

БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ РАБОЧИХ ОРБИТ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Созданная в НПП ВНИИЭМ и постоянно совершенствуемая система автоматизированного проектирования (САПР) содержит в своем составе подсистему «Баллистика», представляющую совокупность методик, алгоритмов и программ баллистического моделирования при создании космических аппаратов (КА), предназначенных для оперативного спектрозонального наблюдения и дистанционного зондирования Земли, атмосферы и околоземного космического пространства. Подсистема позволяет осуществлять расчеты по выбору начальных параметров и прогнозированию эволюции элементов орбит с учетом регулярно уточняемых внешних и внутренних факторов. К ним относятся характеристики гравитационных полей Земли, Луны и Солнца, силы светового давления, прогнозируемых уровней вариаций плотности атмосферы, вариантов состава, конструкционных и структурных особенностей создаваемой космической техники (КТ). При выполнении конкретных опытно-конструкторских работ проводится согласование возможностей подсистемы «Баллистика» САПР с требуемыми характеристиками функционирования КТ. В настоящей статье представлены результаты расчета долговременной эволюции орбиты КА «Метеор-М».

Исходные данные и требуемые характеристики

Как показали проведенные в НПП ВНИИЭМ исследования, основные результаты которых опубликованы в работах [1-8], для эффективного выполнения требований к гидрометеорологическому обеспечению орбиты КА должны обладать рядом специфических свойств:

- максимально возможной синхронностью прецессии орбитальной плоскости с движением Земли относительно Солнца, обеспечивающей внутрисезонную стабильность освещенности наблюдаемых объектов и элементов конструкции КА;
- максимально возможной изоширотной стабильностью высоты

и местного времени прохождения КА, облегчающей адаптацию параметров сканирования к изменению условий наблюдения;

- изотрассовой периодичностью прохождения КА через разнопротяженные наблюдаемые участки, примерно соответствующей в ходе прогнозируемой эволюции орбиты индивидуальным углам обзора, устанавливаемых на КА информационно-измерительных приборов.

Новая ракета-носитель (РН) «Союз» с разгонным блоком «Фрегат» (РБФ), как и рассмотренные ранее отечественные РН «Космос» и «Рокот», обеспечивает на порядок более высокую точность выведения, чем первые РН, создававшиеся на базе ракеты Р-7 и применявшиеся для запуска КА типа «Метеор-1», «Метеор-2», «Метеор-Природа» и первых КА «Ресурс-О1». Повышенные точностные показатели выведения по периоду обращения ± 4 с и наклону $\pm 2-3'$ обеспечивают возможность требуемого длительного (не менее 5-7 лет) функционирования преимущественно одиночных КА в бескоррекционном режиме. Некоторые современные РН (например «Рокот») способны совершать азимутальный маневр на участке выведения, что позволяет варьировать в достаточно широких пределах величиной начального наклона для исключения попадания КА в неблагоприятные для функционирования области светотеневой обстановки, без дополнительного отчуждения районов падения ступеней.

У первых поколений метеорологических и природоресурсных КА управление слежением за Солнцем осуществлялось с помощью азимутального привода. Значения баллистического коэффициента $C_6 = C_x S_M / 2m$ находились в пределах от 0,07 до 0,1 $\text{м}^3 \cdot \text{кг}^{-1} \cdot \text{с}^{-2}$. Для КА «Метеор-М» проектируется относительно более легкий (высотный) привод, с осью вращения вдоль оси X орбитальной системы координат, ориентированной в направлении движения центра масс КА в режиме «Земля-Курс». В результате солнечные батареи (СБ) существенно утрачивают свою миделеобразующую функцию. Величина миделевого сечения КА уменьшается до величины соответствующего сечения корпуса космической платформы с учетом габаритов полезной нагрузки. В настоящей статье расчетные значения C_6 соответствуют равномерно отстоящим друг от друга значениям (0,02, 0,045 и 0,07) с целью возможности интерполяции применительно к этапам создания перспективного КА «Метеор-М». Для коэффициента лобового сопротивления $C_x \approx 2,1$, площади миделевого сечения $S_M = 5,57 \text{ м}^2$ и массы КА $m \approx 3000 \text{ кг}$ минимальная величина $C_6 \approx 0,02 \text{ м}^3 \cdot \text{кг}^{-1} \cdot \text{с}^{-2}$. Его дальнейшее увеличение может быть связано с габаритами дополнительно размещаемых полезных нагрузок. Следует иметь в виду, что по мере уменьшения

баллистического коэффициента соответственно уменьшается не только тормозящее воздействие атмосферы, но и, как следствие, уровень компенсации прецессионного движения орбитальной плоскости солнечно-синхронной орбиты. Возможность компенсации следует из рассмотрения разностного дифференциального соотношения для основного прецессионного смещения за один оборот КА, обусловленного полярным сжатием Земли,

$$d(\delta\Omega) = 3\pi \frac{C_{20}}{p^2} \left(\text{tg}idi + 2 \frac{dp}{p} \right) R^2 \text{Cos}i,$$

где i – наклонение; $p = a(1 - e^2)$ – фокальный параметр; a и e – большая полуось и эксцентриситет орбиты; R – экваториальный радиус Земли; C_{20} – коэффициент при второй зональной гармонике в разложении геопотенциала; слагаемые в скобке для солнечно-синхронных орбит имеют разные знаки при $di < 0$, что имеет место при разности прямых восхождений орбиты и среднего экваториального Солнца $\Omega - \alpha_{\text{ср}}$, принадлежащей второй и четвертой четверти.

За счет указанной разности знаков и достигалась частичная бескоррекционная компенсация прецессионного движения для дополуденных орбит КА типа «Метеор-Природа» и «Ресурс-О1» (на высотах ~650 км). Для более высокой орбиты КА «Ресурс-О1» №4 и «Метеор-М» с меньшим падением периода обращения (средняя высота 832 км) эта компенсация незначительна, поэтому потребовалось существенное упреждающее увеличение начального, солнечно-синхронного наклона орбиты (на +5' и +8' для 1-го и 2-го этапов соответственно).

При использовании Единой космической навигационной системы (ЕКНС) погрешности определения параметров движения центра масс КА на момент проведения сеанса радионавигации с вероятностью не хуже 0,997 (3σ) составляют по местоположению и скорости не более 25-30 м и 3,5-5 см/с. Ниже даны оценки точности определения орбиты на борту КА для трех значений геометрического фактора (числа навигационных КА, одновременно используемых для измерений):

Геометрический фактор	4	5	6
Координаты, м	26	23	21
Скорость, см/с	5	5	4,5

На предприятии-разработчике СБ проведен натурный модельный эксперимент, который показал, что для надежного обеспечения необходимого энергопитания КА угол падения солнечных лучей на поверхность СБ должен быть не меньше 25° в течение срока активного существования КА.

Сравнительный анализ различных типов двигателей коррекции показал преимущество (по критерию минимума массы) стационарных плазменных двигателей (СПД) несмотря на некоторый проигрыш по энергопотреблению. Основные баллистические характеристики СПД при расчете на один двигатель составляют: тяга 0,02Н (2г), удельный импульс 14000 Н·с/кг (1400 с), энергопотребление 350 Вт.

Основные результаты баллистического моделирования

На рис.1 представлена схема реализации основных задач по этапам развертывания перспективного космического комплекса «Метеор-3М» с КА «Метеор-М» на базе унифицированной космической платформы «Ресурс-УКП» (на 1-м этапе) и модернизированной космической платформы (на 2-м этапе). В табл.1 - 3 представлены результаты моделирования бескоррекционного движения центров масс КА «Метеор-М» на базе «Ресурс-УКП» и перспективного КА «Метеор-М». В качестве элементов орбиты в таблицах рассматриваются: драконический период обращения T_{Ω} , большая полуось a , высота восходящего узла h_{Ω} , эксцентриситет e , аргумент перигея ω , наклонение i , долгота восходящего узла относительно прямого восхождения Солнца $\Omega - \alpha_{cp}$.

Моделирование осуществлялось соответственно на 5 и 7-летний периоды, с 2007 по 2011 гг. и с 2009 по 2015 гг., с учетом неопределенности времени пуска в первый год функционирования КА.

Цель моделирования состояла в выявлении надежных способов парирования недопустимого влияния ошибок выведения, гравитационного воздействия Солнца и тормозящего воздействия атмосферы, прежде всего, на изменение пространственной ориентации орбитальной плоскости, специфичное для близких к солнечно-синхронным орбитам. При этом выполнение функциональных требований целевой и служебной аппаратуры КА к условиям светотеневого обстановки обеспечивалось удержанием интервала между направлением на Солнце и плоскостью СБ в пределах 25-65°. Априорная ошибка выведения по наклонению принята в пределах $\pm 3'$ для 1-го этапа и $\pm 2'$ – для 2-го. В табл.1 отражено влияние значений C_{δ} , в табл. 2 – влияние ошибок выведения по i для 1-го этапа, а в табл.3 – для 2-го (начиная с года, предшествующего году максимума солнечной активности). В табл. 4 дана оценка влияния труднопрогнозируемых вариаций солнечной активности на среднегодовое падение периода обращения за виток при $C_{\delta}=0,02 \text{ м}^3 \cdot \text{кг}^{-1} \cdot \text{с}^{-2}$ для случаев реализации солнечной активности по годам на максимальных Sup-уровнях.

Основные задачи ОКР на 1-м и 2-м этапах развёртывания КК «Метеор-М»

Орбита КА «Метеор-М» (РН «Союз-ФГ» с РБФ)

Масса КА	2,7 т
Период обращения	101,3 мин
Средняя высота	832 км
Наклонение	98,8° <98,68°+Δ <i>i</i> >
Эксцентриситет	1,12 x 10 ⁻³
Аргумент перигея	66,5°
Ориентация узла относительно Солнца	134°

1-й этап

- Изготовление и пуск КА «Метеор-М» №1 и №2 на базе УКП «Ресурс-УКП» (САС 5 лет).
- ЛИ КК с КА, отработка аппаратуры БИК и отдельных систем для последующей модернизации УКП.

2-й этап

- ЛИ КК с КА «Метеор-М», созданной на базе перспективной платформы с использованием модернизированных и унифицированных служебных и информационных комплексов и элементов конструкции КА, с увеличением САС до 7 лет



2000-2001гг.	02	03	04	05	06	07	08	09	10	11
Работы выполняются по результатам конкурса Росавиакосмоса от 07.09.2000 № 140	1-й этап							2-й этап		
	<p>Используется унифицированная космическая платформа «Ресурс-УКП». Состав БИК и его параметры, влияющие на баллистические характеристики КК и КА: МСУ-МР ($\Delta L \geq 2800$ км, $\delta L \leq 1$ км), КМСС ($2\Delta L \sim 1000-1200$ км, $\delta L \leq 70$ м), БРЛК, ГГАК, БИС, БРК ССПД; экспериментальный комплекс определения термодинамических параметров атмосферы в составе: МТВЗА ($\Delta L \geq 2000$ км, $\delta L = 10-100$ км в зависимости от канала, $\delta D \sim 4-5$ км), ИКФС-2 ($\Delta L \geq 2500$ км, $\delta L \leq 35$ км в надире), РАДИОМЕТ (дискретность измерения профилей температуры и давления - 1 км). Прорабатывается возможность установки МСС-БИО и ИК-зонд. типа HIRS / 3.</p> <p>В АСУ КА предусматривается использование (точность 3σ): в БКУ-навигационного поля ЕКНС "Глонасс" и GPS (координаты-25-30 м, скорости-3,5-5 см/с), в НКУ - КИС Тамань-База (суточный прогноз по $D = 15$ м, по $dD/dt = 0,1$ м/с).</p>							<p>Вводятся информационные системы, прошедшие летно-экспериментальную отработку в КА «Метеор-М» на базе УКП «Ресурс-УКП» и модернизированные системы, проверенные при ЛИ УКП I-го этапа.</p>		

Рис. 1. Исходные данные, влияющие на баллистические характеристики КК «Метеор-3М» с КА «Метеор-М»

Эволюция орбиты КА «Метеор-М» для различных значений C_6

Элементы орбит	Год (1-е января)					
	2007	2008	2009	2010	2011	2012
T_{Ω} , мин. с	101.18,40	101.18,28	101.17,90	101.16,55	101.14,41	101.12,35
		101.18,31	101.18,08	101.17,23	101.15,86	101.14,56
		101.18,38	101.18,27	101.17,90	101.17,30	101.16,73
a , км	7202,09	7201,99	7201,68	7200,62	7198,92	7197,30
		7202,02	7201,83	7201,15	7200,07	7199,04
		7202,07	7201,98	7201,68	7201,21	7200,75
h_{Ω} , км	820,73	820,65	820,37	819,34	817,68	816,07
		820,69	820,52	819,88	818,82	817,81
		820,73	820,67	820,40	819,96	819,53
e	0,00112	0,00111	0,00112	0,00112	0,00112	0,00112
		0,00111	0,00112	0,00112	0,00112	0,00112
		0,00112	0,00112	0,00112	0,00112	0,00112
ω , град	66,50	66,50	66,99	67,25	67,43	67,53
		66,50	66,99	67,25	67,44	67,54
		66,75	66,98	67,24	67,44	67,55
i , град	98,77	98,72	98,68	98,63	98,59	98,54
		98,72	98,68	98,63	98,59	98,53
		98,72	98,68	98,63	98,59	98,54
$\Omega - \alpha_{ср.}$, град	134,00	136,56	137,04	135,88	133,12	128,79
		136,55	137,02	135,81	132,90	128,32
		136,43	137,00	135,74	132,69	127,86
Местное время, ч	8,93	9,10	9,14	9,06	8,87	8,59
		9,10	9,13	9,05	8,86	8,55
		9,09	9,13	9,05	8,85	8,52

Примечание. Строки 1-3 соответствуют $C_6=0,07$, $0,045$ и $0,02 \text{ м}^3 \cdot \text{кг}^{-1} \cdot \text{с}^{-2}$.

В результате ситуационного моделирования были получены оценки допустимых задержек пуска РН, необходимые требования к точности выведения для разрабатываемых образцов РН, а при необходимости – требования к параметрам орбитальной коррекции. Подобранные пяти-минутная поправка к солнечно-синхронному значению наклона и выбранная начальная ориентация плоскости орбиты относительно Солнца ($\Omega - \alpha_{ср.}$), равная 134° , оказались достаточными для первого, 5-летнего, этапа гарантированного полетного ресурса (ГПР), при реализации максимума предельной ошибки выведения по i на уровне $\pm 3'$ и возможной задержке времени старта, не превышающей 20 минут (рис.2).

Таблица 2

**Влияние на орбиту КА «Метеор-М» ошибок выведения
по наклону**

Элементы орбит	Год (1-е января)					
	2007	2008	2009	2010	2011	2012
T_{Ω} , мин. с	101,18,40	101,18,31	101,18,08	101,17,23	101,15,86	101,14,56
		101,18,33	101,18,08	101,17,22	101,15,86	101,14,55
		101,18,33	101,18,09	101,17,23	101,15,87	101,14,56
a , км	7202,09	7202,02	7201,83	7201,15	7200,07	7199,04
		7202,03	7201,83	7201,15	7200,07	7199,04
		7202,02	7201,83	7201,15	7200,07	7199,04
h_{Ω} , км	820,73	820,69	820,52	819,88	818,82	817,81
		820,70	820,52	819,88	818,83	817,82
		820,69	820,52	819,87	818,82	817,80
e	0,00112	0,00111	0,00112	0,00112	0,00112	0,00112
		0,00112	0,00112	0,00112	0,00112	0,00112
		0,00111	0,00112	0,00112	0,00112	0,00112
ω , град	66,50	66,50	66,99	67,25	67,44	67,54
		66,76	67,01	67,28	67,50	67,57
		66,50	66,96	67,21	67,40	67,50
i , град	98,77	98,72	98,68	98,63	98,59	98,53
	98,80	98,76	98,71	98,67	98,62	98,58
	98,74	98,69	98,64	98,60	98,55	98,51
$\Omega-\alpha_{ср.}$, град	134,00	136,55	137,02	135,81	132,90	128,32
		137,80	139,77	139,96	138,47	135,31
		135,07	134,27	131,69	127,42	121,55
Местное время, ч	8,93	9,10	9,13	9,05	8,86	8,55
		9,19	9,32	9,33	9,23	9,02
		9,05	8,95	8,78	8,49	8,10

Примечание. Строки 1-3 соответствуют ошибкам выведения по наклону $0'$, $+2'$ и $-2'$ ($C_6 = 0,045 \text{ м}^3 \cdot \text{кг}^{-1} \cdot \text{с}^{-2}$).

Для второго, 7-летнего, этапа получено, что в бескоррекционном режиме ошибка выведения не должна превышать $\pm 2'$ (рис.3) и если пуск задерживается, его следует переносить на следующие сутки. Ошибка в наклоне более $+2'$ или задержка старта приводит к нарушению требований по энергопитанию КА, а увеличение отрицательной ошибки выведения - к выходу на бестеневую орбиту.

Таблица 3

**Эволюция орбиты КА «Метеор-М» для года,
близкого к максимуму солнечной активности**

Элементы орбит	Год (1-е января)							
	2009	2010	2011	2012	2013	2014	2015	2016
T_{Ω} , мин. с	101.18,4	101.18,0	101.17,4	101.16,8	101.16,6	101.16,4	101.16,4	101.16,3
		101.18,0	101.17,4	101.16,9	101.16,6	101.16,4	101.16,4	101.16,3
		101.18,0	101.17,4	101.16,9	101.16,6	101.16,4	101.16,4	101.16,3
a , км	7202,1	7201,8	7201,3	7200,9	7200,6	7200,5	7200,5	7200,4
		7201,8	7201,3	7200,9	7200,6	7200,5	7200,5	7200,4
		7201,8	7201,3	7200,9	7200,6	7200,5	7200,5	7200,4
h_{Ω} , км	820,73	820,43	819,95	819,50	819,26	819,15	819,12	819,10
		820,43	819,95	819,50	819,26	819,16	819,12	819,10
		820,43	819,95	819,50	819,26	819,15	819,12	819,09
e	0,00112	0,00112	0,00112	0,00112	0,00112	0,00112	0,00112	0,00112
		0,00112	0,00112	0,00112	0,00112	0,00112	0,00112	0,00112
		0,00112	0,00112	0,00112	0,00112	0,00112	0,00112	0,00112
ω , град	66,51	66,51	66,51	66,53	66,56	66,57	66,60	66,64
		66,51	66,52	66,54	66,56	66,58	66,60	66,65
		66,50	66,51	66,53	66,55	66,56	66,60	66,63
i , град	98,82 98,79 98,85	98,77	98,73	98,68	98,63	98,59	98,54	98,49
		98,74	98,69	98,64	98,60	98,55	98,50	98,46
		98,81	98,76	98,72	98,67	98,63	98,58	98,54
$(\Omega - \alpha_{ср.})$, град	134,00	138,55	141,25	142,14	141,19	138,37	133,63	126,97
		137,15	138,43	137,86	135,40	131,05	124,78	116,72
		139,89	143,94	146,21	146,75	145,53	142,50	137,6

Примечание. 1-3 строки соответствуют ошибкам выведения по наклонению $0'$, $-2'$ и $+2'$ ($C_6=0,02 \text{ м}^3 \cdot \text{кг}^{-1} \cdot \text{с}^{-2}$).

Таблица 4

**Средние годовые изменения периода обращения под влиянием
солнечной активности**

Год	Диапазоны значений периода обращения, мин. с	Индексы солнечной активности	Средние за год изменения периода обращения за один виток, с $\cdot 10^{-5}$
2007	101.18,35 - .18,33	82	0,38
2008	101.18,33 - .18,22	120	2,11
2009	101.18,22 - .17,84	171	7,32
2009	101.18,40 - .18,02	171	7,34
2010	101.18,02 - .17,43	197	11,56
2011	101.17,43 - .16,86	191	10,98
2012	101.16,86 - .16,56	190	5,76
2013	101.16,56 - .16,43	150	2,31
2014	101.16,43 - .16,38	115	0,96
2015	101.16,38 - .16,35	87	0,58

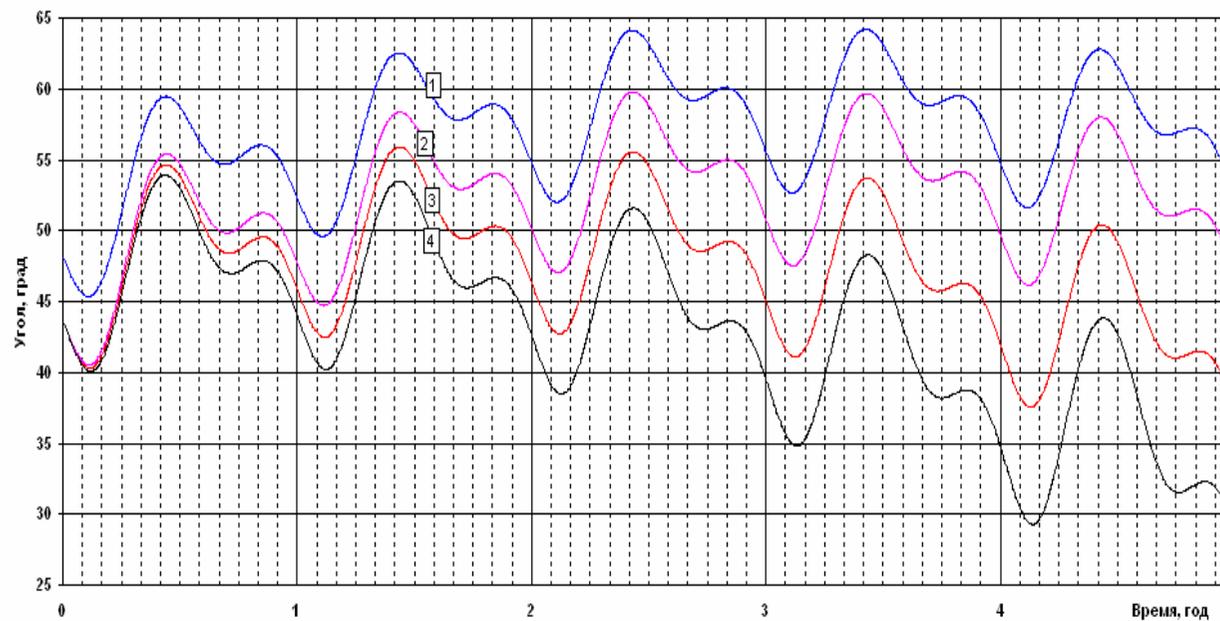


Рис.2. Изменение угла между направлением на Солнце и нормалью к плоскости орбиты для разных ошибок выведения по наклонению и задержке времени старта на 20 мин КА «Метеор-М»:
1 – выведение с ошибкой +3 угл. мин и с задержке времени старта на 20 мин; 2 – выведение с ошибкой +3 угл. мин; 3 – номинальное выведение; 4 – выведение с ошибкой –3 угл. мин

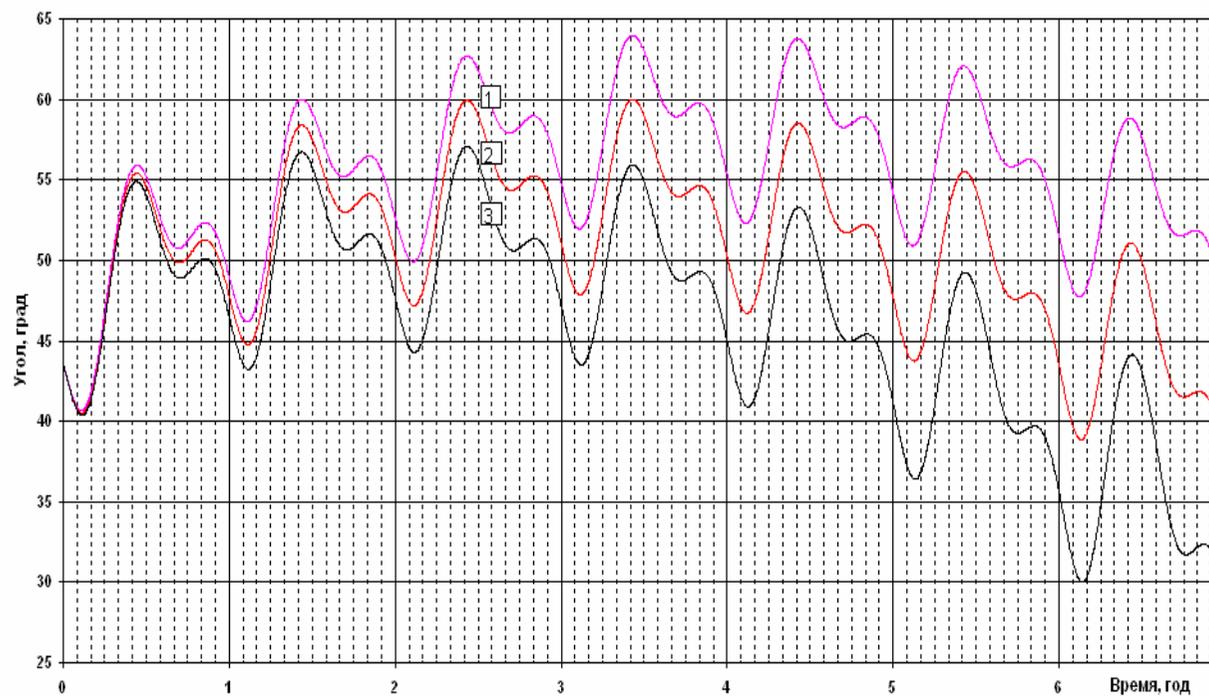


Рис.3. Изменение угла между направлением на Солнце и нормалью к плоскости орбиты для разных ошибок выведения по наклонению перспективного КА «Метеор-М»:
1 – выведение с ошибкой +2 угл. мин; *2* – номинальное выведение;
3 – выведение с ошибкой –2 угл. мин

В табл. 4 дана оценка влияния труднопрогнозируемых вариаций солнечной активности на среднегодовое падение периода за виток при $C_6=0,02 \text{ м}^3 \cdot \text{кг}^{-1} \cdot \text{с}^{-2}$ для случаев реализации индекса солнечной активности по годам на максимальных Sup-уровнях.

Из рассмотрения представленных результатов следует, что за время активного существования для перспективного КА «Метеор-М» высота орбиты уменьшается на 1,7 км, а для КА на базе «Ресурс - УКП» на 0,5 км; наклонение обеих орбит изменяется соответственно на 11,5' и 14'; ориентация плоскости орбиты относительно Солнца $\Omega-\alpha_{\text{ср}}$ находится в пределах $147^0 - 116^0$ (с учетом задержки времени старта) для 1-го и 2-го этапов; местное время изменяется на 1,1 ч для 1-го и 1,5 ч для 2-го этапа, а возможные ошибки выведения и задержка времени старта увеличивают изоширотную нестабильность местного времени до 3 ч для 1-го этапа и 2 ч для 2-го этапа; эксцентриситет и аргумент перигея меняются несущественно, сохраняя примерно 27 километровый разброс высоты над поверхностью общеземного эллипсоида.

Аппаратура автономной навигации на борту среднеорбитального КА обеспечивает определение параметров орбитального движения центра масс и ухода бортовой шкалы времени (БШВ) КА относительно высокостабильной ШВ навигационной системы ГЛОНАСС/GPS, «привязанной» к универсальному координированному времени (UTC). Предлагается ежевитковое определение шестимерного вектора состояния орбитальных параметров по данным автономной системы навигации (АСН) или наземного комплекса управления (НКУ). На борту КА предусмотрен расчет по специальному алгоритму моментов прохождения экватора в восходящем узле, драконического периода обращения и долгот начала витков, а также азимута и высоты Солнца, необходимых для обеспечения работы бортовой информационно-измерительной аппаратуры и системы ориентации. Знания этих параметров достаточно для автономного определения моментов начала и окончания работы аппаратуры и двигателей для осуществления всех видов орбитальных коррекций, а также – географической привязки информации. Однако автоматический режим управления коррекцией 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 возможным минимальным полосам обзора коммерческой аппаратуры, которая может быть установлена на КА. Остальные виды коррекционных воздействий целесообразно осуществлять по заявкам НКУ. Например при увеличении срока фактического активного функционирования КА.

При необходимости поддержания одинаковых условий съемки подстилающей поверхности, а следовательно удержания КА на сол-

нечно-синхронной орбите (наклонение $i=98,68^{\circ}$), требуется проведение коррекций удержания орбиты как по периоду обращения, так и по наклонению. Кроме того, необходимо провести начальную коррекцию орбиты для парирования ошибок выведения КА.

Для поддержания наклонения орбиты КА «Метеор-М» 1-го этапа необходимо каждые 15 витков проведение коррекции симметрично относительно восходящего или нисходящего узла орбиты в секторе $\pm 60^{\circ}$ (2026 с). За 5 лет активного существования КА потребуется 1728 таких коррекций при тяге двигателя 2 г. На это потребуется 8,85 т·с суммарного импульса. При коррекции орбиты в обоих узлах орбиты частота коррекций уменьшается вдвое. Если перейти на проведение ежевитковых коррекций, то их длительность составит 67,5 с, при этом необходимого суммарного импульса потребуется в два раза меньше. Коррекция поддержания периода обращения требует незначительных затрат суммарного импульса и времени (0,15 т·с и 75000 с за 5 лет). Для проведения начальной коррекции, чтобы парировать ошибку выведения, составляющую 3', необходимо проведение 449 включений КДУ в секторе $\pm 60^{\circ}$, на что потребуется 2,28 т·с рабочего импульса и примерно 30 суток на ее проведение. На парирование начальной ошибки выведения по периоду обращения 4 с потребуется 0,4 т·с суммарного импульса и около 30 витков на ее проведение. В расчетах принималось, что масса КА 1-го этапа составит 2600 кг ($C_6=0,05$).

Для поддержания наклонения орбиты перспективного КА «Метеор-М» необходимо каждые 36 витков проведение коррекции симметрично относительно восходящего или нисходящего узла орбиты в секторе $\pm 60^{\circ}$ (2026 с). За 7 лет активного существования КА потребуется 1011 таких коррекций при тяге двигателя 2 г. На это потребуется 4,1 т·с суммарного импульса. При коррекции орбиты в обоих узлах орбиты частота коррекций уменьшается вдвое. Если перейти на проведение ежевитковых коррекций, то их длительность составит 28 с, при этом необходимого суммарного импульса потребуется в два раза меньше. Коррекция поддержания периода обращения требует незначительных затрат суммарного импульса и времени (0,05 т·с и 25000 с за 7 лет). Для проведения начальной коррекции, чтобы парировать ошибку выведения, составляющую 3', необходимо проведение 158 включений КДУ в секторе $\pm 60^{\circ}$, на что потребуется 0,64 т·с рабочего импульса и примерно 10,5 суток на ее проведение. На парирование начальной ошибки выведения по периоду обращения 4 с потребуется 0,11 т·с суммарного импульса и около 9 витков на ее проведение. В расчетах принималось, что масса перспективного КА составит 800 кг.

Для обеспечения электропитания служебных и научных систем КА применяются солнечные и аккумуляторные батареи. Отслеживание Солнца панелями СБ осуществляется с помощью привода, ось враще-

ния которого расположена параллельно оси OX КА. Подзарядка аккумуляторных батарей происходит на освещенной части витка, причем угол Солнца над плоскостью СБ не должен быть меньше 25° за весь период активного существования. Это требование для бескоррекционной орбиты обеспечивается с помощью выбора ее начальных параметров с учетом ошибок выведения, времени активного существования КА, а также возмущений в орбитальных элементах из-за влияния внешних факторов. Привод СБ осуществляет отслеживание Солнца по командам от солнечных датчиков, расположенных на панелях СБ или по математической программе, находящейся в памяти бортовой ЭВМ. Расчеты показали, что для 1-го и 2-го этапов коэффициент энергоприхода (осредненный на суточном интервале косинус угла между нормалью к поверхности СБ и направлением на Солнце) находится в пределах 0,68 - 0,94 на освещенных участках орбиты и 0,46 - 0,85 с учетом тени.

Периодичность обновления информации при решении глобальных, региональных и локальных задач имеет следующие значения. При ширине полосы обзора информационно-измерительной аппаратуры не меньшей межвиткового интервала сбор глобальной информации осуществляется два раза в сутки.

Для решения региональных и локальных задач оперативного гидрометеорологического, а при необходимости, и природоресурсного мониторинга рассматриваются перечисленные в табл.5 варианты реализации обзорных параметров КА «Метеор-М».

Таблица 5

Зависимость изотрассовых значений обзорных параметров орбиты КА «Метеор-М» от периода обращения

Параметры	Значения обзорных параметров						
	5	14	23	32	41	50	59
M , сут.	5	14	23	32	41	50	59
k_{Ω}	1	3	5	7	9	11	13
N , витки	71	199	327	455	583	711	839
P , сутки	5	4,666	4,6	4,571	4,555	4,545	4,538
T_{Ω} , мин.с	101.24,5	101.18,4	101.17,1	101.16,4	101.16,2	101.15,9	101.15,8
δL , км при φ , град 0	564,4	201,4	122,6	88,1	68,7	56,4	47,8
	30	488,8	174,4	106,2	76,3	59,5	48,8
	45	399,1	142,4	86,7	62,3	48,6	39,9
	55	323,7	115,5	70,3	50,5	48,3	32,3
	60	282,2	100,7	61,3	44,05	34,4	28,2
	75	146,1	52,1	31,7	22,8	17,8	14,6
ΔL , км	2822,2	2819,4	2818,7	2818,5	2818,3	2818,2	2818,1

Здесь: M (сут.) - периодичность изотрассового прохождения, k_{Ω} - показатель суточного сдвига трасс, P - оперативность (сут.) покрытия межвиткового интервала ΔL , φ - географическая широта. Вторым вариантом является аналогом выбранной номинальной орбиты. Остальные варианты соответствуют возможным полосам периодического регионального и детального обзора устанавливаемой на КА информационно-измерительной аппаратуры.

В соответствии с предложениями НПП ВНИИЭМ к Федеральной космической программе на 2006 - 2015 гг. осуществлено моделирование 2-го этапа развёртывания космического комплекса «Метеор-3М» с космическими аппаратами, находящимися на дополуночной и послеполуденной орбитах. Проведена сравнительная оценка периодичности обзора земной поверхности одним дополуночным КА (ориентация орбиты относительно Солнца $\Omega-\alpha_c=134^\circ$), а также одним дополуночным и одним послеполуденным КА (в двух альтернативных вариантах: с ориентацией $235,31^\circ$ и $222,64^\circ$) для заданных на рис.1 типов информационно-измерительной аппаратуры, при бескоррекционном режиме функционирования.

Анализ результатов моделирования показал, что для аппаратуры с шириной полосы обзора 2800 км, примерно равной межвитковому интервалу на экваторе (2812 км), создание группировки из изотрассовых дополуночного и послеполуденного КА сокращает период обзора по сравнению с одним КА примерно в 2 раза. Ориентация орбит относительно Солнца 134° и $235,31^\circ$. Обе орбиты в течение 7 лет удовлетворяют требованиям по энергетике электропитания и не имеют бестеневых витков. Недостаток рассмотренного варианта состоит в том, что для типов аппаратуры с полосой обзора, меньшей межвиткового интервала, периодичность сбора информации в группировке из двух КА увеличивается незначительно по сравнению с односпутниковым вариантом.

Устранение этого недостатка достигается сдвигом трассы второго КА относительно первого на половину межвиткового интервала (ориентация орбиты второго КА относительно Солнца $222,64^\circ$ вместо $235,31^\circ$). Группировка КА примерно сохраняет периодичность сбора информации для аппаратуры с полосой обзора 2800 км, но более эффективна для аппаратуры с меньшими, чем межвитковое расстояние полосами обзора. Однако на седьмом году активного функционирования послеполуденный КА выходит на бестеневую орбиту на длительный срок.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дмитриев С.П., Дубровинский Я.В., Журавлев К.В., Трифонов Ю.В., Черников А.Я. Допустимые области изменения и точности поддержания основных

баллистических характеристик при функционировании КА гидрометеорологического и природоресурсного назначения // Сб. тезисов докладов IV междуведомственной конференции по баллистике и навигации. М.: ЦНИИМАШ. 1981.

2. Трифонов Ю.В., Чуткерашвили Г.Д., Дубровинский Я.В., Кулешова Ф.И. Принципы автономного функционирования космических аппаратов геофизического наблюдения // М.: Труды ВНИИЭМ. Т.83. 1987.

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

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

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

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

7. Дубровинский Я.В., Журавлев К.В., Канаева О.Н., Шершнева Н.И. Особенности обеспечения допустимой эволюции солнечно – синхронных орбит при длительном бескоррекционном функционировании КА «Ресурс-01»/ М.: Труды ВНИИЭМ. Т. 99. 1999.

8. Дубровинский Я.В., Журавлев К.В., Исаихин А.С., Молоканова О.Н., Шершнева Н.И. Итоги баллистического обеспечения космических аппаратов «Метеор-Природа», «Ресурс-01» и «Электро» // М.: Труды ВНИИЭМ. Т. 100. 2001.