Канд. техн. наук Я.В. Дубровинский, инж. К.В. Журавлев,
инж. А.С. Исаихин, инж. О.Н. Молоканова, инж. Н.И. Шершнева

ИТОГИ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «МЕТЕОР-ПРИРОДА», «РЕСУРС-О1» И «ЭЛЕКТРО»

В статье рассматриваются космические аппараты природоресурсного и гидрометеорологического назначения на солнечно-синхронных орбитах (КА «Метеор-Природа» и «Ресурс-О1») и стационарных орбитах (метеорологический КА «Электро»).

ВНИИэлектромеханики является пионером освоения в нашей стране солнечно-синхронных орбит и применения стационарных орбит для решения гидрометеорологических задач. Природоресурсные солнечно-синхронные КА эксплуатируются с 1977 г., метеорологические стационарные – с 1994 г. Опираясь на полученный четвертьвековой уникальный опыт разработки, испытаний и эксплуатации солнечно-синхронных и стационарных КА и их баллистического обеспечения, НПП ВНИИЭМ и в XXI веке активно участвует в НИОКР по перспективным космическим системам оперативного наблюдения Земли и атмосферы.

Предельные требования потребителей по периодичности обновления и оперативности доставки информации при решении локальных, региональных и глобальных задач могут быть достигнуты только с помощью совокупностей КА, определенным образом перемещающихся в пространстве и образующих устойчивую двухъярусную орбитальную структуру. Задача ее оптимизации формулируется как выбор совокупности начальных значений элементов орбит и допустимых диапазонов их изменения, удовлетворяющих предъявляемым требованиям и обеспечивающих минимум потерь информации при заданных обзорных характеристиках бортовой аппаратуры, режимах функционирования наземных средств приема и обработки информации, а также бортовых и наземных средств управления КА. Выбор в качестве параметра оптимизации величины потерь информации обусловлен назначением рассматриваемых космических систем и зависимостью этого параметра от характеристик всех элементов орбитальной структуры.

Космические аппараты на орбитах верхнего яруса образуют кинематически упорядочные полиструктуры из геосинхронных эква-

ториальных – геостационарных орбит (ГСО) и, образующих с экватором угол ~ (30 ÷ 60)°, наклонно-суточных орбит (НСО) с целью обеспечения практически непрерывного наблюдения крупномасштабных процессов в региональном и глобальном масштабах.

Геостационарные орбиты необходимы для стабилизации условий наблюдения притропической, главным образом океанической области, отличающейся наиболее сильной пространственно-временной изменчивостью гидрометеорологических элементов.

Наклонно-суточные орбиты необходимы для дополнительного охвата крупномасштабным наблюдением среднеширотных и полярных зон. Результаты моделирования показали, что при выборе наклонения НСО, близким к 30° в задаче регионального наблюдения, два наклонно-суточных геосинхронных КА, находящихся в одной орбитальной плоскости и разнесенных по фазе и долготе на 70°, обеспечивают альтернативный геостационарному КА с рабочей точкой 76° в.д. круглосуточный непрерывный обзор акватории Индийского океана и, одновременно, эффективное наблюдение РФ и прилегающих средне - и высокоширотных регионов евразийского континента. Такой вариант регионального использования НСО, реализуемый пакетным запуском двух малых массогабаритных спутников одним ракетоносителем, был задан для баллистической проработки главным конструктором Ю.В. Трифоновым при проектировании в 2001 г. перспективного КА «Электро-М». Поиск альтернативы геостационарному КА был обусловлен тем, что территория РФ на ГСО просматривается только на 23% с трехкратными искажениями на краях изображения.

При техническом проектировании в 1986-87 гг. перспективной для того времени системы глобального наблюдения «Планета-2» ВНИИЭМ был предложен и кооперацией исполнителей принят оптимальный вариант орбитальной группировки минимального состава. Она должна состоять из двух КА на ГСО, разнесенных по экватору на 180° и двух одномаршрутных пар КА на НСО, узлы которых находятся на равных расстояниях от КА на ГСО. Было доказано, что минимум непросматриваемых территорий реализуется для НСО с наклонением близким к 60°.

Космические аппараты нижнего яруса обеспечивают возможность периодического наблюдения и измерения тех характеристик Земли и атмосферы, которые не могут быть с требуемым качеством получены с орбит верхнего яруса. Например на этих орбитах принципиально не могут быть обеспечены свойства солнечной синхронности, изоширотной стабильности высоты и высокой разрешающей способности получаемых изображений.

Солнечно-синхронные орбиты природоресурсных и гидрометеорологических КА нижнего яруса

Как показали проведенные в НПП ВНИИЭМ исследования [1-7], для выполнения требований к природоресурсному и гидрометеорологическому обеспечению орбиты рассматриваемых КА нижнего яруса должны обладать рядом специфических свойств. К их числу относятся:

- различная периодичность прохождения трасс КА и годографов линий визирования через разнопротяженные участки земной поверхности, соответствующие индивидуальным углам обзора и возможности перенацеливания устанавливаемых на КА приборов полезной нагрузки – ПОЛИПЕРИОДИЧНОСТЬ;
- максимально возможная изоширотная стабильность высоты при ее постоянном разбросе относительно текущего среднего уровня, облегчающая адаптацию параметров сканирования к эволюции высоты – ВЫСОТНАЯ СТАБИЛЬНОСТЬ;
- максимально возможная синхронность прецессии орбитальной плоскости с движением Земли относительно Солнца, обеспечивающая внутрисезонную стабильность освещенности наблюдаемых объектов – СОЛНЕЧНАЯ СИНХРОННОСТЬ;
- синхронность движения центров масс КА с вращением Земли, обеспечивающая требуемую изотрассовую периодичность при детальном наблюдении Земли в регионально-глобальном масштабе - ИЗОТРАССОВОСТЬ;
- возможности оперативного перенацеливания годографов линий визирования приборов ДЗЗ и передачи информации на пункты приема - ОПЕРАТИВНОСТЬ.

Использование для нижнего яруса солнечно-синхронных орбит, плоскости которых ориентированы в наиболее предпочтительном диапазоне углов между бинормалью орбиты и направлением на Солнце (25÷65)°, обеспечивает видеонаблюдение в соответствующие интервалы местного времени и необходимую светотеневую обстановку для электроэнергетического обеспечения процессов получения функционирования бортовых систем.

Формирование орбитальной структуры и поддержание в течение длительных сроков ее динамической устойчивости может быть обеспечено путем учета при выборе элементов орбит закономерностей естественной эволюции и проведения коррекции положений центров масс КА. В качестве опорных для отечественных КА оперативного наблюдения рассматриваются перечисленные ниже варианты солнечно-синхронных, широтно-стабилизированных по высоте орбит. Все они имеют примерно двухнедельную периодичность изо-

трассового прохождения, что обеспечивает определенные эксплуатационные удобства планирования средств наземных комплексов.

Рекомендуемое распределение космических аппаратов, находящихся на различных этапах разработки и изготовления, по высотам солнечно-синхронных широтно-стабилизированных по местному времени и текущей высоте орбитам представлено в табл.1.

Таблица 1

Элементы орбит	Средняя высота орбиты, км			
	635	650	690	835
Драконический период T_Ω, мин	97,391	97,738	98,341	101,306
Большая полуось a, км	7015	7032	7061	7202
Эксцентриситет e	0,00115	0,00115	0,00115	0,00112
Наклонение i, град	97,917	97,983	98,099	98,680
Аргумент перигея ω, град	66,26	66,26	66,4	66,5

В результате выявления областей предпочтительности и сравнительного анализа опорных вариантов орбит и структур нижнего яруса для КА гидрометеорологического назначения выбрана солнечно-синхронная, широтно-стабилизированная по высоте (в диапазоне 820-847 км) орбита с 14-суточным периодом изотрассового прохождения, витковыми и суточным смещениями, соответственно равными 2819 км и 605 км на экваторе. Эта орбита является рациональной для одновременного решения задач гидрометеорологического, природоресурсного и экологического наблюдения в региональном и глобальном масштабах. Она обеспечивает гарантированное региональное периодическое наблюдение через 4 – 5 сут (с поворотом линии визирования). Эта орбита была реализована для КА «Ресурс-О1» № 4. Она соответствует высотному диапазону метеорологического КА NOAA (США) и природоресурсного КА Spot (Франция).

Для перспективной орбитальной структуры предлагается вариант развертывания с учетом возможных перспектив международной кооперации. Поскольку параллельное создание полномасштабных орбитальных структур отдельными странами экономически нецелесообразно и учитывая мировую тенденцию создания среднеорбитальной подсистемы гидрометеорологических КА на ССО высотой примерно 850 км, в качестве одного из возможных вариантов в табл. 2 рассматривается четырехспутниковая, четырехплоскостная, попарно одномаршрутная орбитальная структура. Выбранные параметры структуры обеспечивают для ИК и СВЧ аппаратуры покрытие 95 и 90% земной поверхности с периодичностью 3 и 6 ч соответственно.

В качестве опорной выбрана орбита, близкая к орбитам спутников NOAA и КА «Ресурс-О1» № 4. Структура рационально развертывается в два этапа. На первом этапе – одна неодномаршрутная пара обеспечивает периодичность землеобзора, равную 6,75 ч, на втором – вторая неодномаршрутная пара способна повысить периодичность до требуемой. В пределах каждой неодномаршрутной пары КА смещены друг относительно друга на половину межвиткового интервала, одновременно проходя одни и те же широты.

Таблица 2

№ КА	Долгота восх.узла Ω, град	Ориентация относительно Солнца (Ω-$\alpha_\odot$), град	Местное время в узлах, ч	
			восх. узел	нисх. узел
1	54,47	134,00	20,933	8,933
2	155,78	235,31	3,687	15,687
3	92,47	172,00	11,466	23,466
4	93,77	273,30	18,220	6,220

Для решения задач детального природоресурсного наблюдения рассматриваются перечисленные в табл. 3 варианты реализации обзорных параметров орбиты для КА «Ресурс-О», который разрабатывался на рубеже 80-х годов по Постановлению Союзного правительства.

Таблица 3

Обзорные параметры орбиты	Значения обзорных параметров				
M, сут	15	26	37	48	59
K	-4	-7	-10	-13	-16
n, витки	221	383	545	707	869
p, сут	3,75	3,1	3,70	3,692	3,688
N_T, единиц	14,733	14,731	14,730	14,729	14,728
T_Ω, мин. с	97. 44,25	97. 45,27	97. 45,69	97. 45,95	97. 46,05
δL, км при $\varphi = 0°$	181	105	74	57	46
30°	157	91	64	49	40
45°	128	74	52	40	33
55°	104	60	30	23	26
60°	90,5	52,5	37	28,5	23
75°	47	27	19	15	12
ΔL, км	2720	2720	2720	2721	2721
h_Ω, км	650,6	651	651,4	652	652

Примечание. Применяемые здесь и далее в тексте обозначения приведены в конце статьи.

Исключение выхода спутника в недопустимый для целевой и обеспечивающей аппаратуры КА диапазон условий светотеневой обстановки (длительность тени менее 15-20 мин, значения угла между бинормалью орбиты и направлением на Солнце $25° > G > 65°$) регулируется упреждающими изменениями начального наклонения орбиты и времени запуска в условиях априорной неопределенности ошибок выведения.

Потребный импульс тяги для проведения всех видов орбитальных коррекций для КА типа «Ресурс-О» массой 800 кг на солнечно-синхронной орбите со сроком активного функционирования не менее 7 лет составляет 50 кН·с.

Для системы спутниковой навигации предлагается ежевитковое определение шестимерного вектора состояния орбитальных параметров. На борту КА предусмотрен расчет по специальному алгоритму моментов прохождения экватора в восходящем узле, драконического периода обращения и долгот начала витков. Знания этих параметров достаточно для автономного определения моментов начала и окончания работы информационно-измерительной аппаратуры и двигателей для осуществления всех видов орбитальных коррекций. Однако автоматический режим управления движением целесообразен только для регулярных воздействий, подлежащих строгой алгоритмизации и высокой оперативности и точности исполнения. К их числу может быть отнесена только коррекция удержания трассы в достаточно узких диапазонах, эквивалентных минимальным полосам обзора.

Таблица 4

Год	Интервал индексов СА, $F_{10,7}$, $(Вт/м^2)\cdot Гц$	Максимум падения периода δT_Ω за год, с / за виток, 10^4 с	Время между коррекциями $N_{обр}$, сут	Поправка АСН, сут (обработка в течение 1 и 2 сут),	Гарантированная периодичность $N_н$, сут
2003	120-130	0,62 / 1,15	18	-5/2	16
2004	95-100	0,24 / 0,45	29	-12/6	23
2005	78-81	0,13 / 0,25	40	-21/11	29
2006	75-80	0,13 / 0,24	40	-22/12	28
2007	76-82	0,14 / 0,26	39	-20/1	28
2008	100-120	0,54 / 1,0	20	-5/3	17
2009	140-170	1,78 / 3,3	11	-2/1	10
2010	165-195	2,92 / 5,42	8	-1/1	7
2011	165-190	2,78 / 5,17	9	-1/1	8
2012	145-160	1,53 / 2,84	12	-2/1	11
2013	120-130	0,69 / 1,28	17	-4/2	15
В среднем		1,04 / 1,94	22	-9/5	17

В табл. 4 представлены характеристики влияния атмосферы на изменение периода обращения и параметры коррекции поддержания трассы КА типа «Ресурс-О» с использованием АСН. Точность стабилизации трассы принята равной 5 км. Здесь:

$$N_{\text{обр}} = \frac{N_T \tau_{\text{обр}} + \sqrt{N_T \tau_{\text{обр}}}}{2}, \qquad N_{\text{н}} = \frac{2}{N_T}\sqrt{\frac{2\delta L'}{\omega_3 R \delta T_A}} K_A K_F K_L,$$

K_A, K_F, K_L, - коэффициенты учета неопределенности знания атмосферы, нестабильности тяги, точности определения долготы.

Геосинхронные стационарные орбиты для гидрометеорологических КА

Геостационарной называется геосинхронная круговая орбита, вектор угловой орбитальной скорости которой равен вектору угловой скорости собственного вращения Земли. Геоцентрический радиус-вектор каждой текущей точки ГСО пересекает экватор на одной и той же географической долготе $\lambda = \text{const}$, вследствие чего и реализуется замечательное свойство этой орбиты - геостационарность. Параметры ГСО имеют следующие значения: геоцентрический радиус $r \approx 42164$ км, высота над экватором $h_э \approx 35786$ км, сидерический период обращения $T_с$ равен звездным суткам $T_{зв} \approx 23^h 56^m 04^s$, орбитальная скорость $v \approx 3{,}074556$ км/с, наклонение и эксцентриситет (а также компоненты вектора Лапласа $e\text{Sin}\omega$ и $e\text{Cos}\omega$) равны нулю. Геосинхронные наклонно-суточные орбиты НСО отличаются от геостационарных величиной отклонения вектора угловой орбитальной скорости от вектора угловой скорости собственного вращения Земли на угол равный наклонению орбиты.

Из-за неизбежных погрешностей реализации системой управления РН программы выведения КА на ГСО и НСО, нецентральности гравитационного поля Земли, гравитационных воздействий Луны и Солнца, других возмущающих факторов движение геосинхронных КА происходит по орбитам с параметрами, отличающимися от номинальных. Мировой опыт многолетней эксплуатации с 17 мая 1974 г. геостационарных метеорологических КА по Программе исследования глобальных атмосферных процессов Всемирной службы погоды (ПИГАП ВМО), а также КА для радиосвязи свидетельствует о том, что практически удается реализовать только квазистационарные орбиты.

Место КА «Электро» в упомянутой международной системе ВМО схематично показано на карте (рис. 1) с детализацией для этого КА рабочих значений геоцентрического углового радиуса зоны обзора. Полная совокупность параметров зон обзора и радиовидимости представлена в табл.5.

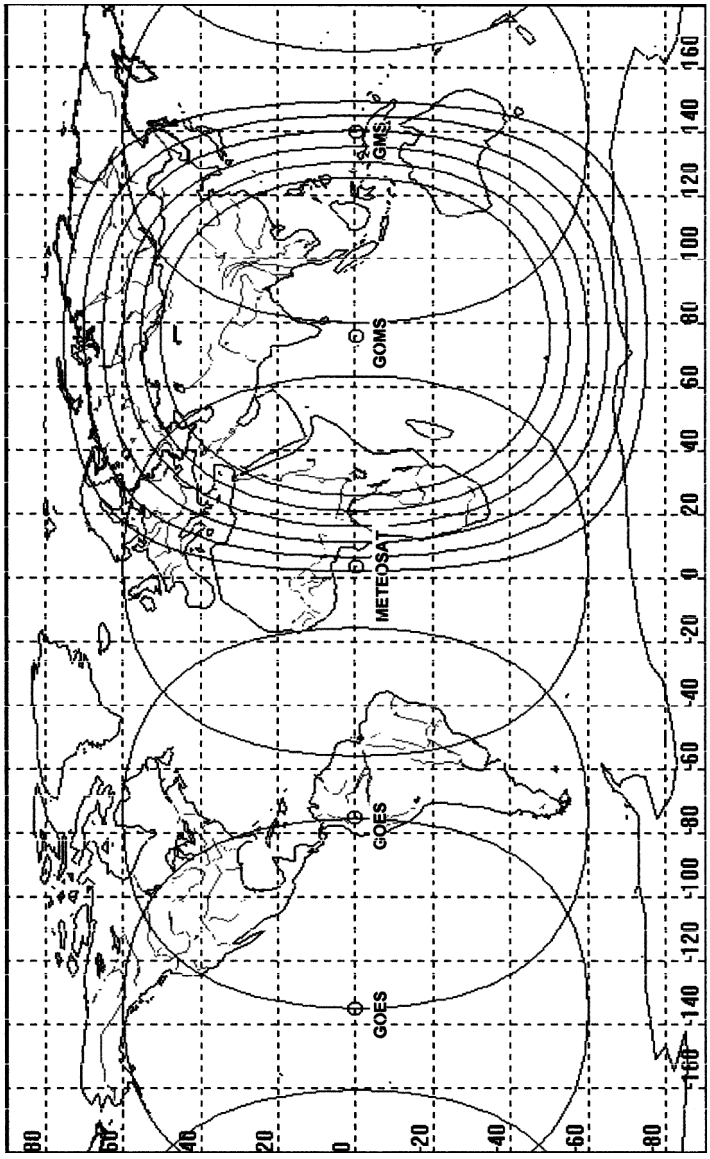

Рис. 1. Место КА «Электро» (GOMS) в системе геостационарных КА Всемирной службы погоды. Для КА GOMS приведены изолинии геоцентрического углового радиуса от 50 до 75° с шагом 5°

Таблица 5

Угол места КА от горизонта наземного пункта, град	Геоцентрический угловой радиус видимости, град	Угловой радиус зоны обзора с КА, град	Дальность наблюдения КА с наземного пункта, км
0	81,3	8,70	41679
2,5	78,8	8,69	41402
5,0	76,3	8,67	41127
10	71,4	8,57	40586
15	66,6	8,40	40061
20	61,8	8,17	39555
25	57,1	7,88	39070
30	52,5	7,53	38612
35	47,9	7,12	38181
45	38,9	6,14	37412
50	34,4	5,58	37078

Регламентом радиосвязи (документ Генерального секретариата международного союза электросвязи, переиздаваемый каждые 4-6 лет) допускается возможность отклонения географической долготы квазистационарных КА относительно выделенной рабочей точки от $\pm 0{,}1°$ до $\pm (0{,}5 \div 1{,}0)°$, если он создает недопустимые радиопомехи. Там же дается разъяснение, что для геосинхронных КА, орбиты которых имеют наклонение больше 5°, указанное выше допустимое отклонение по долготе должно относиться к узлу орбиты. Проведенные расчеты для круговых квазистационарных орбит с наклонением до 5° показывают, что максимальные отклонения по долготе относительно рабочей точки имеет место на широтах $\pm 3{,}7°$ и составляют величину $\pm 0{,}11°$, близкую к указанному нижнему пределу отклонения по долготе. Исследования показали, что для современных КА со сроком службы порядка 10 лет, при выделенной для РФ географической долготе рабочей точки $\lambda = 76°$ в.д., оптимальными по критерию минимума наклонения при бескоррекционном по этому параметру функционировании КА являются начальные значения наклонения $i_0 = 4{,}63°$ и астрономической долготы восходящего узла $\Omega_0 = 282°$. Их сочетание обеспечивает на первой половине срока функционирования КА уменьшение наклонения до нулевого значения, а к концу второй половины этого срока возрастание наклонения до исходного уровня. Подобный вариант был реализован на КА «Электро» № 1. При этом величина наклонения не превысила, как и ожидалось на заданном трехлетнем сроке функционирования КА, значения равного 1,3°.

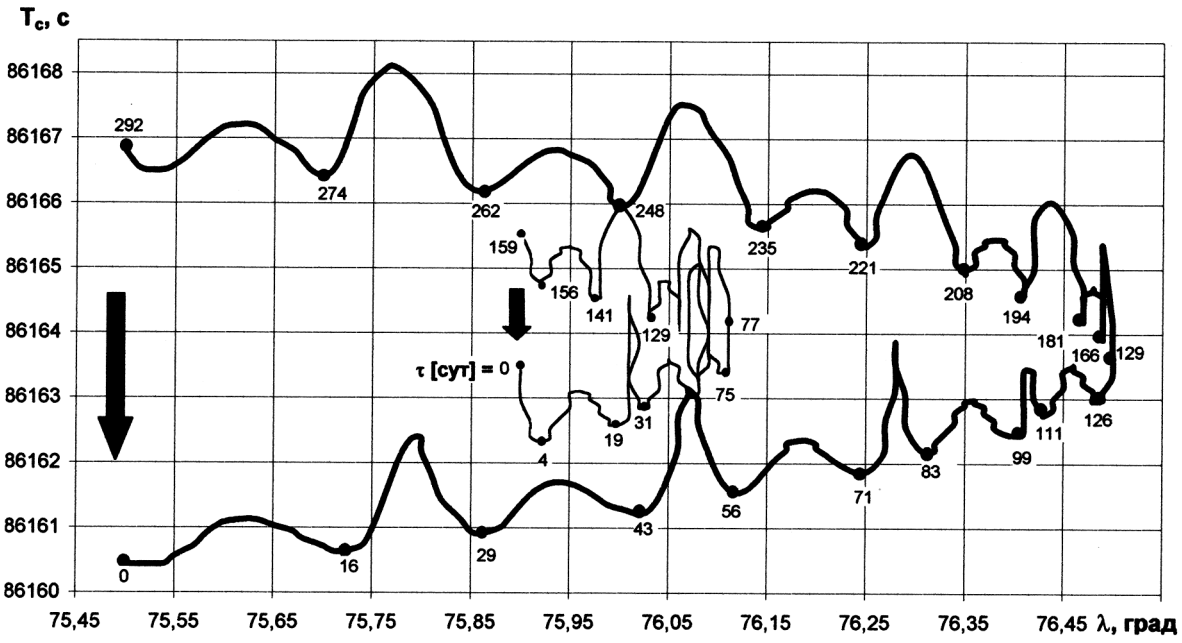

Рис. 2. Расчетные фазовые траектории для долготных диапазонов 76° ±0,5° и ±0,1°

В связи с наметившимся ростом номенклатуры стационарных метеорологических КА различной государственной принадлежности вблизи существующей точки устойчивости стационарных КА $\lambda = 75{,}1°$ в.д., нами подробно рассмотрен вариант стабилизации с помощью бортовой корректирующей двигательной установки по долготе и широте с точностью $\pm 0{,}1°$. На рис. 2 для сравнения приведены полученные в результате моделирования расчетные фазовые траектории применительно к типовым вариантам стабилизации трассы в пределах долготных диапазонов $(76 \pm 0{,}5)°$ и $(76 \pm 0{,}1)°$ в.д. Из рассмотрения представленных результатов следует, что удержание в указанных долготных диапазонах осуществляется в течение 9,5 и 5,2 месяцев соответственно. Таким образом, на 10-летнем сроке активного функционирования КА, следует ожидать около 13 и 23 циклов долготной стабилизации. Для осуществления каждого из них требуется уменьшение периода обращения на западной границе диапазонов до примерно 6,5 и 2 с для большего и меньшего диапазонов соответственно. Потребное годовое изменение характеристической скорости для коррекции наклонения составляет 58 м/с. Предлагается ежесуточная коррекция наклонения с длительностями для КА массой от 500 до 800 кг соответственно от 13,5 до 26 мин. Всего для широтно-долготной стабилизации трассы потребуется на 10 лет 580 м/с характеристической скорости. На рис.3 отражен экспериментальный результат долготной стабилизации в диапазоне $\pm 0{,}1°$, полученный при эксплуатации КА «Электро» № 1. Штатная схема предполагала стабилизацию в диапазоне $\pm 0{,}5°$. Ценность полученного опыта состоит в установлении необходимости упреждающего расчетного поворота фазовой траектории на восточной границе диапазона для парирования возмущений от разгрузок двигателей-маховиков, а также необходимость упреждающего проведения коррекции на западной границе на случай появления внешней помехи. В данном случае расчетный момент второй коррекции стабилизации совпал с непрогнозируемым появлением кометы Хиякутака. Коррекцию пришлось отменить в связи с оперативно рассчитанным попаданием кометы в поле зрения датчика Полярной звезды. С учетом этого эксперимента и результатов оценки влияния разгрузок рекомендуется предусматривать упреждение поворотов фазовой траектории в (25-30)% от величины минимального рабочего диапазона.

С учетом опыта эксплуатации КА «Электро» № 1 рекомендуется последующие КА выводить первоначально в промежуточную точку, отстоящую от рабочей примерно на 15° в западном направлении. Эта схема обеспечивает одновременное решение

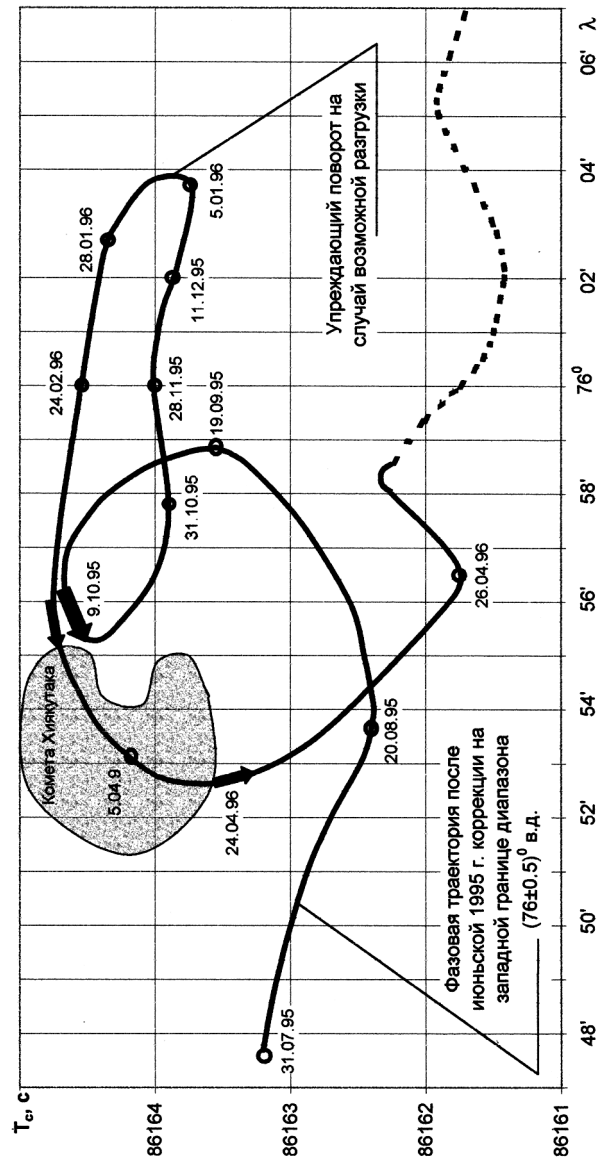

Рис. 3. Опыт высокоточной долготной стабилизации КА «Электро» №1

задач проверки работоспособности бортовых систем и приведения КА в рабочий диапазон после вывода КА на орбиту. Альтернативный вариант непосредственного выведения в рабочий диапазон требует большего времени на стабилизацию трассы из-за больших ошибок выведения по эксцентриситету. Западное расположение промежуточной точки относительно рабочей дает дополнительный энергетический выигрыш при выведении КА на орбиту. Расчетное значение периода обращения на первом витке назначается исходя из обеспечения (при любой реализации ошибки выведения в заданных пределах) начального дрейфа КА в направлении рабочего диапазона долгот и подтвержденного при испытаниях КА «Электро» № 1 максимума длительности корректируемого перевода в рабочий диапазон до трех-четырех недель в режиме трехосной ориентации. Всего для обеспечения начального перевода в требуемый рабочий диапазон ожидаемое изменение периода обращения составит до 1000 с. Для этого требуется запас характеристической скорости 11,6 м/с. Ошибка выведения по эксцентриситету дает на каждые 0,001e дополнительно 1,7 м/с. Для парирования ошибки выведения по наклонению на каждую угловую минуту потребуется еще 1 м/с характеристической скорости. В сумме на начальном участке может потребоваться запас характеристической скорости до двух десятков м/с.

В заключение приведем результаты сравнительной оценки точности суточного прогноза положения стационарного КА вдоль орбиты с использованием АСН (табл. 6) и НКУ (табл.7).

Результаты оценки влияния погрешностей АСН на точность прогнозирования орбиты КА «Электро» зависят от превышения высоты ГСО над высотой орбит навигационных КА (НКА) систем Глонасс и GPS. Бортовая АСН может принимать лишь те сигналы, которые миновав Землю, распространяются дальше в направлении ГСО. В табл.6 для сравнения представлены результаты решения по комбинированной группировке Глонасс-GPS, а так же по НКА Глонасс и GPS отдельно при условии, что каждая группировка состоит из 24 НКА. Исходные погрешности АСН получены в РНИИ КП до известного заявления президента США в 2000 г. о снятии точностных ограничений с системы GPS, поэтому результаты оценки можно рассматривать как заниженные при условии подтверждения упомянутого факта новой Администрацией. В таблице левые цифры получены нами с учетом наличия известной линейной отрицательной корреляционной связи между отклонениями по радиусу и орбитальной скорости, правые цифры - суммированием всех составляющих погрешностей по

модулю (поэтому их можно рассматривать, как максимальную гарантирующую оценку).

Таблица 6

Период обработки данных АСН, сут	Глонасс-GPS (48 КА), км	Глонасс (24 КА), км	GPS с ухудшенной точностью (24 КА), км
1	1,4 ÷ 3,0	2,8 ÷ 7,6	26 ÷ 37
2	0,6 ÷ 0,7	0,15 ÷1,9	13 ÷ 18
3	0,5 ÷ 0,6	0,15 ÷1,8	8 ÷14
4	0,4 ÷ 0,5	0,15 ÷ 1,2	3÷ 5

Результаты апостериорной оценки точности прогнозирования движения центра масс КА средствами НКУ представлены в табл. 7 по результатам функционирования КА «Электро» в 1995-1997 гг. Для оценки взяты интервалы между сеансами радиоконтроля, в пределах которых не проводилась коррекция орбиты, а КА находился в режиме трехосной ориентации.

Таблица 7

Участки пассивного полета с 1995 по 1997 гг.	Срок прогноза, сут	Текущая точность		
		По периоду, с	По долготе, угл. мин	Вдоль орбиты, км
26.02 - 19.03	21	0,330	-2,400	30,81751
6.07 - 2.08	27	-0,240	-1,200	14,02018
2.08 - 21.08	20	-0,270	-0,600	4,795908
2.11 - 22.11	20	0,270	-0,600	10,88338
22.11 - 13.12	21	0,250	-0,600	13,65167
13.12 - 7.01	25	0,230	-2,400	31,17847
7.01 - 30.01	23	-0,070	-1,200	20,66333
26.02 - 16.03	19	0,930	-1,200	19,37313
28.04 - 20.05	22	-0,090	-1,200	13,09822
9.09 - 6.10	27	-0,010	-1,200	11,61934
3.11 - 3.12	30	0,110	-2,400	30,43557
3.12 - 7.01	35	0,400	-6,000	72,86091
8.02 - 10.03	30	0,060	-3,000	33,57682
21.06 - 27.07	36	-0,080	-1,800	23,23868
27.07 - 4.09	40	-0,090	-0,600	11,25047
4.09 - 8.10	34	0,530	-2,400	25,81824
8.10 - 10.11	33	0,020	-3,600	42,41844
10.11 - 12.12	32	1,830	-4,800	63,07848

Математическое ожидание и предельные отклонения ежесуточного нарастания погрешности прогноза на интервале

1995-1997 гг. составляют на орбите $(1^{+0,9}_{-0,6})$ км/сут. Таким образом, максимальная погрешность прогноза положения КА на орбите для трехнедельного интервала измерений была эквивалентна (3,2-4,3) угл. мин по долготе, т.е. находилась в пределах перспективной точности долготной стабилизации.

Точности того же порядка с помощью системы Глонасс могут быть достигнуты только при обработке данных АСН в течение двух, трех суток.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

АСН – аппаратура спутниковой системы навигации;
ССО – солнечно-синхронная орбита;
$N\ (K/M)_n$ – обзорно-параметрический индекс изотрассовых орбит;
$N = \mathrm{Ert}\{(T_0/T_\Omega) + 0{,}5\}$ – суточное число витков;
$N_т = T_0/T_\Omega$ – точное значение суточного числа витков;
K – показатель суточного смещения трасс;
M – показатель периодичности изотрассового прохождения, сут;
$n = M\,N_т$ – тоже в витках;
$p = M/K$ – показатель оперативности прохождения трасс через межвитковый интервал, сут;
$T_0 = 2\pi/(\omega_З - d\Omega/dt)$ – орбитальные сутки;
$\alpha_{\odot\ ср}$ – прямое восхождение среднего экваториального Солнца;
ΔL – экваториальная величина межвиткового интервала;
$\delta L = \Delta L/M$ – межтрассовое расстояние в М-суточном цикле изотрассовости, км;
$\delta L'$ – точность изотрассового прохождения, км;
$F_{10,7}$ – индекс солнечной активности на волне 10,7 см;
$\tau_{обр}$ – длительность обработки данных АСН, сут;
R – экваториальный радиус Земли;
$\omega_З$ – угловая скорость вращения Земли;
h_Ω – высота орбиты в восходящем узле;
δT_Ω – падение периода обращения за виток.

ЛИТЕРАТУРА

1. Допустимые области изменения и точности поддержания основных баллистических характеристик при функционировании КА гидрометеорологического и природоресурсного назначения /Дмитриев С.П., Дубровинский Я.В., Журавлев К.В., Трифонов Ю.В., Черников А.Я. // Сб. тезисов докладов IV междуведомственной конференции по баллистике и навигации. ЦНИИМАШ. 1981.

2. Параметрические инварианты солнечно-синхронных орбит геофизического наблюдения /Дубровинский Я.В. // Труды ВНИИЭМ. М.: 1987. Т. 83.

3 Глобальный геофизический мониторинг из космоса. Особенности динамики КА и управления информационными комплексами /Трифонов Ю.В., Чуткерашвили Г.Д., Дубровинский Я.В. // Труды ВНИИЭМ. М.: 1989. Т. 91.

4. Автоматизация выбора орбитальных структур космических аппаратов геофизического наблюдения / Журавлев К.В., Черников А.Я. // Труды ВНИИЭМ. М.: 1989. Т. 91.

5. Особенности эволюции орбит космических аппаратов оперативного геофизического наблюдения / Дубровинский Я.В., Чуткерашвили Г.Д., Смирнов Г.С. // Труды ВНИИЭМ. М.: 1990. Т. 93.

6. Баллистическое обеспечение летных испытаний КА «ЭЛЕКТРО» № 1. Опыт высокоточной долготной стабилизации центра масс / Дубровинский Я.В., Журавлев К.В., Шершнева Н.И. // Труды ВНИИЭМ. М.: 1998. Т. 98.

7. Особенности обеспечения допустимой эволюции солнечно-синхронных орбит при длительном бескоррекционном функционировании КА «Ресурс-О1» /Дубровинский Я.В., Журавлев К.В., Канаева О.Н., Шершнева Н.И. // Труды ВНИИЭМ. М.: 1999. Т. 99.