

МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ ОРБИТАЛЬНОГО СЕГМЕНТА СИСТЕМЫ МОНИТОРИНГА КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

© 2019

- И. А. Фадин** кандидат технических наук, начальник лаборатории;
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
4ilyal@gmail.com
- С. В. Янов** кандидат военных наук, начальник лаборатории;
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
6371km@mail.ru
- О. А. Самохвалов** кандидат военных наук, старший научный сотрудник;
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
gari7531@gmail.com

Активное использование космического пространства породило проблему его засорения верхними ступенями ракет-носителей, закончившими срок активного существования космическими аппаратами (КА) (так называемым космическим мусором), что представляет угрозу для активных КА. Наиболее действенным на современном этапе способом защиты КА от объектов космического мусора является выбор соответствующих параметров орбит, исключающих возможность столкновения. Для этого необходимо обладать информацией о параметрах движения космических объектов (КО). Задача определения параметров движения КО решается с использованием системы контроля космического пространства (СККП). Отечественная СККП в настоящее время располагает только средствами наземного базирования, расположенными на территории РФ и стран ближнего зарубежья, что не позволяет оперативно определять параметры движения космических объектов (КО) над западным и южным полушариями. Особую актуальность задача контроля КО имеет в области космического пространства, соответствующей низким околоземным орбитам (до высоты 2000 км), где уже имели место столкновения между КА, породившие большое количество обломков, которые, в свою очередь, представляют новую угрозу для российских КА. Для парирования перспективных угроз отечественной орбитальной группировке, связанных с возможным образованием новых обломков в результате столкновений или самопроизвольных разделений (например, в результате взрыва) существующих КО, требуется оперативно определять параметры движения вновь возникающих КО. Задачу оперативного контроля параметров движения КО предлагается решать путём создания орбитального сегмента (ОС) системы мониторинга космического пространства (СМКП). Созданию указанного сегмента должна предшествовать разработка научно-методического аппарата обоснования баллистической структуры ОС СМКП. Предлагаемая методика основана на решении оптимизационной задачи, в которой в качестве целевой функции используется зависимость потребного числа космических аппаратов-измерителей от качественных показателей мониторинга космического пространства.

Мониторинг космического пространства; орбитальная система; методика; эффективность; показатель; оптимизация.

Цитирование: Фадин И.А., Янов С.В., Самохвалов О.А. Методика обоснования баллистической структуры орбитального сегмента системы мониторинга космического пространства // Вестник Самарского университета. Аэро-космическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 155-165. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-155-165

Введение

Наличие большого количества объектов техногенного происхождения в околоземном космическом пространстве [1] обуславливает потребность в обладании актуальными данными о параметрах их движения с целью исключения возможности столкновения с ними космических аппаратов. Так, по данным Управления государственной подотчётности США (U.S. Government Accountability Office), Центр совмест-

ных операций ВВС США в 2014 году выдал 671 тысячу предупреждений о возможном столкновении на орбите [2]. В настоящее время задача мониторинга космического пространства решается с применением наземных и орбитальных средств [3; 4]. При этом орбитальные средства используются для контроля объектов, движущихся по геосинхронным орбитам [4]. Область космического пространства, соответствующая низким околоземным орбитам (до высоты 2000 км), отличается наибольшей плотностью космического мусора и высокой динамикой изменения обстановки, поэтому особо актуальна задача мониторинга космического пространства (МКП) в указанной области.

Расположение отечественных средств системы контроля космического пространства на территории РФ и ближнего зарубежья не позволяет обеспечить высокую оперативность выявления изменений в космической обстановке. Решение указанной проблемы обеспечивает использование орбитального сегмента системы мониторинга космического пространства, состав и баллистическое построение которого определяет возможность и требуемое значение показателей качества МКП при необходимой оперативности.

В [5–7] показано, что при создании ОС СМКП целесообразно использовать метод космической триангуляции, суть которого состоит в определении координатных и некоординатных параметров космических объектов путём одновременного наблюдения одного и того же объекта пассивными бортовыми оптико-электронными приборами (БОЭП) с разных космических аппаратов-измерителей (КАИ). Данный метод требует взаимодействия КАИ для синхронизации времени и выявления факта одновременного наблюдения одного и того же объекта. Далее КАИ, образующие зону двойного обзора, называются кооперируемыми.

Созданию ОС СМКП должно предшествовать обоснование её баллистической структуры, обеспечивающей требуемое качество решения задачи МКП.

При решении задачи обоснования баллистической структуры ОС СМКП используются следующие показатели:

– временные: t_{\max} – продолжительность интервала времени, за который все КО побывают в зонах двойного обзора, и $t_{\max}(\gamma)$ – продолжительность интервала времени, за который заданное относительное число КО (γ) побывает в зонах двойного обзора;

– относительная баллистическая производительность $V_r(n, t_v)$ – относительное количество объектов, потенциально наблюдаемых не меньше заданного (n) количества раз за заданное время t_v [8];

– J – количество КАИ.

Результаты анализа существующего задела в области обоснования баллистической структуры ОС СМКП [5; 6] показывают, что совокупность полученных к настоящему моменту результатов предполагает использование метода космической триангуляции, характеризующегося следующими основными допущениями:

– одновременное наблюдение КО осуществляется при помощи КАИ, движущихся в одной орбитальной плоскости;

– при наблюдении КО оптические оси БОЭП разных КАИ должны быть перпендикулярны.

Вместе с тем, результаты моделирования свидетельствуют о возможности повышения эффективности функционирования ОС СМКП при использовании метода динамической космической триангуляции, лишённого данных ограничений. Этот метод подразумевает одновременное наблюдение одного и того же КО различными КАИ, движущимися в разных орбитальных плоскостях. При этом отсутствует ограничение на взаимную перпендикулярность оптических осей БОЭП КАИ при наблюдении одного КО.

Указанные обстоятельства свидетельствуют об актуальности решения задачи обоснования оптимальной баллистической структуры ОС СМКП, построенной на основе реализации метода динамической космической триангуляции, позволяющей обеспечивать выполнение требований к качеству решения целевой задачи.

Формализованная постановка задачи

Задача обоснования баллистической структуры ОС СМКП состоит в следующем.

Дано:

а) требования к ОС СМКП:

t_{\max} – продолжительность интервала времени, за который все КО побывают в зонах двойного обзора;

$t_{\max}(\gamma)$ – продолжительность интервала времени, за который заданная доля КО (γ) побывает в зонах двойного обзора;

$V_{r\min}(n, t_v)$ – минимальное значение относительной баллистической производительности;

б) параметры движения всех КО в начальный момент времени:

$$R = \left\{ \vec{r}_{KO}, l = \overline{1, L} \right\},$$

где \vec{r}_{KO} – параметры движения l -го КО в начальный момент времени; τ – интервал моделирования; L – количество КО;

в) характеристики БОЭП КАИ:

$D_{\text{соп}}(\psi_{\max})$ – максимальная дальность обнаружения освещённого Солнцем КО целевой аппаратурой КАИ, где ψ_{\max} – максимальная звёздная величина обнаруживаемого КО;

$D_T(T_{KO}, S_{KO})$ – максимальная дальность обнаружения неосвещённого Солнцем КО, где T_{KO} – температура обнаруживаемого КО; S_{KO} – площадь миделевого сечения КО по отношению к КАИ;

t_{\min} – минимально необходимое время для определения координатных и некоординатных параметров КО, находящегося в зоне двойного обзора;

$\alpha_{C\min}$ – минимально допустимое значение угла между направлениями КАИ – КО и КАИ – Солнце, при котором не наступает засветка БОЭП;

$\alpha_{L\min}$ – минимально допустимое значение угла между направлениями КАИ – КО и КАИ – Луна, при котором не наступает засветка БОЭП;

$\alpha_{3\min}$ – минимально допустимое значение угла между направлениями КАИ – КО и КАИ – лимб Земли, при котором не наступает засветка БОЭП.

Найти:

X^* – баллистическую структуру ОС СМКП минимального состава [9]:

$$X^* = \arg \min_{X \in \mathcal{X}} J(X), \quad (1)$$

удовлетворяющую требованиям

$$t_{\text{общ}}(X^*) \leq t_{\max}, \quad (2)$$

$$t_{\text{общ}}(\gamma, X^*) \leq t_{\max}(\gamma), \quad (3)$$

$$V_r(n, t_\gamma, X^*) \geq V_{r\min}(n, t_\gamma), \quad (4)$$

где χ – множество возможных вариантов баллистической структуры ОС СМКП; $t_{\text{обш}}(X^*)$ – интервал времени, за который все КО побывают в зонах двойного обзора при заданной баллистической структуре X ; $t_{\text{обш}}(\gamma, X)$ – интервал времени, за который заданное относительное количество КО (γ) побывает в зонах двойного обзора при заданной баллистической структуре X ; $V_r(n, t_\gamma, X)$ – относительная баллистическая производительность при заданной баллистической структуре X .

Описание методики

Задача обоснования баллистической структуры ОС СМКП решается путём многократного анализа эффективности функционирования указанной системы для каждого варианта структуры.

В рамках разработанной методики с использованием входных данных о характеристиках БОЭП КАИ, параметрах движения КО, Солнца и Луны последовательно производится синтез различных вариантов баллистической структуры ОС СМКП с последующим анализом показателей эффективности функционирования данной системы на предмет их соответствия требованиям (2)–(4).

Синтез структур ОС СМКП производится при постепенном увеличении количества составляющих её КАИ, начиная с $J = 2$. При этом КАИ в одной орбитальной плоскости C_1, C_2, C_3 (рис. 1) расположены на одинаковом расстоянии друг относительно друга. КАИ в соседних орбитальных плоскостях C_4, C_5 (рис. 1) смещены по аргументу широты на угол $\frac{\Delta u}{2}$, где Δu – угловое расстояние между КАИ в одной орбитальной плоскости. При синтезе баллистических структур варьируемой величиной является количество КАИ и расстояние между соседними КАИ в одной плоскости $C_j C_{j+1}$. Максимальное удаление между кооперируемыми КАИ, движущимися в соседних орбитальных плоскостях $C_1 C_4$ (рис. 1), также должно быть равным $C_1 C_2$. Тогда

$$\max C_1 C_4 = C_1 C_2.$$

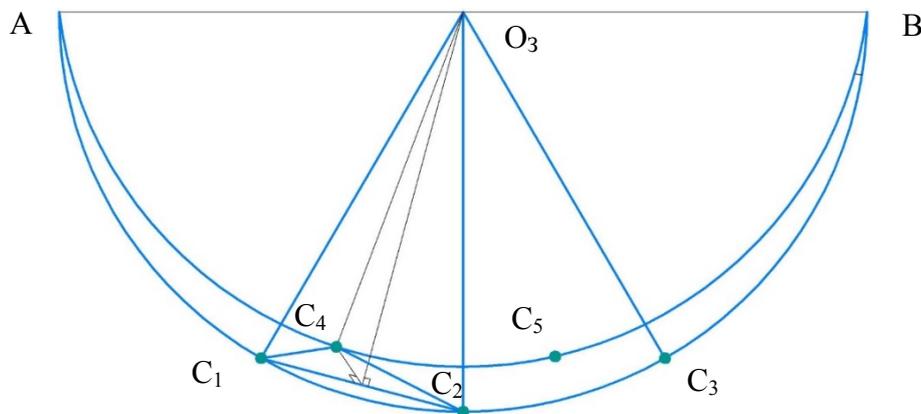


Рис. 1. Вариант баллистической структуры ОС СМКП

При проведении вычислительного эксперимента поиск задачи обоснования баллистической структуры ОС СМКП осуществлялся на множестве структур, состоящих из одной, двух и трёх орбитальных плоскостей. Для системы, изначально состоящей из КАИ, движущихся в одной орбитальной плоскости, каждый последующий КА располагается на одинаковом угловом расстоянии Δu от предыдущего. Если при заполнении всей орбитальной плоскости предъявляемые к ОС СМКП требования не выполняются, то подобным образом формируется и последовательно заполняется следующая орбитальная плоскость. При синтезе орбитальной системы, изначально включающей несколько различных плоскостей орбит, все плоскости заполняются последовательно: изначально баллистическая структура включает два КАИ в первой орбитальной плоскости C_1 и C_2 на рис. 1. Затем КАИ располагаются в точках C_4 и C_5 второй орбитальной плоскости, затем поочерёдно в первой и второй орбитальной плоскостях. Аналогичным образом синтезируются баллистические структуры, содержащие большее число плоскостей.

Для каждого варианта баллистической структуры ОС СМКП производится упрощённое моделирование функционирования указанной системы (без учёта засветки БОЭП со стороны Солнца, Земли и Луны) с использованием модели функционирования ОС СМКП [9]. Выходными данными модели функционирования ОС СМКП являются временные параметры нахождения КО в зонах двойного обзора ОС СМКП:

$$\Omega = \{\omega_l\}, \quad \omega_l = \{c_l^k, k = \overline{1, K_l}\}, \quad c_l^k = \langle j_{1l}^k, j_{2l}^k, t_{\text{вх}l}^k, t_{\text{вых}l}^k \rangle,$$

где K_l – количество зон двойного обзора, через которые проходит l -й КО; j_{1l}^k – номер первого КАИ, образующего k -ю зону двойного обзора; j_{2l}^k – номер второго КАИ, образующего k -ю зону двойного обзора; $t_{\text{вх}l}^k$ – момент входа l -го КО в k -ю зону двойного обзора; $t_{\text{вых}l}^k$ – момент выхода l -го КО из k -й зоны двойного обзора.

На основе результатов применения модели функционирования ОСМКО с помощью соответствующих методик определяются показатели процесса функционирования ОСМКО: $t_{\text{max}}, t_{\text{max}}(\gamma), V_r(n, t_v)$.

Если требования (2) – (4) выполняются, то производится уточнённое моделирование процесса функционирования ОС СМКП с учётом засветки БОЭП Солнцем, Землёй и Луной:

$$\begin{cases} \alpha_{Cjl} \geq \alpha_{C \min}, \\ \alpha_{Ljl} \geq \alpha_{L \min}, \\ \alpha_{3jl} \geq \alpha_{3 \min}, \end{cases}$$

где α_{Cjl} – угол между направлением j -й КАИ – Солнце и j -й КАИ – l -й КО; α_{Ljl} – угол между направлением j -й КАИ – Луна и j -й КАИ – l -й КО; α_{3jl} – угол между направлением j -й КАИ – центр Земли и j -й КАИ – l -й КО.

Если по результатам уточнённого моделирования система удовлетворяет предъявляемым требованиям, то текущий вариант баллистической структуры (X) является оптимальным по количеству КАИ, в противном случае процесс перебора возможных вариантов баллистической структуры продолжается.

Так как синтез различных вариантов структуры проводился с постепенным увеличением J , начиная с минимально возможного для функционирования ОС СМКП $J = 2$, то полученное решение удовлетворяет условию (1).

Определение исходных данных по параметрам движения космических объектов

В соответствии с [10] основное количество низкоорбитальных КО движется по орбитам с наклонениями в интервале $[30^\circ, 150^\circ]$, а наиболее крупные КО сосредоточены на наклонениях 65° (высоты 850–1100 км), 66° (высоты 900–1050 км), 71° (высоты 750–950 км), 74° (высоты 650–1100 км), 81 – 83° (высоты 550–1050 км), 97 – 99° (500–950 км). Таким образом, при обосновании баллистической структуры ОС СМКП для размерности задачи оптимизации и варьирования параметров движения КО космическая обстановка в области низких околоземных орбит представлялась в виде семи групп из 12 КО каждая. Объекты в пределах группы располагались в трёх орбитальных плоскостях, равномерно разнесённых по долготе восходящего узла. В каждой орбитальной плоскости располагалось по четыре КО, равномерно распределённых по аргументу широты перигея (табл. 1). Кроме того, в пределах каждой группы начальные значения аргументов широты КО, движущихся в разных орбитальных плоскостях, отличаются на 30° .

Таблица 1. Исходные параметры движения КО

Номер группы	Наклонение, °	Высота, км
1	30	600
2	65	950
3	72	850
4	82	800
5	98	700
6	120	600
7	150	600

В целях варьирования наборов исходных данных при определении показателей эффективности заданного варианта баллистической структуры ОС СМКП орбитальные плоскости указанных групп КО смещались друг относительно друга по долготе восходящего узла на величины от 0 до 120° с шагом 17° (рис. 2).

Представление космических объектов вышеобозначенной баллистической структурой (рис. 2) позволяет в одном вычислительном эксперименте получить математическое ожидание показателей эффективности функционирования ОС СМКП.

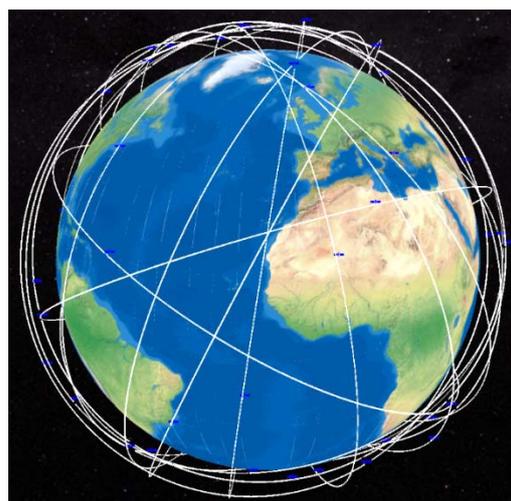


Рис. 2. Орбиты космических объектов

Обоснование основных допущений

С учётом того, что необходимо оценивать эффективность функционирования каждого варианта структуры ОС СМКП для различных наборов исходных параметров движения КО, требуется уменьшить количество возможных альтернатив.

Для этого принимаются следующие допущения:

1) орбиты КАИ – круговые равного наклонения. В этом случае обеспечивается постоянство баллистической структуры ОСПКП во времени за счёт одинаковой скорости прецессии плоскостей орбит и одинаковой скорости углового движения каждого КАИ;

2) баллистические структуры выбираются из множества диссимметричных систем [7]. Это допущение обусловлено спецификой метода космической триангуляции, состоящей в определении параметров КО в зонах двойного обзора БОЭП разных КАИ, для чего последние должны располагаться на расстоянии не более $2D_{comp}$ друг относительно друга. Кроме того, симметрия выбранных структур ведёт к снижению влияния исходных данных по параметрам движения КО на показатели эффективности функционирования ОС СМКП.

При оптимизации баллистической структуры решающее значение имеет дальность обнаружения затенённого объекта, так как она меньше дальности обнаружения освещённого Солнцем КО. Однако при выборе солнечно-синхронных орбит в качестве базового класса для оптимизации баллистической структуры существует возможность такого выбора параметров движения КАИ, что в зонах двойного обзора будут находиться только освещённые Солнцем КО. Это существенно снижает требования к бортовой аппаратуре в части отсутствия необходимости использования инфракрасных БОЭП. Далее будут рассмотрены различные варианты баллистических структур ОС СМКП, включающие как солнечно-синхронные, так и иные орбиты.

Анализ результатов моделирования

Максимальная дальность обнаружения освещённого Солнцем КО целевой аппаратурой КАИ зависит от размеров КО, состояния его поверхности и относительной ориентации КАИ – КО – Солнце. Аналогично D_T зависит от размеров и поверхности КО, а также от относительной ориентации КАИ – КО. В силу отсутствия данных о каждом КО величины D_{comp} и D_T положены постоянными. Однако при наличии исходных данных по КО разработанный научно-методический аппарат позволяет учитывать указанные функциональные зависимости, т.к. в процессе проверки условий попадания КО в зону двойного обзора, а также освещённости КО и засветки БОЭП определяется относительная ориентация КАИ – КО – Солнце. При решении задачи обоснования баллистической структуры ОС СМКП использовались исходные данные, представленные в табл. 2. Параметры движения КО представлены в табл. 1.

Таблица 2. Исходные данные для решения задачи обоснования баллистической структуры ОС СМКП

Параметр	Значение
Интервал времени, за который все КО пройдут через зоны двойного обзора, сут.	2
Интервал времени, за который 75% КО пройдёт через зоны двойного обзора, ч	4
Минимальное значение относительной баллистической производительности, V_{rmin} (2, 6 ч)	0,75
Максимальная дальность обнаружения освещённого Солнцем КО, км	2000
Максимальная дальность обнаружения КО на теневом участке орбиты, км	1500
Минимально потребное время для определения координатных и некоординатных параметров КО при его нахождении в зоне двойного обзора, с	10
Минимально допустимое значение угла между направлениями КАИ – КО и КАИ – Солнце, при котором не наступает засветка БОЭП, град	10
Минимально допустимое значение угла между направлениями КАИ – КО и КАИ – Луна, при котором не наступает засветка БОЭП, град	10
Минимально допустимое значение угла между направлениями КАИ – КО и КАИ – лимб Земли, при котором не наступает засветка БОЭП, град	10

При решении задачи на множестве диссимметричных систем в зависимости от начальных значений наклонов и количества орбитальных плоскостей получены следующие баллистические структуры:

– 14 КАИ, движущихся по солнечно-синхронной орбите (плоскость орбиты пересекает плоскость терминатора по линии узлов) $h = 400...500$ км, $i = 97,11^\circ$, $\Delta u = 12,66^\circ$;

– 14 КАИ, движущихся по солнечно-синхронным орбитам (плоскость орбиты 12 КАИ пересекает плоскость терминатора по линии узлов, плоскость орбиты оставшихся двух КАИ отстоит от остальных по долготе восходящего узла на $\Delta\Omega = 64,8^\circ$), $h = 400...500$ км, $i = 97,11^\circ$, $\Delta u = 12,66^\circ$.

Увеличение разности аргументов широты соседних КАИ в одной плоскости приводит к уменьшению требуемого количества КАИ в орбитальной группировке. Так, при $\Delta u = 18,62^\circ$ (линейное расстояние $1,1 D_T$) представленным в табл. 2 требованиям удовлетворяет ОС СМКП, состоящая из 11 КАИ, движущихся по солнечно-синхронным орбитам $h = 400...500$ км, лежащим в одной плоскости, пересекающей плоскость терминатора по линии узлов.

При $\Delta u = 20,33^\circ$ (линейное расстояние $1,2 D_T$) удовлетворяет ОС СМКП, состоящая из 11 КАИ, движущихся по солнечно-синхронной орбите $h = 400...500$ км, пересекающей плоскость терминатора по линии узлов.

При $\Delta u = 22^\circ$ (линейное расстояние $1,3 D_{comp}$) требованиям удовлетворяет система, состоящая из 11 КАИ на солнечно-синхронных орбитах $h = 400...500$ км, лежащих в одной плоскости, пересекающей плоскость терминатора по линии узлов.

При $\Delta u = 23,8 - 25,5^\circ$ (линейное расстояние $1,4 - 1,5 D_{comp}$) требованиям удовлетворяет система, состоящая из 10 КАИ на солнечно-синхронных орбитах $h = 400...500$ км, лежащих в одной плоскости.

При $\Delta u = 27,2^\circ$ (линейное расстояние $1,6 D_{comp}$) требованиям удовлетворяет система, состоящая из 9 КАИ на солнечно-синхронных орбитах $h = 400...500$ км, лежащих в одной плоскости.

Дальнейшее увеличение расстояния между КАИ в соседней плоскости приводит к увеличению количественного состава группировки ОС СМКП, удовлетворяющей представленным в табл. 2 требованиям. Так, при $\Delta u = 29^\circ$, что соответствует линейному расстоянию $1,7 D_{comp}$, баллистическая структура насчитывает 11 КАИ.

Заключение

Анализ результатов проведённых расчётов позволяет сформулировать следующие выводы:

– качество функционирования ОС СМКП существенным образом зависит от её баллистической структуры и определяется как размещением зон двойного обзора в пределах орбитальной плоскости, так и размером этих зон;

– пригодное соотношение между размером зон двойного обзора и равномерностью их распределения в пространстве достигается при расстоянии между КАИ $1,6 D_{comp}$ (график зависимости количества КАИ оптимальной ОГ от расстояния между КАИ в одной орбитальной плоскости в единицах D_{comp} представлен на рис. 3);

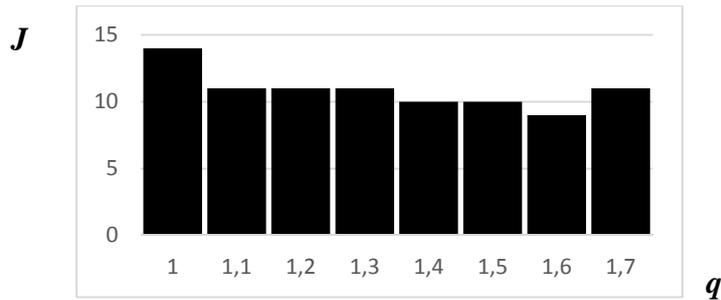


Рис. 3. Зависимость количества КАИ (J) оптимальной ОГ от расстояния между КАИ в одной орбитальной плоскости в единицах $D_{\text{сorp}}$ (q)

– пригодным (требующим наименьшего количества КАИ при выполнении требований по качеству решения задачи мониторинга космического пространства) вариантом баллистической структуры является диссимметричная система, представленная аппаратами, движущимися в одной плоскости солнечно-синхронной орбиты высотой 400...500 км, пересекающей плоскость терминатора по линии узлов. КАИ расположены на одинаковом расстоянии $1,6 D_{\text{сorp}}$ друг от друга (неполная цепочка). Помимо минимизации количества КАИ дополнительным преимуществом построения ОС СМКП на базе солнечно-синхронных орбит является отсутствие потребности в инфракрасных БОЭП, так как в этом случае наблюдаемый объект всегда освещён Солнцем.

Представленная методика позволяет учитывать возможности средств выведения КА. В частности она позволяет обосновать состав орбитальной системы КАИ, движущейся по орбитам, выведение на которые энергетически оптимально для заданного космодрома путём учёта реализуемых наклонений при синтезе очередной структуры ОС СМКП. Так, при использовании в качестве базовых орбит с наклонением, соответствующим широте космодрома Плесецк, оптимальная группировка состоит из 13 КАИ, движущихся в одной орбитальной плоскости $h = 400...500$ км, $\Delta u = 20,3^\circ$.

Разработанная методика обоснования баллистической структуры ОС СМКП может быть использована в исследованиях, посвящённых обоснованию структуры и требований к перспективной системе мониторинга космического пространства.

Библиографический список

1. Orbital debris program office. Quarterly news. NASA, 2017. V. 21, Iss. 1. 14 p.
2. Gruss M. U.S. Plans \$6 billion investment in space situational awareness. <https://spacenews.com/planned-u-s-investment-in-space-awareness-is-6-billion-gao-says/>
3. Анисимов В., Батырь Г., Меньшиков А., Шилин В. СККП России: вчера, сегодня, завтра // Воздушно-космическая оборона. 2004. № 1. <http://militaryarticle.ru/voenno-kosmicheskaya-oborona/2004/12302-skkp-rossii-vchera-segodnja-zavtra-2>
4. Gruss M. New U.S. air force space surveillance satellites require great precision. <https://spacenews.com/new-u-s-air-force-space-surveillance-satellites-require-great-precision/>
5. Половников В.И., Скутницкий В.М. Теоретические основы проектирования орбитальных систем космической триангуляции. СПб: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2012. 175 с.
6. Половников В.И., Лобков И.А. Орбитальная система контроля космического пространства // Сб. трудов всероссийской научно-методической конференции

«Современные проблемы механики и её преподавание в вузе». Т. 2. СПб: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2015. С. 163-167.

7. Фадин И.А. Постановка задачи оптимизации баллистической структуры орбитальной системы контроля космического пространства // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2018. № 1. С. 230-239.

8. Ханцеверов Ф.Р., Остроухов В.В. Моделирование космических систем изучения природных ресурсов Земли. М.: Машиностроение, 1989. 263 с.

9. Фадин И.А., Янов С.В. Модель функционирования орбитальной системы мониторинга космической обстановки // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2018. № 7. С. 248-261.

10. Orbital Debris. A Technical Assessment. Washington: National Academy Press, 1995. 224 p.

METHODS OF VALIDATION OF THE BALLISTIC STRUCTURE OF SPACE SURVEILLANCE SYSTEM ORBITAL SEGMENT

© 2019

I. A. Fadin Candidate of Science (Engineering), Chief of Laboratory;
Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation;
4ilyal@gmail.com

S. V. Yanov Candidate of Science (Military), Chief of Laboratory;
Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation;
6371km@mail.ru

O. A. Samokhvalov Candidate of Science (Military), Senior Researcher;
Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation;
garri7531@gmail.com

Space activity brought about the space debris problem that constitutes a threat to active spacecraft. Nowadays the most efficient way of spacecraft protection against space debris is choosing the appropriate orbit parameters to prevent collisions of space objects. To do this one should know the parameters of motion of space objects (SO). At present the task of determining SO orbit parameters is solved by means of the space surveillance system (SSS). The Russian space surveillance system includes only ground based facilities located on the territory of the Russian Federation and Tajikistan. This fact does not allow determining the parameters of SO motion over the Western and Southern Hemispheres. The task of monitoring SO in low orbits (up to 2000 km height) is of particular importance because there have already been collisions that generated a lot of debris which, in their turn, pose a new threat to Russian active spacecraft. To prevent prospective threats to the Russian orbital constellation associated with possible generation of new debris as a result of impacts or spontaneous separation (because of an explosion, for instance) of active SOs the parameters of motion of newly emerging space objects need to be determined quickly and efficiently. We propose to solve the task of online monitoring of space object motion by creating an orbital segment of SSS. The creation of the new system is to be preceded by the development of scientific methods for justification of its ballistic structure. This article presents a method based on the solution of an optimization task, where the target function is the dependence of the required number of measurer spacecraft on the quality indicators of space surveillance.

Space surveillance; orbital system; method; efficiency; indicator; optimization.

Citation: Fadin I.A., Yanov S.V., Samokhvalov O.A. Methods of validation of the ballistic structure of space surveillance system orbital segment. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 155-165. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-155-165

References

1. Orbital debris program office. Quarterly news. NASA, 2017. V. 21, Iss. 1. 14 p.
2. Gruss M. U.S. Plans \$6 billion investment in space situational awareness. Available at: <https://spacenews.com/planned-u-s-investment-in-space-awareness-is-6-billion-gao-says/>
3. Anisimov V., Batyr' G., Men'shikov A., Shilin V. Space Surveillance System (Russian Federation): yesterday, today, tomorrow. *Vozdushno-kosmicheskaya Oborona*. 2004. No. 1. Available at: <http://militaryarticle.ru/voenno-kosmicheskaya-oborona/2004/12302-skqp-rossii-vchera-segodnja-zavtra-2>. (In Russ.)
4. Gruss M. New U.S. air force space surveillance satellites require great precision. Available at: <https://spacenews.com/new-u-s-air-force-space-surveillance-satellites-require-great-precision/>
5. Polovnikov V.I., Skutnitskiy V.M. *Teoreticheskie osnovy proektirovaniya orbital'nykh sistem kosmicheskoy triangulyatsii* [Space triangulation orbital systems design theory]. SPb: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 2012. 175 p.
6. Polovnikov V.I., Lobkov I.A. Orbital'naya sistema kontrolya kosmicheskogo prostranstva. *Sb. trudov vserossiyskoy nauchno-metodicheskoy konferentsii «Sovremennye problemy mekhaniki i ee prepodavanie v vuze»*. V. 2. SPb: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 2015. P. 163-167. (In Russ.)
7. Fadin I.A. Statement of the problem of optimization of the ballistic structure of the orbital system for monitoring cosmic space. *Izvestiya Tul'skogo Gosudarstvennogo Universiteta. Tekhnicheskie Nauki*. 2018. No. 1. P. 230-239. (In Russ.)
8. Khantseverov F.R., Ostroukhov V.V. *Modelirovanie kosmicheskikh sistem izucheniya prirodnykh resursov Zemli* [Modeling of Earth resources survey space systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1989. 263 p.
9. Fadin I.A., Yanov S.V. Time operation model of space awareness orbital system. *Izvestiya Tul'skogo Gosudarstvennogo Universiteta. Tekhnicheskie Nauki*. 2018. No. 7. P. 248-261. (In Russ.)
10. Orbital Debris. A Technical Assessment. Washington: National Academy Press, 1995. 224 p.