

## Центр баллистико-навигационного обеспечения космических проектов АКЦ ФИАН

© А. Г. Рудницкий<sup>1</sup>, П. Р. Запевалин<sup>1</sup>, П. В. Мжельский<sup>1,2</sup>, Т. А. Сячина<sup>1</sup>, М. А. Щуров<sup>1</sup>

<sup>1</sup>АКЦ ФИАН, г. Москва, Россия

<sup>2</sup>НПО им. С. А. Лавочкина, г. Химки, Московская область, Россия

### Реферат

В Астрокосмическом Центре Физического института им. П. Н. Лебедева Российской академии наук ведутся работы по созданию единого универсального программно-вычислительного центра баллистико-навигационного обеспечения космических проектов. В перечень задач центра входят: расчеты, связанные с проектной баллистикой и высокоточным восстановлением орбит; программная реализация модели задержки для проведения корреляционной обработки данных наблюдений РСДБ, в том числе и наземно-космических; универсальный программный комплекс для планирования наземных и наземно-космических РСДБ-наблюдений.

Центр баллистико-навигационного обеспечения космических проектов будет выполнять баллистическое сопровождение, планирование наблюдений и предоставление необходимой информации для обработки данных космической обсерватории «Миллиметрон». В перспективе функционал центра позволит осуществлять поддержку и любых других космических обсерваторий.

На данный момент полностью разработана часть программно-вычислительного комплекса, относящаяся к проектной баллистике. С его помощью уже выполнены работы по расчетам номинальной орбиты космической обсерватории «Миллиметрон». Активно ведутся работы по созданию новой высокоточной модели задержки для корреляционной обработки РСДБ-наблюдений, разрабатывается программно-вычислительный модуль для точного восстановления орбит КА.

В работе представлена информация о текущих результатах реализации алгоритмов и программных решений в рамках создания центра баллистико-навигационного обеспечения космических проектов.

**Ключевые слова:** интерферометрия, РСДБ, баллистика, программное обеспечение, планирование наблюдений, баллистика и навигация космических аппаратов.

*Контакты для связи: Рудницкий Алексей Георгиевич (arud@asc.rssi.ru).*

**Для цитирования:** Рудницкий А. Г., Запевалин П. Р., Мжельский П. В., Сячина Т. А., Щуров М. А. Центр баллистико-навигационного обеспечения космических проектов АКЦ ФИАН // Труды ИПА РАН. 2022. Вып. 62. С. 29–34.

<https://doi.org/10.32876/AplAstron.62.29-34>

## ASC LPI Center for Ballistic and Navigation Support of Space Projects

A. G. Rudnitskiy<sup>1</sup>, P. R. Zapevalin<sup>1</sup>, P. V. Mzhelskiy<sup>1,2</sup>, T. A. Syachina<sup>1</sup>, M. A. Shchurov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Astro Space Center, Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

<sup>2</sup>Lavochkin Science and Production Association, Khimki, Moscow region, Russia

### Abstract

Astro Space Center of P. N. Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences is developing a universal software computing center for ballistic and navigation support for space projects. The task list of the center includes: calculations related to design ballistics and high-precision orbit reconstruction; software implementation of the delay model for correlation of data obtained from very long baseline radio interferometry (VLBI) observations, including space-ground ones; universal software package for space-ground and ground VLBI observations scheduling and planning.

The Center for Ballistic and Navigation Support of Space Projects will perform ballistic support, planning of observations and provision of the necessary information for data processing for the Millimetron space observatory. In the future, the functionality of the center will allow supporting any other space missions.

Currently, the part of the software complex related to design ballistics has been fully developed. With its help, the nominal orbit calculation of the space observatory Millimetron has already been accomplished. The development of a new high-precision delay model for correlation of VLBI observations is under way, and a software-computing module is being developed for accurate orbit reconstruction.

The paper presents information on the current implementation results of algorithms and software solutions in the framework of the creation of a ballistic and navigation support center for space projects.

**Keywords:** interferometry, VLBI, ballistics, software, observation planning, ballistics and spacecraft navigation.

*Contacts: Alexey G. Rudnitskiy (arud@asc.rssi.ru).*

**For citation:** Rudnitskiy A. G., Zapevalin P. R., Mzhelskiy P. V., Syachina T. A., Shchurov M. A. ASC LPI Center for ballistic and navigation support of Space projects // Transactions of IAA RAS. 2022. Vol. 62. P. 29–34. <https://doi.org/10.32876/ApplAstron.62.29-34>

## Введение

В Астрокосмическом Центре Физического института им. П. Н. Лебедева Российской академии наук (АКЦ ФИАН) ведутся работы по созданию единого универсального программно-вычислительного центра баллистико-навигационного обеспечения космических проектов. В перечень решаемых задач центра входят: проектная баллистика; высокоточное восстановление орбитальных параметров; программная реализация модели задержки для проведения корреляционной обработки данных наблюдений РСДБ, в том числе и наземно-космических; универсальный программный комплекс для планирования наземных и наземно-космических наблюдений.

Центр баллистико-навигационного обеспечения космических проектов будет осуществлять баллистическое сопровождение, планирование наблюдений и предоставление необходимой информации для обработки данных космической обсерватории «Миллиметрон». При этом в перспективе функционал центра позволит осуществлять координатно-временное и навигационное обеспечение любых других космических обсерваторий, а также проектировать и восстанавливать орбитальные параметры для любых КА. В центре уже успешно были выполнены работы по расчетам номинальной орбиты космической обсерватории «Миллиметрон», при использовании разработанного программного обеспечения.

## Структура центра

На рис. 1 представлена общая структура центра баллистико-навигационного обеспечения космических проектов АКЦ ФИАН, а также схема взаимодействия центра с внешними источниками данных и измерений. Разработанное программное

обеспечение в центре имеет модульную структуру с единым универсальным графическим пользовательским интерфейсом, где каждый из модулей решает определенный круг задач из приведенного перечня. Подобный подход позволяет создавать и подключать новые модули, а также предоставляет практически неограниченные возможности для модернизации и совершенствования программного комплекса в целом.

Программные модули используют константно-эфемеридное обеспечение на базе конвенций ([IERS Conventions 2010](#)) и единую комплексную модель сил, разработанную в формате библиотеки в центре баллистико-навигационного обеспечения. При этом учитываются силы и негравитационного характера, например, учет давления солнечного излучения. В перспективе модель будет усложнена с учетом произвольной геометрии КА для более точного учета давления солнечного излучения.

## Проектная баллистика

Для проектирования орбит любого типа и любой сложности разработан соответствующий программно-вычислительный модуль, который включает в себя различные методы численного интегрирования: Рунге – Кутта 7(8) порядка, Принса – Дормана, Адамса – Бэшфорда – Мультона, и использует комплексную модель сил ([Сумароков и др., 1998](#); [Hosea et al., 1994](#)).

Согласно используемой в расчётах модели сил, ускорение космического аппарата в точке с радиус-вектором  $r$  в системе J2000 определяется по формуле

$$\ddot{\vec{r}}_s = -\frac{\mu\vec{r}_s}{|\vec{r}_s|^3} + \vec{a}_h + \sum_i \vec{a}_{pi} + \vec{a}_{sp}, \quad (1)$$

где  $\mu$  — гравитационный параметр Земли,  $\vec{r}_s$  — вектор положения космического аппарата,  $\vec{a}_h$  —

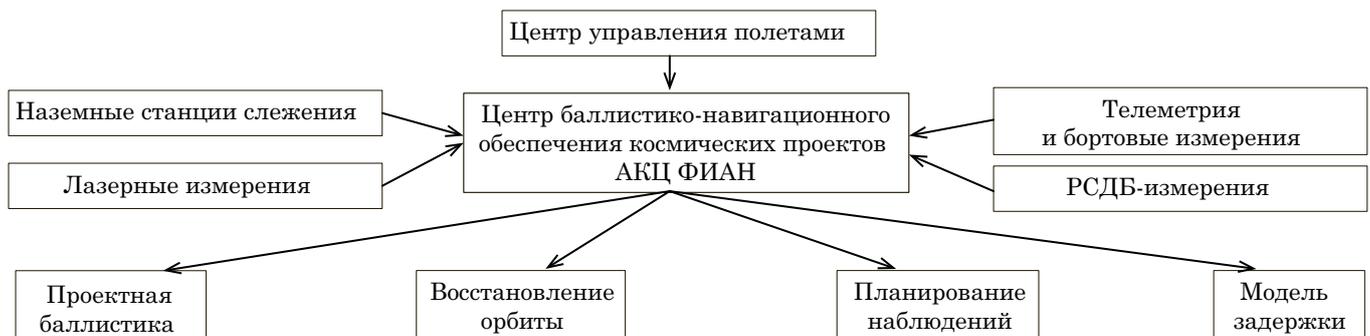


Рис. 1. Структура центра баллистико-навигационного обеспечения космических проектов АКЦ ФИАН и схема взаимодействия центра с внешними источниками данных и измерений

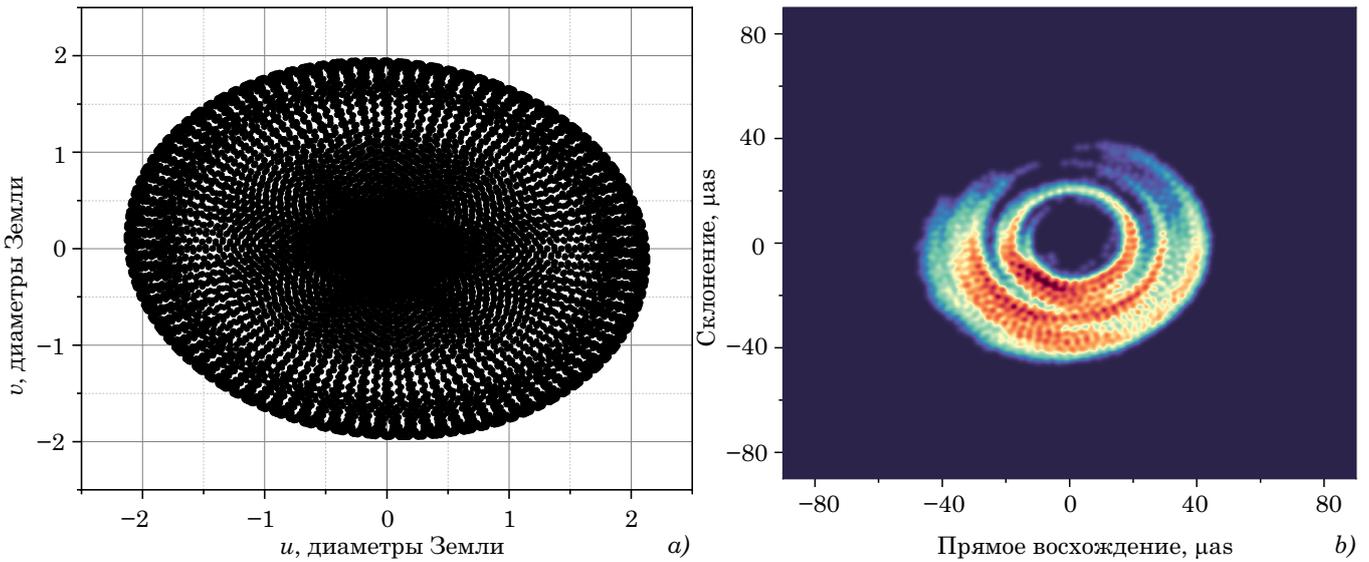


Рис. 2. Пример рассчитанного  $(u, v)$  заполнения для космического интерферометра, состоящего из двух аппаратов (а) и результирующее восстановленное модельное изображение источника М87 (b) для этого заполнения

возмущающее ускорение, обусловленное несферичностью Земли,  $\vec{a}_{sp}$  — возмущающее ускорение, обусловленное солнечным давлением, а  $\sum_i \vec{a}_{pi}$  — возмущающее ускорение, обусловленное присутствием других массивных тел в Солнечной системе (Луна, Солнце, планеты). Сумма определяет результирующее ускорение, в зависимости от того, влияние каких тел Солнечной системы учитывается.

В общем виде возмущающее ускорение для тела Солнечной системы можно представить следующим образом:

$$\vec{a}_p = \mu_p \left( \frac{\vec{r}_p - \vec{r}_s}{|\vec{r}_p - \vec{r}_s|^3} - \frac{\vec{r}_p}{|\vec{r}_p|^3} \right), \quad (2)$$

где  $\mu_p$  — гравитационный параметр небесного тела,  $\vec{r}_p$  — вектор положения соответствующего тела относительно его центра.

Модуль позволяет рассчитывать любые конфигурации орбит, причем не только околоземных. Существует возможность проектировать орбиты как для одиночного КА, так и для спутниковых группировок, в том числе выполнять расчеты и моделирование оптимальных траекторий для космических интерферометров с любым количеством участвующих космических телескопов. На рис. 2а приведен пример расчета заполнения  $(u, v)$  плоскости для случая космического интерферометра, которые состоит из двух космических телескопов, находящихся на околоземных круговых орбитах, полученных с помощью модуля проектирования орбит центра баллистико-навигационного обеспечения космических проектов. Параметры рассчитанных орбит приведены в таблице.

Таблица

Параметры орбит моделирования космического интерферометра, состоящего из двух космических телескопов

Параметр / № телескопа	1	2
Большая полуось, км	13500	13913
Эксцентриситет	0	0
Наклонение, град.	77.61	77.61
Долгота восходящего узла, град.	90	90
Аргумент перицентра, град.	0	0

На рис. 2b приведен результат моделирования эксперимента по картографированию источника М87 с использованием рассчитанных орбит и  $(u, v)$  заполнения с применением модели источника (Чернов, 2021).

В рамках работ по проектированию орбиты космической обсерватории «Миллиметрон», были реализованы методы, связанные с решением ограниченной задачи трёх тел, что связано с проектированием орбиты в окрестностях точки Лагранжа L2 системы «Земля — Солнце» (Gomez et al., 2001; Wang et al., 2006). С помощью разработанного модуля была получена номинальная орбита космической обсерватории «Миллиметрон». Модуль проектирования орбит позволяет также анализировать и предсказывать движения любых других космических тел по заданным параметрам.

### Восстановление орбитальных параметров

Высокоточное восстановление траектории движения КА является одной из ключевых задач поддержания его эффективной работы и критически важно как при проведении наблюдений, в первую

очередь речь идет об РСДБ-наблюдениях, так и при обработке данных этих наблюдений.

Для решения задачи восстановления параметров орбиты КА был разработан специализированный программный модуль, который реализует несколько алгоритмов восстановления орбит (МНК и фильтр Калмана) с использованием входных данных радиоизмерений дальности, радиальной скорости, а также данных лазерных измерений. Фильтр Калмана и обобщенный фильтр Калмана наиболее часто используются в качестве методов восстановления орбит ([Chen et al., 2020](#); [Tapley et al., 2004](#)). В отличие от обыкновенного фильтра Калмана, обобщенный обеспечивает гораздо более быструю сходимость вектора состояния. Основное отличие обобщенного фильтра Калмана заключается в том, что для его работы необходимы только начальное значение вектора состояния и ковариационная матрица ошибок уточняемых параметров.

Для вычисления априорной ковариационной матрицы ошибок параметров необходимо выполнить численное интегрирование дифференциального уравнения

$$\dot{F}(t, t_0) = A(t)F(t, t_0), \quad (3)$$

связывающего матрицу перехода  $F(t, t_0)$  и априорную ковариационную матрицу ошибок  $A(t)$  измерения параметров движения КА. Путем численного интегрирования выражения (3) с начальными условиями  $F(t_0, t_0) = I$  можно получить матрицу перехода для любого момента времени  $t_k$ . Упрощенное выражение для ее расчета будет иметь вид  $F_k = I + A_k t_k$ , где  $I$  — единичная матрица.

В следующий момент наблюдения новый, оцененный, вектор состояния используется в качестве входных данных для фильтра, и так продолжается до конца наблюдений. Подробное описание методов и их реализации приведены в ранее опубликованной работе ([Запевалин и др., 2022](#)).

Разработанный модуль определения орбиты был протестирован на нескольких типах орбит: низкой околоземной орбиты, высокоэллиптической орбиты, орбитах обсерваторий «Миллиметрон» и «Радиоастрон» ([Запевалин и др., 2022](#)). Каждая из этих орбит имеет свои особенности. К примеру, орбита обсерватории «Радиоастрон» в перигее приближается к Земле, поэтому необходимо учитывать несферичности Земли в исходной модели сил. Из-за большого эксцентриситета орбиты также возникают силовые возмущения от Солнца и Луны.

По результатам тестирования ошибки вектора начального состояния были заложены на уровне 110 км по положению и 10 м/с по скорости. Выполнялось моделирование наблюдений с тремя наземными станциями и ошибками 100 м по дальности и 0.1 м/с по скорости. Расчетное расстояние до спутника хорошо сошлось с истинной орбитой по сравнению с опорной. Также выполнено модели-

рование измерений с ошибками 20 м и 0.5 мм/с, которые соответствуют характеристикам, заявленным в технических требованиях к проекту обсерватории «Миллиметрон». Следует отметить, что процесс уточнения орбиты сильно зависит от качества и от количества выполняемых измерений орбитальных параметров КА.

### Модель задержки

Основополагающим моментом качественной и успешной обработки любого РСДБ-эксперимента, особенно на высоких частотах, является использование высокоточной модели расчёта задержки распространения сигнала, принимаемого телескопами от источника. Максимально точное определение задержки напрямую влияет на успех первичной обработки РСДБ-наблюдений с помощью коррелятора.

Задержка включает в себя геометрическую задержку и поправки, зависящие от влияния распространения радиоволн, а также от неточностей и дрейфа хода атомных часов, расположенных на телескопах. Для наземных телескопов геометрическая задержка будет изменяться медленно во времени, и связано это с вращением Земли. Более того, так как положение наземных телескопов известно с относительно высокой точностью, следует ожидать ошибки в определении задержки порядка 30 пс.

В общем виде задержку сигнала  $\Delta t$  между двумя телескопами можно описать соотношением:

$$\Delta t = -\frac{1}{c} \vec{s} [\vec{r}_2(t_2) - \vec{r}_1(t_1)] + \Delta \tau_{grav}, \quad (4)$$

где  $\vec{s}$  — единичный вектор в направлении источника из барицентра Солнечной системы в отсутствие гравитационного отклонения света и абберационного смещения,  $\vec{r}_1(t_1)$  и  $\vec{r}_2(t_2)$  — барицентрические радиус-векторы телескопов в моменты  $t_1, t_2$  (по шкале ТСВ) прихода фронта волны на телескопы,  $\Delta \tau_{grav}$  — гравитационная задержка радиосигнала в Солнечной системе.

Опыт обработки данных в проекте «Радиоастрон» ([Likhachev et al., 2017](#); [Deller et al., 2007](#)) показал, что для случая, когда в наблюдениях используется космический телескоп, требования к вычислению задержки гораздо жестче. Для наземно-космических баз задержка будет содержать в себе вклад как от нестабильности бортового водородного стандарта частоты, так и от погрешностей в восстановленных параметрах орбиты космического телескопа. Учёт этих факторов важен, поскольку определяет требования к коррелятору.

В настоящий момент в АКЦ ФИАН в рамках создания центра баллистико-навигационного обеспечения разрабатывается новая модель вычисления геометрической задержки распространения сигнала, которая будет учитывать влияние атмосферы, ионосферы, тропосферы, океанических

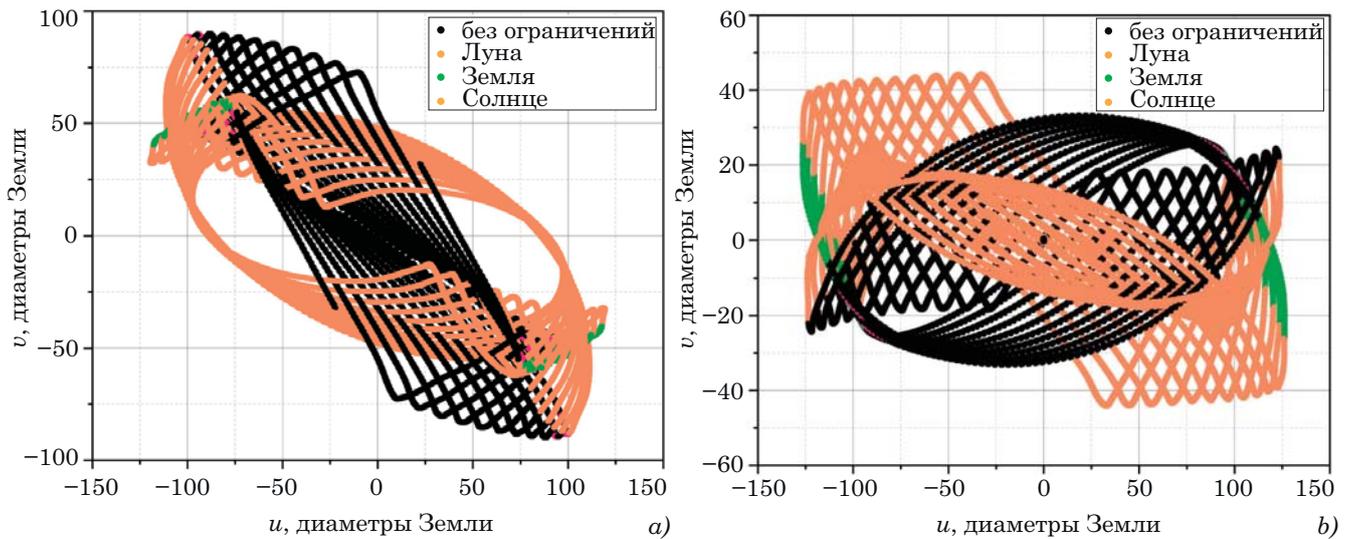


Рис. 3. Рассчитанные  $(u, v)$ -заполнения для двух источников — Sgr A\* (a) и M87 (b) — для номинальной орбиты обсерватории «Миллиметрон» совместно с наземной сетью телескопов ЕНТ, реализуемые за 10 лет

нагрузок и приливных сил, а также взаимодействовать напрямую с модулем уточнения орбитальных параметров. Целевая точность вычисления таких задержек должна будет составлять величину порядка пикосекунд.

### Планирование космических миссий и наблюдений

Залог успеха любой научной космической миссии — тщательное планирование эксперимента. Центр баллистико-навигационного обеспечения АКЦ ФИАН обладает всем необходимым программным функционалом для решения задач планирования и оптимизации наблюдений. С помощью программно-вычислительного модуля планирования была оптимизирована номинальная орбита для обсерватории «Миллиметрон» согласно требованиям, предъявляемым к проведению экспериментов по картографированию перечня целевых источников (сверхмассивных черных дыр) в миллиметровом диапазоне длин волн (Кардашев и др., 2014) и подтвердить теоретические возможности проведения интерферометрических наблюдений в окрестностях точки Лагранжа L2 системы «Земля — Солнце» (Rudnitskiy et al., 2022).

Программно-вычислительный модуль планирования универсален и позволяет оптимально распределить наблюдательное время с учетом всех ограничений, связанных как со спецификой эксперимента (РСДБ, режим одиночного телескопа и др.), так и с технической точки зрения. На рис. 3a и рис. 3b приведены примеры  $(u, v)$  заполнений для режима РСДБ двух источников: Sgr A\* и M87. Данные заполнения были получены на 10 лет для номинальной орбиты обсерватории «Миллиметрон», рассчитанной с помощью модуля

для проектирования орбит лаборатории. При расчете заполнений в качестве наземных телескопов выбирались антенны телескопа Горизонта событий (Event Horizon Telescope). Разработанная система планирования и оптимизации позволила найти участки орбиты, на которых доступны относительно малые проекции баз (до 0.8 диаметров Земли) и существует возможность проведения наблюдений в режиме картографирования. При этом учитываются ограничения КА — цветом указаны точки, в которых наблюдение с помощью обсерватории «Миллиметрон» недоступно ввиду засветки небесными телами.

Систему планирования можно использовать не только для орбитальных космических инструментов, но и для наземных телескопов, а также для инструментов, расположенных на поверхностях других планет Солнечной системы, например, для телескопов, расположенных на поверхности Луны.

### Заключение

В работе приведены результаты текущей работы по созданию универсального и единого программно-вычислительного комплекса для баллистико-навигационного обеспечения космических проектов в АКЦ ФИАН. На текущий момент были разработаны, полностью протестированы и апробированы два программно-вычислительных модуля с целью решения задач проектной баллистики и восстановления орбитальных параметров КА. Реализована часть программно-вычислительного модуля планирования наблюдений в части организации и проведения наземно-космических РСДБ-наблюдений с точки зрения оценки их эффективности.

## Литература

- Запевалин П. Р., Рудницкий А. Г., Щуров М. А., Сячина Т. А.* Уточнение орбиты космического радиотелескопа в проекте «Миллиметрон» («Спектр-М») // Вестник московского университета. Серия 3: Физика. Астрономия. 2022. № 3. С. 34–43.
- Кардашёв Н. С., Новиков И. Д., Лукаш В. Н. и др.* Обзор научных задач для обсерватории Миллиметрон // УФН. 2014. № 184. С. 1319–1352.
- Сумароков С. И., Батхина Н. В., Батхин А. Б.* Сравнительный анализ численных методов построения сечений Пуанкаре задачи Хилла // Вестник ВолГУ. Серия 1. Математика. Физика. 1998. № 3. С. 116–126.
- Чернов С. В.* Ограничения параметров черной дыры и плазмы в окрестности источника Стрелец А\* // Астрономический журнал. 2021. Т. 98. № 2. С. 132–148.
- Chen J., Tang G., Liu Y., Luo Q.* Spacecraft relative navigation based on the converted measurement Kalman filter // 3rd International Conference on Unmanned Systems (ICUS). 2020. P. 84–87.
- Deller A. T., Tingay S. J., Bailes M., West C.* DiFX: A software correlator for very long baseline interferometry using multiprocessor computing environments // The Publications of the Astronomical Society of the Pacific. 2007. Vol. 119, Iss. 853. P. 318–336.
- Gomez G., Jorba A., Simo C., Masdemont J.* Dynamics and mission design near libration points: Vol III Advanced Methods for Collinear Points // World Scientific Monograph Series in Mathematics. 2001. Vol. 4. 187 p.
- Hosea M. E., Shampine L. F.* Efficiency comparisons of methods for integrating ODEs // Computers Math. Applic. 1994. Vol. 28, no. 6. P. 45–55.
- IERS Conventions 2010 (IERS Technical Note 36) / ed. by G. Petit, B. Luzum. Frankfurt am Main: Verlag des Bundesamts für Kartographie und Geodäsie. 2010. 179 p.
- Likhachev S. F., Kostenko V. I., Girin I. A., et al.* Software correlator for Radioastron mission // Journal of Astronomical Instrumentation. 2017. Vol. 6, Iss. 3. doi: 10.1142/S2251171717500040.
- Rudnitskiy A. G., Mzhelskiy P. V., Shchurov M. A., et al.* Analysis of orbital configurations for Millimetron space observatory // Acta Astronautica. 2022. Vol. 196. P. 29–41.
- Tapley B. D., Schutz B. E., Born G. H.* Statistical orbit determination. Elsevier Academic Press, 2004. 563 p.
- Wang S. K., Martin W. L., Jerrold E. M., Shane D. R.* Dynamical systems, the three-body problem and space mission design. Springer New York, 2017. 400 p.