

УДК 629.78.783

Решение задачи выбора параметров орбитальной структуры многоцелевой космической системы

А.С. Кийко

Аннотация

Рассматривается задача выбора орбитальной структуры космических аппаратов с длительным сроком активного существования на высокоэллиптических орбитах многоцелевой космической системы, решающая задачи обеспечения непрерывного мониторинга поверхности Земли и одновременного доведения информации до абонентов системы. При выборе орбитальной структуры предлагается использовать подход, основанный на учете пространственно-временных характеристик системы и времени ее предельно разрешенной деградации.

Ключевые слова

Космическая система; орбитальная структура; орбитальные параметры; эволюция; космический аппарат; методика оценки характеристик.

Введение

В развитие теоретических и практических основ синтеза космических информационных систем внесли наибольший вклад работы академика Савина А.И.[1], Литовченко Ц.Г.[2], Мисника В.П.[3], Литовченко Д.Ц.[4], а также других ученых [5-8] и конструкторов различных предприятий оборонно-промышленного комплекса.

При разработке космических систем в настоящее время особое внимание уделяется расширению возможностей бортовой аппаратуры космических аппаратов (КА), повышению оперативности доставки информации со спутников в центры обработки, увеличению времени активного существования КА и размещению на одном КА аппаратуры для решения двух и более задач.

Под орбитальным построением космической системы понимается орбитальная группировка (ОГ) космических аппаратов, расположенных в выбранной орбитальной структуре (ОС). Орбитальная группировка космической системы представляет собой совокупность космических аппаратов на одном или нескольких типах орбит. Орбитальная структура – это упорядоченная совокупность орбит, параметры которых рассчитываются из требуемых пространственно-временных характеристик [4].

Орбитальная структура (ОС) космической системы (КС) в значительной степени определяет тактико-технические характеристики системы и возможность сохранения достигнутых характеристик на длительном временном интервале.

Решение задачи выбора орбитальной структуры проводится для КС нового поколения, которая должна обеспечивать решение двух разнородных задач: непрерывного мониторинга поверхности Земли и доведения информации до абонентов системы, расположенных на обширной территории. Такую космическую систему, обеспечивающую одновременное решение нескольких разнородных задач, будем называть многоцелевой. Для повышения надежности передачи информации с КА на Землю и с Земли на КА предусматривается обеспечение непрерывной радиовидимости космических аппаратов на всей длительности рабочего участка (РУ) с нескольких центров управления.

Обеспечение выполнения указанных характеристик системы выдвигает повышенные требования к выбору рабочих участков эллиптических орбит космических аппаратов с целью обеспечения точной синхронизации сеансов наблюдений с КА районов Земного шара, при условии радиовидимости их с центров управления КС, и сеансов связи между наземными абонентами. При этом орбитальная группировка должна сохранять тактико-технические характеристики системы на протяжении всего длительного срока активного существования космических аппаратов.

Принцип решения задачи

Качество функционирования КС определяется вероятностями решения целевых задач. Эти вероятности зависят как от характеристик системы, основанных на геометрических вычислениях (взаимное расположение космических аппаратов, наземных элементов системы, небесных светил и связанных с этим величин), так и от чувствительности, надежности аппаратуры и других факторов, носящих вероятностный характер. Указанные факторы весьма затруднительно учесть в совокупности на начальной стадии проектирования системы.

Для выбора ОС в качестве конечных показателей характеристик КС используются характеристики, основанные только на геометрических соотношениях.

На ранних стадиях проектирования КС оценка варианта построения ОС осуществляется по её влиянию на характеристики системы, основанные на геометрических соотношениях, а чувствительность и надежность аппаратуры считаются фиксированными. Преимуществом такого подхода является возможность достаточно точного расчёта таких показателей.

Обеспечение высокого уровня значений показателей таких характеристик системы определяется построением ОС и является необходимым условием достижения требуемых значений вероятностей решения целевых задач КС.

Обобщённая схема расчёта ПВХ и вероятностей решения целевых задач представлена на рисунке 1.

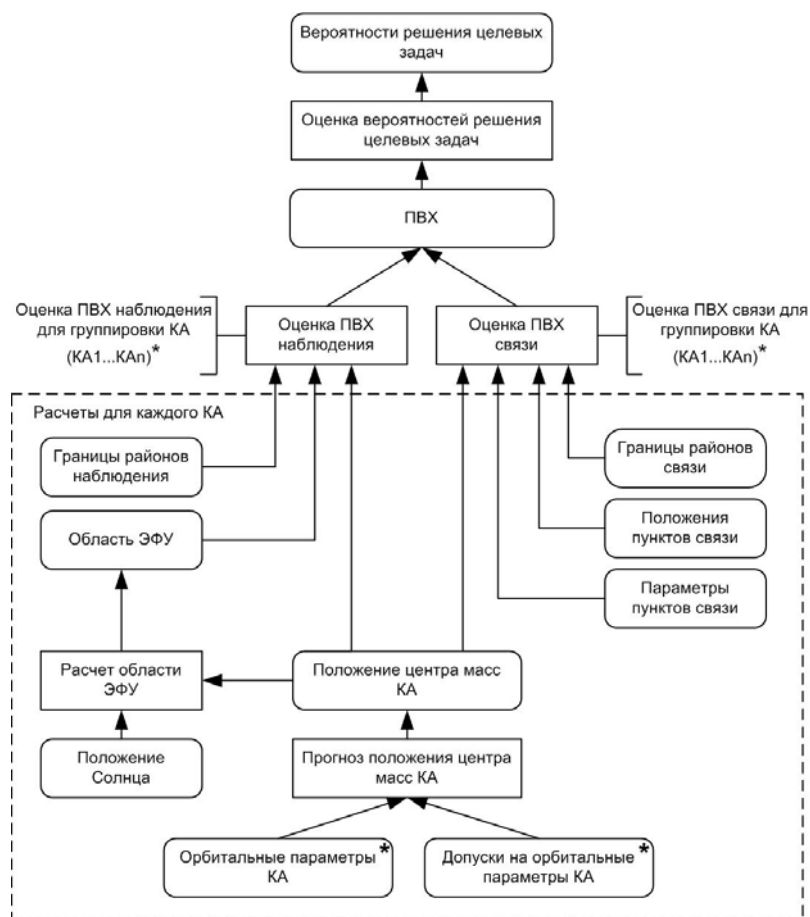


Рисунок 1 – Схема расчёта ПВХ и вероятности решения целевых задач

При расчете ПВХ космической системы основными оцениваемыми характеристиками являются показатели контролируемости наблюдаемых районов (при решении задачи

непрерывного мониторинга поверхности Земли) и показатели кратности покрытия абонентов системы космическими аппаратами (при решении задачи доведения информации до абонентов системы).

Показатель контролируемости наблюдаемого района кратности не менее n представляет собой отношение площади эффективной части поля зрения бортовой аппаратуры наблюдения, принадлежащей области района наблюдения, к площади всего района, усредненное на интервале времени проведения оценки, где $n \in 1 \dots N$, N – количество КА в ОГ. Под кратностью понимается количество КА одновременно наблюдающих заданный район или одну и ту же его часть.

$PK_k^{\geq n}$ – показатель контролируемости заданного k -ого района на поверхности Земли кратности не менее n .

Показатель контролируемости заданного k -ого района кратности не менее n может быть определен следующим образом:

$$PK_k^{\geq n} = \frac{1}{T} \int_0^T PN_k^{\geq n}(t) dt \quad \text{где:}$$

$PN_k^{\geq n}(t)$ – пространственный показатель покрытия k -ого района кратности не менее n ($n \geq 0$), характеризующий долю покрытия района космическими аппаратами, входящими в состав орбитальной группировки, в конкретный момент времени t ;

T – временной интервал, на котором производится оценка показателя контролируемости заданного k -ого района.

Расчет значений показателей контролируемости заданных районов на поверхности Земли проводится с учетом факторов, оказывающих влияние на потери в контроле районов на поверхности Земли, таких как:

- возможная прямая засветка аппаратуры Солнцем;
- затенение КА Землёй;
- условие радиовидимости КА хотя бы с одним пунктом приема информации (центром управления);
- наличие блика в поле зрения аппаратуры наблюдения КА.

Под оценкой характеристик КС при решении задачи доведения информации до абонентов понимается численная оценка выполнения в течение временного интервала моделирования условий по радиовидимости КА с наземных пунктов. При этом, основной

оцениваемой характеристикой являются показатели кратности покрытий наземных объектов, усредненные на интервале времени проведения оценки.

При оценке выполнения в течение временного интервала моделирования условий по радиовидимости между наземными объектами системы и КА и расчете показателя покрытия учитываются следующие критерии наличия радиовидимости:

- нахождение КА на рабочем участке;
- нахождение КА в рабочем конусе абонентской станции (под рабочим конусом понимается область, в которой возможна передача информации от КА абонентской станции);
- выполнение ограничений на минимально-разрешенный угол места КА (угол между линией, соединяющей КА с рассматриваемой точкой расположения абонентской станции и горизонтальной плоскостью Земли в этой точке).

$PS_k^{\geq n}$ – показатель покрытия заданной k -ой абонентской станции кратности не менее n .

Показатель покрытия k -ого абонентской станции кратности не менее n может быть определен следующим образом:

$$PS_k^{\geq n} = \frac{1}{T} \int_0^T PNS_k^{\geq n}(t) dt$$

где:

$PNS_k^{\geq n}(t)$ – показатель выполнения условий радиовидимости с k -ой абонентской станции не менее n космических аппаратов в момент времени t ;

T – временной интервал, на котором производится оценка показателя кратности покрытия k -ой абонентской станции.

Функционирование космической системы на длительных временных интервалах неизбежно связано с эволюцией орбитальных параметров КА под влиянием различных возмущений. Соответствующее управление движением КА позволяет избежать чрезмерного нарушения (деформации) ОС и неприемлемого изменения основных показателей, характеризующих качество функционирования космической системы в целом, сохраняя при этом устойчивое орбитальное построение космических аппаратов на протяжении длительного срока их активного существования.

Под устойчивостью орбитального построения понимается не поддержание постоянных параметров орбит космических аппаратов, а сохранение требований по

накрытие районов и вероятностям передачи информации на наземные центры управления системой и абонентские станции потребителей. В такой трактовке орбитальные параметры могут эволюционировать в допустимых пределах.

При оценке варианта орбитальной структуры наряду с оценкой ПВХ предлагается учитывать время предельно-разрешенной деградации орбитальной структуры.

Под временем предельно-разрешенной деградацией ОС понимается время выхода значений орбитальных параметров космических аппаратов на границу области допустимых значений вследствие их эволюции под действием различных возмущающих факторов..

Оценка времени выхода на границу области допустимых значений проводится для различных начальных орбитальных параметров вблизи номинальных значений и различных эпох запуска космических аппаратов. Начальные значения орбитальных параметров космических аппаратов могут быть выбраны с учетом минимизации отклонения орбитальных параметров от номинальных значений. За время выхода на границу области допустимых значений орбитальных параметров принимается минимальное время, полученное при рассмотрении множества вариантов начальных орбитальных параметров и эпох запуска КА.

Неотъемлемой частью решения задачи оценки времени предельно-разрешенной деградации ОС является задача определения области допустимых значений орбитальных параметров.

На рисунке 2 представлена схема оценки варианта построения ОС многоцелевой космической системы.

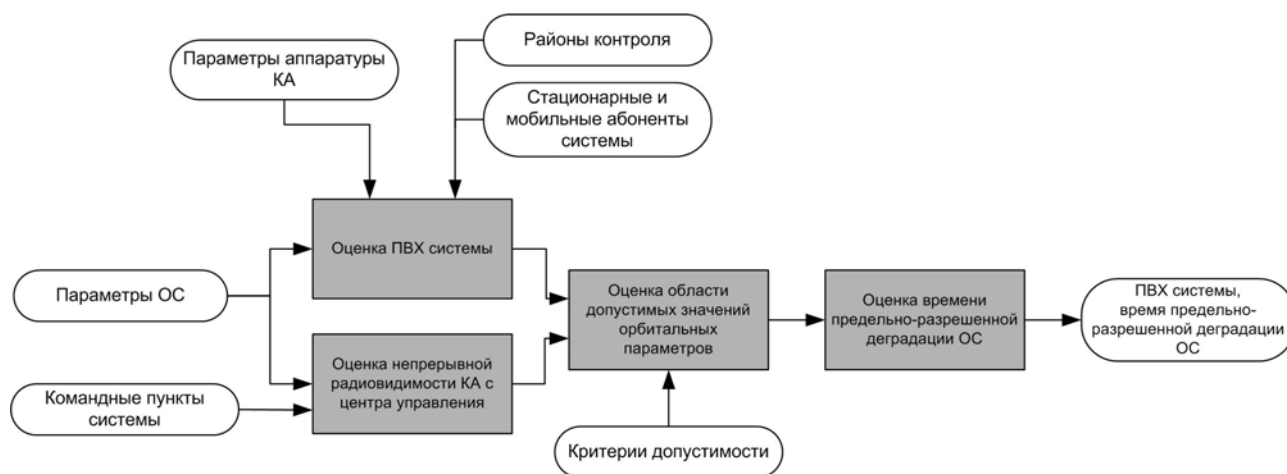


Рисунок 2 - схема оценки варианта построения ОС многоцелевой космической системы

Выбор ОС необходимо вести не только исходя из требований к решению поставленных задач, обеспечивая требуемые значения характеристик системы, но и с учетом дальнейшего поддержания ОС и соответственно характеристик функционирования системы.

На основании полученной информации по ПВХ и времени предельно-разрешенной деградации ОС проектантом принимается решение по наиболее рациональному варианту построения ОС из рассмотренных.

Выбор географической долготы трассы следования космических аппаратов на ВЭО

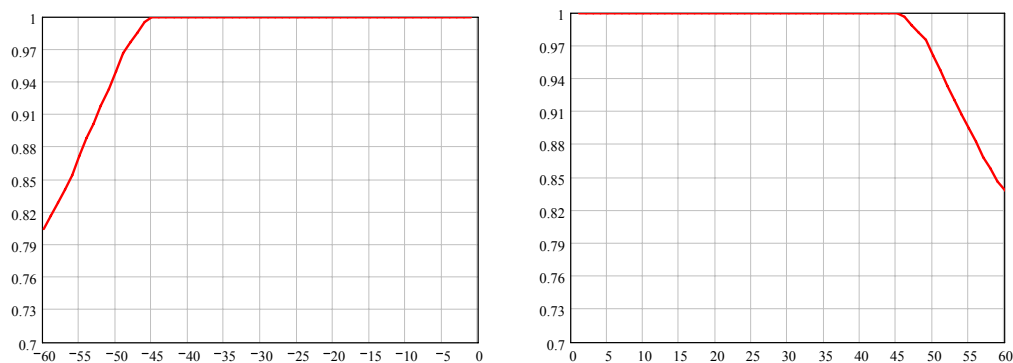
Рассмотрим решение задачи выбора географической долготы восходящего узла (ГДВУ) основного витка космических аппаратов на двенадцатичасовых высокоэллиптических орбитах типа «Молния», двигающихся по одной трассе. Высота апогея орбит типа «Молния» составляет ≈ 40000 км с полусуточным периодом обращения и наклоном близким к критическому. Апогей таких орбит расположен над северным полушарием вследствие выбранного номинала аргумента перигея $\omega \approx 270^0 - 290^0$. Количество космических аппаратов в орбитальной группировке принято равным шести при длительности рабочего участка $\pm 3,25$ ч. относительно апогея.

При выборе рациональной ГДВУ трассы следования космических аппаратов на ВЭО рассматриваются три возможных варианта ГДВУ основного витка $\lambda_{\text{вУ}} = 73^\circ$, $\lambda_{\text{вУ}} = 112^\circ$ и $\lambda_{\text{вУ}} = 142^\circ$.

Оценка предлагаемых вариантов ОС проводится по схеме, представленной на рисунке 2.

При оценке ПВХ космической системы при решении задачи непрерывного мониторинга поверхности Земли было установлено, что значение ГДВУ трассы КА на ВЭО незначительно сказывается на значениях ПВХ системы. Разброс значений ПВХ составляет при этом не более 3% - 5%.

При оценке ПВХ космической системы при решении задачи доведения информации до абонентов было установлено, что значения ПВХ в значительной степени зависят от ГДВУ размещения трассы следования КА на ВЭО. На рисунке 3 показано изменение значения показателя двукратного покрытия одного из абонентов системы в зависимости от значения ГДВУ.



При отклонении на -60° от ГДВУ трассы 112° При отклонении на 60° от ГДВУ трассы 142°

Рисунок 3 – Изменение значения показателя двукратного покрытия одного из абонентов в зависимости от значения ГДВУ

Отметим, что максимальные значения ПВХ при решении задачи доведения информации до абонентов системы достигаются при размещении трассы на $\lambda_{\text{вУ}} = 142^{\circ}$, а минимальные при $\lambda_{\text{вУ}} = 73^{\circ}$.

Исследования влияния значений орбитальных параметров на ПВХ показали, что наиболее существенными параметрами, оказывающими значительное влияние на изменения ПВХ, являются ГДВУ трассы следования космических аппаратов и аргумент перигея.

При расчете значения времени предельно разрешенной деградации ОС принимается допущение, что в процессе активного существования космических аппаратов начальные значения таких орбитальных параметров как период, наклонение и высота перигея поддерживаются постоянными.

Для оценки времени предельно-разрешенной деградации ОС были получены области допустимых значений орбитальных параметров трассы следования космических аппаратов (ГДВУ – аргумент перигея). При этом, в качестве критерия допустимости той или иной группы значений орбитальных параметров использовалось пороговое значение разрешенного снижения ПВХ космической системы относительно достигнутых при номинальных значениях орбитальных параметров космических аппаратов.

На рисунках 4 и 5 представлены области допустимых значений орбитальных параметров трассы следования космических аппаратов на ВЭО при обеспечении непрерывной радиовидимости КА с центра управления на протяжении всего рабочего участка и при сохранении ПВХ космической системы соответственно.

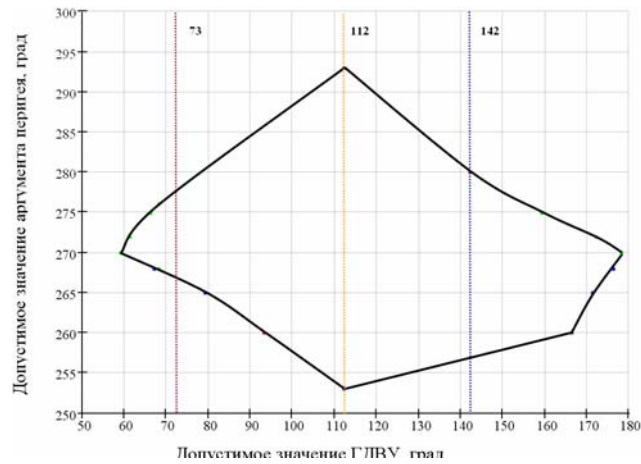
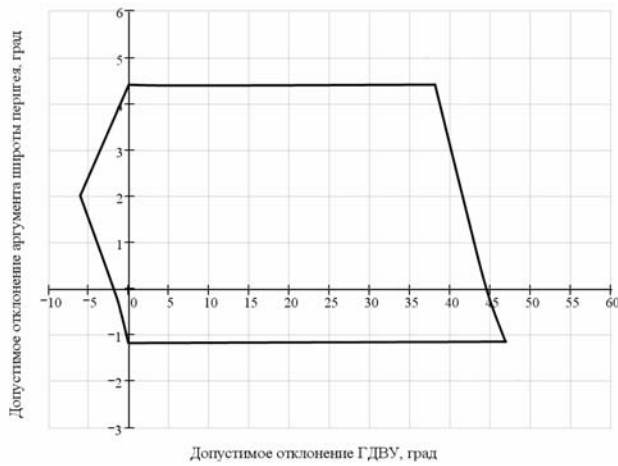
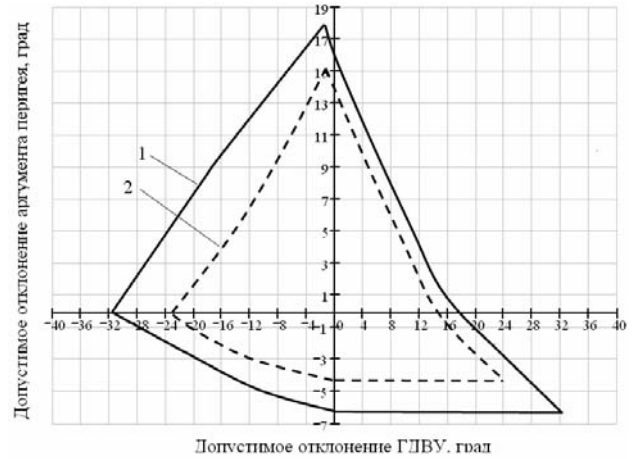


Рисунок 4 – Область допустимых значений орбитальных параметров при обеспечении непрерывной радиовидимости КА на ВЗО с центра управления

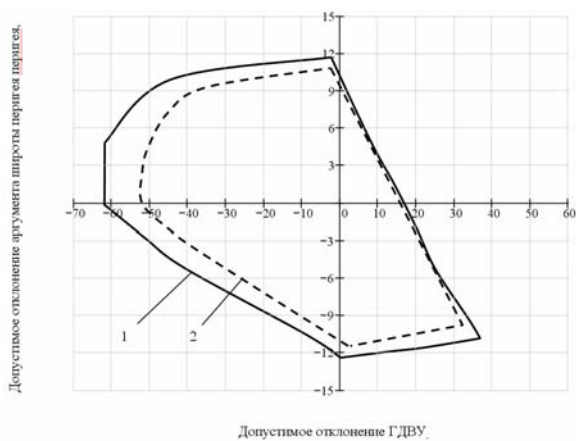


$$\lambda_{vy}=73^\circ$$



1 – при штатном наклоне 63°,4; 2 – при наклоне в пределах 61°,4...65°,4.

$$\lambda_{vy}=112^\circ$$

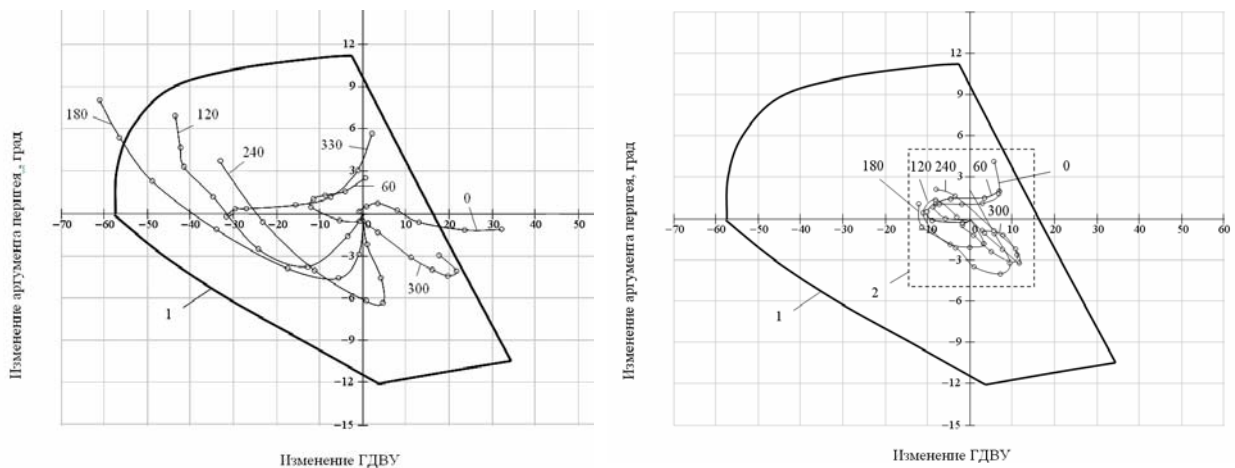


$$\lambda_{vy}=142^\circ$$

Рисунок 5 – Области допустимых значений орбитальных параметров при сохранении ПВХ космической системы для различных значений ГДВУ

Оценка времени предельно-разрешенной деградации рассматриваемых вариантов ОС проводилась как с учетом оптимизации начальных орбитальных параметров запуска космических аппаратов, направленная на минимизацию отклонений ГДВУ и аргумента перигея, так и без ее учета.

На рисунке 6 представлена эволюция орбитальных параметров в их допустимой области за 7 лет для трассы следования космических аппаратов с $\lambda_{\text{вУ}} = 142^\circ$.



а) эволюция орбитальных параметров представлена без учета выбора значений начальных орбитальных параметров

б) эволюция орбитальных параметров представлена с учетом выбора значений начальных орбитальных параметров, минимизирующих отклонение ГДВУ трассы следования КА и аргумента перигея относительно номинальных значений

Примечание:

- 1- область допустимых отклонений ГДВУ и аргумента перигея
 - 2- область допустимых отклонений ГДВУ и аргумента перигея с учетом дополнительных ограничений (по ГДВУ $\pm 15^\circ$, по аргументу перигея $\pm 5^\circ$)
- У кривых, показывающих прецессию ГДВУ и аргумента перигея, указана начальная ИДВУ

Рисунок 10 – Изменение ГДВУ и аргумента перигея (в градусах) на протяжении срока активного существования КА в сопоставлении с областью допустимых значений соответствующих орбитальных параметров

В таблице 1 представлены результаты оценки времени предельно-разрешенной деградации ОС.

Таблица 1

Результаты оценки времени предельно-разрешенной деградации ОС

начальные орбитальные параметры КА на ВЭО	время выхода на границу допустимой области, год		
	ГДВУ		
	73°	112°	142°
номинальные	<0,2	3,4	5,5
с учетом возможной минимизации эволюции ГДВУ и аргумента перигея	<0,2	>срока активного существования	>срока активного существования

В таблице 2 представлены результаты проведенных оценок трех рассматриваемых вариантов размещения трассы следования космических аппаратов на ВЭО с $\lambda_{\text{вУ}} = 73^\circ$, $\lambda_{\text{вУ}} = 112^\circ$ и $\lambda_{\text{вУ}} = 142^\circ$.

Таблица 2

Сводная таблица результатов оценки вариантов ОС

	Параметр сравнения	ГДВУ		
		73°	112°	142°
1	обеспечение непрерывной радиовидимости с центром управления			
2	наблюдение районов на поверхности Земли			
3	доведение информации до абонентов системы			
4	время предельно-разрешенной деградации ОС			

Примечание:

- наилучший достигнутый результат из трех полученных
- средний достигнутый результат из трех полученных
- наихудший достигнутый результат из трех полученных

На основании проведенных оценок рассматриваемых вариантов размещения трассы следования космических аппаратов на ВЭО наиболее предпочтительным вариантом является $\lambda_{\text{вУ}} = 142^\circ$.

Выбранная ГДВУ трассы следования КА на ВЭО обладает принципиальной возможностью сохранять достигнутые высокие значения ПВХ системы на длительных временных интервалах без проведения коррекций отдельных орбитальных параметров.

Заключение

Для решения задачи выбора параметров ОС с учетом длительного срока активного существования КА был предложен подход, учитывающий не только требуемые характеристики системы, основанные на геометрических соотношениях, но и время предельно-разрешенной деградации орбитальной структуры.

Применение такого подхода в выборе ОС может позволить не только достичь требуемые ПВХ КС, но и сократить количество коррекций орбитальных параметров или даже отказаться от них, а также уменьшить массу рабочего тела КА, направленного на поддержание орбитальных параметров, что приводит к снижению его массы и возможности установки на его борт дополнительной целевой аппаратуры, предназначенной для реализации целевых функций космической системы. Возможность экономии рабочего тела КА, направленного на проведение коррекций орбитальных параметров, при его сроке активного существования в большем предполагаемом позволит обеспечить функционирование КА и сохранить характеристики функционирования системы.

Библиографический список

[1] Савин А.И. Принципы построения космических систем глобального наблюдения// Исследование Земли из космоса. – 1993, № 1. – с. 40-47.

[2] Литовченко Ц.Г. Теоретические основы проектирования баллистических ракет.: Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук. М.: ЦКБ «Алмаз». – 1970. – 410 с.

[3] Литовченко Д.Ц., Мисник В.П., Савин А.И Развитие методологии проектирования, разработки, испытаний и сопровождения глобальных космических информационно-управляющих систем реального масштаба времени// Известия РАН, серия Теория систем и управления. – 2007, № 3. – с. 1-6.

[4] Д.Ц. Литовченко. Моделирование космических систем наблюдения реального времени на этапах проектирования, разработки и испытаний для оценки их вероятностных, точностных и пространственно-временных характеристик.: Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук. Москва.: 2007.– 384 с.

[5] Скребушевский Б.С. “Формирование орбит космических аппаратов”. «Машиностроение». – 1990. – 256 с.

[6] Назаренко А.И., Скребушевский Б.С. Эволюция и устойчивость спутниковых систем. – М.: «Машиностроение». – 1979. – 445 с.

[7] Чернявский Г.М., Бартедьев В.А. Орбиты спутников связи. – М.: «Связь». – 1978. – 240 с.

[8] Тихонравов М.К. “Основы теории полета и проектирования космических аппаратов”, «Машиностроение». – 1974. – 332 с.

Сведения об авторе

Кийко Александр Сергеевич , ведущий инженер-исследователь ФГУП «ЦНИИ «Комета», galaktika7@list.ru, 125565, г.Москва, Конаковский пр., д.8, к.1, кв.12, 8 (926) 636 9359