводимым КА (КА-2) (табл. 1).

Таблица 1

Параметры орбит и характеристики обзора Земли КА

КА	$T_{\text{эф}} / T_{\Omega}$	i , град	$\lambda_{\text{в.у}}$, град	T_{Ω} , с	Φ_3 , град
КА-1	13,99489	71,01	0	6120	13,5
КА-2	13,8(3)	67,1		6187	

Заданы границы широтного пояса наблюдаемого КА $\psi \in [20^\circ, 80^\circ]$ и время прохождения восходящего узла выведенным КА $t_{\text{в.у}} = 0$. Необходимо определить такое время прохождения восходящего узла выводи-

мым КА, которое задает рассогласование плоскостей выведенного и выводимого КА, обеспечивающее равномерность разрыва в наблюдении точек заданного широтного пояса Земли. В ходе расчетов получены результаты, приведенные в табл. 2.

Таблица 2

Результаты расчета

Определяемые параметры	Первый вариант	Второй вариант
$t_{в.у2}$, с	24 173,79	61 990,21
$\Delta\Omega = \Omega_2 - \Omega_1$, град	101	259
$\Delta u = u_2 - u_1$, град	18,01	313,52

В табл. 2 введены обозначения: $t_{в.у2}$ — время прохождения восходящего узла орбиты выводимым КА (КА-2); $\Delta\Omega = \Omega_2 - \Omega_1$ — рассогласование плоскостей орбит по прямому восхождению восходящего узла; $\Delta u = u_2 - u_1$ — рассогласование КА по аргументу широты. В табл. 2 приведены два варианта результатов расчета. Возможные варианты, соответствующие одному из вариантов расположения узлов орбиты (В и Н — восходящий и нисходящий узлы), показаны на рис. 4.

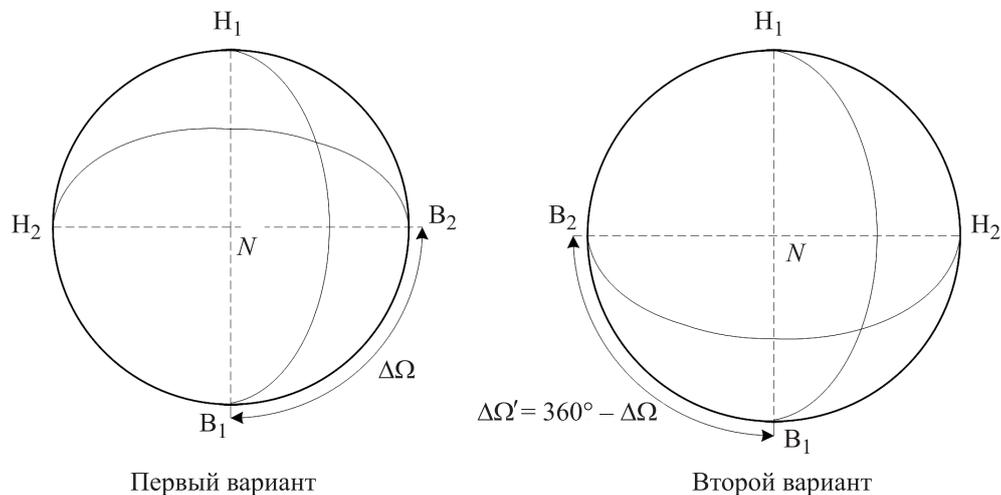


Рис. 4. Варианты расположения узлов орбиты

В соответствии с расчетами наиболее равномерные разрывы в наблюдении заданного широтного пояса при совместном функционировании двух КА обеспечиваются при рассогласовании плоскостей орбит 101° в первом варианте. При этом время между прохождением восходящего

узла орбиты выводимого КА после запуска на первом витке относительно времени прохождения восходящего узла выведенного КА составило 6 ч 42 мин. Для второго варианта рассогласование плоскостей орбит составило 259° , а время прохождения восходящего узла орбиты выводимого КА после запуска на первом витке составило 17 ч 13 мин.

Рассмотрим результаты расчета оптимальной структуры из двух разнородных КА, обеспечивающей максимальную результативность просмотра широтного пояса при совместном функционировании. Исходные данные, параметры орбит и характеристики обзора Земли КА приведены в табл. 3.

Таблица 3

Параметры орбит и характеристики обзора Земли КА

КА	P	Q	i , град	H , км	T_Ω , с	φ_z , град	u , град	Ω , град
КА-1	83	6	67,1	913,25	6187	13,5	0	0
КА-2	14	1	71,01	863	6120		0	

Заданы границы широтного пояса, наблюдаемого КА, $\psi \in [20^\circ, 80^\circ]$. Определим оптимальное расположение плоскостей КА относительно друг друга, обеспечивающее максимальную результативность наблюдения заданного широтного пояса. Пусть время разрыва в наблюдении $\Delta t_p = 5400$ с.

Введем показатель результативности Q , характеризующий появление времени задержки в наблюдении системой КА [4, 14]. Для расчета показателя результативности Q необходимо определить вероятность P появления задержки в обслуживании точек заданного района. Вероятность появления задержки характеризует степень обслуживания точек с задержкой по отношению к точкам всей исследуемой области на поверхности Земли, обслуживаемым без задержки в течение периода повторяемости трассы, тогда

$$Q = 1 - P. \quad (5)$$

Вероятность появления задержки для одной точки с координатами λ, ψ определяется из выражения [14]:

$$P_{\lambda, \psi} = \frac{\sum_{g=1}^k \Delta t_{\text{здж}g}}{\Delta t_{\text{max}}},$$

где $g = 1(1)k$, k — число моментов появления времени задержки при наблюдении точки с координатами λ, ψ .

Для определения вероятности появления времени задержки в наблюдении любой точки района необходимо рассчитать время задержки $\Delta t_{\text{здж}}$ в обслуживании каждой точки заданного района $(\lambda, \psi) \in R_{\lambda, \psi}$ на протяжении всего временного интервала Δt_{max} .

Для определения показателя результативности Q рассчитаем вероятность P появления задержки как геометрическую вероятность [15]:

$$P = \frac{1}{\Delta t_{\text{max}} S} \iint_{R_{\lambda, \psi}} \sum_{g=1}^k \Delta t_{\text{здж}g} R^2 \cos \psi d\lambda d\psi, \quad (6)$$

где S — площадь заданного района $R_{\lambda, \psi}$ на поверхности Земли.

Таким образом, выражение (6) при обзоре системой КА заданного района характеризует часть площади, при просмотре которой появилось время задержки относительно всей просмотренной площади на интервале повторяемости трассы Δt_{max} . Вероятность появления задержки выражается в процентах. Вероятность отсутствия задержки в наблюдении точек заданного района определим так:

$$Q = 1 - \frac{1}{\Delta t_{\text{max}} S} \iint_{R_{\lambda, \psi}} \sum_{g=1}^k \Delta t_{\text{здж}g} R^2 \cos \psi d\lambda d\psi. \quad (7)$$

График зависимости прямого восхождения восходящего узла КА-2 от показателя результативности Q приведен на рис. 5. По оси абсцисс отложены значения прямых восхождений восходящего узла КА-2 в градусах,

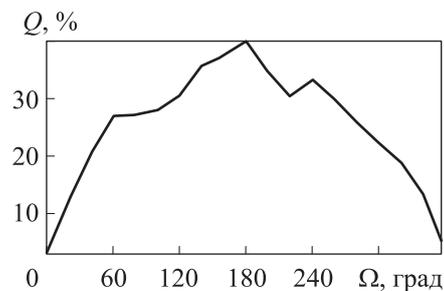


Рис. 5. Зависимость прямого восхождения восходящего узла КА-2 от показателя результативности Q , $\Delta t_p = 5400$ с

по оси ординат — значения показателя результативности (вероятности отсутствия задержки в наблюдении в процентах). Это объясняется тем, что при небольшом разрыве в наблюдении и наличии всего двух КА в системе наилучшее покрытие широтного пояса полосами обзора КА будет происходить при их встречном движении, при этом задержка в наблюдении точек широтного пояса будет минимальная.

Параметры структуры ОГ КА, обеспечивающей максимальную результативность, и частные показатели результативности функционирования приведены в табл. 4.

Таблица 4

Параметры ОГ КА и показатели результативности функционирования

Параметры	КА-1	КА-2	Q, %	МО, с	СКО, с	$\Delta t_{\text{здлжmax}}$, с
i , град	0	0	30,94	15 364	16 665	81 218
Ω , град		180				

Из табл. 4 следует, что поскольку время разрыва в наблюдении составляет всего 1,5 ч, то в большинстве случаев при обслуживании широтного пояса полученной структурой КА просмотр точек поверхности Земли происходит с задержкой ~ 4 ч. С заданными требованиями по разрыву в наблюдении осуществляется обзор ~ 30 % широтного пояса. Максимальное время разрыва в наблюдении точек широтного пояса Земли составляет ~ 24 ч, а максимальное время задержки в обслуживании ~ 22 ч. В постановке задачи требовалось минимизировать наибольшие разрывы в наблюдении. Рассмотренный разрыв 5400 с (1,5 ч) сопоставим с периодами обращения самих КА, что не отражает выполнение этих требований. Это связано с тем, что наибольшие разрывы в наблюдении при наличии в системе двух КА с зоной обзора, равной примерно межвитковому расстоянию, будут значительно больше периодов обращения КА [9, 14]. Поэтому увеличим заданный разрыв в наблюдении. Выполним расчет для тех же КА при времени разрыва в наблюдении $\Delta t_p = 18\ 000$ с. На рис. 6 приведен график зависимости прямого восхождения восходящего узла КА-2 от показателя результативности Q.

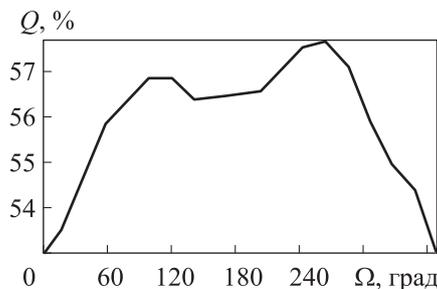


Рис. 6. Зависимость прямого восхождения восходящего узла выводимого КА от Q, $\Delta t_p = 18\ 000$ с

Наибольшая результативность в наблюдении достигается при рассогласовании плоскостей КА 100 и 260° (см. рис. 6). Построение структуры в данном случае отличается от полученной при $\Delta t_p = 5400$ с. Это объясняется тем, что выбор лучшей структуры основан на выравнивании наибольших разрывов, т. е. условий наблюдения на нижней и верхней широтах широтного пояса. Параметры совместной структуры КА, обеспечивающей максимальную результативность, и показатели результативности приведены в табл. 5.

Таблица 5

Показатели результативности функционирования совместной структуры КА

Вариант структуры	КА-1	КА-2	Q, %	МО, с	СКО, с	$\Delta t_{\text{эджmax}}$, с
i , град	0	0	56,91	26 284	11 325	68 618
Ω , град		100				
i , град	0	0	57,67	25 556	11 410	68 618
Ω , град		260				

В результате анализа выявлено, что обслуживание широтного пояса КА полученных структур с заданными требованиями по разрыву в наблюдении будет происходить с вероятностью $\sim 57\%$. Максимальное время разрыва в наблюдении точек широтного пояса Земли, как и в первом случае, составляет ~ 24 ч, однако максимальное время задержки в наблюдении уменьшится до 19 ч.

Методика обоснования структуры ОГ КА комбинированного состава позволяет получать расположение плоскостей двух КА, что обеспечивает равномерность наибольших разрывов в наблюдении широтного пояса Земли. Равномерность наибольших разрывов достигается выравниванием условий наблюдения на верхней и нижней широтах широтного пояса. Таким образом, полученная методика позволяет определить время выхода на экватор выводимого КА относительно выведенного КА, которое обеспечивает при их совместном функционировании экстремум показателя эффективности.

Заключение. Исследованы проблемные моменты формирования систем КА на орбитах, отличающихся положением в пространстве, периодом обращения и характеристиками наблюдения. Рассмотренная методика позволяет анализировать функционирование системы КА комбинированного состава и сформировать практические рекомендации на этапах наращивания и восполнения в случае функционирования КА на разных орбитах, а также оценивать эффективность функционирования системы КА неполного состава.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Лысенко Л.Н. Баллистические проблемы синтеза орбитального сегмента спутниковых систем информационного обеспечения на основе малых и сверхмалых космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2015, № 6 (42). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2015-6-1428>
- [2] Мартянова А.В. Практическое применение данных дистанционного зондирования Земли. *Ракетно-космическая техника*, 2015, № 2, с. 94–99.

- [3] Волгин Д.А. Космическая программа дистанционного зондирования Земли и группировка космических аппаратов России. *Научные труды Института непрерывного профессионального образования*, 2016, № 6, с. 211–216.
- [4] Проценко П.А., Хуббиев Р.В. Методика оценивания эффективности применения орбитальных систем малых космических аппаратов оптико-электронного наблюдения. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2020, № 1 (130), с. 29–41. DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2020-1-29-41>
- [5] Горбулин В.И., Евдокимов Р.А., Фадеев А.С. Обоснование стратегии развертывания и восполнения орбитальных систем космических аппаратов на основе комплексной оптимизации управления организационно-технической системой. *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*, 2012, т. 128, № 3, с. 35–40.
- [6] Макриденко Л.А., Минаев И.В., Потюпкин А.Ю. Концептуальные особенности повышения целевой эффективности малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*, 2014, т. 141, № 4, с. 17–22.
- [7] Легостаев В.П., ред. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22. М., Машиностроение, 2012.
- [8] Улыбышев С.Ю., Лысенко А.А. Проектирование спутниковых систем оперативного глобального мониторинга с суточной кратностью повторения трассы полета. *Космические исследования*, 2019, т. 57, № 3, с. 229–238. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0023420619030087>
- [9] Волков В.Ф., Кульвиц А.В., Коваленко А.Ю. и др. Прикладные аспекты оптимизации орбитальных структур спутниковых систем за счет уточнения параметров орбитального движения. *Труды СПИИРАН*, 2020, т. 19, № 4, с. 719–745. DOI: <https://doi.org/10.15622/sp.2020.19.4.1>
- [10] Лысенко А.А., Улыбышев С.Ю. Построение спутниковых систем оперативного глобального мониторинга поверхности Земли с перерывом в наблюдении, не превышающим периода одного витка. *Космонавтика и ракетостроение*, 2018, № 3, с. 65–73.
- [11] Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Звягин Ф.В. Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014.
- [12] Борисенков И.Л., Калинов М.И., Родионов В.А. Отечественные космические системы радиолокационного и радиоэлектронного мониторинга земной поверхности. *Научно-технические ведомости СПбПУ*, 2014, № 2, с. 18–25.
- [13] Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М., URSS, Либроком, 2011.
- [14] Кубасов И.Ю., Коваленко А.Ю. Методика оценивания эффективности обзора КА произвольных районов земной поверхности. *Актуальные проблемы защиты и безопасности. Тр.19-й Всерос. науч.-практ. конф.* Т. 1. СПб., РАН, 2016, с. 136–139.
- [15] Вентцель Е.С. Теория вероятностей. М., Высшая школа, 2001.

Власов Сергей Александрович — канд. техн. наук, доцент кафедры навигационно-баллистического обеспечения применения космических средств и теории полета летательных аппаратов Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (Российская Федерация, 197082, Санкт-Петербург, Ждановская ул., д. 13).

Коваленко Алексей Юрьевич — канд. техн. наук, докторант кафедры навигационно-баллистического обеспечения применения космических средств и теории полета летательных аппаратов Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (Российская Федерация, 197082, Санкт-Петербург, Ждановская ул., д. 13).

Кульвиц Алексей Владимирович — канд. техн. наук, доцент, докторант кафедры навигационно-баллистического обеспечения применения космических средств и теории полета летательных аппаратов Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (Российская Федерация, 197082, Санкт-Петербург, Ждановская ул., д. 13).

Мосин Дмитрий Александрович — канд. техн. наук, доцент, начальник кафедры системного анализа и математического обеспечения АСУ Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (Российская Федерация, 197082, Санкт-Петербург, Ждановская ул., д. 13).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Власов С.А., Кульвиц А.В., Коваленко А.Ю. и др. Методика обоснования структуры системы космических аппаратов комбинированного состава. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2022, № 1 (140), с. 24–39.

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2022-1-24-39>

METHODOLOGY FOR JUSTIFYING THE STRUCTURE OF A COMBINED SPACECRAFT SYSTEM

S.A. Vlasov

A.V. Kulvits

A.Yu. Kovalenko

D.A. Mosin

sergylasov1234@gmail.com

kulvitz33@mail.ru

al_nex_239@mail.ru

mosin_da@mail.com

Mozhaisky MSA, St. Petersburg, Russian Federation

Abstract

The analysis of functioning of the Earth remote sensing spacecraft systems of the domestic orbital constellation is performed. The approach to joint application of currently operating and newly launched spacecraft, which will improve the performance of the domestic Earth remote sensing orbital constellation at the stages of deployment, buildup and replenishment, is proposed. Prob-

Keywords

Observation gap time, performance indicator, combined spacecraft system, review intervals

lems of designing spacecraft systems on different orbits, differing by position in space, orbital period and observation characteristics are investigated. A technique for justifying the structure of a combined spacecraft system using the proposed indicator has been developed. The use of the given technique allows one to analyze, justify the orbital structures and improve the performance indicators of a system of Earth remote sensing combined spacecraft. The dependences of the performance indicator of the spacecraft system functioning for different variants of the orbital structures of combined spacecraft systems upon the orbital planes position were obtained. For example, the uniformity of review intervals is achieved by alignment of observation conditions at upper and lower latitudes, which can be determined by solving a geometric problem on a sphere. The methodology is recommended to be used at the stages of deployment and buildup of domestic orbital constellation taking into account newly launched spacecraft, as well as at the stage of deployment and operation of incomplete spacecraft systems

Received 31.03.2021

Accepted 12.07.2021

© Author(s), 2022

REFERENCES

- [1] Lysenko L.N. Ballistic problems in the synthesis of orbital segment of satellite information system based on small and micro spacecraft. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2015, no. 6 (42) (in Russ.). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2015-6-1428>
- [2] Mart'yanova A.V. Practical application of Earth remote sensing data. *Raketno-kosmicheskaya tekhnika*, 2015, no. 2, pp. 94–99 (in Russ.).
- [3] Volgin D.A. Space program of Earth remote sensing and Russian spacecraft grouping. *Nauchnye trudy Instituta nepreryvnogo professional'nogo obrazovaniya*, 2016, no. 6, pp. 211–216 (in Russ.).
- [4] Protsenko P.A., Khubbiev R.V. Method for estimating the efficiency of small orbital spacecraft systems for optoelectronic surveillance. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2020, no. 1 (130), pp. 29–41 (in Russ.). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2020-1-29-41>
- [5] Gorbulin V.I., Evdokimov R.A., Fadeev A.S. Justifying spacecraft orbital systems placement and replenishment strategy on basis of complex organizational and technical system management optimization. *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIIEМ* [Electromechanical Matters. VNIIEМ Studies], 2012, vol. 128, no. 3, pp. 35–40 (in Russ.).
- [6] Makridenko L.A., Minaev I.V., Potyupkin A.Yu. Conceptual features of ERS small satellites mission efficiency improvement. *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIIEМ* [Electromechanical Matters. VNIIEМ Studies], 2014, vol. 141, no. 4, pp. 17–22 (in Russ.).

- [7] Legostaev V.P., ed. Mashinostroenie. Entsiklopediya. T. IV-22 [Machine building. Encyclopedia. Vol. IV-22]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2012.
- [8] Ulybyshev S.Yu., Lysenko A.A. Design of satellite constellations for operational global monitoring with a daily repeat of flight track. *Cosmic Res.*, 2019, vol. 57, no. 3, pp. 204–212. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0010952519030080>
- [9] Volkov V.F., Kulvits A.V., Kovalenko A.Yu., et al. Applied aspects of optimization of orbital structures of satellite systems by specifying parameters of orbital motion. *Trudy SPIIRAN [SPIIRAS Proceedings]*, 2020, vol. 19, no. 4, pp. 719–745 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.15622/sp.2020.19.4.1>
- [10] Lysenko A.A., Ulybyshev S.Yu. Design of satellite constellation for operational global monitoring of the Earth's surface with a revisit time at less one rev. *Kosmonavtika i raketrostroenie [Cosmonautics and Rocket Engineering]*, 2018, no. 3, pp. 65–73 (in Russ.).
- [11] Lysenko L.N., Betanov V.V., Zvyagin F.V. Teoreticheskie osnovy ballistiko-navigatsionnogo obespecheniya kosmicheskikh poletov [Theoretical foundations of ballistic and navigation support for space flights]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2014.
- [12] Borisenkov I.L., Kalinov M.I., Rodionov V.A. Domestic space systems of the radar and radio-electronic monitoring of the Earth's surface. *Nauchno-tehnicheskie vedomosti SPbPU [St. Petersburg Polytechnic University Journal of Engineering Science and Technology]*, 2014, no. 2, pp. 18–25 (in Russ.).
- [13] El'yasberg P.E. Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennykh sputnikov Zemli [Introduction to the flight theory of Earth artificial satellites]. Moscow, URSS, Librokom Publ., 2011.
- [14] Kubasov I.Yu., Kovalenko A.Yu. [Methodology for evaluating SC survey effectiveness of arbitrary areas on the Earth's surface]. *Aktual'nye problemy zashchity i bezopasnosti. Tr.19 Vseros. nauch.-prakt. konf. T. 1 [Actual Problems of Protection and Safety. Proc. 19th Russ. Sc.-Tech. Conf. Vol. 1]*. St. Petersburg, RARAN Publ., 2016, pp. 136–139 (in Russ.).
- [15] Venttsel E.S. Teoriya veroyatnostey [Probability theory]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 2001.

Vlasov S.A. — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Navigation and Ballistic Support for Space Applications and the Aircraft Flight Theory, Mozhaisky MSA (Zhdanovskaya ul. 13, St. Petersburg, 197082 Russian Federation).

Kovalenko A.Yu. — Cand. Sc. (Eng.), Doctoral Student, Department of Navigation and Ballistic Support for Space Applications and the Aircraft Flight Theory, Mozhaisky MSA (Zhdanovskaya ul. 13, St. Petersburg, 197082 Russian Federation).

Kulvits A.V. — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Doctoral Student, Department of Navigation and Ballistic Support for Space Applications and the Aircraft Flight Theory, Mozhaisky MSA (Zhdanovskaya ul. 13, St. Petersburg, 197082 Russian Federation).

Mosin D.A. — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Head of the Department of System Analysis and Mathematical Support for Automated Control Systems, Mozhaisky MSA (Zhdanovskaya ul. 13, St. Petersburg, 197082 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Vlasov S.A., Kulvits V.A., Kovalenko A.Yu., et al. Methodology for justifying the structure of a combined spacecraft system. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2022, no. 1 (140), pp. 24–39 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2022-1-24-39>