

АВИАЦИОННАЯ И КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА  
AEROSPACE ENGINEERINGDOI 10.22363/2312-8143-2019-20-2-111-122  
УДК 629.78

Научная статья

Проектирование орбитального построения космической системы  
для обслуживания космических аппаратов системы Globalstar

В.Ю. Разумный, Ю.Н. Разумный

Российский университет дружбы народов, Российская Федерация, 117198, Москва, ул. Миклухо-Маклая, 6

А.А. Баранов

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН, Российская Федерация, 125047, Москва, Миусская пл., 4  
Российский университет дружбы народов, Российская Федерация, 117198, Москва, ул. Миклухо-Маклая, 6

## История статьи:

Поступила в редакцию: 25 апреля 2019

Доработана: 20 июня 2019

Принята к публикации: 28 июня 2019

## Ключевые слова:

космический комплекс; орбитальное сервисное обслуживание; орбитальная станция; орбитальный модуль; суммарная характеристическая скорость; портрет отклонений долгот восходящих узлов; некомпланарные орбиты; компланарные орбиты; межорбитальные перелеты

Рассматривается задача баллистического проектирования космического комплекса технического обслуживания действующих спутников Globalstar, находящихся на орбитах с близкими высотами и наклонениями, но существенно отличающихся по долготе восходящего узла (десятки градусов). В качестве космического комплекса технического обслуживания принимается система орбитальных станций, предназначенная для обслуживания отделяемых орбитальных модулей. В течение заданного промежутка времени необходимо подлететь к каждому из спутников, требующих обслуживания. Указанная некомпланарность орбит приводит к большим затратам суммарной характеристической скорости (топлива), необходимой обслуживающим космическим аппаратам (КА) для перелетов к обслуживаемым спутникам. В статье приводится пример решения задачи проектирования орбит обслуживающей системы на основе разработанной методики оптимального планирования обслуживания с применением современных алгоритмов оценки энергетике перелетов в окрестности обслуживаемых КА, позволяющих существенно снизить затраты топлива на перелеты. Проектирование орбитального построения станций и оптимальное планирование обслуживания осуществляются на основе анализа портрета отклонений долгот восходящих узлов всех обслуживаемых и обслуживающих КА. Показано, что предложенный методический подход позволяет определять необходимое число орбитальных станций, элементы их орбит, число отделяемых от них обслуживающих модулей и общие затраты суммарной характеристической скорости, требуемые для обслуживания заданной группировки КА.

## Введение

Повышение эффективности функционирования спутниковых систем неразрывно связано с про-

ведением своевременного технического обслуживания и ремонта вышедших из строя отдельных спутников непосредственно на орбите. Известные технические решения данной области направлены на проектирование маневров перехода между космическими аппаратами с целью проведения сервисного обслуживания на орбите [1], создание средств такого сервисного обслуживания [2], оптимизацию маневрирования в районе геостационарной орбиты [3] и др. Вместе с тем общий подход к проектированию орбитального построения космической системы технического обслуживания (ККТО) на низких орбитах, излагаемый в настоящей статье, ранее не рассматривался.

Низкие орбиты характеризуются скоплением космических аппаратов (КА) на существенно от-

*Разумный Владимир Юрьевич* – доцент департамента механики и мехатроники Института космических технологий Инженерной академии РУДН; [gazumnyy-vuy@rudn.ru](mailto:gazumnyy-vuy@rudn.ru); ORCID iD: 0000-0001-6373-4608, eLIBRARY SPIN-код: 6860-2153.

*Баранов Андрей Анатольевич* – ведущий научный сотрудник ИПМ имени М.В. Келдыша РАН, профессор департамента механики и мехатроники Института космических технологий Инженерной академии РУДН, кандидат физико-математических наук; ORCID iD: 0000-0003-1823-9354, eLIBRARY SPIN-код: 6606-3690.

*Разумный Юрий Николаевич* – директор департамента механики и мехатроники Института космических технологий, директор Инженерной академии РУДН, доктор технических наук, профессор, академик Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского, академик Международной академии астронавтики; ORCID iD: 0000-0003-1337-5672, eLIBRARY SPIN-код: 7704-4720.

© Разумный В.Ю., Баранов А.А., Разумный Ю.Н., 2019

This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License  
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



личающихся орбитах, что делает орбитальное сервисное обслуживание чрезмерно затратным с точки зрения расхода топлива на операции выведения обслуживающих КА к обслуживаемым. Для КА на таких орбитах орбитальное сервисное обслуживание оказывается целесообразным проводить с помощью ККТО, состоящего из совокупности орбитальных станций (ОС), предназначенных для орбитального сервисного обслуживания КА с помощью находящихся на указанных станциях отделяемых орбитальных модулей (ОМ) возвращаемого или невозвращаемого типа (далее рассматриваются только модули возвращаемого типа, что не исключает применение этого же подхода и для более простого случая невозвращаемых модулей) [4; 5].

Основной этап решения задачи проектирования орбитального построения ККТО состоит в определении минимального количества орбитальных станций и их орбитального расположения при имеющихся ограничениях на число орбитальных модулей на каждой станции, ограничении на количество топлива на каждом модуле и на станции в целом, ограничении на продолжительность времени обслуживания и т.д. Основным этапом, в свою очередь, включает результаты двух вспомогательных этапов: *этапа оптимального планирования обслуживания* и *этапа оценки затрат топлива*, необходимого орбитальному модулю для перелета в окрестности обслуживаемых спутников (целевых КА) с помощью двигательных установок большой и малой тяги.

На этапе оптимального планирования обслуживания каждому целевому КА назначается один из орбитальных модулей, отделяемых от ори-

тальных станций, а также определяется оптимальная последовательность обслуживания такими модулями целевых КА в течение заданного периода времени обслуживания, включая оптимизацию обслуживания каждым модулем нескольких выделенных для него целевых КА в течение одного вылета модуля со станции. Методический подход к решению задачи планирования обслуживания приведен в [6]. В указанной статье приведен общий алгоритм и численные примеры расчета конфигурации (орбитального построения) ККТО для обслуживания действующих (без учета резервных) КА системы Globalstar (целевые КА) на основе использования портрета отклонений долгот восходящих узлов (ДВУ) орбит этих целевых КА.

### 1. Построение и анализ портрета отклонений долгот восходящих узлов орбит целевых КА

КА системы Globalstar находятся на круговых орбитах с близкими значениями наклона, расположенных в орбитальных плоскостях, существенно разнесенных по долготе восходящего узла (десятки градусов). Система Globalstar включает как действующие, так и нефункционирующие (резервные) КА, находящиеся на орбитах с существенно отличающимися высотами. Параметры орбит КА системы Globalstar – большая полуось  $a_f$ , эксцентриситет  $e_f$ , наклонение  $i_f$ , аргумент перигея  $\omega_f$ , долгота восходящего узла  $\Omega_f$ , аргумент широты  $u_f$  – представлены в табл. 1 [7]. Орбиты этих КА мало отличаются по эксцентриситету и наклонению, но имеют существенные отличия по величине большой полуоси.

Таблица 1

Параметры орбит целевых КА Globalstar  
[Table 1. Globalstar spacecraft (SC) orbit parameters]

№	КА [SC]	$T$ (сек.) [sec.]	$a$ (км) [km]	$e$	$i$ (град.) [deg.]	$\omega$ (град.) [deg.]	$\Omega$ (град.) [deg.]	$u$ (град.) [deg.]
1	GS-M001	6978,53	7892,87	0,00010	52,00	320,75	261,77	206,39
2	GS-M002	7438,92	8236,31	0,00010	52,00	307,60	13,07	52,47
3	GS-M003	7129,31	8006,16	0,00066	51,98	230,84	25,55	299,44
4	GS-M004	6839,44	7787,64	0,00027	52,00	334,49	51,33	204,18
5	GS-M006	7460,00	8251,86	0,00036	52,00	344,58	297,66	187,55
6	GS-M008	6990,53	7901,92	0,00030	52,00	180,60	91,91	207,39
7	GS-M014	7413,70	8217,68	0,00008	51,99	98,25	359,28	78,95
8	GS-M015	7520,78	8296,62	0,00132	51,98	24,77	254,38	99,37
9	GS-M019	7118,15	7997,80	0,00006	51,99	243,90	323,05	286,87
10	GS-M022	7185,50	8048,17	0,00021	52,01	229,61	349,52	249,41
11	GS-M023	6844,37	7791,39	0,00108	52,01	188,11	33,75	251,29
12	GS-M024	7782,87	8488,26	0,00023	52,00	117,15	103,94	46,52
13	GS-M025	7696,97	8425,70	0,00010	51,98	76,22	67,61	94,61
14	GS-M026	6844,79	7791,71	0,00028	52,00	322,19	301,95	82,21
15	GS-M027	7823,60	8517,85	0,00219	52,02	77,28	94,04	310,75

Продолжение табл. 1 [Table 1, continuation]

№	КА [SC]	T (сек.) [sec.]	a (км) [km]	e	i (град.) [deg.]	$\omega$ (град.) [deg.]	$\Omega$ (град.) [deg.]	u (град.) [deg.]
16	GS-M028	6909,37	7840,64	0,00632	51,97	251,85	338,33	107,55
17	GS-M029	7201,05	8059,78	0,00029	51,98	188,97	115,42	323,55
18	GS-M030	7480,20	8266,74	0,00032	51,99	288,50	241,35	71,55
19	GS-M031	7105,60	7988,40	0,00015	52,00	83,06	23,59	290,11
20	GS-M032	7721,00	8443,22	0,00012	52,00	184,63	93,51	175,45
21	GS-M033	7080,50	7969,57	0,00117	51,99	114,19	342,24	246,02
22	GS-M034	7325,90	8152,67	0,00140	51,99	6,21	64,57	105,87
23	GS-M035	7822,52	8517,08	0,00136	52,00	52,43	58,07	104,55
24	GS-M036	7281,60	8119,77	0,00112	52,00	294,27	45,41	166,13
25	GS-M037	6844,66	7791,61	0,00013	52,00	191,43	164,87	197,47
26	GS-M038	7010,59	7917,03	0,00024	52,00	99,42	266,73	34,20
27	GS-M039	6845,27	7792,07	0,00038	51,98	44,09	249,81	316,03
28	GS-M040	6847,02	7793,40	0,00008	51,99	102,75	31,61	318,33
29	GS-M041	7220,53	8074,31	0,00037	52,00	92,23	137,41	346,39
30	GS-M042	7070,41	7962,00	0,00034	52,00	123,07	69,95	43,37
31	GS-M043	7675,58	8410,07	0,00138	51,94	124,87	44,21	308,34
32	GS-M044	7259,41	8103,27	0,00051	52,00	239,77	251,22	284,36
33	GS-M045	7041,90	7940,58	0,00003	52,00	55,36	46,78	354,78
34	GS-M046	7144,48	8017,51	0,00025	52,01	225,32	52,68	168,58
35	GS-M047	7633,26	8379,14	0,00172	51,98	36,87	237,50	323,32
36	GS-M048	7620,34	8369,67	0,00131	51,94	270,46	58,15	130,58
37	GS-M049	7769,18	8478,31	0,00020	51,99	350,23	307,70	9,84
38	GS-M050	7156,03	8026,15	0,00097	52,00	40,20	256,85	26,24
39	GS-M051	7564,63	8328,83	0,00008	51,98	193,25	240,29	292,29
40	GS-M052	7748,74	8463,44	0,00032	51,99	125,82	99,29	278,46
41	GS-M053	7662,11	8400,23	0,00024	52,00	254,27	153,65	286,81
42	GS-M054	7584,46	8343,38	0,00060	52,02	243,17	15,37	286,34
43	GS-M055	7028,22	7930,30	0,00067	52,00	229,26	140,43	207,79
44	GS-M056	7171,85	8037,97	0,00009	52,00	196,77	307,06	330,24
45	GS-M057	7054,67	7950,18	0,00034	52,00	170,02	54,98	190,07
46	GS-M058	7241,68	8090,07	0,00015	52,00	98,71	20,72	340,30
47	GS-M059	7200,49	8059,36	0,00015	52,00	78,07	224,79	352,30
48	GS-M060	7096,20	7981,35	0,00026	52,00	347,69	3,30	27,17
49	GS-M061	7342,40	8164,91	0,00051	51,98	330,34	207,73	164,95
50	GS-M062	6949,03	7870,61	0,00068	51,98	43,53	116,45	333,92
51	GS-M063	6844,82	7791,73	0,00018	52,00	162,06	75,31	0,80
52	GS-M064	7269,89	8111,06	0,00015	52,00	278,83	45,16	81,23
53	GS-M065	6844,83	7791,74	0,00010	51,99	117,31	205,18	22,35
54	GS-M066	6844,82	7791,73	0,00003	51,97	40,34	335,22	357,81
55	GS-M067	6844,84	7791,74	0,00001	51,98	78,02	23,74	357,72
56	GS-M068	6842,57	7790,02	0,00007	51,99	123,75	291,09	279,93
57	GS-M069	6844,83	7791,74	0,00009	51,99	132,79	164,05	36,68
58	GS-M070	6844,83	7791,74	0,00014	51,98	127,61	115,46	28,13
59	GS-M071	6844,80	7791,71	0,00024	52,01	92,66	166,98	80,03
60	GS-M072	6844,80	7791,71	0,00008	52,01	53,70	257,50	71,07
61	GS-M073	6844,84	7791,75	0,00005	52,01	116,06	73,24	44,05
62	GS-M074	6844,82	7791,73	0,00006	52,00	114,75	119,04	259,46
63	GS-M075	6844,85	7791,75	0,00014	51,99	101,59	162,08	286,99
64	GS-M076	6844,89	7791,78	0,00003	52,00	292,29	118,82	87,62
65	GS-M077	6844,86	7791,76	0,00009	52,01	128,77	76,53	25,45
66	GS-M078	6844,84	7791,74	0,00007	51,99	51,98	297,53	308,12
67	GS-M079	6844,84	7791,75	0,00007	52,00	104,02	117,26	32,83
68	GS-M080	6844,88	7791,77	0,00002	52,01	27,28	29,04	52,30
69	GS-M081	6844,85	7791,75	0,00011	51,99	102,77	207,16	289,95
70	GS-M082	6844,84	7791,74	0,00006	52,01	59,54	343,66	92,51
71	GS-M083	6844,85	7791,75	0,00006	51,99	83,11	26,34	69,08
72	GS-M084	6844,84	7791,74	0,00006	52,00	109,06	26,81	308,07
73	GS-M085	6844,83	7791,73	0,00012	51,98	77,35	206,13	321,55
74	GS-M086	6844,82	7791,73	0,00004	51,99	45,65	340,48	334,67
75	GS-M088	6844,85	7791,75	0,00009	51,97	77,05	293,55	317,91
76	GS-M089	6844,83	7791,73	0,00005	51,99	114,28	160,81	62,67

Окончание табл. 1 [Table 1, ending]

№	КА [SC]	T (сек.) [sec.]	a (км) [km]	e	i (град.) [deg.]	$\omega$ (град.) [deg.]	$\Omega$ (град.) [deg.]	u (град.) [deg.]
77	GS-M090	6844,85	7791,75	0,00004	51,99	34,28	342,07	66,80
78	GS-M091	6844,84	7791,74	0,00010	52,00	65,87	251,61	341,49
79	GS-M092	6844,83	7791,74	0,00009	52,01	130,26	73,39	45,76
80	GS-M093	6844,83	7791,74	0,00001	51,98	131,63	250,03	228,46
81	GS-M094	6844,84	7791,74	0,00010	51,99	98,46	162,36	261,64
82	GS-M095	6844,84	7791,75	0,00009	51,98	55,55	296,76	304,54
83	GS-M096	6844,84	7791,74	0,00019	52,01	77,50	207,39	282,60
84	GS-M097	6844,82	7791,73	0,00007	52,00	60,18	254,19	299,92

Для построения портрета отклонений ДВУ целевых КА вводится понятие *базового целевого КА*, который располагается на некоторой фиктивной орбите со значением большой полуоси, минимальным на множестве значений этого параметра для всех целевых КА, и средними зна-

чениями других указанных выше орбитальных параметров (на множестве значений соответствующих параметров орбит целевых КА). Получающийся вид портрета отклонений ДВУ целевых КА относительно указанного базового КА представлен на рис. 1.

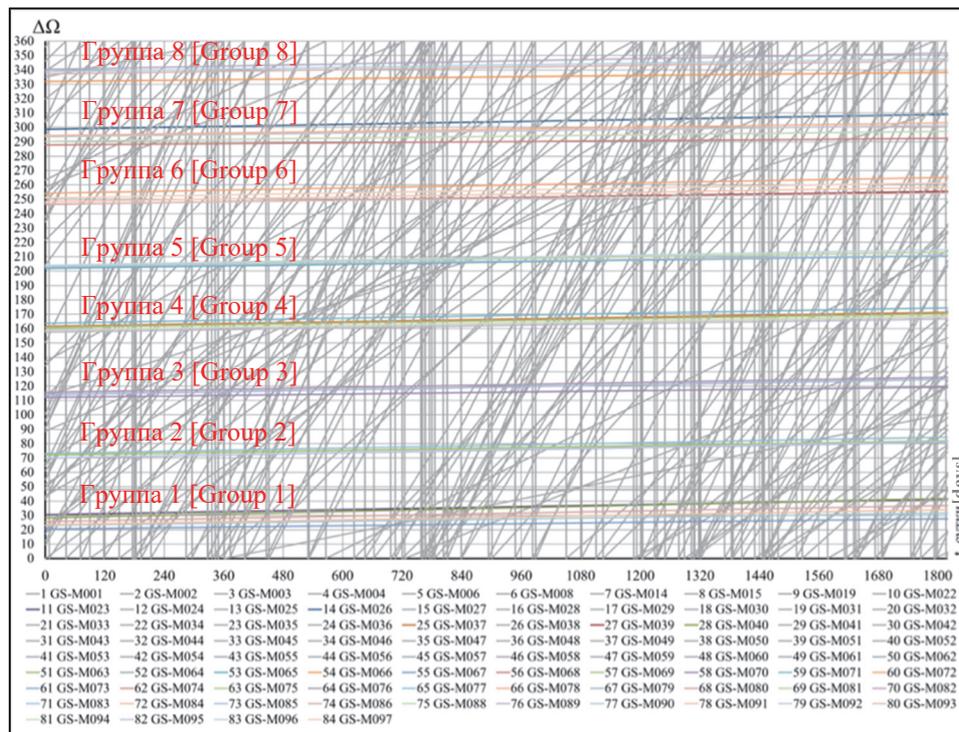


Рис. 1. Портрет отклонений ДВУ орбит целевых КА в отклонении от ДВУ орбиты базового целевого КА в течение пяти лет [Figure 1. SC orbit longitude of ascending node (LAN) deviation map from base SC orbit LAN value]

Из анализа рис. 1 можно заключить, что угол наклона представленных на нем линий (близких к линейной функции графиков зависимостей долготы восходящего узла от времени) для различных целевых КА зависит от большой полуоси, наклона и эксцентриситета орбит этих КА. Большое число квазипараллельных к оси абсцисс линий, сгруппированных на равном угловом расстоянии друг от друга на рис. 1, соответствуют линиям отклонений долгот восходящих узлов ор-

бит действующих КА, находящихся на своих рабочих орбитах. Остальные линии относятся к резервным целевым КА (серые пересекающиеся между собой линии на рис. 1), расположенным на орбитах со значительным отличием по высоте как от орбит действующих КА, так и между собой. Далее будут учитываться только действующие целевые КА, которым соответствуют квазипараллельные линии относительной эволюции долгот восходящих узлов.

## 2. Проектирование орбитального построения обслуживающей системы для действующих целевых КА

На рис. 1 линии отклонений долгот восходящих узлов орбит действующих целевых КА разделе-

ны на восемь групп, соответствующих восьми орбитальным плоскостям, разнесенным между собой на 45 градусов. Без учета маневров поддержания плоскости целевых КА в своих группах со временем расходятся вследствие прецессии линий узлов. Параметры орбит целевых КА приведены в табл. 2.

Таблица 2

Параметры орбит действующих целевых КА Globalstar  
[Table 2. Functional served Globalstar SC orbit parameters]

Группа 1 [Group 1]

№	КА [SC]	a (км) [km]	Ω (град.) [deg]
1	GS-M067	7791,74	23,74
2	GS-M083	7791,75	26,34
3	GS-M084	7791,74	26,81
4	GS-M080	7791,77	29,04
5	GS-M040	7793,40	31,61
6	GS-M023	7791,39	33,75

Группа 2 [Group 2]

№	КА [SC]	a (км) [km]	Ω (град.) [deg]
1	GS-M073	7791,75	73,24
2	GS-M092	7791,74	73,39
3	GS-M063	7791,73	75,31
4	GS-M077	7791,76	76,53

Группа 3 [Group 3]

№	КА [SC]	a (км) [km]	Ω (град.) [deg]
1	GS-M070	7791,74	115,46
2	GS-M079	7791,75	117,26
3	GS-M076	7791,78	118,82
4	GS-M074	7791,73	119,04

Группа 4 [Group 4]

№	КА [SC]	a (км) [km]	Ω (град.) [deg]
1	GS-M089	7791,73	160,81
2	GS-M075	7791,75	162,08
3	GS-M094	7791,74	162,36
4	GS-M069	7791,74	164,05
5	GS-M037	7791,61	164,87
6	GS-M071	7791,71	166,98

Группа 5 [Group 5]

№	КА [SC]	a (км) [km]	Ω (град.) [deg]
1	GS-M065	7791,74	205,18
2	GS-M085	7791,73	206,13
3	GS-M081	7791,75	207,16
4	GS-M096	7791,74	207,39

Группа 6 [Group 6]

№	КА [SC]	a (км) [km]	Ω (град.) [deg]
1	GS-M039	7792,07	249,81
2	GS-M093	7791,74	250,03
3	GS-M091	7791,74	251,61
4	GS-M097	7791,73	254,19
5	GS-M072	7791,71	257,50

Группа 4 [Group 4]

№	КА [SC]	a (км) [km]	Ω (град.) [deg]
1	GS-M068	7790,02	291,09
2	GS-M088	7791,75	293,55
3	GS-M095	7791,75	296,76
4	GS-M078	7791,74	297,53
5	GS-M026	7791,71	301,95

Группа 8 [Group 8]

№	КА [SC]	a (км) [km]	Ω (град.) [deg]
1	GS-M066	7791,73	335,22
2	GS-M086	7791,73	340,48
3	GS-M090	7791,75	342,07
4	GS-M082	7791,74	343,66

Постановка задачи проектирования орбитального построения ККТО для обслуживания действующих целевых КА на орбитах с близкими высотами имеет следующий вид.

Дано:

–  $a_f, e_f, i_f, \omega_f, \Omega_f, u_f, f = \overline{1, K}$  – параметры орбит, действующих целевых КА;

–  $K = 38$  – количество действующих целевых КА;

–  $\Delta t = 5$  лет – продолжительность времени обслуживания;

–  $\Delta V_{\text{зад м}} = 600$  м/с – максимальные запасы топлива орбитального модуля;

–  $\Delta V_{\text{зад ст}} = 4800$  м/с – максимальные запасы топлива орбитальной станции;

–  $M \leq 8$  – количество орбитальных модулей возвращаемого типа на каждой станции.

Каждый модуль может обслужить более одного целевого КА за один вылет.

Ограничения:

$$\Delta V_{jk} \leq \Delta V_{\text{зад м}} \quad (1)$$

$$\Delta V_j \leq \Delta V_{\text{зад ст}} \quad (2)$$

где  $\Delta V_j = \sum_{k=1}^M \Delta V_{jk}$  – затраты суммарной характеристической скорости на перелеты всех орбитальных модулей, принадлежащих  $j$ -ой орбитальной станции;  $\Delta V_{jk} = \sum_{l=1}^L \Delta V_{kl}$  – затраты суммарной характеристической скорости на перелеты к  $l$ -ым целевым КА  $k$ -го орбитального модуля, принадлежащего  $j$ -ой орбитальной станции.

Необходимо определить:

- $a_j, e_j, i_j, \omega_j, \Omega_j, u_j, j = \overline{1, S}$  – параметры орбит станций;
- $S_{\min}$  – минимальное количество орбитальных станций.

Поскольку для действующих целевых КА проводятся маневры поддержания, то в этом случае величина относительной эволюции долготы восходящего узла орбит целевых КА не будет изменяться во времени (на заданном интервале времени  $\Delta t$ ).

В сформулированной задаче требуется провести обслуживание всех целевых КА за заданное время  $\Delta t$  с минимальными затратами суммарной характеристической скорости. То есть необходимо выбрать количество и параметры орбит станций таким образом, чтобы обеспечить пересечение ее плоскости со всеми плоскостями целевых КА. При этом учитывается, что орбитальные модули возвращаются на борт орбитальной

станции после каждого вылета. Вернуться на станцию они должны не позднее истечения заданного времени  $\Delta t$ .

Для уменьшения затрат суммарной характеристической скорости перелетов модулей на орбиты целевых КА необходимо, чтобы линия относительной эволюции орбиты станции имела наименьший наклон к линиям относительной эволюции орбит целевых КА. Чем больше угол между линиями, тем большие затраты суммарной характеристической скорости требуются для перелета между орбитами. В данном примере наклон линий относительной эволюции отклонений долгот восходящих узлов орбит зависит только от большой полуоси (наклонение и эксцентриситет орбит целевых КА практически одинаковые). Для обеспечения пересечения в необходимые моменты времени на портрете требуется также выбрать долготу восходящего узла орбиты станции в момент времени, соответствующий начальному моменту времени на портрете  $t=0$ .

На рис. 2 показан портрет отклонений долгот восходящих узлов орбит целевых КА с добавлением линии относительной эволюции орбиты одной станции (ОС1) для обслуживания заданной группировки целевых КА в условиях заданных исходных данных со следующими большой полуоси и долготы восходящего узла ее орбиты:  $a = 8089$  km,  $\Omega = 23,74^\circ$ . Остальные параметры орбиты ОС1 могут быть приняты равными параметрам орбиты базового целевого КА.

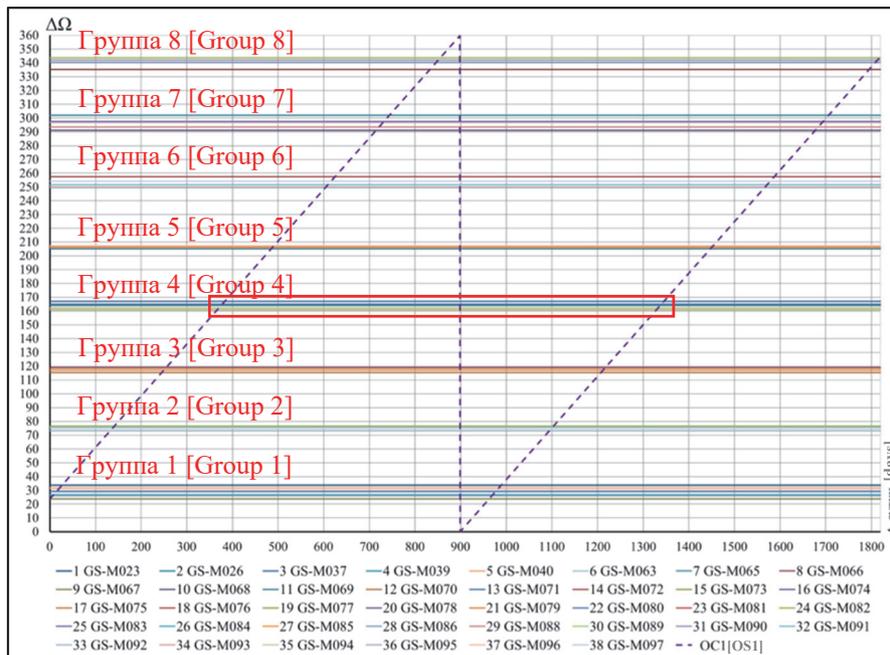


Рис. 2. Портрет отклонений ДВУ орбит целевых КА и ОС1 в течение 5 лет  
 [Figure 2. SC and OS1 orbit LAN deviation map during 5 years]

Эффективность спроектированной орбиты станции и выполнение условий (1) и (2) могут быть проверены путем оценки затрат суммарной характеристической скорости перелетов модулей возвращаемого типа к каждому целевому КА в моменты пересечения их орбит и орбиты станции по формуле

$$\Delta V_{kl} = \frac{\Delta a}{a_0} V_0. \quad (3)$$

В результате расчета получаются следующие значения:

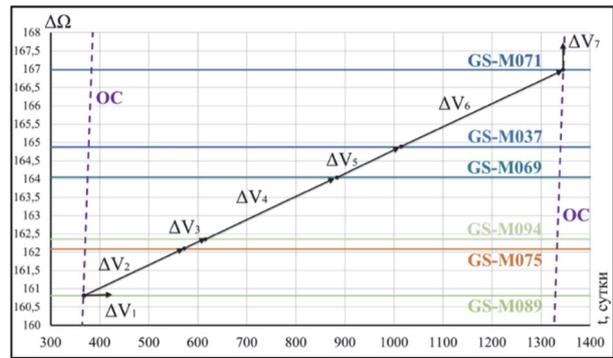
$$\Delta V_{kl} = \Delta V_k = 265,25 \text{ м/с} < \Delta V_{\text{зад м}},$$

$$\Delta V_j = \sum \Delta V_k = 10079,57 \text{ м/с} > \Delta V_{\text{зад ст}}.$$

Полученные затраты суммарной характеристической скорости каждого перелета  $\Delta V_{kl}$  не превышают заданную величину по условию (1). Но сумма всех перелетов  $\Delta V_j$  превышает заданные затраты для одной станции, нарушая условие (2). В связи с этим необходимо либо добавлять дополнительные станции, снижая их высоты, либо увеличивать продолжительность обслуживания. Но существует и третий вариант. За счет большого периода времени между двумя пересечениями плоскостей орбиты станции и целевых КА можно спланировать обслуживание всех целевых КА, помещая по одному орбитальному модулю в каждую группу целевых КА.

Таким образом, решение задачи планирования может быть сведено к следующей алгоритмической схеме. В момент первого пересечения плоскости орбиты станции с плоскостью орбиты первого целевого КА из группы орбитальный модуль отделяется от станции, выполняя первый, близкий к компланарному, маневр по перелету к ближайшему целевому КА группы (*внешний перелет*). Таким образом, орбитальный модуль попадает в так называемую *плоскость обслуживания*, где все целевые КА группы имеют близкие значения долгот восходящих узлов. Далее происходит некомпланарный облет всех целевых КА по наикратчайшему пути, определяемому долгой восходящего узла орбит (*внутренние перелеты*). В момент следующего пересечения плоскости обслуживания с плоскостью орбиты стан-

ции орбитальный модуль выполняет второй близкий к компланарному маневр по возврату на орбитальную станцию. Схема перелетов одного из орбитальных модулей приведена на рис. 3. По аналогичной схеме происходит обслуживание целевых КА в других группах.



**Рис. 3.** Схема движения ОМ4 в плоскости четвертой группы целевых КА  
 [Figure 3. Orbital module 4 (OM4) flight scheme in the orbit plane of the fourth group of SC]

На рисунке видно, что промежуток времени между двумя пересечениями плоскостей для каждой группы составляет порядка двух с половиной лет, следовательно, каждому орбитальному модулю необходимо уложиться именно в этот промежуток времени для выполнения всех внутренних перелетов.

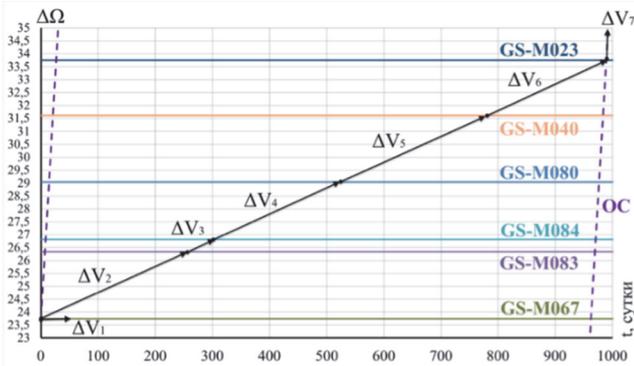
Оценить энергетику внешних перелетов в момент совпадения ДВУ орбиты станции и орбиты целевого КА можно с помощью формул для компланарного двухимпульсного перехода, затраты суммарной характеристической скорости которого для непесекающихся орбит оцениваются по формуле (3). Параметры импульсов внутренних перелетов определяются по формулам, описанным в [8]. Схемы перелетов орбитальных модулей и минимальные энергетические характеристики маневров, необходимых для обслуживания заданной группировки целевых КА, представлены в табл. 3.

Суммарная энергетика спроектированной орбитальной станции для обслуживания всех целевых КА за заданный промежуток времени приведена в табл. 4.

Таблица 3

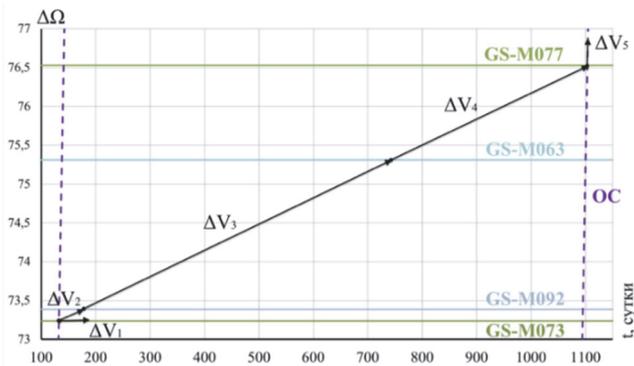
**Схемы перелетов и затраты суммарной характеристической скорости (СХС) ОМ, необходимые для обслуживания целевых КА**  
**[Table 3. OM flight schemes and total relative velocity for servicing SC]**

а) Схема перелетов ОМ1 и затраты СХС для обслуживания целевых КА из группы 1  
 [a) OM1 flight scheme and total relative velocity for servicing SC in group 1]



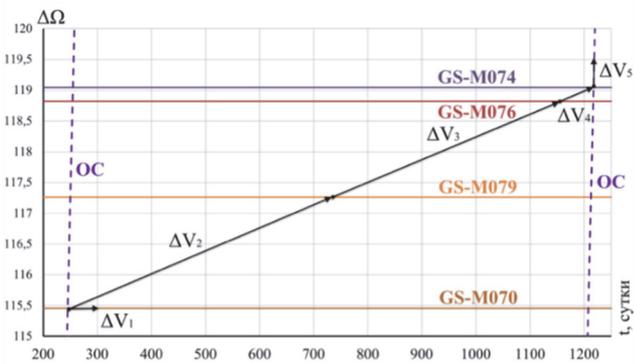
№	Орбита прилета [Arrival orbit]	$\Delta a$ , км [km]	$\Delta \Omega$ , град. [deg.]	$\Delta V$ , м/с [m/s]
1	GS-M067	297,27	0	132,63
2	GS-M083	0	2,6	7,08
3	GS-M084	0	0,47	9,80
4	GS-M080	0	2,23	6,52
5	GS-M040	0	2,57	7,13
6	GS-M023	0	2,14	7,42
7	OC1	297,27	0	132,63
				<b>303,20</b>

б) Схема перелетов ОМ2 и затраты СХС для обслуживания целевых КА из группы 2  
 [b) OM2 flight scheme and total relative velocity for servicing SC in group 2]



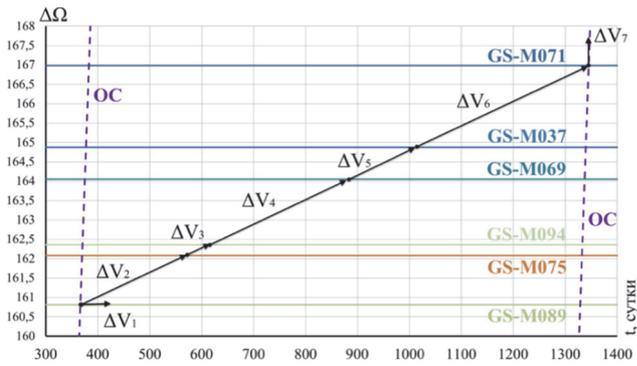
№	Орбита прилета [Arrival orbit]	$\Delta a$ , км [km]	$\Delta \Omega$ , град. [deg.]	$\Delta V$ , м/с [m/s]
1	GS-M073	297,27	0	132,63
2	GS-M092	0	0,15	11,65
3	GS-M063	0	1,92	2,37
4	GS-M077	0	1,22	2,21
5	OC	297,27	0	132,63
				<b>281,48</b>

в) Схема перелетов ОМ3 и затраты СХС для обслуживания целевых КА из группы 3  
 [c) OM3 flight scheme and total relative velocity for servicing SC in group 3]



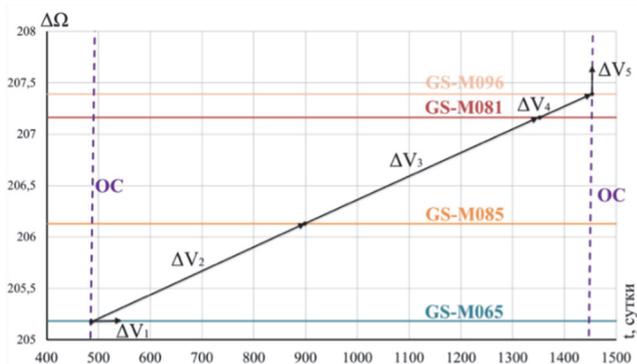
№	Орбита прилета [Arrival orbit]	$\Delta a$ , км [km]	$\Delta \Omega$ , град. [deg.]	$\Delta V$ , м/с [m/s]
1	GS-M070	297,27	0	132,63
2	GS-M079	0	1,8	2,30
3	GS-M076	0	1,56	2,82
4	GS-M074	0	0,22	14,30
5	OC	297,27	0	132,63
				<b>284,67</b>

г) Схема перелетов OM4 и затраты СХС для обслуживания целевых КА из группы 4  
 [d) OM4 flight scheme and total relative velocity for servicing SC in Group 4]



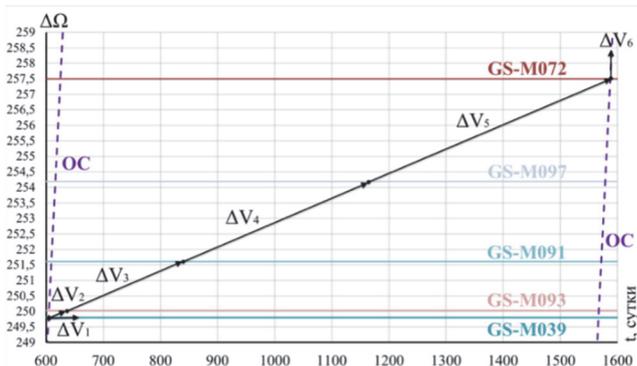
№	Орбита прилета [Arrival orbit]	$\Delta a$ , км [km]	$\Delta\Omega$ , град. [deg.]	$\Delta V$ , м/с [m/s]
1	GS-M089	297,27	0	132,63
2	GS-M075	0	1,27	4,22
3	GS-M094	0	0,28	22,57
4	GS-M069	0	1,69	4,15
5	GS-M037	0	0,82	7,85
6	GS-M071	0	2,11	4,73
7	OC	297,27	0	132,63
				<b>308,77</b>

д) Схема перелетов OM5 и затраты СХС для обслуживания целевых КА из группы 5  
 [e) OM5 flight scheme and total relative velocity for servicing SC in group 5]



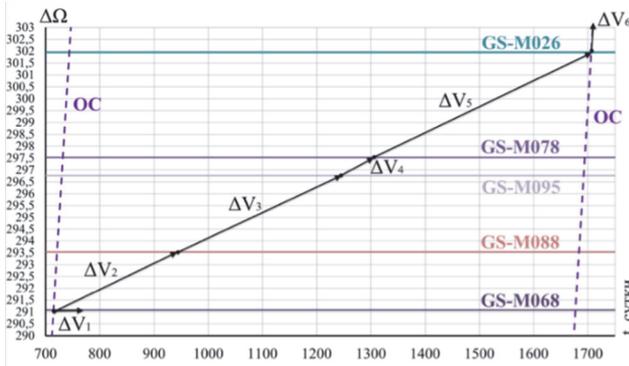
№	Орбита прилета [Arrival orbit]	$\Delta a$ , км [km]	$\Delta\Omega$ , град. [deg.]	$\Delta V$ , м/с [m/s]
1	GS-M065	297,27	0	132,63
2	GS-M085	0	0,95	2,30
3	GS-M081	0	1,03	1,74
4	GS-M096	0	0,23	9,16
5	OC	297,27	0	132,63
				<b>278,45</b>

е) Схема перелетов OM6 и затраты СХС для обслуживания целевых КА из группы 6  
 [f) OM6 flight scheme and total relative velocity for servicing SC in group 6]



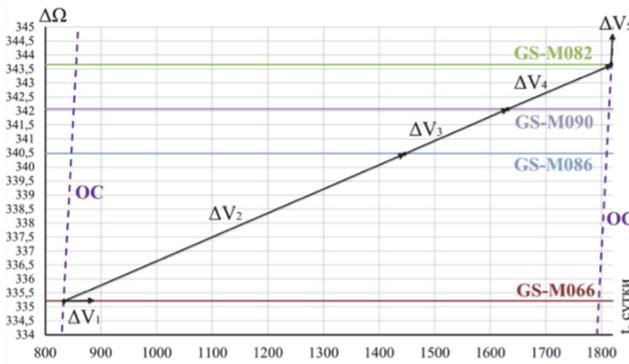
№	Орбита прилета [Arrival orbit]	$\Delta a$ , км [km]	$\Delta\Omega$ , град. [deg.]	$\Delta V$ , м/с [m/s]
1	GS-M039	297,27	0	132,63
2	GS-M093	0	0,22	23,80
3	GS-M091	0	1,58	5,82
4	GS-M097	0	2,58	5,73
5	GS-M072	0	3,31	5,34
6	OC	297,27	0	132,63
				<b>305,94</b>

ж) Схема перелетов OM7 и затраты СХС для обслуживания целевых КА из группы 7  
 [g] OM7 flight scheme and total relative velocity for servicing SC in group 7



№	Орбита прилета [Arrival orbit]	Δa, км [km]	ΔΩ, град. [deg.]	ΔV, м/с [m/s]
1	GS-M068	297,27	0	132,63
2	GS-M088	0	2,46	6,87
3	GS-M095	0	3,21	8,50
4	GS-M078	0	0,77	13,96
5	GS-M026	0	4,42	7,53
6	OC	297,27	0	132,63
				<b>302,11</b>

з) Схема перелетов OM8 и затраты СХС для обслуживания целевых КА из группы 8  
 [h] OM8 flight scheme and total relative velocity for servicing SC in group 8



№	Орбита прилета [Arrival orbit]	Δa, км [km]	ΔΩ, град. [deg.]	ΔV, м/с [m/s]
1	GS-M066	297,27	0	132,63
2	GS-M086	0	5,26	5,36
3	GS-M090	0	1,59	6,23
4	GS-M082	0	1,59	5,98
5	OC	297,27	0	132,63
				<b>282,82</b>

Таблица 4

Затраты суммарной характеристической скорости OC1  
 [Table 4. OS1 total relative velocity]

OM [OM]	Целевые КА [Served SC]	ΔV, м/с [m/s]
OM1 [OM1]	Группа 1 [Group 1]	303,20
OM2 [OM2]	Группа 2 [Group 2]	281,48
OM3 [OM3]	Группа 3 [Group 3]	284,67
OM4 [OM4]	Группа 4 [Group 4]	308,77
OM5 [OM5]	Группа 5 [Group 5]	278,45
OM6 [OM6]	Группа 6 [Group 6]	305,94
OM7 [OM7]	Группа 7 [Group 7]	302,11
OM8 [OM8]	Группа 8 [Group 8]	282,82
		<b>2347,45</b>

Полученные в табл. 4 затраты суммарной характеристической скорости каждого орбитального модуля  $\Delta V_{jk}$  по сравнению с затратами на этапе решения задачи проектирования увеличились. Вместе с тем они не превысили заданные затраты  $\Delta V_{\text{зад м}}$ , а эффективность каждого модуля возросла в несколько раз, поскольку он

обслуживает не один, а несколько целевых КА. Затраты суммарной характеристической скорости орбитальной станции  $\Delta V_j$  уменьшились более чем в 5 раз. При этом они оказались почти в два раза меньше заданных значений  $\Delta V_{\text{зад ст}}$ .

### Заключение

Приведенный алгоритм позволяет провести процедуру баллистического обоснования перспективного ККТО при обслуживании группировки целевых КА, находящихся на существенно отличающихся по долготе восходящего узла орбитах. Приведен пример определения оптимальной схемы перелетов орбитальных модулей в районе обслуживания целевых КА и оценки суммарной характеристической скорости для обеспечения перелетов модулей в окрестности обслуживаемых КА с учетом возвращения модулей на орбитальные станции.

Показано, что применение данной методики позволяет находить эффективные варианты орбитального построения ККТО, а также минимизировать затраты на создание и функционирование перспективного ККТО, по сравнению с применением известных методов, за счет оптимизации планирования обслуживания заданной группировки целевых КА с помощью орбитальных модулей и оптимизации осуществляемых модулями маневров при выполнении каждой операции технического обслуживания с учетом их возвращения на борт орбитальной станции.

#### Список литературы

1. *Fallin E.H.* Optimal intersatellite transfers for on-orbit servicing missions // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1975. Vol. 12. No. 9. Pp. 565–568.
2. *Da Fonseca I.M., Goes L.C.S., Seito N., Da Silva Duarte M.K., De Oliveira E.J.* Attitude dynamics and control of a spacecraft like a robotic manipulator when implementing on-orbit servicing // *Acta Astronautica*. 2017. Vol. 137. Pp. 490–497.
3. *Han C., Zhang S., Wang X.* On-orbit servicing of geosynchronous satellites based on low-thrust transfers considering perturbations // *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 159. Pp. 658–675.
4. *Razoumny Yu.N., Razoumny V.Yu., Spencer D.B., Agrawal B., Kreisel J., Yasaka T. et al.* The concept of On-Orbit-Servicing for next generation space system

development and its key technologies // *Proceedings of the 68<sup>th</sup> International Astronautical Congress, IAC 2017*. 2017. Vol. 16. Pp. 10486–10499.

5. *Razoumny Yu., Razoumny V., Baranov A., Varatharajoo R., Kozlov P.* Method of optimization of the servicing space-based system orbits and detached units maneuvers parameters in the problem of on-orbit-servicing of the given multi-satellite space infrastructure // *Proceedings of the 67<sup>th</sup> International Astronautical Congress, IAC 2016*. International Astronautical Federation, IAF, 2016.

6. *Razoumny V.Yu., Baranov A.A.* Planing for on-orbit servicing of various satellite systems // *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2016. No. 4. Pp. 16–26.]

7. *Celestrak: Current NORAD Two-Line Element Sets*. URL: <http://celestrak.com/NORAD/elements/> (accessed: 26.09.2018).

8. *Razoumny V.Yu., Razoumny Yu.N., Baranov A.A., Malyshev V.V.* Method of energy estimation of interorbital transfers for LEO spacecraft on-orbit servicing // *Advances in the Astronautical Sciences*. Vol. 161. CA, USA: Univelt Inc., 2017. Pp. 701–709.

#### Для цитирования

Разумный В.Ю., Баранов А.А., Разумный Ю.Н. Проектирование орбитального построения космической системы для обслуживания космических аппаратов системы Globalstar // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2019. Т. 20. № 2. С. 111–122. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2019-20-2-111-122>

#### Research paper

## Satellite constellation design of on-orbit servicing space system for Globalstar satellites

Vladimir Yu. Razoumny, Yury N. Razoumny

Peoples' Friendship University of Russia (RUDN University), 6 Miklukho-Maklaya St., Moscow, 117198, Russian Federation

Andrey A. Baranov

Keldysh Institute of Applied Mathematics Russian Academy of Sciences, 4 Miusskaya Sq., Moscow, 125047, Russian Federation  
Peoples' Friendship University of Russia (RUDN University), 6 Miklukho-Maklaya St., Moscow, 117198, Russian Federation

#### Article history:

Received: April 25, 2019

Revised: June 20, 2019

Accepted: June 28, 2019

The ballistic problem of on-orbit space serving system configuration design for active Globalstar satellites is considered. These satellites are moving in orbits with close altitudes and inclinations but with significant difference in longitude of ascending node (more than 10 degrees). The on-orbit space servicing system is a system of base orbital stations for servicing

*Vladimir Yu. Razoumny* – Associate Professor at the Department of Mechanics and Mechatronics of Institute of Space Technologies at Academy of Engineering in RUDN University; [razoumny-vyu@rudn.ru](mailto:razoumny-vyu@rudn.ru); ORCID iD: 0000-0001-6373-4608, eLIBRARY SPIN-code: 6860-2153.

*Andrey A. Baranov* – leading researcher at KIAM of RAS, Professor at the Department of Mechanics and Mechatronics of Institute of Space Technologies at Academy of Engineering in RUDN University, PhD (Physics and Mathematics); ORCID iD: 0000-0003-1823-9354, eLIBRARY SPIN-code: 6606-3690.

*Yury N. Razoumny* – Director of Department of Mechanics and Mechatronics of Institute of Space Technologies, Director of Academy of Engineering of RUDN University, Doctor of Sciences (Techn.), Professor, full member of Russian Academy of Cosmonautics, full member of International Academy of Astronautics; ORCID iD: 0000-0003-1337-5672, eLIBRARY SPIN-code: 7704-4720.

**Keywords:**

space system; on-orbit servicing; base orbital station; detached orbital module; total relative velocity; LAN deviation map; aocomplanar orbits, complanar orbits; inter-orbit flights

the given array of the satellites using the detachable orbital modules. The noted acoplanarity leads to high expenses of the total relative velocity (fuel) required for inter-orbit flights to servicing satellites. The article provides an example of solving the design problem basing on the developed methodology of optimal serving planning using up-to-date algorithms of estimating energy costs of flights to servicing satellites, that significantly decrease flight fuel costs. The problem of configuration design of space serving system as well as the problem of optimal serving planning has been solved basing on the analyzing the deviation map of satellites and orbital stations longitudes of ascending node. It is shown that proposed method allows to define the necessary amount and orbit parameters of orbital stations, the amount of detached orbital modules and total relative velocity, needed to service the given group of spacecraft.

**References**

1. Fallin EH. Optimal intersatellite transfers for on-orbit servicing missions. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1975;12(9): 565–568.
2. Da Fonseca IM, Goes LCS, Seito N, Da Silva Duarte MK, De Oliveira EJ. Attitude dynamics and control of a spacecraft like a robotic manipulator when implementing on-orbit servicing. *Acta Astronautica*. 2017;137: 490–497.
3. Han C, Zhang S, Wang X. On-orbit servicing of geosynchronous satellites based on low-thrust transfers considering perturbations. *Acta Astronautica*. 2019;159: 658–675.
4. Razoumny YuN, Razoumny VYu, Spencer DB, Agrawal B, Kreisel J, Yasaka T, et al. The concept of On-Orbit-Servicing for next generation space system development and its key technologies. Proceedings of the 68<sup>th</sup> International Astronautical Congress, IAC 2017. 2017;16: 10486–10499.
5. Razoumny Yu, Razoumny V, Baranov A, Varatharajoo R, Kozlov P. Method of optimization of the servicing space-based system orbits and detached units maneuvers parameters in the problem of on-orbit-

servicing of the given multi-satellite space infrastructure. *Proceedings of the 67<sup>th</sup> International Astronautical Congress, IAC 2016*. International Astronautical Federation, IAF; 2016.

6. Razoumny VYu, Baranov AA. Planing for on-orbit servicing of various satellite systems. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2016;(4): 16–26.

7. *CelesTrak: Current NORAD Two-Line Element Sets*. Available from: <http://celestrak.com/NORAD/elements/> (Accessed 26 September 2018).

8. Razoumny VYu, Razoumny YuN, Baranov AA, Malyshev VV. Method of energy estimation of interorbital transfers for LEO spacecraft on-orbit servicing. *Advances in the Astronautical Sciences*. 2017;161: 701–709.

**For citation**

Razoumny VYu, Baranov AA, Razoumny YuN. Satellite constellation design of on-orbit servicing space system for Globalstar satellites. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2019;20(2): 111–122. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2019-20-2-111-122>. (In Russ.)