

Л. Н. Лысенко, В. В. Бетанов

ПРИНЦИПЫ И ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ НАЗЕМНОГО АВТОМАТИЗИРОВАННОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ

Приведены сведения по оценке потенциальной точности информационного обеспечения при использовании существующих измерительных средств наземного автоматизированного комплекса управления космическими полетами. Сформулированы требования к точности решения задач координатного обеспечения управления движением существующих и перспективных автоматических и пилотируемых космических аппаратов различного целевого назначения. Обсуждены условия и возможные пути совершенствования комплекса за счет перехода на новые технологии управления.

E-mail: sm3@sm.bmstu.ru

Ключевые слова: командно-измерительный комплекс, космический полет, наземный автоматизированный комплекс управления, баллистико-навигационное обеспечение, информационно-телеметрическое обеспечение, командно-программное управление.

Реализация программы создания отечественных космических аппаратов (КА) потребовала решения принципиально новой задачи управления космическими полетами [1].

Эскизный проект командно-измерительного комплекса (КИК) для управления полетом первых искусственных спутников Земли (ИСЗ) был разработан в Институте ракетных войск МО СССР еще в конце 1956 г. Основные контуры бортовых и наземных средств управления полетом первых пилотируемых КА получили достаточно четкое очертание в 1961–1966 гг. на этапе проектирования КА “Восток” и “Восход” и начала подготовки к летным испытаниям транспортных кораблей “Союз”.

К 1981–1982 гг. на основе сложившейся структуры наземного автоматизированного комплекса управления (НАКУ) космическими полетами (КП) в основном были решены проблемы автоматизации главных задач управления КП: планирования и командно-программного управления (КПУ), баллистико-навигационного обеспечения (БНО), информационно-телеметрического обеспечения (ИТО).

Однако уже к тому времени становится все более очевидным, что выделяемых ресурсов недостаточно для удовлетворения всех независимо возникающих проблем управления существующими КА, не говоря уж о перспективных.

Ускоренное развитие микроэлектроники и микроЭВМ, снижение стоимости и увеличение производительности компьютеров достаточно быстро привели к их широкому использованию в структуре информационно-вычислительных средств НАКУ при отказе от применения многопользовательских ЭВМ в пользу схем распределенной обработки данных на основе персональных ЭВМ.

Появление сетевых операционных систем, распределенных баз данных и знаний, средств поддержки и разработки эффективных программных комплексов, средств проектирования и поддержки принятия проектных решений

по созданию вычислительных сетей способствовало переходу на новые информационные технологии.

При этом следует признать, что наибольшие успехи в области создания и оценки возможностей применения новых технологий обработки информации были достигнуты применительно к автоматическим КА прежде всего военного назначения. Для объектов такого типа постепенно начал формироваться принципиально новый подход к управлению полетом как реализации совокупности технологических циклов управления [2, 3], под которыми понимались информационно и логически связанные, упорядоченные во времени совокупности операций управления с указанием их продолжительности, определенные на интервале планирования в привязке к единой шкале времени, начинающиеся сеансной операцией управления (СОУ) и контроля, завершающиеся операцией выдачи на борт информации на следующий интервал планирования.

Такой подход позволял на основе априорных сведений в процессе управления полетом и анализа исходных данных по объекту управления, а также предъявляемых к нему требований связать в единое целое содержание конкретных функциональных задач и характеризующих их информационных связей, т.е. осуществить формализацию процесса управления в форме блочно-иерархической структуры.

Наличие на борту пилотируемых КА экипажа делало решение этой определяющей для автоматических аппаратов проблемы менее актуальным.

Последующее усложнение целевых задач, решаемых пилотируемыми КА, потребовало, особенно в условиях ограниченности выделяемых ресурсов в 1990-х годах, смещения центра тяжести разработок по оптимизации процессов и средств управления КА в область совершенствования технологий и программно-математического обеспечения бортового и наземного контуров управления, хотя и осуществляемого в рамках единой автоматизированной системы управления (АСУ) КП. Следует подчеркнуть, что эта работа осуществлялась фактически в рамках сложившейся структуры, поскольку задачи минимизации затрат и сроков на ее модернизацию требовали учета и максимального использования существующих методов и средств управления полетом.

В этих условиях оптимизация распределения функций между указанными контурами в рамках единой АСУ, а тем более обоснование ее рациональной структуры, носили скорее эвристический характер, основанный на здравом смысле и накопленном практическом опыте.

Оценка потенциальной точности информационного обеспечения полета на основе использования существующих средств НАКУ. Основное противоречие настоящего этапа развития космонавтики заключается в необходимости, с одной стороны, повышения качественного и количественного уровня решаемых ею задач, с другой — сокращения общего числа запусков КА, свертывания ряда планировавшихся ранее космических программ, а также ликвидации переживаемых до сих пор последствий развала аэрокосмической отрасли РФ в 1990-е годы.

Повышение надежности и достоверности решения целевых задач невозможно без совершенствования технологий управления КП. Это в свою очередь определяет принципиально новые требования к качеству БНО и программно-алгоритмическому обеспечению решения баллистических задач на всех этапах полета.

Для обоснования новых технологий управления необходимо иметь четкие представления о предельных и ныне достигнутых возможностях измерительных средств, а также понимать, какую цену приходится платить за тот или иной уровень их совершенства.

В качестве основных показателей эффективности применения той или иной технологии обычно выступают точность измерения текущих навигационных параметров (ТНП), надежность решения задач навигационных определений КА и затраты на их проведение (экономичность).

При этом главенствующую роль при всей важности других показателей продолжает играть точность навигационных определений.

Отметим, что указанный показатель является комплексным и он, отнюдь, не сводится только к точности собственно измерений, осуществляемых средствами НАКУ, как это часто трактуется отдельными авторами. Хотя, безусловно, определяющий вклад в точность навигационных определений КА действительно вносят погрешности измерений (или так называемые, аппаратные погрешности).

Так или иначе будем считать, что погрешности определения любого текущего навигационного параметра КА можно трактовать как аддитивную совокупность следующих групп ошибок:

- ошибок констант геодезической привязки измерительных средств и модели движения центра масс КА;
- атмосферных ошибок;
- временных привязок;
- методических погрешностей, привносимых как неадекватностью собственно математических моделей состояния, используемых на стадиях первичной и вторичной обработок измерительного сигнала, так и вычислительными погрешностями используемых методов и программно-аппаратных средств решения задач навигационных определений;
- аппаратных ошибок;
- сигнальных погрешностей воздействия шумов в измерительных трактах и каналах, включая погрешности, обусловленные электромагнитной несовместимостью.

На настоящем уровне информационного обеспечения полетов всех типов КА обычно используются следующие значения относительных случайных ошибок знания констант: центральной силы тяготения Земли — 0,000004 %, полярного сжатия Земли — 0,0002 %, силы гравитационного притяжения Солнца — 0,005 %, силы светового давления — 3 %, силы гравитационного притяжения Луны — 0,03 %.

Учет погрешностей геодезической привязки антенн при использовании орбитальных измерительных средств (спутников систем космической навигации, спутников-ретрансляторов) осуществляется пересчетом указанных ошибок путем приведения их к погрешностям параметров движения этих средств на момент выполнения измерений. Предельные погрешности привязки антенн к центру общего земного эллипсоида по широте, долготе и высоте принято считать не превышающими одного метра.

Влияние на точность определения ТНП КА таких возмущений, как отраженное световое давление, приливные деформации геоида, океанские приливы, поправки общей теории относительности, ввиду их малости обычно не учитываются.

Атмосферные ошибки определяются прежде всего погрешностями знания плотности атмосферы, которая зависит от времени суток, времени года и состояния солнечной и геомагнитной активностей.

В среднем на высотах порядка 400 км ошибки модели плотности атмосферы принято оценивать на уровне 5...7 %.

В случае необходимости более точного задания модели ошибок плотности атмосферы на других высотах используют следующую упрощенную аппроксимирующую зависимость для ее определения:

$$\rho = \rho_H K_1 K_2 K_3 (F) K_4 (a_\rho) \quad (1)$$

при

$$\rho_H = \rho_0 \exp \left[a_1 - a_2 (H - a_3)^{1/2} \right], \quad (2)$$

где ρ_0 и ρ_H — плотности ночной атмосферы у поверхности Земли и на высоте H соответственно; K_1 — коэффициент, учитывающий суточный эффект в распределении плотности; K_2 — поправка на полугодовой эффект; K_3 — множитель, который характеризует изменение плотности в зависимости от солнечной активности, задаваемой индексами солнечной активности F , имеющими значения порядка 10^{-20} Вт/(м²·Гц); K_4 — множитель, учитывающий корреляцию между плотностью атмосферы и ее геомагнитной возмущенностью; a_p — индекс геомагнитной возмущенности; a_1 , a_2 и a_3 — коэффициенты модели, используемые для расчета плотности атмосферы при различных уровнях солнечной активности.

Значения погрешностей привязки отдельных сеансов измерений к шкале системы единого времени (СЕВ) обычно оцениваются на уровне СКО систематической ошибки — $0,1 \cdot 10^{-4}$ с; СКО случайной ошибки — $0,1 \cdot 10^{-5}$ с.

Математическое, информационное и программное обеспечения, используемые при управлении полетом становятся все более унифицированными, а в условиях ограниченности экономических возможностей совершенствования АСУ КП и в значительной степени определяющими целевую эффективность космических средств (КС). В связи с этим установление требований по допустимому уровню методических погрешностей становится определяющим. Верификация унифицированных моделей позволяет сформулировать обобщенные характеристики требований к точности методического обеспечения моделей БНО различного целевого назначения (в эквивалентной максимальной ошибке дальности до КА, м), которые, по данным Баллистической службы головных организаций ВКС МО РФ, должны соответствовать (табл. 1) следующим значениям.

Таблица 1

Высота орбиты, км	Интервал ИТНП*	Ошибки прогнозирования	
		краткосрочного	долгосрочного
$H < 2000$	0,005–0,01	0,01–0,05	0,20–0,8
$2000 < H < 20\,000$	0,001–0,02	0,003–0,05	0,02–1,5
$H > 20\,000$	0,010–0,05	0,100–0,30	0,50–2,5

*ИТНП — изменение текущих навигационных параметров.

Аппаратурные погрешности каждого измерения складываются из систематической погрешности на всем цикле ИТНП (постоянной погрешности измерений во всей совокупности сеансов), систематической погрешности в единичном сеансе и случайной погрешности каждого единичного отсчета. Значения приведенных погрешностей являются индивидуальными характеристиками конкретных измерительных средств, указываемыми в качестве паспортных данных.

Сигнальные погрешности возникают в силу действия естественных шумов в приемном тракте. Их значение определяется энергетическим потенциалом радиолиний, используемыми методами модуляции, способами построения приемника и др.

Погрешности электромагнитной несовместимости, которые могут рассматриваться и как самостоятельные, определяются воздействием других электромагнитных средств. Наиболее существенное влияние они оказывают

при постановке организованных помех. Применительно к АСУ КП пилотируемой космонавтики их влиянием обычно пренебрегают.

Подводя итоги, сделаем вывод, что обобщенные характеристики точности измерений при использовании траекторного контроля КС, приведенные к эквивалентной предельной ошибке измерения относительной дальности δ_d , могут быть условно представлены в виде

$$\delta_d = 2,7 \sqrt{\sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial D}{\partial \xi_i} \sigma_{\xi_i} \right)_v^2 + \sum_{j=1}^m \left(\frac{\partial D}{\partial \xi_j} \sigma_{\xi_j} \right)_c^2}, \quad (3)$$

где слагаемые с индексом “с” представляют собой погрешности от действующих факторов, объективно не поддающихся улучшению в результате целенаправленной деятельности разработчиков измерительных систем и АСУ КП в целом. Другими словами, значение δ_{dc} будет характеризовать теоретический предел точности системы, улучшить который на настоящем уровне знаний невозможно. Значение параметра δ_{dv} может варьироваться в зависимости от совершенства реализуемых технологий и средств, причем вклад каждой из его составляющих может быть различным на разных временных интервалах существования системы.

Требования к точности решения задач координатного обеспечения управления движением существующих и перспективных КА. Для существующих КС все более актуальным становится расширение областей автономного функционирования. При этом качество БНО решения целевых задач заметно понижается, что в значительной мере уменьшает эффективность его применения.

Другим важным обстоятельством является то, что настоящий период развития космической техники характеризуется проведением этапов летных испытаний новых ракет-носителей (РН) и разгонных блоков (РБ) различного класса, характеризующихся широким внедрением методов терминального управления. Их применение приводит к значительному повышению точности выведения КА на орбиту, уменьшению ошибок прогнозирования районов падения отработавших ступеней и т.д. Все это, в свою очередь, требует пересмотра требований по точности решения навигационных задач. Так, в частности отработка новых РН и РБ требует получения информации о траекториях их полета в оперативном режиме с точностью по положению порядка 2,5 км, а в апостериорном режиме (этапе послеполетного анализа) — на уровне предельной ошибки, не превышающей 50 м. В настоящее время ни одно из измерительных средств существующего НАКУ не в состоянии обеспечить достижение такого уровня точностей.

В табл. 2 приведены предельно допустимые ошибки определения положения КА различного назначения относительно номинальной орбиты.

В результате анализа данных выявили, что уровень требований в перспективе должен быть повышен по отношению к существующим системам в несколько раз, а в ряде случаев более чем на порядок.

Как следует из табл. 2, по уровню точности измерений особенно высокие требования предъявляются к перспективной космической навигационной системе (модернизированной ГЛОНАСС). Выполнение требований по точности эфемеридного обеспечения ГЛОНАСС достигается при повышении требований к точности ИТНП практически в 3-4 раза: для беззапросных средств по уровню предельной ошибки 0,7 м при кодовом режиме измерений и почти на порядок меньшей в режиме измерения фазы несущего сигнала. Требования к точности ИТНП, реализуемым по межспутниковым трактам ГЛОНАСС, в целях автономности эфемеридного и частотно-временного обеспечения оценивается значением до 0,5 м по уровню предельной ошибки.

Классификация космических систем и средств	Требования к предельным погрешностям координатного обеспечения, км (не более)	
	существующие	перспективные
КА навигации	0,25	0,01
КА разведки	5,0	0,05
КА общехозяйственного и научного назначения, в том числе пилотируемые	8,5	1,3
КА связи	12,0	2,0

Только достижение указанного уровня требований к точности ИТНП ГЛОНАСС может позволить удовлетворить повышенные требования к БНО КА разведки, коммуникаций, дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), и других типов аппаратов специального и народнохозяйственного назначения с привлечением аппаратуры спутниковой навигации. При этом погрешности измерений во всем диапазоне высот применения потребителей навигационной информации не должны превышать 3 м по дальности и 0,05 м/с по скорости.

Сведения об обобщенных характеристиках точности координатных измерений перспективных средств в форме эквивалентной предельной ошибки измерения дальности, заданной в метрах, заимствованные из работы [4], приведены в табл. 3.

Таблица 3

Средства ИТНП		Наземные	Бортовые	Метрологические
Существующие	навигационные	3,0	нет	0,15
	другого типа	50,0		1,00
Перспективные	навигационные	1,0	1,0	0,05
	другого типа	10,0	8,0	0,20

Эти данные свидетельствуют о наличии устойчивой тенденции повышения требований к точности ИТНП по сравнению с настоящим периодом в 3-5 раз и более.

Концепция применения НАКУ КП в современных условиях. В ходе реализации концепции перехода на Единый государственный НАКУ КП в ближайшей перспективе предполагается завершить переоснащение НАКУ КП более совершенными мобильными и стационарными средствами управления. Эти средства, как утверждают разработчики концепции, позволят проводить измерения параметров орбит КА на высотах от 200 до 40 000 км с точностью измерений (по уровню предельной ошибки) дальности от 3 до 10 м и радиальной скорости от 0,001 до 0,003 м/с. Такие точности измерений текущих навигационных параметров вполне достаточны для выполнения требований к точности БНО большинства перспективных КА наблюдения, телекоммуникаций и других типов КА.

В качестве технологической основы БНО перспективных КА в процессе их автономного функционирования в данной концепции предусматривается использование межспутниковых измерений и последовательный переход к получению данных о параметрах орбит КА с помощью бортовой навигационной аппаратуры потребителя (НАП) спутниковых навигационных систем (СНС) ГЛОНАСС/GPS.

Такие технологии управления полетом имеют существенные преимущества перед технологиями, использующими только наземные средства траекторного контроля.

Для КА с требуемыми характеристиками точности решения целевых задач и задач управления на уровне значений предельных ошибок от 50 м и менее система автономной навигации на базе НАП ГЛОНАСС, как принято считать, позволит уточнять параметры их орбиты в моменты времени, соответствующие решаемым целевым задачам.

Решение задач БНО в НАКУ согласно рассматриваемой концепции предполагается осуществлять также на основе результатов межспутниковых измерений, передаваемых с борта КА в структуре кадра телеметрической информации.

Для КА с характеристиками точности решения целевых задач на уровне предельной ошибки менее 50 м, предполагается использование методов интервальной обработки ИТНП НАП в НАКУ КП с применением высокоточной эфемеридной и частотно-временной информации ГЛОНАСС.

Управление полетом КА с помощью НАП на уровне требуемых характеристик точности на высотах более 2000 км, где навигационное поле СНС не является глобально непрерывным, не может быть гарантировано. Поэтому для аппаратов данного класса более приемлемым представляется применение технологий управления на основе наземных измерительных средств (много- и однопунктных технологий) при интервальной обработке навигационной информации.

Говоря об однопунктных технологиях, следует иметь в виду, что их использование в штатных технологических циклах БНО применимо только тогда, когда существует гарантированная возможность выполнения требований к точности БНО на всех заданных временных интервалах наблюдения за КА. Такая возможность появляется прежде всего при навигации КА связи типа “Молния” на высоких орбитах большого эксцентриситета. Кроме того, их использование оказывается эффективным при управлении полетом геостационарных КА, удаленных относительно крайних точек территории РФ по долготе, когда существующий многопунктовый НАКУ имеет зоны видимости только с одной западной или восточной станции КИК. В противном случае область их применения должна ограничиваться использованием резервного варианта в нештатных ситуациях.

Переход на новые технологии управления с применением новых источников информации о параметрах движения КА и в условиях сокращения состава средств НАКУ потребует развития соответствующих методов, специального программного обеспечения и технологий решения задач обмена информацией. При этом не только сохранятся, но и существенно ужесточатся требования по оперативности решения задач БНО. Поэтому очевидным становится актуальность направления, связанного с повышением пропускной способности систем и средств БНО за счет доведения уровня автоматизации до 95 % обработки информации в реальном масштабе времени с использованием современных информационных технологий распределенной обработки данных.

Условия перехода на новые технологии управления на основе построения и анализа областей достижимости. Ознакомление с ранее изложенным, впрочем, так же как и с отдельными публикациями других авторов [5], может способствовать появлению убежденности в том, что переход на новые технологии управления КП не представляет сколь-нибудь сложной проблемы и сводится к сугубо организационно-техническим мероприятиям (табл. 4), осуществляемым на общем фоне неблагоприятной финансово-экономической обстановки в стране.

Целевая направленность новой технологии	Схемотехнические решения и технологические операции	Ожидаемый эффект от внедрения новой технологии
Автономное поддержание работоспособности КА на заданном уровне	Автоматическая диагностика состояния и восстановление работоспособности систем КА с помощью БКУ	Увеличение срока автономного функционирования КА до 30 суток Сокращение числа сеансов телеконтроля и решаемых задач ИТО в НКУ в 5–10 раз
Автономное (без участия НКУ) поддержание заданных параметров орбиты КА и обеспечение сверки и коррекции бортовой шкалы времени (БШВ)	Применение на борту КА НАП КНС ГЛО-НАСС/GPS. Комплексирование НАП с БКУ. Автономное решение в БКУ задач НБО	Увеличение срока автономного функционирования КА до 30 суток. Повышение точности НБО в 3–6 раз. Сокращение числа сеансов ИТНП КА, сверки и коррекции БШВ в 10–30 раз.
Обеспечение непрерывности и глобальности управления КА и контроля запусков средств выведения при ограниченном числе командно-измерительных пунктов (КИП)	Использование ретрансляционных режимов обмена информацией НКУ с КА через СР, включенные в контур управления. Передача через СР ТМИ с РН и РБ	Сокращение числа КИП в НКУ и измерительных пунктов в измерительном комплексе космодрома до двух (с учетом резерва). Повышение глобальности управления КА до единицы. Обеспечение практически реального масштаба времени управления КА и приема
Обеспечение оперативного контроля состояния КА в ЦУП без привлечения средств НКУ на этапе штатной эксплуатации	Совмещение в одном радиоканале передачи целевой и контрольной информации с КА	Сокращение числа сеансов телеконтроля КА, проводимых НС КИС НКУ на этапе штатной эксплуатации
Повышение автономности функционирования КА	Формирование на КА и передача в НКУ сигнала “Вызов НКУ” при возникновении на борту нештатной ситуации	Увеличение срока автономного функционирования КА. Сокращение числа сеансов телеконтроля и решаемых в НКУ задач ИТО в 5–15 раз
Повышение автономности решения целевых задач КА ДЗЗ	Использование координатного метода управления целевым применением КА ДЗЗ. Закладка с Земли рабочих программ в виде “координаты-операции”. Автономное формирование в БКУ программ работы БС КА во время съемки	Сокращение частоты сеансов связи с КА и объемов передаваемой КПИ в 5–10 раз. Уменьшение числа КИП в НКУ до одного-двух. Сокращение объема и времени проведения работ в ЦУП по формированию РП целевого применения КА ДЗЗ

Действительно, на первый взгляд представляется, что даже в приведенных основах концепции перехода на Единый государственный НАКУ КП достаточно полно представлено большинство возможных сценариев с учетом хорошо известных достоинств и недостатков практически всех вариантов построения перспективных технологий управления (см. табл. 4).

А если это так, то переход на новые технологии должен определяться фактически двумя условиями:

а) неспособностью (с некоторого времени) существующей АСУ КП выполнять свои функции на уровне предъявляемых требований по точности навигации, причем применительно к конкретному типу КА;

б) наличием финансирования на переоснащение действующей АСУ КП более совершенными мобильными и стационарными средствами управления.

Подобная точка зрения будет страдать очевидным примитивизмом, не учитывающим всех особенностей АСУ КП как сложной иерархической системы.

Если даже вообще не учитывать наличие объективно присутствующей в такого типа системах информационной неопределенности на уровне энтропии К. Шеннона и нечеткой энтропии Л. Заде и рассматривать их как детерминированные и статические, при их синтезе принципиально невозможно получить однозначного глобально оптимального решения. Принятие же решения в условиях необходимости поиска компромисса всегда сопряжено с проведением многовариантных исследований, предполагающих наличие как общей методологии, так и частных методов, гарантирующих получение непротиворечивых частных результатов, способных быть обоснованными, хотя бы на уровне формальной логики.

Вместе с тем отказ от существующих наработок в области обобщенных требований к точности координатных измерений перспективных КС в форме эквивалентной предельной ошибки измерений дальности и путей достижения этих требований был бы неправильным. Их применение вполне может быть оправданным на начальном этапе синтеза структур возможных технологий управления в целях сужения области неопределенности и существенного уменьшения за этот счет числа подлежащих исследованию вариантов (уменьшения “проклятия размерности” в теории систем по Р. Беллману).

И это действительно так. Если согласиться, что в качестве одного из основных показателей эффективности (генерального показателя) АСУ КП может выступать точность определения ТНП, что вполне логически оправдано на начальной стадии исследований, то, очевидно, может быть введено понятие “порогового уровня определения навигационных параметров”, выражаемое через эквивалентную предельную ошибку измерения дальности $\delta_{д}^{п}$. Эта величина должна быть сопоставлена с величиной $\delta_{д}$, определяемой по формуле (3) для конкретной технологии управления. Если $\delta_{д}$ существенно превосходит $\delta_{д}^{п}$ (на порядок и более), то есть основание исключить “старую” технологию из числа подлежащих последующему исследованию варианта. Если различие не слишком велико, старая технология может быть подвергнута модернизации, целью которой явится уменьшение составляющей (δ_{D_v}) в (2). Поскольку число возможных вариантов решения этой задачи определяется величиной i ($i = 1, \dots, n$), то каждый из вариантов, приводящих к достижению цели, должен быть подвергнут последующему анализу с точки зрения критерия стоимости C . Для последующего исследования при этом, очевидно, должен быть оставлен вариант, удовлетворяющий условию $\min C$. Не все, однако, так просто. Покажем это на конкретных примерах. Начнем с рассмотрения технологий управления на основе использования аппаратуры межспутниковой радиолинии, которые получили в последнее время широкое обсуждение в литературе [6].

Начало практического применения подобных технологий датируется первым экспериментом по проведению межспутниковых измерений между геостационарным спутником ATS-6 США и низкоорбитальным КА GEOS-3. Аналогичная технология была использована и в отечественной практике при отработке межспутниковых измерений, выполняемых наземным радиотехническим комплексом (НРТК) “Квант-Р” через геостационарный спутник-ретранслятор “Альтаир”.

Искусственные спутники Земли “Альтаир” предназначались для передачи потоков цифровой информации через двухсторонние широкополосные каналы связи между подвижными и неподвижными объектами. В качестве подвижного объекта, в частности, выступали орбитальный корабль “Буран”, разгонные блоки РН, орбитальный комплекс (ОК) “Мир”, в качестве неподвижных — наземные стационарные средства управления. В состав системы управления спутника “Альтаир” входила бортовая ЭВМ, которая использовалась для наведения антенной системы спутника на подвижный объект. Точность пространственной ориентации спутника составляла до $\pm 0,1^\circ$.

Наземный сегмент спутниковой системы контроля и управления (ССКУ) состоял из НРТК “Квант-Р” и специализированного центра управления полетом спутника-ретранслятора (СР) “Альтаир”.

Продолжительность сеанса связи с ОК “Мир” через СР “Альтаир” составляла до 50 мин. Использование в системе трех работающих ИСЗ обеспечивало ОК непрерывной связью в течение витка. Характеристики СР “Альтаир” приведены в табл. 5. Для справки в этой же таблице указаны и характеристики американских СР системы TDRS.

Таблица 5

Характеристики СР “Альтаир” и TDRS

Параметр	“Альтаир”	TDRS
Высота орбиты, км	35 700 (“Альтаир-2”)	35 780 (TDRS 6) 35 790 (TDRS 7)
Наклонение орбиты, градусы	0,3 (“Альтаир-2”)	0,1 (TDRS 6) 1,9 (TDRS 7)
Период обращения, ч	24	24
Долгота точки стояния спутников	95° в. д. (“Альтаир-1”) 16° з. д. (“Альтаир-2”)	52° з. д. (TDRS 6) 160° з. д. (TDRS 7)
Число ретрансляторов	1 (для связи с КА)	
Число КА в системе	2	2 (5 в резерве)

Сущность технологии управления полетом при комплексировании данных измерений, получаемых с помощью многопунктной технологии, результатами межспутниковых измерительных средств была достаточно полно разработана уже на тот период времени.

Она заключалась в двухэтапной процедуре уменьшения влияния ошибок навигации обслуживаемого КА-абонента с использованием высокоточной информации о положении СР. Для ее реализации на первом этапе должны были проводиться сеансы измерений дальности до СР с двух-трех НРТК на суточном интервале непосредственно перед началом проведения сеансов межспутниковых измерений. На втором этапе предусматривалось проведение межспутниковых измерений и совместное уточнение параметров движения КА-абонента и СР. При этом предполагалось использовать в качестве априорных данных оценки вектора состояния и ковариационную матрицу ошибок параметров движения СР, полученные на первом этапе, а для обработки межспутниковых измерений — метод максимума апостериорной информации. Подобный подход мог позволить существенно повысить точность навигации

КА-абонента. Однако многое, если не все, будет зависеть от ошибок определения положения СР на орбите.

На период разработки обсуждаемой технологии, даже по оценкам самих разработчиков, при постоянном проведении сеансов измерений дальности до СР минимум четырьмя удаленными станциями многопунктной системы через каждые 2 ч предельная ошибка определения положения спутника TDRS в каждый момент времени составляла около 100 м.

Естественно, при таком уровне точности и сохранении в качестве основной структуры многопунктной АСУ КП реализация обсуждаемого подхода оказывается бессмысленной. Именно поэтому в процессе управления полетом ОК “Мир” применение СР было ориентировано на его главенствующую роль, связанную с обеспечением значения коэффициента глобальной связи $K_{ГС} \rightarrow 1$, т.е. на расширение возможности управления полетом ОК с Земли при значительном (в пределе до глобального) увеличении продолжительности взаимной радиовидимости ЦУП и ОК и, соответственно, СОУ.

Справедливости ради, следует отметить, что к концу 1990-х годов точность определения положения СР TDRS была доведена (при 10-суточном интервале измерений) до уровня суммарной ошибки, не превышающей 3,5 м. Однако это потребовало использования помимо традиционных наземных измерительных средств сети лазерных дальномеров и прецизионной доплеровской системы DORIS. Только при таком уровне точности удалось добиться точности навигации обслуживаемого вспомогательного КА-абонента, в качестве которого выступал геофизический ИСЗ TOPEX/POSEIDON (средняя высота орбиты 1340 км, наклонение 66°), на уровне СКО координатных измерений порядка 13 см.

В результате за действительно существенное повышение точности навигации основного КА-абонента при такой технологии управления пришлось расплачиваться существенным усложнением традиционной многопунктной схемы (со всеми ее недостатками, прежде всего высокой стоимостью обслуживания), применением КА TOPEX/POSEIDON в качестве вспомогательной “блуждающей станции” при навигации СР TDRS, значительным снижением надежности системы в целом, не соизмеримой с исходной, сложностью программно-математического обеспечения (ПМО) БНО.

Учитывая, что наиболее экономичной и удобной в эксплуатации, безусловно, является однопунктная технология управления, естественно, представляет интерес оценка возможности перехода, хотя бы в отдаленной перспективе или даже теоретически, к широкому использованию таких технологий при полном отказе от многопунктных.

В качестве примера такой оценки рассмотрим возможные варианты построения технологий управления при удержании группировки геостационарных спутников “Астра” в окрестности номинальной точки стояния с долготой $\lambda = 19,2^\circ$ в.д. при использовании системы DARTS.

Выбор именно этого типа спутников и соответствующей системы обусловлен реализацией в рассматриваемой структуре наиболее современного принципа задействования каналов целевой аппаратуры в интересах управления полетом (что, кстати, заложено и в отечественных КНС семейства “Тамань-База”) при использовании в качестве датчика точного времени НАП систем GPS/ГЛОНАСС при запросном методе измерения дальности. Вообще говоря, известно [6], что связной канал в системах такого типа наиболее целесообразно использовать при реализации многопунктных технологий управления. Далее приведены три возможных варианта решения соответствующей задачи с оценкой точности навигации для технологий:

– многопунктной (не менее трех КНС с базами в несколько тысяч километров, измеряющих запросные дальности);

— квазиоднопунктной (одна ведущая станция и две разнесенных пассивных, измеряющих беззапросные суммарные дальности);

— однопунктной, измеряющей запросные дальности, а также углы азимута и места (резервная технология управления для системы “Астра”).

При анализе предполагалось, что в рамках каждой технологии предусматривается проведение ИТНП на двухсуточных интервалах, а также решение навигационной задачи и расчет максимальных отклонений от эталонной орбиты на интервале прогноза 7 сут. по направлению радиуса-вектора (r), трансверсали (m) и нормали (n).

В табл. 6 приведены соответствующие статистические характеристики отклонений в виде их математических ожиданий (M) и СКО (σ).

Таблица 6

Вариант технологии управления	Характеристики отклонений, м					
	M_r	σ_r	M_m	σ_m	M_n	σ_n
Многопунктная	3,6	3,3	23,0	13,3	5,9	2,1
Квазиоднопунктная	11,6	9,5	108,3	84,0	70,3	40,1
Однопунктная	161,6	128,5	433,7	251,0	1261,1	1007,9

Из табл. 6 со всей очевидностью следует, что точностные возможности однопунктной технологии не сопоставимы с многопунктной и ни о какой полной замене последней однопунктными технологиями, что довольно часто предлагается применительно к широкому классу аппаратов пилотируемой космонавтики, в принципе и разговора быть не может.

Вообще говоря, и к применению таких современных технологий, как основанные на использовании НАП СНС и аппаратуры межспутниковых радиолиний, применительно к решению задач навигации пилотируемых КА следует относиться весьма осторожно. Дело заключается в том, что в отличие от беспилотных пилотируемые КА располагают дополнительными и весьма мощными возможностями навигационного бортового оснащения, включая интеллект экипажа, не только конкурентоспособного по отношению к указанным технологиям управления, но и зачастую превосходящего их. С учетом изложенного имеются основания поставить под сомнение возможность создания такого Единого государственного НАКУ КП, который в одинаковой степени удовлетворял бы условиям оптимальности решения совокупности целевых задач всех возможных типов КА как пилотируемых, так и беспилотных.

При такой постановке всегда будут возникать ситуации, когда при решении одних задач СУ будет находится на грани (не исключено и за гранью) своих возможностей, при решении других она будет функционировать в условиях неоправданной избыточности.

В силу указанных обстоятельств более актуальной, чем попытка определения облика единой оптимальной АСУ КП, представляется попытка определить минимально гарантирующий облик НАКУ, позволяющий при его комплексировании сопутствующими средствами и технологиями управления обеспечить решение целевых задач конкретными типами КА, оптимизируя его, исходя из критерия, устанавливаемого лицом, принимающим решение (ЛПР), на стадии стратегического планирования полета.

Практическая реализация указанного подхода сопряжена с необходимостью разработки теоретически обоснованного и строго формализованного механизма поддержки принятия решения ЛПР, в основу которого, как представляется, может быть положена методика, базирующаяся на анализе областей достижимости. Поясним, чем мотивируется подобное предложение. Отметим прежде всего, что понятие “область (множество) достижимости” явля-

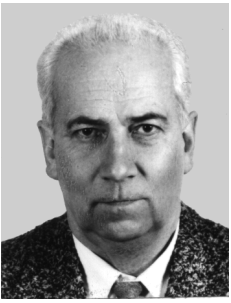
ется одним из ключевых понятий теории динамических систем, количественно определяющих свойство управляемости, относящееся к числу фундаментальных системообразующих свойств, рассматриваемых в общей теории [7].

Распространение указанного понятия на класс обсуждаемых задач позволяет рассматривать целевые и информационно-технологические показатели, характеризующие возможности АСУ КП в динамике, т.е. в функции времени, осуществляя перераспределение задач сбора, обработки и анализа информации с учетом текущей обстановки, складывающейся в процессе полета, либо обстановки, изменяющейся согласно прогнозируемым сценариям на стадии стратегического планирования полета.

Вторым важным обстоятельством является то, что в отличие от подхода, при котором свертка векторного критерия качества к детерминированной эквивалентной предельной ошибке измерений осуществлялась на начальной стадии решения, в обсуждаемом методе такая необходимость отсутствует в силу возможности замены процедуры проецирования множества достижимости нестационарных конечно-мерных динамических систем с перестраиваемой структурой на соответствующие координатные оси в пространстве состояний процедурой его проецирования на оси координатного базиса в пространстве целевых (критериальных) функций. Методика построения областей достижимости для динамических моделей, описывающих функционирование АСУ КП, достаточно подробно описана в работе [8].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Соловьев В. А., Лысенко Л. Н., Любинский В. Е. Управление космическими полетами: В 2 кн. / Под ред. Л.Н. Лысенко. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. Ч. 1, 2009. Ч. 2, 2010.
2. Лысенко Л. Н., Бетанов В. В., Иванов Н. М., Соловьев В. А. Математическое моделирование реализации технологического цикла баллистико-навигационного обеспечения при управлении космическим полетом // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. – 2000. – № 1. – С. 37–44.
3. Иванов Н. М., Лысенко Л. Н. Назначение и состав баллистико-навигационного обеспечения в структуре технологии управления космическим полетом // Изв. РАН. Теория и системы управления. – 2004. – № 2. – С. 156–169.
4. Забокрицкий А. В., Пасынков В. В., Пономарев С. Л., Суевалов В. В. Технологии навигационно-баллистического обеспечения полетов космических средств // В кн. Баллистика вчера, сегодня, завтра (Сб. докл. НТС). – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского. 2006. – С. 82–97.
5. Макаренко Д. М., Потюпкин А. Ю. Системный анализ космических аппаратов: Учеб. пособие. – М.: МО РФ, 2007.
6. Современные технологии навигации геостационарных спутников / Ю.М. Урличич, С.А. Ежов, А.И. Жодзишский и др. – М.: Физматлит, 2006.
7. Иванов Н. М., Лысенко Л. Н., Мартынов А.И. Методы теории систем в задачах управления космическим аппаратом. – М.: Машиностроение, 1987.
8. Бабин В. Д. Методические основы синтеза технологий автоматизированного управления космическими аппаратами в условиях ограниченных ресурсов. – М.: МГУЛ, 2002.



Лев Николаевич Лысенко родился в 1939 г., окончил в 1963 г. МВТУ им. Н.Э. Баумана. Д-р техн. наук, профессор кафедры “Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов” МГТУ им. Н.Э.Баумана, научный консультант ФГУП ЦНИИмаш Роскосмоса. Заслуженный деятель науки РФ, заслуженный изобретатель РСФСР, лауреат премии президента РФ. Действительный член и член Президиума Российской академии ракетных и артиллерийских наук (РАРАН). Автор более 300 научных работ и изобретений в области баллистики, динамики полета и управления движением ракет и космических аппаратов.

L.N. Lysenko (b. 1939) graduated from the Bauman Moscow Higher Technical School in 1963. D. Sc. (Eng.), professor of “Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts” department of the Bauman Moscow State Technical University, scientific consultant of “TsNIIImash” Federal State Unitary Enterprise. Honored Scientist of the RF, Honored Inventor of the RF, Winner of RF President Prize. Acting member of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences (RARAS) and member of RARAS Presidium. Author of more than 300 publications and inventions in the field of ballistics, flight dynamics and motion control of rockets and spacecrafts.



Владимир Вадимович Бетанов родился в 1952 г., окончил в 1975 г. МАИ им. С.Орджоникидзе и в 1987 г. ВА им. Ф.Э.Дзержинского. Д-р техн. наук, профессор кафедры “Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Чл.-корр. РАРАН. Генеральный директор ЗАО “Тринар”. Автор около 200 научных работ в области навигационно-баллистического обеспечения управления полетом и экспериментальной баллистики ракет и космических аппаратов.

V.V. Betanov (b. 1952) graduated from the Moscow Aviation Institute n.a.S.Ordzhonikidze in 1975 and from the Military Academy n.a.F.E.Dzerzhinskii in 1987. D. Sc. (Eng.), professor of “Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts” department of the Bauman Moscow State Technical University, general director of “Trinar” Private Company. Corresponding member of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences. Author of about 200 publications in the field of ballistics and navigation support of flight control and experimental ballistics of rockets and spacecrafts.
