

А.И. Ладыгин,  
 Центральный научно-исследовательский  
 институт Министерства обороны Российской Федерации

# Последний сигнал замолчавших спутников

## ИСКУССТВО АНАЛИЗА РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СИГНАТУР

Анализ сигнатур — новое научное направление в теории радиолокационного распознавания целей, требующее подготовки в наших вузах классных специалистов по прикладной электродинамике и динамике движения целей вокруг центра масс. Термин «сигнатура» («подпись, почерк») введен в теорию радиолокационного распознавания целей американскими специалистами. Наибольшую популярность он приобрел в начале шестидесятих годов в связи с началом работ по распознаванию советских секретных космических объектов и попутно — при анализе аварийных ситуаций в космосе.

Толчком к развитию сигнатурного анализа послужила, по-видимому, на шумевшая в 1959 году статья Д. Бартона [1], в которой автор, основываясь на записях отраженного от Спутника-2 радиолокационного сигнала, установил, что спутник не отделился от ракеты-носителя, не стабилизировался и поэтому не мог быть возвращен на Землю. Это послужило причиной гибели собаки Лайки и вызвало взрыв возмущения



среди американских любителей животных.

В последующем методика анализа радиолокационных сигнатур (Radar Signature Analysis, RSA) стала давать, по свидетельству американских авторов Ч. Бриндли [2], Дж. Эберхарда [3] и других, столь неожиданно хорошие результаты, что была сразу взята на вооружение специалистами центра слежения за космосом США.

В первоисточнике сигнатурой названа обычная запись отраженного радиолокационного сигнала — зависимость эффективной поверхности рассеяния КО во времени, т.е. нормированное отношение сигнал-шум, измеряемое всеми радиолокационными станциями (РЛС) сопровождения. В отечественной специальной литературе этот термин не употребляется. Употребляются более точные, но менее образные термины — «диаграмма отражения» и «реализация сигнала» как ее частное сечение. А сам анализ имеет название «структурный анализ радиолокационных сигналов».

В настоящей статье демонстрируются некоторые возможности структурного анализа на примере

изучения сигналов отечественных аварийных искусственных спутников Земли (ИСЗ) серии «Космос». Радиолокационные отраженные сигналы были единственным источником информации о состоянии замолчавших ИСЗ.

## ЗЛОПОЛУЧНАЯ СЕРИЯ

В середине 1960-х годов в рамках программы «Космос» началась обработка спутника морской разведки

«Океан». На спутнике была установлена радиолокационная станция бокового обзора, энергопитание которой впервые в мировой практике осуществлялось от бортовой ядерной энергоустановки. Хотя формально наличие такой установки и не противоречит Договору о невыводе в космос ядерного оружия, были приняты все меры по недопущению радиоак-

1900», когда увод не состоялся или происходил не по штатной схеме, поднялась международная шумиха, и спутник был снят с эксплуатации.

Запуски отечественных космических аппаратов (КА) с ядерными энергоустановками на борту привлекали пристальное внимание не только американских, но и немецких специалистов. На рис. 1 приведен сигнал от стабили-

энергоустановки на орбиту «захоронения» как один из наиболее ответственных моментов всей программы.

Уведенный отсек спутника (поз. 3 на рис. 1) наблюдался американскими радарными 70-сантиметрового диапазона на высокой орбите уже после того, как он перешел из режима быстрого вращения вокруг продольной оси в режим вращения вокруг поперечной оси, т.е. в режим «кувыркания» с углом нутации  $90^\circ$ . Это явление, называемое «первым принципом космической лени», происходит под влиянием изгибных колебаний, и в соответствии с законом сохранения кинетического момента спутник приобретает новую скорость вращения

$$\omega_y = \omega_x \cdot \frac{I_x}{I_y},$$

где  $\omega_x$  и  $\omega_y$  — угловая скорость вращения вокруг продольной и поперечной осей;  $I_x$  и  $I_y$  — соответствующие моменты инерции спутника.

Для ИСЗ «Океан» соотношение моментов инерции  $I_x/I_y \approx 30$ , в силу чего скорость «кувыркания» уменьшается до 3 об/мин, а его период увеличивается до  $20 \pm 10\%$  с. Величина и направление вектора кинетического момента при этом переходе не изменяются в силу того же закона. На рис. 2 приведен сигнал, отраженный от уведенного отсека ИСЗ «Океан». В нем просматривается период кувыркания 19 с. Он отсчитывается как удвоенное расстояние между двумя соседними отражениями от цилиндрической части цели. Эти отражения следуют четко через полпериода, что возможно только при угле нутации  $90^\circ$ .

Американское наблюдение производилось, по видимому, при зенитном пролете ИСЗ над РЛС. Поэтому линия визирования на 7–9-ом циклах наблюдения проходила через вектор кинетического момента. При этом в течение всего цикла наблюдается отражение только от цилиндрической части, а отражение от конической части полностью исчезает.

На 304-й секунде (16 цикл наблю-

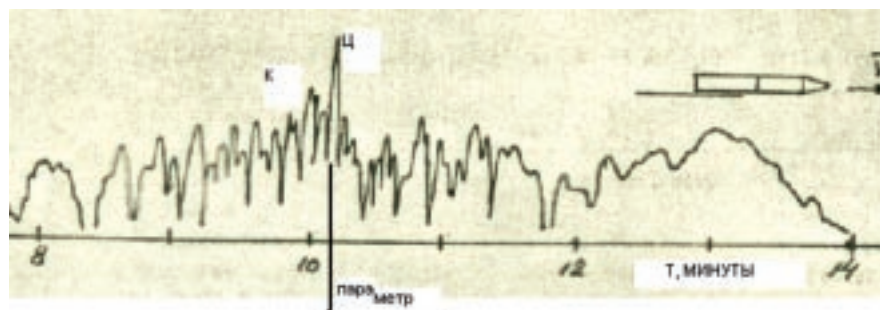


Рис. 1. Общий вид ИСЗ «Океан» [4] и его сигнатура [7].

1 — антенна РЛС бокового обзора; 2 — приборный отсек; 3 — ядерная энергоустановка; 4 — активная зона ЯЭУ (отделяемая); 5 — двигатели и пороховые заряды системы раскрутки и увода (схематично);

МВ — местная вертикаль;

$\vec{v}$  — вектор орбитальной скорости; **к, ц** — отражения от конуса и цилиндра.

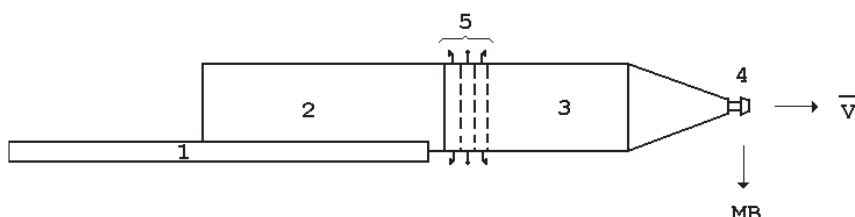


Рис. 2. Сигнал от уведенного отсека ИСЗ «Океан» (длина волны 70 см [ 2 ])

тивного загрязнения верхней атмосферы при сгорании спутника.

После окончания срока активного существования спутника на рабочей орбите высотой 260–270 км осуществлялся увод бортовой энергоустановки с активной зоной на орбиту «захоронения» высотой 800–1000 км, где происходило догорание ядерного горючего. (Расчетное время существования на этой орбите — не менее 1000 лет, с тройным запасом).

Схема увода выглядела следующим образом: производился отстрел антенны РЛС бокового обзора; спутник в сборе с ядерной энергоустановкой стабилизировался быстрым вращением вокруг продольной оси со скоростью  $\omega = 100$  об/мин  $\pm 10\%$ ; ядерная установка отделялась от приборного отсека и двумя разгонными импульсами переводилась на орбиту «захоронения».

Состоялось более 30 испытательных и эксплуатационных запусков ИСЗ «Океан». Однако после трех аварий со спутниками «Космос–954, 1402 и

зированного КА «Океан» на низкой орбите [7], полученный немецкой РЛС FGAN. (Максимум отражения —  $1000 \text{ м}^2$  — наблюдается на параметре РЛС).

### ПРОБНЫЕ ЗАПУСКИ

Появление нового советского спутника не прошло незаметно для американских аналитиков радиолокационных сигнатур. В закрытой публикации фирмы RCA «Введение в теорию распознавания целей» и в статье Чарльза Бриндли [2] в качестве примера удачного распознавания приведен и проанализирован сигнал от уведенного отсека спутника «Океан». В этом первом запуске ИСЗ «Океан» обрабатывалась система увода бортовой ядерной



Ладыгин Анатолий Иванович — ведущий научный сотрудник Центрального научно-исследовательского института Министерства обороны Российской Федерации. Доктор технических наук, профессор. Сфера научных интересов — контроль космического пространства. Автор около двухсот научных публикаций.

дения) появляется изолированное зеркальное отражение от донной части объекта. В этом цикле наблюдается фактически полная круговая диаграмма отражения, по которой на основании известных электродинамических формул легко определяются все размеры спутника как комбинации цилиндра с конусом (см. рис. 3).

Хотя в статье Ч. Бриндли числовые данные о размерах не приводятся, по совпадению расчетных диаграмм можно утверждать, что в данном случае размеры неизвестного советского ИСЗ были определены американцами с точностью не хуже 10%.

Данные об американских наблюдениях за ИСЗ «Океан» на рабочей орбите в открытой литературе не приводи-

увод отсека с ядерной установкой на орбиту «захоронения».

Одна из таких ситуаций возникла после запуска ИСЗ «Космос-469» 25 декабря 1971 года. Увод головного отсека спутника произошел вне зоны действия отечественных средств радиотехнического и телеметрического контроля. Причиной увода, как выяснилось после анализа радиолокационных сигналов уведенного отсека, явилось отклонение ИСЗ по курсу за допустимые пределы, что составляло порядка семи градусов.

Наблюдение за уведенным отсеком осуществляла РЛС Камчатского полигона противоракетной обороны через сутки после его ухода с рабочей орбиты. За это время уведенный отсек

минимальный угол между вектором локации и вектором кинетического момента спутника и установить, что вектор кинетического момента отстоял от плоскости орбиты на  $7,5^\circ$ .

Итак, причиной увода явилось отклонение ИСЗ «Океан» по курсу. Принимая, что в момент увода ИСЗ имел нулевое отклонение по тангажу, и зная аргумент широты наблюдения  $U_3$ , легко определяем аргумент широты точки увода  $U_{\text{увода}} = U_3 - 90^\circ$ , что в результате соответствует географической южной широте, равной  $20^\circ$ . Обратный баллистический расчет подтвердил эти данные – спутник сошел с рабочей орбиты над островом Мадагаскар.

Все эти рассуждения построены на законе сохранения вектора кинетического момента спутника в течение суток. В действительности происходит медленное изменение этого вектора по величине и направлению под действием внешних возмущающих моментов – магнитного, стремящегося развернуть вектор вдоль силовых линий магнитного земного поля и уменьшить его за счет возникновения токов Фуко, и гравитационного, стремящегося вернуть этот вектор в плоскость оскулирующей орбиты без изменения его величины. Действием аэродинамического момента на высотах полета ИСЗ по сравнению с ними можно пренебречь. Ориентировочные расчеты показывают, что уход вектора кинетического момента за сутки составляет менее градуса. Дальнейшие наблюдения позволили установить, что уменьшение угловой скорости вращения в два раза под действием магнитного диссипативного момента происходит только через три года.

В целом летно-конструкторские испытания спутника прошли успешно и начались эксплуатационные запуски ИСЗ «Океан». После нескольких месяцев существования на орбите аппаратура ИСЗ вырабатывала свой ресурс надежности – и бортовая ядерная установка уводилась на орбиту захоронения. Однако два спутника – «Космос-954 и 1402» – отказались по различным причинам выполнить команды увода, остались на рабочей орбите и сгорели в атмосфере, вызвав огромный международный резонанс.

Эти два «некооперируемых» спутника вели себя совершенно по-разному, что было установлено после анализа радиолокационных сигналов.

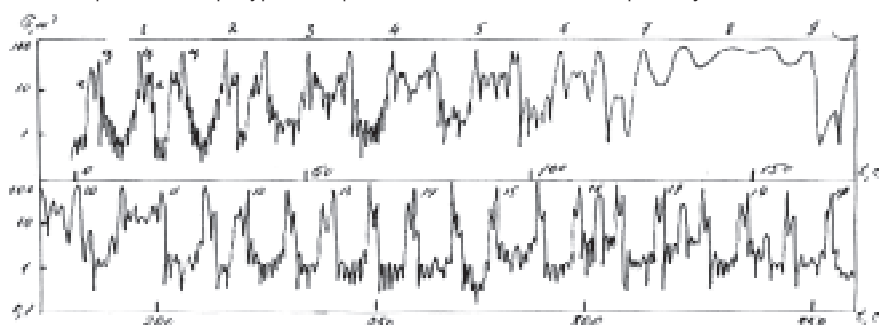


Рис. 3. Сигнал от уведенного отсека ИСЗ «Океан» (длина волны 70 см [ 2 ]).

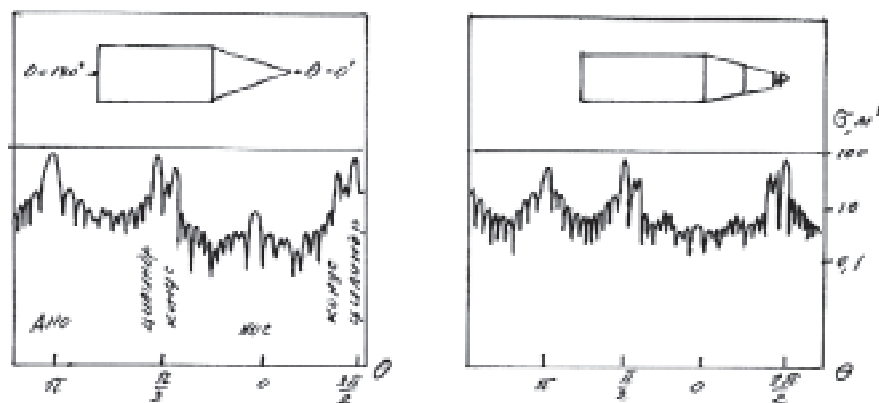


Рис. 4. Расчетные диаграммы отражения уведенного отсека. (Слева – американская, справа – советская).

лись, хотя можно не сомневаться, что американские сигнатуры были не хуже немецкой, изображенной на рис. 1.

### АВАРИЙНЫЙ УВОД

После пробных запусков ИСЗ «Океан» последовала серия запусков в рамках его летно-конструкторских испытаний с действующими РЛС бокового обзора и штатной бортовой ядерной установкой. На этой стадии был предусмотрен ряд аварийных ситуаций, при возникновении которых должен был происходить автоматический

сменил свое вращательное движение на кувыркательное с периодом 20,2 с. Спутник пролетел практически в зените РЛС, с угловым параметром пролета около  $5^\circ$ . Поэтому вектор локации прошелся вблизи вектора кинетического момента ИСЗ. В сигнале наблюдалась явно выраженная девиация внутрипериодической структуры и видимого периода прецессии (см. рис. 4). На 125-й секунде наблюдения значения  $T_{\text{вид}}$  достигло своего экстремального уровня, равного  $T_3 = 25,0$  с.

Это дало возможность определить

### «КОСМОС-954»

В конце активного существования вся бортовая аппаратура спутника неожиданно вышла из строя (предположительно из-за разгерметизации). Спутник остался на орбите в состоянии медленного остаточного вращения под действием последнего импульса стабилизации. Угловая скорость такого вращения — порядка  $0,1^{\circ}/\text{с}$ . Перво-

счет приобретения максимального баллистического коэффициента, войдя в пропеллерный режим в наиболее плотных слоях атмосферы. Вектор кинетического момента ИСЗ и вектор его угловой скорости медленно доворачивались до вектора скорости в этих слоях. В конце существования спутник проходил экваториальные вздутия атмосферы с наибольшим КБ,

Процесс сгорания и разрушения спутника наблюдался визуально над островами Королевы Шарлотты у западного побережья Канады, а его радиоактивные останки якобы обнаружены канадцами то ли в Большом Медвежьем, то ли в Большом Невольничьем озере, но так и не были предъявлены советским специалистам.

### «КОСМОС-1402»

Авария на «Космосе-1402» произошла в конце декабря 1982 года, накануне Нового года. Спутник завершил свой четырехмесячный полет, выполнил команды на отстрел антенны, на раскрутку, а через полвитка и на отстрел активной зоны. Но команды на разделение и на увод бортовой ядерной установки выполнить отказался.

Радиолокационные средства обнаружили на низкой рабочей орбите три объекта — быстро сгоревшую антенну, бешено вращающийся спутник в сборе и небольшую по размерам активную зону ( $l \approx 60$  см,  $d \approx 20$  см). Последние два объекта несли опасность радиоактивного заражения и держали весь мир в напряжении в течение месяца. Все вели баллистические расчеты и за две недели до сгорания последовал протест ФРГ в ООН, в котором утверждалось, что первый ИСЗ упадет на территории Германии или сопредельных с нею государств. Последовал ответ советских специалистов, что нет, спутник пролетит Германию и сгорит над Аравийским морем. Так оно и произошло, но на другом витке. Про-

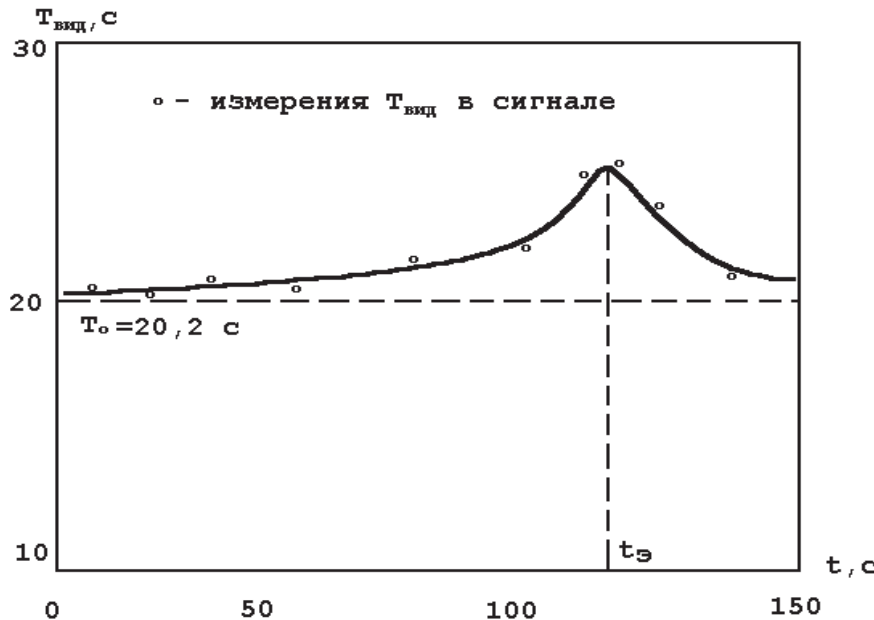


Рис. 5. Девиация видимого периода прецессии ИСЗ «Космос-469»

начальная версия о возможной гравитационной стабилизации не подтвердилась. В данном случае аналитики радиолокационных сигналов столкнулись с необычным явлением авторотации, когда скорость вращения не уменьшалась, а увеличивалась во времени. Причиной этого являлась раскрутка спутника антенной при прохождении наиболее плотных слоев атмосферы. Первоначальный период, зарегистрированный в сигналах РЛС вскоре после аварии, составил около 700 секунд ( $\omega \approx 0,5^{\circ}/\text{с}$ ). Конечный период, незадолго до сгорания, уменьшился до 150 с (скорость увеличилась до  $2,4^{\circ}/\text{с}$  или 0,4 оборота в минуту). При этом происходило и постепенное увеличение угла нутации, который с  $30^{\circ}$  вначале увеличился до своего предельного значения —  $90^{\circ}$ . При таких параметрах вращения уже стало возможным определение ориентации вектора кинетического момента простым способом — по сравнению угла конусности в диаграмме отражения и в сигнале.

Выяснилось, что спутник стремится подчиниться «второму принципу космической лени» — быстрее умереть за

который был в 1,5 раза больше среднего и в 7 раз больше минимального когда сам спутник ориентирован по вектору скорости.

Проводилось два баллистических расчета времени существования: один — со средним КБ, другой — с учетом

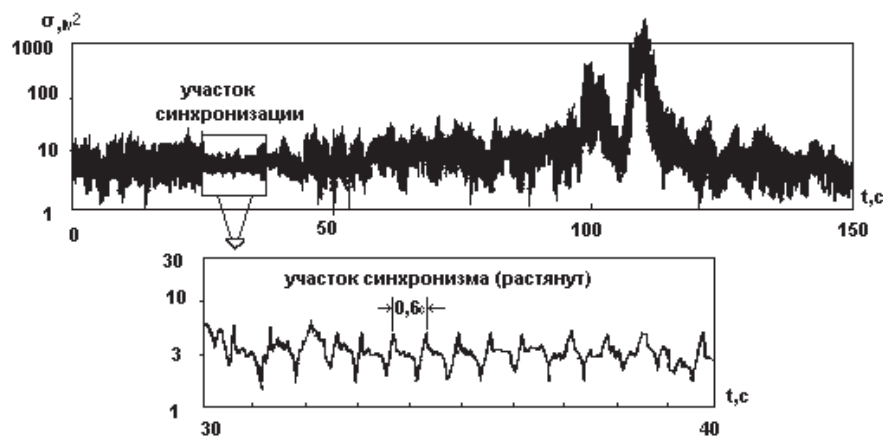


Рис. 6. Сигнал от быстро вращающегося ИСЗ «Космос-1402» ( $l = 15$  см,  $f_{\text{пер}} = 10$  Гц).

тенденции его увеличения в 1,5 раза. По первому расчету спутник должен был просуществовать дольше и войти в плотные слои атмосферы над Африкой, по второму — над Канадой.

Процесс сгорания ИСЗ наблюдали американцы с острова Диего Гарсия.

Аналитики радиолокационных сигналов столкнулись со сложной ситуацией при наблюдениях за огромным



бешено вращающимся ИСЗ в сборе. Первое впечатление было таким, что спутник стабилизирован по трем осям, но его сигнал почему-то слишком за-

ра кинетического момента относительно орбиты:  $\rho$  отсчитывается от нормали к орбите,  $\sigma$  – в плоскости орбиты, от восходящего угла). Вначале преоб-

должала исправно работать. По данным анализа радиолокационных сигнатур, ошибки стабилизации находились в допустимых пределах.

30 сентября 1988 года, когда ИСЗ «Космос–1900» снизился до высот 185–190 км, ошибки его стабилизации превысили допустимый предел – и произошел автоматический аварийный увод БЯЭУ на орбиту захоронения, высота которой оказалась на 200–250 км меньше, чем у остальных ИСЗ «Океан».

«Космос–1900» отличается от остальных ИСЗ не только высотой орбиты, но и параметрами собственного вращения. Начальная скорость его вращения оказалась более чем на 20% выше: измеренный радарными начальный период его прецессии («кувыркания») составил 12 секунд вместо 15–20 секунд у ИСЗ «Космос–469.–1932»... Отличия замечены и в характере замедления вращения.

У ИСЗ «Космос–469...–1932» декремент затухания практически постоянен в течение 15 и более лет и равен 0,20 1/год (этому значению соответствует интервал удвоения периода прецессии ~3,5 года). Объясняется это преобладающим действием на высотах 900–1000 км одного диссипативного момента – магнитного. У ИСЗ «Космос–1900» декремент затухания имеет явную тенденцию к увеличению. В 1997 году его значение превысило начальное более чем в 2 раза, что свидетельствует о возрастающем влиянии второго диссипативного момента – аэродинамического (для сравнения, у ИСЗ «Космос–1932» период прецессии увеличился со 114 секунд 13. 10. 1996 г. до 130 секунд 09 07.1997 г., то есть декремент затухания практически не изменился).

В июне 1997 года производился двадцатисуточный сеанс радиолокационных измерений параметров вращения ИСЗ «Космос–1900» и «Космос–1932». Обработка сигнатур велась по усовершенствованной методике, позволяющей уточнить все параметры вращения и полностью исключить влияние ошибки переносного движения. Результаты обработки и анализа сигнатур представлены на рис. 5, где показано изменение двух сферических углов  $\rho$  и  $\sigma$ , определяющих положение вектора кинетического момента  $L$  в орбитальной системе координат.

Ранее отмечалось [5], что нутация вектора  $L$  у всех ИСЗ «Океан» (в том числе у «Космоса–1900») на началь-

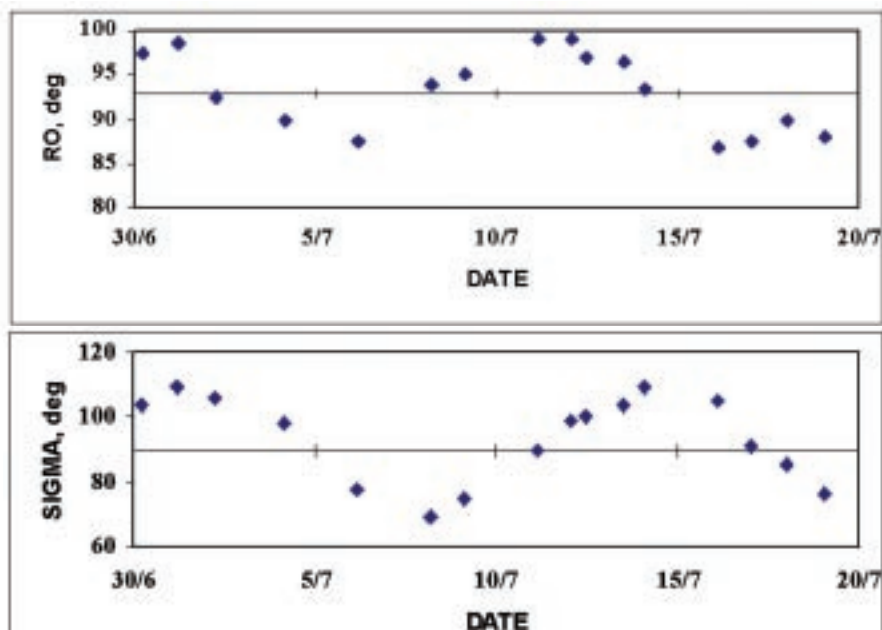


Рис.7. Изменение параметров прецессии «КОСМОС–1990» в июне 1997 года [ 6 ]

шумлен. Однако и при очень быстром вращении, когда никакого темпа регистрации сигнала не хватит для воспроизведения лепестковой структуры, в сигнале присутствуют короткие участки, когда наступает своеобразный синхронизм: измерения сигнала в течение нескольких периодов вращения подряд попадают на одни и те же участки диаграммы отражения и повторяются, оставаясь выборочными. На рис. 5 приведен сигнал от ИСЗ «Космос–1402» и участок синхронизма в нем, в котором четко просматривается период вращения 0,6 с ( $\omega = 100$  об/мин).

В режиме быстрого вращения ИСЗ «Космос–1402» продержался недолго – в течение трех суток. Угол нутации быстро достиг своего предельного значения –  $90^\circ$ , и спутник перешел в режим кувыркания с периодом 20 секунд. Затем скорость вращения медленно уменьшалась, как ей и положено под действием атмосферы.

В этой работе аналитики сигнатур более тщательно следили за ориентацией ИСЗ в пространстве, планируя наблюдение с максимальной девиацией, т.е. такие, в которых вектор локации проходил на минимальном угловом расстоянии от вектора кинетического момента, начальное положение которого было хорошо известно. (Два угла, определяющие положение векто-

ладал гравитационный возмущающий момент, который стремился повернуть вектор кинетического момента до нормали к орбите ( $\rho = 90^\circ$ ), но вскоре преобладающим стал аэродинамический момент и задолго до конца существования спутник вошел в пропеллерный режим и вел себя в целом спокойно, не вызывая затруднений при баллистических расчетах. Последний расчет и показал, что спутник сгорит над Индийским океаном.

#### «КОСМОС–1900»

ИСЗ «Космос–1900» с бортовой ядерной установкой (БЯЭУ) был выведен на рабочую орбиту (65 град; 270 км) в конце 1987 года. В начале 1988 года программа его полета была выполнена, и на смену ему был запущен КА «Космос–1932». Команду на перевод ядерной установки на высокую орбиту (орбиту захоронения с  $H=900–1000$  км) спутник «Космос–1900» не выполнил, т.к. прекратилась его связь с Землей и он стал «некооперируемым» («Космос–1932» выполнил эту команду по плану – 21 мая 1988 г.).

«Космос–1900» стал снижаться в атмосфере, что, как и в случае с «Космосом–954», грозило входом БЯЭУ в плотные слои атмосферы. Однако, в отличие от потерявшего ориентацию «Космоса–954», система стабилизации молчащего «Космоса–1900» про-

ном этапе происходит одинаково: вектор  $L$  (и  $\omega$ ) нутирует вокруг направления касательной к орбите в восходящем узле с отклонениями от этого направления на  $20^\circ$  в плоскости орбиты (по углу  $\sigma$ ) и на  $10^\circ$  от плоскости орбиты (по углу  $\rho$ ). Период нутации составляет около 40 суток. Из рисунка 5 видно, что характер нутации вектора  $L$  у ИСЗ «Космос–1900» в 1997 году заметно изменился: период нутации уменьшился в 3 раза и составил 12,5–13 суток; несколько уменьшился размах нутационных колебаний; вектор  $L$  начал выходить из плоскости орбиты (в среднем на  $3^\circ$  по углу

$\rho$ ). Эти изменения также могут быть объяснены возрастающим влиянием атмосферы.

Достигнутая в этом сеансе наблюдений среднеквадратическая ошибка радиолокационных измерений параметров вращения составила доли процента по  $T$ , и доли градусов по  $\rho$  и  $\sigma$ .

Влияние атмосферы на параметры собственного вращения ИСЗ «Космос–1900» выражено более явно, чем на его орбитальные параметры. «Космос–1900» будет первым из находящихся на орбитах захоронения ИСЗ «Океан», который упадет на Землю приблизительно через 350 лет. Этого времени доста-

точно для догорания ядерного горючего. Приведенные здесь данные докладывались на международных конференциях в Дармштадте (ФРГ) и Хьюстоне (США) по космическому «мусору» [5, 6].

**От редакции.** Подробнее вопросы теории и практики радиолокационного распознавания спутников рассматриваются в готовящейся к печати монографии автора «Анализ сигнатур», которая может быть полезна специалистам по обнаружению и распознаванию радиолокационных целей, в частности, выполненных по технологии СТЕЛС.

## Литература

1. Бартон Дэвид. Распознавание целей. Зарубежная радиоэлектроника, № 7, 1962 г.

2. Бриндли Чарльз. Распознавание целей. Space / Aeronautics, June, 1965

3. Эберхард Д. Опознавание космических объектов. Science News, vol. 90, № 13, 1966 г. (Перевод с английского Ю.И. Дмитриева.)

4. Гринберг Э., Соколов Н. и др.

Вероятности столкновения космического мусора с ядерными источниками энергии и последствия такого столкновения. Доклад на первом международном семинаре по космическому мусору, 9–11 октября 1995 г., Москва.

5. The radar monitoring of the RORSAT attitude. Proceeding of the

Second Conference on Space Debris, ESOC, Darmstadt, Germany, 17–19 March, 1997, (ESA SP–393, May, 1997).

6. The Radar Monitoring of the Breakdown RORSAT «Kosmos 1900» attitude dynamics. Workshop at the 15 session of IADS, 1997, Houston, USA.

7. D.Mehrhoic, K.Magura. Radar observations of SALYT / KOSMOS–1686. ESOC, Darmstadt, April, 1991.

# 15

ЛЕТ В  
РОССИИ

# ЛУЧШАЯ МИНИ-ТИПОГРАФИЯ ДЛЯ ВУЗОВ

# РИЗОГРАФИЯ

http://www.riso.ru

HC 5500 -

полноцветная печать  
со скоростью  
120 оттисков в минуту

Современный ризограф - это мини-типография и сетевой принтер одновременно!

Ризографы серии RZ это:

- разрешающая способность до 600 dpi
- скорость печати до 180 копий в минуту
- интеллектуальная система контроля качества печати
- потрясающая надежность
- абсолютная экологическая чистота

Представительства фирмы RISO (Deutschland) GmbH в России:

105203 Москва, 12-я Парковая ул., 5, тел.: (495) 463-9372, тел./факс: (495) 463-5161.

630102 Новосибирск, Нижегородская ул., 6, тел./факс: (3832) 10-1648.

620075 Екатеринбург, ул. Бажова, 79, тел./факс: (3433) 50-9761.

344000 Ростов-на-Дону, Буденновский пр., 3, 410, тел./факс: (863) 227-0703.