

УДК 520.87

## ПАКЕТ FAKERAT В МЕЖДУНАРОДНОМ ИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКОМ ПРОЕКТЕ “РАДИОАСТРОН” СО СВЕРХДЛИННЫМИ НАЗЕМНО-КОСМИЧЕСКИМИ БАЗАМИ

© 2015 г. В. И. Журавлев

Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН, г. Москва

zhur@asc.rssi.ru

Поступила в редакцию 16.12.2013 г.

Представлено описание пакета Fakerat, предназначенного для планирования VLBI наблюдений на наземно-космических базах, превышающих размер Земли. В статье сообщаются результаты спланированных наблюдений за первые два года работы космического радиотелескопа в режиме наземно-космического интерферометра.

DOI: 10.7868/S0023420615030097

### 1. ВВЕДЕНИЕ

Космический радиотелескоп “РадиоАстрон” с 10-метровой рефлекторной антенной (КРТ) на борту базовой космической платформы “Навигатор” был выведен на высокоэллиптическую орбиту в июле 2011 года. Период ее обращения вокруг Земли составлял около 8.5 дней. Детальную информацию относительно космического аппарата можно найти в RadioAstron User Handbook (2012) на вебсайте АКЦ ФИАН <http://www.asc.rssi.ru/radiastron/documents/rauh/en/rauh.pdf>, а также в работах [1, 2]. В первые два года после запуска КРТ проводились тестовые испытания космической радиообсерватории согласно “Ранней научной программе” (РНП) проекта “РадиоАстрон”.

На этом этапе наряду с тестовыми испытаниями бортового комплекса приборов КРТ делалось тестирование программного обеспечения Fakerat. Программное обеспечение Fakerat предназначено для моделирования положения КРТ, направленного на исследуемый объект, с учетом конструктивных ограничений на ориентацию КА, угла видимости КА наземной станции слежения (НСС), а также углов видимости источника, отслеживаемого наземными радиотелескопами. После моделирования принималось решение о возможности проведения интерферометрических сеансов для каждого конкретного объекта с учетом поставленной научной задачи, длительности наблюдения, даты наблюдения, диапазона длин волн, проекции базы интерферометра, заполне-

ния  $UV$ -покрытия, наземной станции сопровождения<sup>1</sup> и наземных радиотелескопов.

В основу пакета Fakerat были положены программы, содержащиеся в пакете “Caltech VLBI Analysis Program” [3], и предназначенные для планирования и анализа интерферометрических наблюдений в экспериментах с наземными базами. В дальнейшем D.L. Meier в 1983 г. (Лаборатория реактивного движения) [4], работая над космическим проектом “QUASAT”, добавил в пакет возможность моделирования работы орбитального радиотелескопа. Программное обеспечение получило дальнейшее развитие в работе D.W. Murphy над проектом “VSOP” [5, 6]. Murphy ввел в пакет ограничения для первого специально разработанного для интерферометрии космического радиотелескопа “VSOP” и добавил графический интерфейс, который предоставил пользователям дружескую поддержку при исследовании научных перспектив интерферометрических наблюдений, что значительно упростило работу, связанную с планированием эксперимента. На этом этапе развития программного обеспечения появился пакет Fakesat. Программное обеспечение Fakesat было написано на языке Fortran и реализовано на рабочих станциях SUN и HP с операционной системой Unix.

<sup>1</sup> Для передачи данных в режиме интерферометрии на этапе РНП использовался только один высокоинформативный радиоканал (ВИРК) станции слежения, подготовленный в Пушино на базе радиотелескопа РТ-22. На момент написания статьи подготовлен второй ВИРК на базе экваториальной установки радиотелескопа Грин Банк 43 м в западном полушарии.

Таблица 1

Дата, время	$x$	$y$	$z$	$v_x$	$v_y$	$v_z$
	км			км/с		
1.I.2014 00.17.06:574	-110773.371	155550.653	-30793.986	0.435776	-1.292218	0.126814
1.I.2014 01.26.53:287	-108894.142	150064.383	-30247.683	0.462246	-1.328900	0.134241
1.I.2014 02.32.43:403	-107015.913	144743.696	-29702.761	0.489042	-1.365355	0.141747

Весной 2011 г., за полгода до запуска “РадиоАстрона”, нами был модифицирован пакет Fakesat с учетом необходимых ограничений и некоторых других особенностей, налагаемых на КА проекта “РадиоАстрон”. Модификация коснулась прежде всего полной замены орбитального блока пакета. В новом орбитальном блоке мы учли возмущения элементов орбиты “РадиоАстрона”, ввели новые функциональные ограничения на задаваемую ориентацию КА, наземных средств обеспечения функционирования “РадиоАстрона” и сделали некоторые изменения в графическом интерфейсе для более удобного использования программного обеспечения.

В настоящее время модифицированная версия существует под названием Fakerat и находится в свободном доступе на сайте АКЦ ФИАН. Каждый пользователь может получить компилированную версию пакета Fakerat вместе с исходным кодом по адресу: <http://www.asc.rssi.ru/radioastron/software/soft.html>. Там же можно найти инструкции для установки пакета Fakerat на IBM PC под управлением операционной системы Linux, описание пакета, некоторые приемы работы с пакетом и даны полезные подсказки.

## 2. ОРБИТАЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Орбитальное движение КА зависит от внешних сил, действующих на аппарат. При рассмотрении движения КА в непосредственной близости от Земли, т.е. на расстояниях от нескольких сотен до тысяч километров, гравитационное влияние других небесных тел можно не учитывать [7]. Однако при рассмотрении движения КА на больших высотах следует учитывать ускорения, вызываемые Луной и Солнцем. Орбита КРТ “VSOP” в апогее достигала высоты 21400 км, в перигее – 560 км. Период обращения вокруг Земли был равен 6.3 ч. Согласно модели, принятой в Fakesat, из-за относительно небольших орбитальных высот, движение КРТ “VSOP” рассчитывалась в ньютоновском центральном поле тяготения как невозмущенное.

Значение орбитальной высоты в апогее для КРТ “РадиоАстрон” при выходе на орбиту после запуска было больше в 15 раз, чем значение орбитальной высоты в апогее для КРТ “VSOP”. Высота апогея орбиты “РадиоАстрон” была равна

333.5 тыс. км, высота перигея – 578 км, а период обращения – 8.32 сут. Такое различие параметров орбиты было обусловлено желанием получить сверхвысокое угловое разрешение объектов. При этом снижение степени заполнения  $UV$ -покрытия предполагалось компенсировать за счет эволюции орбиты под воздействием возмущения от Луны и Солнца.

С другой стороны, движение “РадиоАстрона” возмущается и рядом других факторов. Даже сравнительно небольшие силы, действующие в течение длительного промежутка времени, могут заметно воздействовать на орбиту. В ходе полета по высокоэллиптической орбите на КА оказывает влияние сложность конфигурации гравитационного поля вблизи Земли, солнечное световое давление, аэродинамические силы, возникающие при прохождении через атмосферу на высотах до 1000 км и др. Эти возмущения существенно влияют на орбиту КА, поэтому для определения элементов орбиты “РадиоАстрона” нужен другой подход, отличный от проекта “VSOP”.

В модели Fakerat движение по эллиптической орбите задается табличными значениями координат  $x$ ,  $y$ ,  $z$  и составляющих вектора скорости  $v_x$ ,  $v_y$ ,  $v_z$  центра масс КА в геоцентрической системе координат. Координаты и составляющие вектора скорости привязаны к некоторому моменту времени  $t$ . В качестве примера, в табл. 1 приведены значения этих координат и скоростей как функция времени. Геоцентрические координаты и скорости для орбиты как функции времени рассчитываются в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН.

Чтобы получить отклик интерферометра, необходимо иметь максимально возможную точность определения координат и скоростей КА. Это достаточно трудоемкая задача, поэтому, как правило, расчет орбиты для коррелятора ограничен длительностью проведения наблюдений. Точность реконструированной орбиты при обработке данных в корреляторе составляет для положения в пространстве не хуже  $\pm 500$  м и для скорости – не хуже  $\pm 2$  см/с. Более подробную информацию относительно реконструкции орбиты можно найти в работе [2]. Требования к точности элементов орбиты в пакете Fakerat на полтора–два порядка меньше. Это дает возможность прогнозировать орбиту на

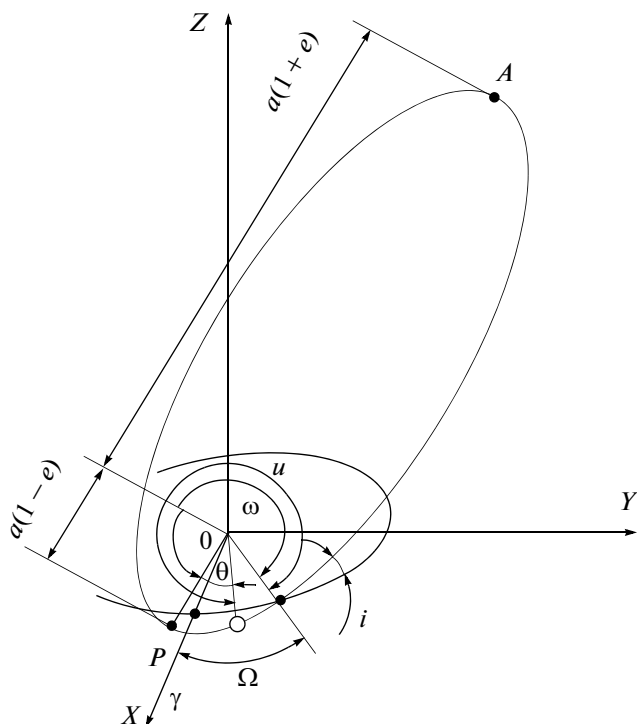


Рис. 1. Элементы эллиптической орбиты.  $\gamma$  – восходящий узел орбиты,  $A$  – апоцентр и  $P$  – перигеи орбиты.

5–6 лет вперед, что особенно важно для планирования будущих наблюдений.

На рис. 1 приведены элементы пространственного движения КА по эллиптической орбите:  $a$  – большая полуось орбиты;  $e$  – эксцентриситет орбиты ( $0 \leq e < 1$ );  $i$  – наклонение орбиты – угол между плоскостью орбиты и экваториальной плоскостью;  $\Omega$  – долгота восходящего узла орбиты;  $\omega$  – угол между перигеем и восходящим узлом орбиты;  $\tau$  – время прохождения спутником через перигеи орбиты.

Расчетная эволюция шести орбитальных элементов до середины 2019 года показана на рис. 2. На нем видно, что под воздействием возмущений большая полуось изменяется от 170 до 200 тыс. км, эксцентриситет – от 0.57 до 0.97, а наклонение орбиты меняется от  $0.4^\circ$  до  $84^\circ$ .

Существует и несколько производных параметров:  $a(1+e)$  – апоцентр орбиты,  $a(1-e)$  – перигеи орбиты,  $P$  – период обращения КА.

Период обращения КА связана с размером большой полуоси  $a$  следующим образом:

$$P = 2\pi \left( a^3 / \mu \right)^{1/2}, \quad (1)$$

где  $\mu = 3.9875 \cdot 10^5 \text{ км}^3 \text{ с}^{-2}$  – коэффициент, равный произведению гравитационной постоянной на массу Земли. Величина  $\sqrt{\mu}/a^{3/2}$  – средняя угловая скорость движения КА по орбите.

Изменение периода обращения связано с изменением большой полуоси орбиты, причем с увеличением последней период обращения возрастает. Согласно выражению (1) и расчетной модели эволюции орбитальных элементов, приведенной на рис. 2, до 2017 года период обращения будет находиться в пределах от 8.3 до 9.2 сут, а после 2017 года максимальное значение периода обращения увеличится до 10.2 сут.

С другой стороны, на орбиту КА действуют некоторые возмущения, которые априори не определяются с высокой точностью. Например, эти возмущения связаны с воздействием реактивных сил двигателей системы стабилизации КА при разгрузке гироскопов. Поэтому в среднем один раз в два–три месяца от ИПМ РАН поступают новые уточненные табличные значения координат и скоростей для FAKERAT. Важно также уточнять орбиту после ее коррекции. Так например, в конце 2011 года, через несколько месяцев после запуска КА, высота перигея была увеличена. К счастью, такие манипуляции с КА происходят достаточно редко.

Для функционирования FAKERAT необходимо знать значения координат и скоростей КА в промежуточные моменты времени. Чтобы получить эти значения, мы аппроксимируем орбиту эллипсом с центром тяжести Земли в одном из его фокусов. Здесь мы учли, что значения величин  $x$ ,  $y$ ,  $z$ ,  $v_x$ ,  $v_y$ ,  $v_z$  в любой точке орбиты однозначно связаны с решением уравнений Кеплера. Каждая новая строка таблицы дает новую, уточненную аппроксимацию орбиты. Большая полуось эллипса, ориентация эллипса в пространстве, а также локализация КА на орбите определялись шестью выше указанными элементами. Плоскость орбиты в пространстве задается наклонением орбиты и долготой восходящего узла. Перигеи орбиты определяется угловым расстоянием от восходящего узла до перигея орбиты в направлении движения КА. Временная привязка задается моментом прохождения КА через перигеи. По перигею определяется угловое расстояние произвольной точки орбиты:  $u = \omega + \theta$ , где  $\theta$  – истинная аномалия этой произвольной точки.

И, наконец, форма и размер орбиты задается большой полуосью и эксцентриситетом. Значения элементов орбиты во многом определяют заполнение UV-покрытия. При этом следует иметь в виду, что наивысшее угловое разрешение достигается в направлении нормали к орбите КРТ. Координаты нормалей ( $\alpha$ ,  $\delta$ ) для северной и южной небесной полусферы определяются следующими выражениями:  $(\Omega - 90^\circ, 90^\circ - i)$  и  $(\Omega + 90^\circ, i - 90^\circ)$  соответственно. В проекте “РадиоАстрон” наблюдение источников в областях, расположенных вблизи нормали к орбите на южной небесной полусфере, из-за функциональных ограничений (см. раздел 3) реализуется редко.

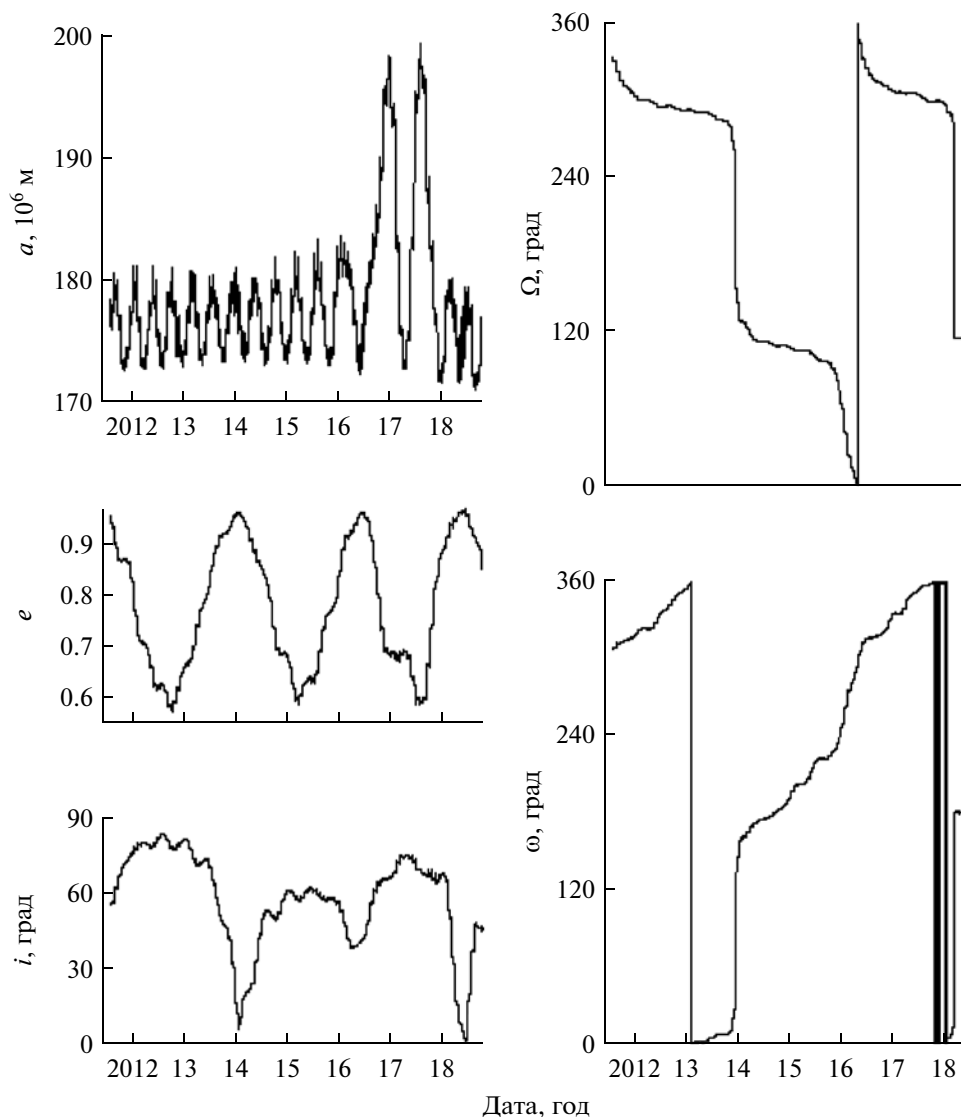


Рис. 2. Прогнозируемые значения изменения элементов орбиты со временем.

На рис. 3 нормали к орбите обозначены как  $\textcircled{N}$ . При наблюдениях радиоисточников в областях, близких к нормали, формируются треки UV-покрытия, которые имеют эллиптическую структуру. Эта структура имеет большие пробелы. Они будут уменьшаться при перемещении источников от нормали к проекции орбиты на небесную сферу. Их уменьшение связано с одновременным уменьшением углового разрешения источника. В предельном случае, когда источник лежит в плоскости орбиты, т.е. когда он находится на расстоянии  $90^\circ$  от нормали, треки UV-покрытия образуют линейную структуру. Более подробное описание рис. 3 будет дано ниже.

Последовательность операций при наблюдениях источника, при юстировках и при лазерной локализации определяется Научной программой работ, задаваемой на месяц вперед. Эту работу выполняет

оперативная научная группа КРТ (АКЦ ФИАН) [2]. Программа учитывает научные задачи, текущие баллистические параметры орбиты, текущие ограничения на задействованные наземные радиотелескопы и ограничения длительности режимов наблюдений при определенных ориентациях КА и положениях антенны ВИРК.

### 3. ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Существует ряд ограничений для КА, которые делают технически невозможным наведение КА на какой-либо радиоисточник или делают невозможным его эффективное наблюдение. Ниже дается описание только тех ограничений, которые заложены в Fakerat.

**3.1 Ограничения на тепловой режим.** Нельзя проводить наблюдения: если угол между электри-

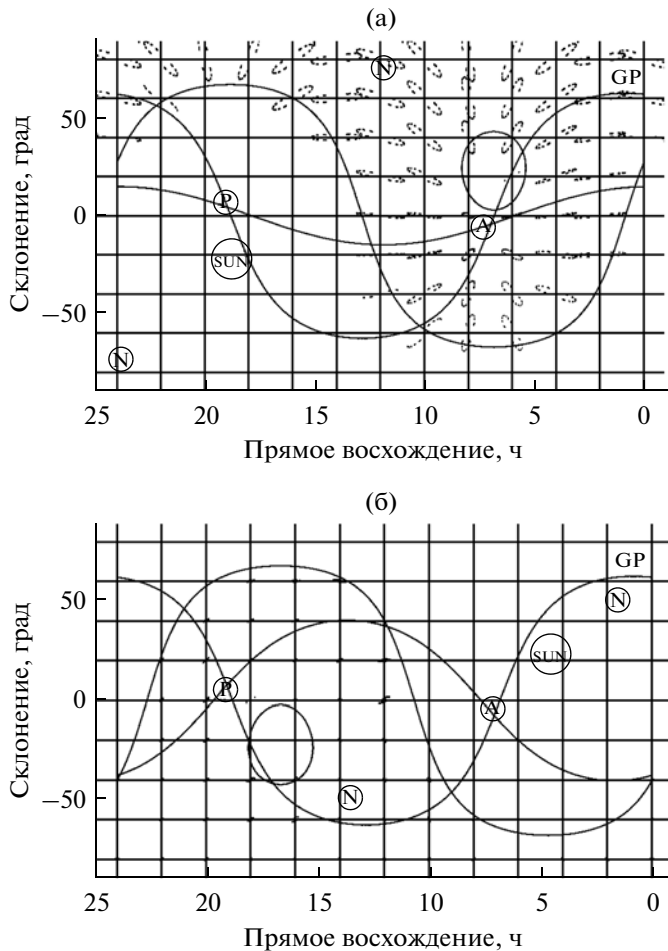


Рис. 3. Два примера заполнения UV-покрытия для всего неба.

ческой осью КРТ и направлением на центр Солнца меньше  $90^\circ$ ; если угол между электрической осью КРТ и направлением на центр Солнца больше  $165^\circ$ ; когда расстояние от центра Земли до КА меньше 20 тыс. км, а радиостанция находится от центра диска Земли на угловом расстоянии меньше  $30^\circ$ .

**3.2 Ограничения для системы энергоснабжения.** Угол между направлением на центр Солнца и нормалью к плоскости панелей системы энергоснабжения не должен превышать  $10^\circ$ .

**3.3 Ограничения для наблюдения близко расположенных от края Земли и Луны радиостанций.** Нельзя проводить наблюдения: когда радиостанция находится на расстоянии менее  $5^\circ$  от ближайшего края Земли и когда радиостанция находится на расстоянии менее  $5^\circ$  от центра диска Луны.

**3.4 Ограничения, налагаемые на звездные датчики.** В состав бортового комплекса управления входит три звездных датчика AX1, AX2 и AX3. В штатном режиме работают только два из них. Оси двух датчиков AX1 и AX2 расположены в полуплоскости, перпендикулярной к электрической

оси КРТ X и повернуты вокруг оси, параллельной оси вращения панели солнечных батарей Y на угол  $15^\circ$  в сторону оси  $-X$  и под углом  $45^\circ$  к осям Y и  $-Y$  соответственно. Ось третьего датчика AX3 также расположена в плоскости, перпендикулярной к электрической оси КРТ, но повернута относительно оси  $-X$  на  $30^\circ$  с сторону третьей оси  $-Z$ . Система координат, определенная выше, является правой и ортогональной. Согласно измерениям проведенным НПО им. С.А. Лавочкина в июле 2012 г., значения направляющих косинусов звездных датчиков следующие:

$$AX1: -0.86640913, -0.00055799, -0.499933447$$

$$AX2: -0.18425467, -0.70842875, -0.68130677$$

$$AX3: -0.18282000, 0.70791153, -0.68223024$$

Угол между осью каждого из двух рабочих датчиков и мешающим небесным телом (Солнцем, Луной и Землей) должен превышать: для Солнца  $-40^\circ$  (от центра Солнца), для Луны  $-30^\circ$  (от центра Луны), для Земли  $-30^\circ$  (от ближайшего края Земли).

**3.5 Ограничения для остронаправленной антенны “Борт-Земля” (ОНА).** ОНА обеспечивает связь с наземной следящей антенной для передачи научной и служебной информации, а также обеспечивает частотную синхронизацию. Наблюдение радиостанции возможно только тогда, когда существует эта связь. Исходное угловое положение привода ОНА относительно базовой системы координат КРТ, определенной выше, задается направляющими косинусами:

$$\text{ось } X_n: -0.95585102, -0.00818895, 0.29373758$$

$$\text{ось } Y_n: -0.00960202, 0.99994823, -0.00336890$$

$$\text{ось } Z_n: -0.29369479, -0.00604064, -0.95588015$$

Алгоритм расчета углов привода ОНА для наведения ее электрической оси на пункт приема научной информации. При расчете углов  $\psi$  и  $\vartheta$  необходимо учитывать углы  $\delta_1$  и  $\delta_2$  действительного положения электрической оси ОНА на выходном фланце привода ОНА.

При нулевых углах привода ( $\psi = 0$  и  $\vartheta = 0$ ) углы  $\delta_1$  и  $\delta_2$  определяются следующим образом:

$\delta_1$  – угловое отклонение электрической оси ОНА от плоскости  $X_n O_n Y_n$ . Положительное направление отсчета производится в сторону оси  $-O_n Z_n$ .

$\delta_2$  – угловое отклонение проекции электрической оси ОНА на плоскость  $X_n O_n Y_n$  от оси  $O_n X_n$ . Положительным является направление в сторону  $O_n Y_n$ .

В исходном положении  $\delta_1 = 15.03^\circ$  и  $\delta_2 = 0.32^\circ$ .

Для единичного радиуса-вектора  $\mathbf{r}$  пункта приема научной информации в приборной системе координат проверяется выполнение условие:

$|\mathbf{r}_y| < \cos(\delta_1 + \delta_n)$ , где  $\delta_n$  – значение порога безопасности. В первом приближение  $\delta_n = 1^\circ$ .

Углы разворота привода  $\psi$  и  $\theta$  в предположении, что  $\delta_1 = 0$  и  $\delta_2 = 0$ :

$$\psi = \text{atan2}\left(-r_z/\sqrt{1-r_y^2}, r_x/\sqrt{1-r_y^2}\right) - \arcsin\left(\sin \delta_1/\sqrt{1-r_y^2}\right),$$

$$\theta = \arcsin(r_y/\cos \delta_1) - \delta_2.$$

Далее проверяются значения рассчитанных углов  $\psi$  и  $\theta$  на принадлежность рабочему диапазону:  $\psi_{\min} \leq \psi \leq \psi_{\max}$ ,  $\theta_{\min} \leq \theta \leq \theta_{\max}$ .

Допустимая область углов поворота составляет: по углу  $\psi$  – от  $-73^\circ$  до  $+90^\circ$ , по углу  $\theta$  – от  $-90^\circ$  до  $+90^\circ$ . За положительное направление вращения привода ОНА принята правая система координат.

**3.6 Ограничения для наземной станции слежения и сбора научной информации.** Прием научной и служебной информации в проекте “РадиоАстрон” производится на наземном 22-м радиотелескопе Пушинской радиоастрономической обсерватории (ПРАО). Радиотелескоп должен обеспечить слежение за КРТ в течение сеанса связи. Как было сказано выше, в настоящее время имеется возможность использовать наземную станцию слежения Грин Бэнк с размером зеркала 43 м.

Геоцентрические координаты и максимальные скорости слежения по азимуту  $dA/dt$  и углу места  $dh/dt$  НСС приведены в табл. 2. Разрешенная область углов поворота НСС в Пушино была уточнена в ходе проведения РНП: по азимуту  $A$  – от  $6^\circ$  до  $354^\circ$ , по высоте  $h$  – от  $10^\circ$  до  $84^\circ$ . Разрешенная область углов поворота 43-м радиотелескопа ПРАО ограничена часовым углом от  $-6.5$  часа до  $6.5$  часа и склонением от  $-37^\circ$  до  $77^\circ$ .

**3.7 Как в течение года изменяется область неба, доступная для наблюдений?** На рис. 4 показаны усредненные с шагом один месяц области небесной сферы, доступные для наблюдений в течение одного года в координатах  $(\alpha, \delta)$  в соответствии с функциональными ограничениями для КА (приведенными в данном разделе 3) и для орбиты (описанной в разделе 2). Области на рис. 4, доступные для наблюдения, затемнены. Чтобы получить эту картинку, мы сканировали небесную сферу по прямому восхождению с шагом 30 мин и по склонению с шагом  $4^\circ$ . Проверяться возмож-

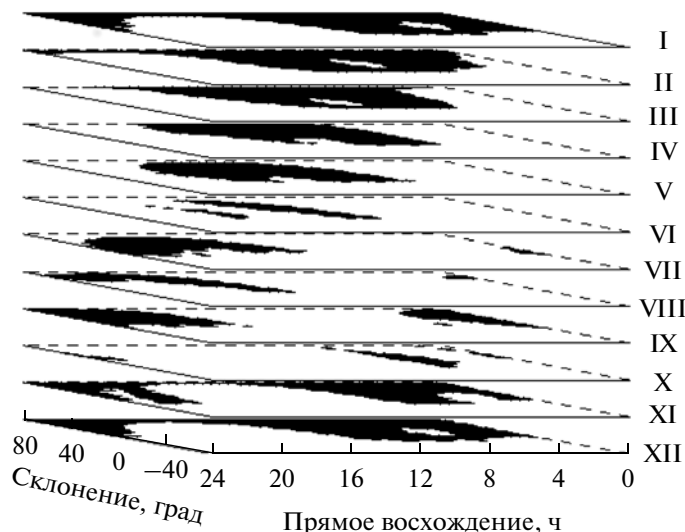


Рис. 4. Доступные для наблюдения (темные) и недоступные (светлые) области.

ность проведения наблюдения КРТ совместно с наземными радиотелескопами, участвующими в проекте “РадиоАстрон”, для каждого узла сетки. Время накопления сигнала составляло не менее одного часа.

Как видно из рис. 4, по мере перемещения Солнца из южного полушария в северное, доступная для наблюдений область уменьшается. Это связано прежде всего с функциональными ограничениями, обеспечивающими нормальный тепловой режим, и возможностью наведения ОНА на наземную следящую антенну.

Интересно другое явление, которое можно увидеть на рис. 4. Это перемещение доступных для наблюдений областей в сторону возрастания  $\alpha$  в течение года. Здесь можно отметить, что конкретные источники можно наблюдать только в определенное время года. Повторные наблюдения возможны только через год. Обычно северные источники можно наблюдать в течение 3–4 мес. в пределах одного года, а южные – от 2 мес. и менее.

#### 4. СТРАТЕГИЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПАКЕТА FAKERAT

В настоящее время Fakerat с графическим интерфейсом работает под управлением рабочей

Таблица 2

НСС	$X$	$Y$	$Z$	$dA/dt$	$dh/dt$
	км			угл. мин/с	
Пушино РТ-22	2916.9559	2248.6500	5190.0927	1.5	1.5
Грин Банк 43 м	882.8799	-4924.4823	3944.1307	–	–

станции Linux в системе X Window. Старт оболочки пакета Fakerat осуществляется после запуска C Shell скрипта *run*, который устанавливает среду переменных, необходимую для запуска библиотек графического пакета PGPlot. Если установка пакета выполнена правильно, то в окне X Window должно появиться интерактивное меню взаимодействия пользователя с программами из пакета Fakerat. Как указывалось выше, инструкция для инсталляции пакета находится на сайте АКЦ ФИАН вместе с программным обеспечением Fakerat. Сохранение всех введенных параметров через графический интерфейс и передача их другим программам осуществляется через файл *menu\_defaults*, копия которого находится в файле *menu\_defaults.1*. После старта Fakerat пользователю открывается ряд возможностей для моделирования наземно-космических VLBI наблюдений. Как показала работа с Fakerat, на этапе РНП, наиболее популярными опциями оказались следующие: обзор возможности *UV*-покрытия узлов сетки ( $\Delta\alpha = 2$  ч,  $\Delta\delta = 20^\circ$ ) для всей небесной сферы *all-sky uvplot*, временная эволюция *UV*-покрытия для конкретного выбранного радиоисточника *time-uvplot*, изображение *UV*-покрытия конкретного радиоисточника в увеличенном масштабе для конкретной даты наблюдения *uvplot* и тест на нарушение ограничений (см. раздел 3) при планировании наблюдения *constraints*.

Основные действия, которые нужно выполнить прежде чем приступить к моделированию *UV*-покрытия:

подключить орбиту к пакету; для этого в директории *~fakerat/orbit* развернутого пакета Fakerat необходимо дать символьную ссылку на орбиту с именем *ra\_orbit*,

выбрать станцию слежения для передачи данных *tracking station*: PUSCHINO or GBANK-5,

задать дату наблюдения *obs-year*, *obs-month*, *obs-day*,

задать время начала наблюдений *star hh:mm:ss*,

задать время окончания наблюдений *stop hh:mm:ss*,

задать частоту приемника *observing band*,

задать время накопления сигнала  $\tau(s)$ ,

указать радиоисточник *source name*,

задать угол прямого восхождения радиоисточника *RA hh:mm:ss.ss*,

задать угол склонения радиоисточника *Dec dd:mm:ss.ss*,

выбрать наземные радиотелескопы, которые предполагается использовать *telescopes*. Мы уже останавливались в разделах 2 и 3 на некоторых особенностях, которые возникают при формировании *UV*-покрытия и которые следует учитывать при планировании наблюдений. В начале работы

над новым источником необходимо прежде всего определить интервал времени, когда возможно проведение наблюдений. Это исследование можно выполнить с помощью двух опции: *UV*-покрытия узлов сетки по всей небесной сфере и выяснению, как изменяется со временем *UV*-покрытие рассматриваемого источника. Если наблюдение невозможно, то с помощью опции, называемой тест на нарушение ограничений, можно выяснить причины этого. На рис. 3 в качестве сравнения показаны типичные *UV*-покрытия узлов сетки для всей небесной сферы при двух противоположных эпохах наблюдения, когда Солнце находится в южной части небесной сферы (верхний рисунок) и в северной части небесной сферы (нижний рисунок). В этом примере использовался *C* диапазон (4.8 ГГц), и была задействована станция слежения в Пушино. В этом примере были использованы следующие наземные телескопы: Arecibo, VLA27,GBT, Jodrell Bank, Евпатория, Parkes, Калязин, Usuda, Noto, Shanghai и Бадары. На рисунке обозначены зоны небесной сферы, недоступные для наблюдения из-за ограничения по Солнцу. Приведены проекции плоскости Галактики и плоскости орбиты КА на небесную сферу. Апоцентр, перицентр и нормали орбиты КА обозначены как  $\textcircled{A}$ ,  $\textcircled{P}$  и  $\textcircled{N}$ .

Еще раз, из сравнения двух *UV*-покрытий ясно видно, что в летний период присутствуют существенные ограничения как по Солнцу, так и по возможностям наведения ОНА на станцию слежения.

Наземные радиотелескопы, которые принимали участие в наземно-космических экспериментах VLBI на этапе РНП, показаны в табл. 3. Чувствительность пары радиотелескопов в интерферометрическом режиме может быть оценена следующим образом:

$$\sigma_{i,j} = 1/\zeta \sqrt{SEFD_i SEFD_j / 2B\tau},$$

где  $\zeta$  – коэффициент эффективности по отношению к неквантованному случаю. Для комбинации уровней при однобитовом клипированном сигнале (космический радиотелескоп) и двубитовом клипированном сигнале (наземный радиотелескоп)  $\zeta = 0.675$ , а для двух двубитовых клипированных сигналов (наземные радиотелескопы)  $\zeta = 0.881$ . При этом предполагается, что регистрация сигнала проведена с частотой Найквиста,  $SEFD_{i,j}$  – эффективная плотность потока излучения для  $i$  и  $j$  – радиотелескопа в Ян соответственно,  $\tau$  – время накопления сигнала в с и  $B$  – ширина полосы приемника в Гц. Значения  $SEFD$  приведены в табл. 3.

**4.1 Частотная спецификация бортового комплекса приемников.** На борту “РадиоАстрона” находится бортовой комплекс, состоящий из четырех приемников, позволяющий принимать сиг-

Таблица 3. Наземные радиотелескопы и сети радиотелескопов в проекте “РадиоАстрон”

Наземные радиотелескопы	Диаметр	SEFD				Время
		<i>P</i>	<i>L</i>	<i>C</i>	<i>K</i>	
	м	Ян				%
EVN <sup>a</sup> :						
Arecibo (Ar)	305	12	3	2		11
Effelsberg (Eb/Ef)	100	600	19	20	90	51
Hartebeesthoek (Hh)	26		450	795	3000	6
Jodrell Bank (Jb1)	76	132	65	80		6
Jodrell Bank (Jb2)	25		320	320	910	2
Medicina (Mc)	32		700	170	700	31
Metsaehovi (Mh)	14				2608	3
Nanshan (Urumqi, Ur)	25		300	250	850	5
Noto (Nt)	32	980	784	260	800	29
Onsala (On)	25		320	600		5
Sheshan (Shanghai, Sh)	25		670	720	1700	4
Torun (Tr)	32		300	220	500	21
Westerbork (Wb)	14 × 25	150	40	60		26
Yebes (Ys)	40			160	200	50
Бадары (Bd)	32		330	200	710	20
Светлое (Sv)	32		360	250	710	20
Зеленчук (Zc)	32		300	400	710	26
Robledo (Ro, DSS63)	70		35		83	17
LBA <sup>b</sup> :						
Narrabri, ATCA (At)	1 × 22		340	350	530	5
Ceduna (Cd)	30				2500	2
Hobart (Ho)	26		420		1800	5
Mopra (Mp)	22		340	350	900	2
Parkes (Pa)	64		42	110	810	2
Tidbinbilla (Ti, DSS43)	70		23		60	<1
VLBA <sup>c</sup> :						
VLBA_SC, VLBA_FD, VLBA_PT, VLBA_OV	25	2227	303	210	502	<1
ASKAP (Ak)	1 × 12		?			3
GBT <sup>d</sup> (Gb)	100	11	9	10	27	22
PT-70 (Ev)	70		19	19	110	47
Usuda (Us)	64		69	69	?	4
VLA27 <sup>e</sup> (Y)	1 × 25		420	310	560	<1
Warkworth (Ww)	12		?			3
Ooty (Oo)	530 × 30	?				<1
КРТ “РадиоАстрон”	10	19000	3400	10500	30000	100

<sup>a</sup> [http://www.evlbi.org/user\\_guide/EVNstatus.txt](http://www.evlbi.org/user_guide/EVNstatus.txt)<sup>b</sup> [http://www.atnf.csiro.au/vlbi/documentation/vlbi\\_antennas](http://www.atnf.csiro.au/vlbi/documentation/vlbi_antennas)<sup>c</sup> <http://science.nrao.edu/facilities/vlba/docs/manuals/oss2013b><sup>d</sup> <http://science.nrao.edu/facilities/gbt/proposing/GBTpg.pdf><sup>e</sup> <http://science.nrao.edu/facilities/vla/docs/manuals/oss2013a/performance/sensitivity>



нал в четырех диапазонах длин волн. Каждый приемник (за исключением *C* диапазона) имеет два независимых канала, на входы которого подаются сигналы обладающие левой (LCP) или правой (RCP) круговой поляризацией. В диапазоне *C* (см. ниже) возможна работа только с одной поляризацией. Полоса с выхода ПЧ приемников формируется в Форматоре и равна 16 МГц для верхней (USB) и нижней (LSB) полосы. В диапазоне *P* (см. ниже) перенос сигнала с выхода приемника из диапазона ПЧ в диапазон видеочастот осуществлен только для верхних или нижних полос. Дополнительную информацию относительно функционирования бортового научного комплекса можно найти в работе [2].

В каждом частотном канале возможен прием сигнала в одной из двух центральных полос, отстоящих друг от друга на 8 МГц. Приемники обеспечивают прием сигнала:

в диапазоне *P* с центральными частотами 308 или 316 МГц и радиометрическим трактом 16 МГц; в диапазоне *L* с центральными частотами 1660 или 1668 МГц и радиометрическим трактом 60 МГц; в диапазоне *C* с центральными частотами 4828 или 4836 МГц и радиометрическим трактом 110 МГц; в диапазоне *K* с центральными частотами 22228 или 22236 МГц, с восемью поддиапазонами для многочастотного синтеза, с четырьмя поддиапазонами для спектральных наблюдений узких радиолиний и радиометрическим трактом 150 МГц.

Центральные частоты восьми поддиапазонов диапазона *K* для многочастотного синтеза отстоят друг от друга на 960 МГц:  $F_{-4} = 18388$  или  $18396$  МГц,  $F_{-3} = 19348$  или  $19356$  МГц,  $F_{-2} = 20308$  или  $20316$  МГц,  $F_{-1} = 21268$  или  $21276$  МГц,  $F_0 = 22228$  или  $22236$  МГц,  $F_1 = 23188$  или  $23196$  МГц,  $F_2 = 24148$  или  $24156$  МГц и  $F_3 = 25108$  или  $25116$  МГц.

Центральные частоты четырех поддиапазонов диапазона *K* для спектральных наблюдений узких радиолиний отстоят друг от друга на 32 МГц:  $F_0 = 22228$  или  $22236$  МГц,  $F_{0-1} = 22196$  или  $22204$  МГц,  $F_{0-2} = 22164$  или  $22172$  МГц и  $F_{0-3} = 22132$  или  $22140$  МГц.

Пакет Fakerat предоставляет возможность отслеживать заполнение треками *UV*-покрытия пространственных частот при синтезировании изображения в *K* диапазоне с помощью 8 поддиапазонов от 1.19 до 1.63 см. Процесс заполнения треками *UV*-покрытия для радиостанции 0716 + + 714 с использованием двух крайних поддиапазонов (1.19 и 1.63 см) и восьми наземных радиотелескопов Effelsberg, GBT, Goldston, Jodrell Bank, Parkes, Robledo, Tidbinbilla и Евпатория с 2013 по 2015 гг. включительно показан на рис. 5. Существенная эллиптичность наблюдаемых покрытий

может быть снижена в будущем за счет коррекции орбиты.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На конец июня 2013 г. в АКЦ ФИАН были спланированы и успешно проведены около 650 интерферометрических сеансов во всех диапазонах длин волн, доступных “РадиоАстрону” при участии многих крупнейших наземных радиотелескопов и сетей радиотелескопов EVN, LBA и VLBA. Все работы по планированию были выполнены с привлечением пакета Fakerat, включая самые первые наблюдения, в программу которых входило наблюдение Луны. При планировании наблюдения Луны некоторые функциональные ограничения КА в пакете Fakerat были сняты. Общее время научных наблюдений на конец июня 2013 г. составляет более 712 ч.

Проект “РадиоАстрон” осуществляется Астрономическим центром Физического института им. П.Н. Лебедева РАН и НПО им. С.А. Лавочкина по контракту с Российским космическим агентством совместно с многими научно-техническими организациями в России и в других странах. Автор считает своим долгом выразить признательность российским и зарубежным коллегам, участвовавшим в отработке пакета Fakerat: А.В. Алакозу, М.В. Попову и В.А. Согласному за тестирование пакета в режиме онлайн при подготовке заданий для планирования наблюдений галактических объектов — радиопульсаров и мазеров, К.В. Соколовскому за тестирование пакета в автоматическом режиме при подготовке заданий для планирования наблюдений внегалактических источников — квазаров и галактик, а также за разработку скрипта, который предоставляет возможность использовать пакет Fakerat в автоматическом режиме, когда задание для пакета передается через файл данных без использования окна графического интерфейса, Ю.Ю. Ковалеву за разработку сетевого окружения и размещение пакета в интернете на сервере НПО им. С.А. Лавочкина, Е.В. Кравченко и J.M. Anderson (Институт радиоастрономии им. Макса Планка, Бонн, Германия) за ревизию архива наземных радиотелескопов, П.А. Войцику и С.R. Gwinn (Университет Калифорнии, Санта Барбара, Калифорния, США) за перевод пакета в 64-битовую версию и распространение ее среди пользователей семейства IBM PC и Apple, В.Г. Промыслову за перевод пакета Fakesat из операционной системы Unix, размещенной на платформе SUN, на операционную систему Linux семейства IBM PC, В.Е. Якимову за размещение пакета на сайте АКЦ ФИАН и Т.С. Фетисовой (фрилансер) за научное редактирование текста статьи. Особую благодарность автор выражает D. Murphy (Лаборатория реактивного движения, НАСА, Пасадена, США) за его

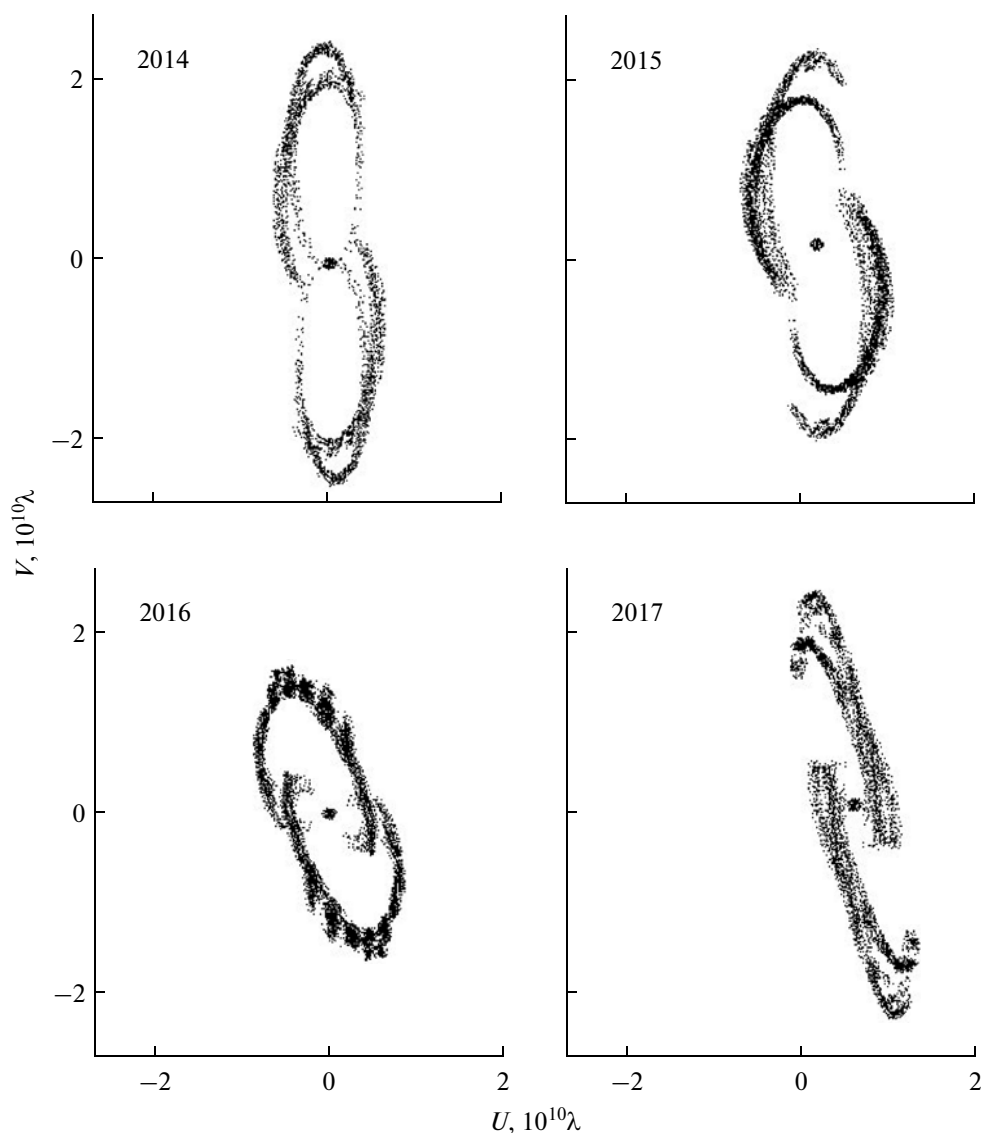


Рис. 5. Пример заполнения треками  $UV$ -покрытия для источника 0716 + 714.

участие в проекте “РадиоАстрон”. Это участие содействовало созданию в кратчайшие сроки эффективно работающего программного обеспечения для планирования наблюдений в международном интерферометрическом наземно-космическом эксперименте “РадиоАстрон”.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авдеев В.Ю., Алакоз А.В., Александров Ю.А. и др. Космическая миссия “РадиоАстрон”. Первые результаты // Вестн. НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. Т. 3. № 14. С. 4–21.
2. Кардашев Н.С., Хартов В.В., Абрамов В.В. и др. “РадиоАстрон” – телескоп размером 300000 км: основные параметры и первые результаты наблюдений // Астрон. журн. 2013. Т. 90. № 3. С. 179–222.
3. Pearson T.J., Readhead A.C.S. Image Formation by Self-Calibration in Radio Astronomy // Ann. Rev. Astron. Astrophys. 1984. V. 22. P. 97–130.
4. Ames H., Bolton S., Burke B.F. et al. Quasar: technical aspects of the proposed mission // ESA Spec. Publ. 1984. V. 213. P. 27–99.
5. Murphy D.W. Simulations of space VLBI, Radio interferometry: Theory, techniques, and applications // Proceedings of the 131st IAU Colloquium, ASP Conference Series (ASP: San Francisco). 1991. V. 19. P. 107.
6. Murphy D.W. VSOP-2 Mission Simulations Using the JPL-developed Fakesat Software // 36th COSPAR Scientific Assembly. Held July 16–23, 2006. Beijing China, P. 2496.
7. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников земли. М.: Книжный дом “Либроком”, 2011.