

## ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ НАПРАВЛЕННЫХ НЕПОДВИЖНЫХ АНТЕНН ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ РАДИОЛИНИИ СВЯЗИ НА МАЛОМ КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ «АИСТ-2Т»

© 2023

- В. В. Еремина** инженер;  
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;  
[vaeremina@yandex.ru](mailto:vaeremina@yandex.ru)
- И. О. Ерков** инженер-конструктор;  
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;  
[erkov.io@gmail.com](mailto:erkov.io@gmail.com)
- А. А. Журавлев** кандидат технических наук, ведущий специалист;  
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;  
[Zhuravlev.aa@samspace.ru](mailto:Zhuravlev.aa@samspace.ru)
- И. В. Маслов** начальник сектора;  
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;  
[macloff@mail.ru](mailto:macloff@mail.ru)
- Н. И. Пыринов** начальник сектора;  
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;  
[pyrinov@samspace.ru](mailto:pyrinov@samspace.ru)

Правильная установка антенно-фидерных устройств на борт малого космического аппарата и выбор их параметров позволяют обеспечить решение целевых задач с высоким качеством. Рассмотрены основные проблемные вопросы размещения АФУ бортовой аппаратуры радиолинии передачи целевой информации на МКА «АИСТ-2Т» и принятые проектные решения.

*Малый космический аппарат; радиолиния передачи целевой информации; узконаправленная антенна*

---

**Цитирование:** Еремина В.В., Ерков И.О., Журавлев А.А., Маслов И.В., Пыринов Н.И. Особенности применения направленных неподвижных антенн высокоскоростной радиолинии связи на малом космическом аппарате «АИСТ-2Т» // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 52-58. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-52-58

### Введение

В апреле 2016 года на орбиту Земли успешно был выведен малый космический аппарат (МКА) «АИСТ-2Д», оснащённый оптико-электронной аппаратурой высокого разрешения «Аврора», бистатическим радиолокационным комплексом Р-диапазона частот, научной аппаратурой и бортовой аппаратурой радиолинии передачи целевой информации (БА РЛЦИ) на Землю. Передача информации осуществляется в X-диапазоне. При передаче на пункт приёма информации (ППИ) антенно-фидерное устройство (АФУ) БА РЛЦИ формирует диаграмму направленности специального вида (косеканс) с зоной обслуживания плюс/минус 70 градусов, при коэффициенте усиления (КУ) 0,5...7 дБ, обеспечивая при этом возможность передавать целевую информацию со скоростью до 150 Мбит/с (модуляция QPSK, символьная скорость 85 Мбит/с) на правой или левой эллиптической поляризации. Дальнейшее повышение скорости передачи информации возможно только путём перехода с вида модуляции QPSK на 8PSK, 16APSK и увеличением тактовой частоты (с 85 МГц до 200 МГц, например), что влечёт необходимость увеличения отношения сигнал/шум в радиолинии. Одним из вариантов повышения отношения сигнал/шум является увеличение КУ антенны. Однако дальнейшее увеличение КУ АФУ возможно только при использовании направленных антенн с

наведением. На МКА «АИСТ-2Т» ввиду технических проблем обеспечения наведения антенного устройства (АУ) в сжатые сроки было решено использовать две жёстко закреплённые на силовой части корпуса МКА узконаправленные рупорные антенны с обеспечением наведения АУ на ППИ средствами МКА. Применение двух антенн обусловлено необходимостью удвоения полезной скорости передачи информации, а также повышением надёжности РЛЦИ и конструктивными особенностями МКА «АИСТ-2Т». На рис. 1 представлен общий вид МКА «АИСТ-2Т» с установленными АФУ БА РЛЦИ. Передача данных на наземный пункт приёма информации должна осуществляться на солнечно-синхронной околокруговой орбите со средней высотой в диапазоне высот от 350 до 500 км одновременно двумя АФУ на одной несущей частоте на встречных поляризациях. Максимально достижимая техническая скорость при этом составит  $2 \times 800$  Мбит/с (информационная  $2 \times 720$  Мбит/с). Необходимость наведения электрической оси диаграммы направленности АФУ на ППИ за счёт программных разворотов МКА с погрешностью не более  $\pm 2^\circ$  (КУ достигает максимального значения) является недостатком, оказывающим существенное влияние на циклограмму его работы.

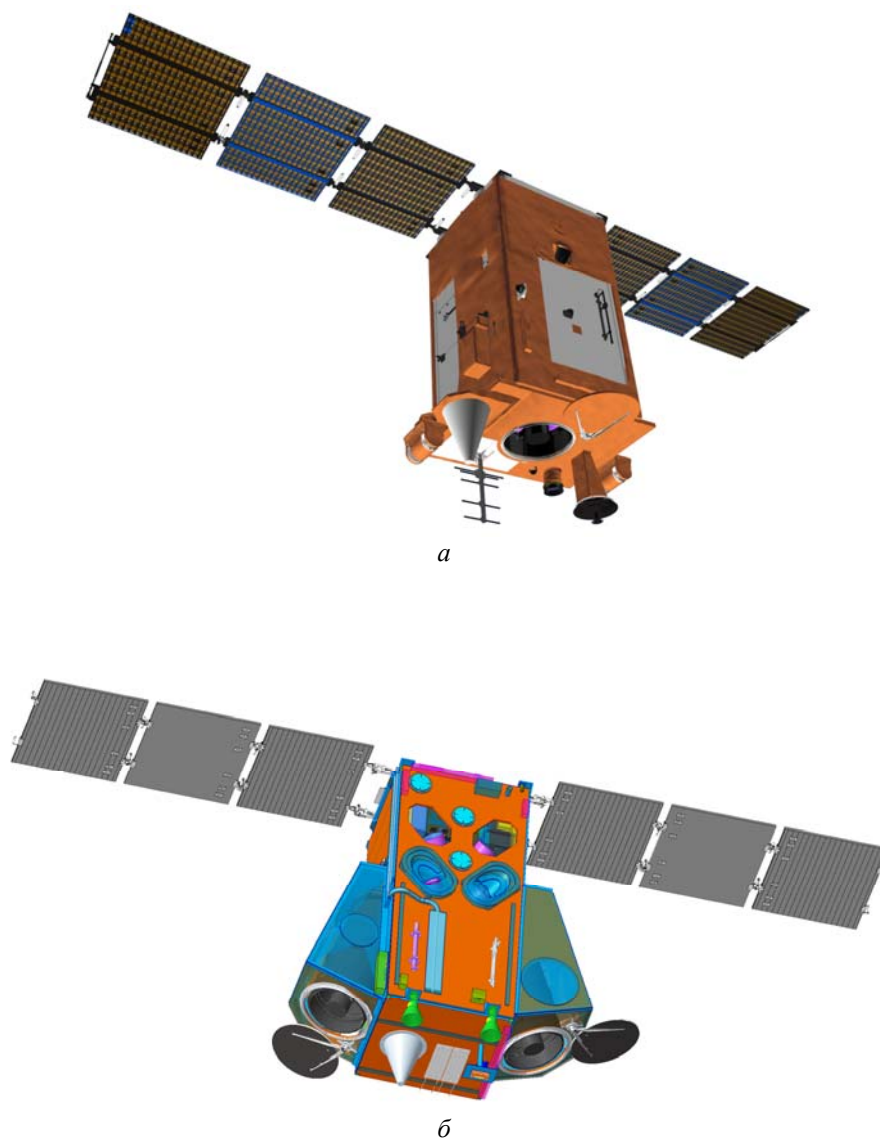


Рис. 1. Общий вид МКА «АИСТ-2Д» (а) и МКА «АИСТ-2Т» (б), с установленными антенно-фидерными устройствами радиолиний передачи целевой информации

### Особенности применения антенного устройства на МКА «АИСТ-2Т»

В процессе проектирования решались следующие задачи:

1. Максимальное разнесение двух АФУ на нижней панели МКА.
2. Наведение АУ на ППИ с погрешностью не более  $\pm 2$  градуса.
3. Реализация режима одновременной съёмки и передачи информации на ППИ.

Первая задача была решена размещением АФУ на кронштейнах на боковой панели, т.к. разместить их в противоположных углах нижней панели МКА не представлялось возможным. Антенны были размещены на расстоянии около 600 мм. Данное ограничение необходимо с целью исключения взаимного влияния АФУ на форму диаграммы направленности (ДН) АФУ. При проведении лётных испытаний будет сделан окончательный вывод о возможности работы БА РЛЦИ по двум каналам одновременно.

Решение второй задачи связано с особенностями реализации исполнительных механизмов системы управления движением (СУД) МКА. Если на максимальных дальностях наведение и отслеживание ППИ не вызывает затруднений, то при пролёте вблизи ППИ требуемая скорость отслеживания возрастает с 0,2 до 0,93°/с для высоты 500 км и до 1,31°/с для высоты 350 км, что с небольшим запасом реализуется средствами СУД. Однако на высотах ниже 490 км имеет место недостаточное угловое ускорение для отслеживания ППИ при пролёте при углах тангажа от  $\pm 20^\circ$  до  $\pm 38^\circ$  и крена  $\pm 20^\circ$ . Потребные угловые скорости и ускорения для отслеживания ППИ «Самара» в зависимости от прохождения трассы полёта МКА для вариантов рабочих орбит со средней высотой 490 и 400 км приведены на рис. 2, 3 соответственно.

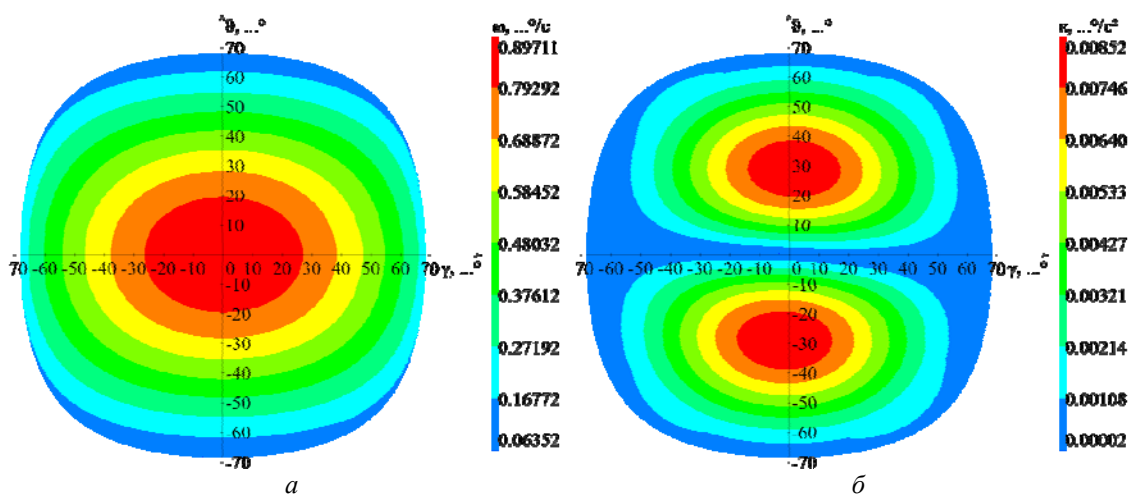


Рис. 2. Требуемая угловая скорость (а) и требуемое угловое ускорение (б) для рабочей орбиты со средней высотой 490 км

Из представленных диаграмм на рис. 2 видно, что максимальная угловая скорость 0,9°/с должна быть обеспечена при угле тангажа не более  $\pm 20$  градусов и угле крена  $\pm 27$  градусов. Требуемое угловое ускорение составляет не более 0,008°/с<sup>2</sup> и располагается при углах тангажа от  $\pm 20$  до  $\pm 38$  градусов. Представленные значения СУД МКА для высоты орбиты 490 км позволяет выполнить в полном объеме.

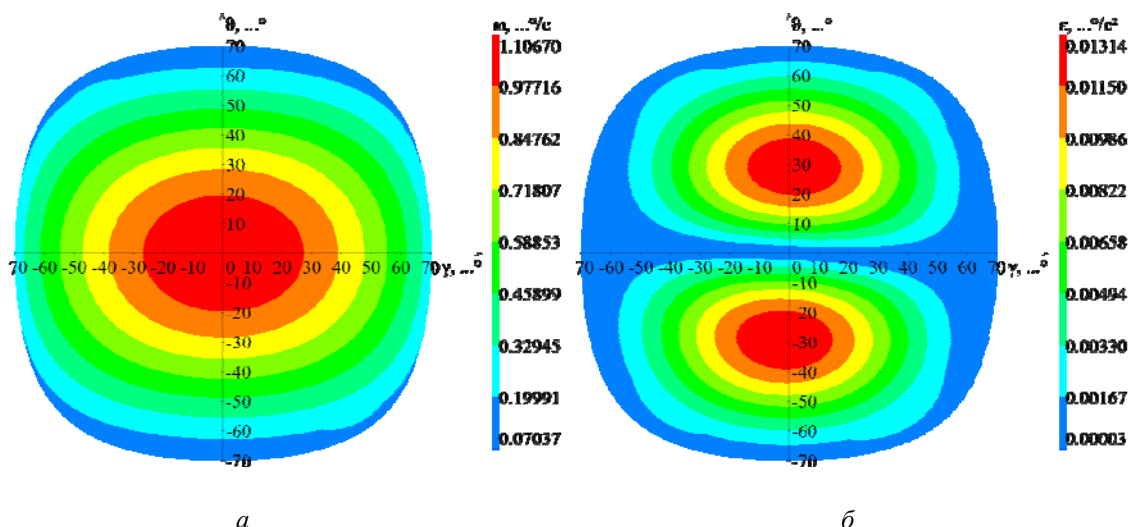


Рис. 3. Требуемая угловая скорость (а) и требуемое угловое ускорение (б) для рабочей орбиты со средней высотой 400 км

Из представленных диаграмм на рис. 3 видно, что максимальная угловая скорость 1,1°/с должна быть обеспечена при угле тангажа не более ±20° и угле крена ±27°. Требуемое угловое ускорение составляет не более 0,013°/с<sup>2</sup> и располагается при углах тангажа от ±20 до ±38°. Представленные значения СУД МКА для высоты орбиты 400 км позволяет реализовать только в части угловой скорости. Таким образом, для парирования указанного ограничения необходимо расширение ограничений по точности наведения центральной оси диаграммы направленности БА РЛЦИ с ±2 до ±5°.

Диаграмма направленности АФУ имеет ширину ±10°, поэтому представляется возможным осуществлять передачу информации при существенно больших отклонениях ДН АФУ от направления на ППИ. При этом необходимым условием является обеспечение достаточного уровня сигналов на входе приёмной антенны ППИ. С уменьшением дальности связи по мере приближения МКА к ППИ возможно реализовать образующийся энергетический запас радиолинии на передачу информации с большими отклонениями ДН АФУ при наведении АУ на ППИ. Это позволяет компенсировать недостаточное угловое ускорение отслеживания МКА-ППИ путём использования «скользящего» пятна диаграммы направления антенны (ДНА).

Дальность от МКА до ППИ можно записать в виде:

$$L(\alpha) = -R_3 \sin(\alpha) + \sqrt{(R_3 \sin(\alpha))^2 + 2R_3H + H^2}, \quad (1)$$

где  $\alpha$  – угол места ППИ;  $R_3$  – радиус Земли;  $H$  – высота орбиты МКА.

Энергетический запас радиолинии можно представить в виде:

$$L_{\text{norm}} = 10 \lg \left[ \left( \frac{L(\alpha_{\min})}{L(\alpha)} \right)^2 \right], \quad (2)$$

где  $\alpha_{\min}$  – минимальный угол места ППИ (5 градусов).

На рис. 4 представлена расчётная диаграмма направленности антенны БА РЛЦИ МКА «АИСТ-2Т» (а) и график зависимости энергетического запаса от угла места МКА (б) при условии сохранения необходимого фиксированного уровня сигнала на входе приёмной антенны ППИ для высоты орбиты 350 и 500 км соответственно.

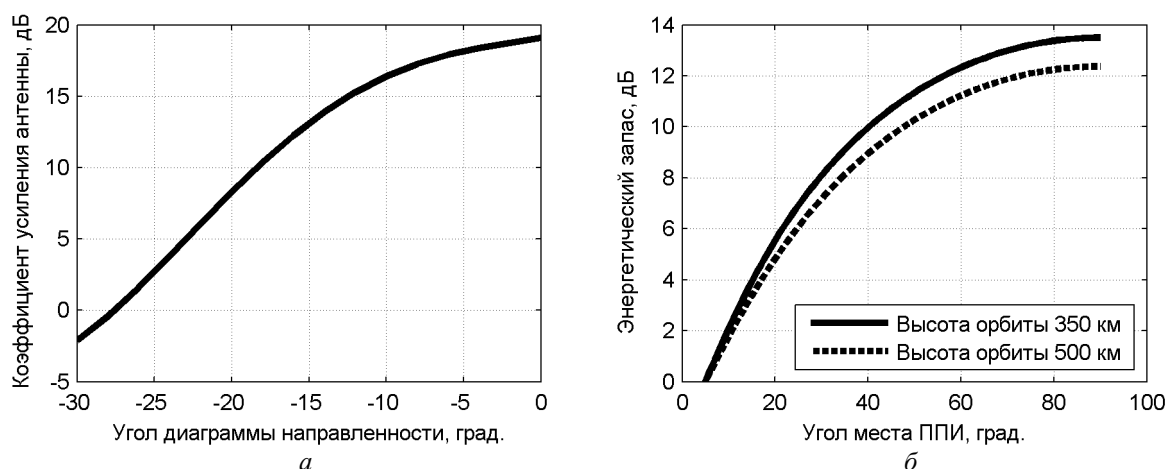


Рис. 4. Расчётная диаграмма направленности антенны БА РЛЦИ МКА «Аист-2Т» (а) и график зависимости энергетического запаса от угла места МКА (б) для высоты орбиты 350 и 500 км соответственно

Графики зависимости величины допустимого угла отклонения диаграммы направленности антенны (ДНА) от направления на ППИ при различных углах места МКА при условии сохранения необходимого фиксированного уровня сигнала на входе приёмной антенны ППИ для высоты орбиты 350 и 500 км приведены на рис. 5.

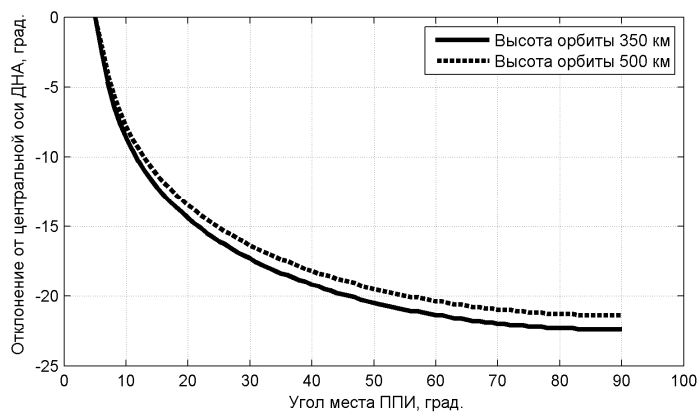


Рис. 5. Возможное отклонение от центральной оси ДНА для высоты 350 и 500 км соответственно

Из графика видно, что максимальный угол, на который допускается отклонение ДНА от истинного направления на ППИ, может достигать  $\pm 22,5^\circ$ . Этот угол превышает ширину диаграммы направленности антенны  $\pm 10^\circ$  по уровню минус 3 дБ. При столь больших углах отклонения от оси ДНА её коэффициент усиления может отличаться от расчётного. В связи с этим предельно допустимый угол отклонения оси ДНА от направления на ППИ может быть принят  $\pm 10^\circ$ . По результатам лётных испытаний диапазон углов наведения может быть скорректирован.

Третья задача решалась для режима одновременной съёмки и передачи данных на ППИ. Передача информации одновременно со съёмкой в зоне видимости ППИ возможна только в надир, при пролёте непосредственно над ППИ. Этот вопрос связан с

предыдущим, поэтому осуществлять одновременную съёмку с передачей информации возможно также путём использования «скольжения пятна» ДНА, при этом МКА ориентирован в надир. В этом случае максимальное время передачи полезной информации составит для высоты 350 км 5,8 с, для высоты 500 км 12,8 с при условии длительности вхождения в связь не более 10 с и орбитальной скорости для высоты 350 км 7,779 км/с, для высоты 500 км 7,701 км/с. При максимальной проектной полезной скорости 720 Мбит/с объём передаваемых данных по одному каналу составит от 0,5 до 1,125 Гбайт соответственно.

### Заключение

Рассмотрены особенности применения неподвижных АФУ на МКА. В качестве примера приведены МКА «АИСТ-2Д» и МКА «АИСТ-2Т». По представленным расчётам для МКА «АИСТ-2Т» сделаны выводы о возможности отклонения ДН АФУ при пролёте в непосредственной близости от ППИ. Однако стоит отметить, что при необходимости работы радиолинии при еще больших отклонениях ДН АФУ от направления на ППИ, по сравнению с рассмотренными выше, может потребоваться переход на менее скоростные виды модуляции, например QPSK, что приведёт к уменьшению скорости передачи информации в каждом канале до 360 Мбит/с. Правильность принятых решений будет подтверждена успешным выполнением программы лётных испытаний МКА «АИСТ-2Т». В зависимости от степени влияния рассмотренного способа наведения АФУ средствами МКА при одновременной съёмке на системные характеристики МКА могут быть предъявлены более высокие требования по манёвренности МКА. По результатам проведения лётных испытаний углы применения АФУ могут быть существенно расширены без потери качества.

### Библиографический список

1. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Шахматов Е.В., Ткаченко С.И., Бакланов А.И., Салмин В.В., Семкин Н.Д., Ткаченко И.С., Горячкин О.В. Опытно-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017. 324 с.

### FEATURES OF THE USE OF DIRECTIONAL FIXED ANTENNAS OF A HIGH-SPEED RADIO LINK ON A SMALL SPACECRAFT AIST-2T

© 2023

- V. V. Eremina** Engineer;  
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;  
[vaeremina@yandex.ru](mailto:vaeremina@yandex.ru)
- I. O. Erkov** Design Engineer;  
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;  
[erkov.io@gmail.com](mailto:erkov.io@gmail.com)
- A. A. Zhuravlev** Leading Specialist;  
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;  
[Zhuravlev.aa@samspace.ru](mailto:Zhuravlev.aa@samspace.ru)
- I. V. Maslov** Head of Sector;  
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;  
[macloff@mail.ru](mailto:macloff@mail.ru)
- N. I. Pyrinov** Head of Sector;  
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;  
[pyrinov@samspace.ru](mailto:pyrinov@samspace.ru)

The correct installation of antenna-feeder devices on board a small spacecraft and the choice of their parameters make it possible to ensure the solution of target problems with high quality. The main problematic issues of placement of antenna-feeder devices of the on-board equipment of the radio link for the transmission of target information on the SSC "AIST-2T" and the adopted design solutions are considered.

*Small spacecraft; radio link; narrow-beam antenna*

---

*Citation:* Eremina V.V., Erkov I.O., Zhuravlev A.A., Maslov I.V., Pyrinov N.I. Features of the use of directional fixed antennas of a high-speed radio link on a small spacecraft AIST-2T. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 4. P. 52-58. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-52-58

### References

1. Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Shakhmatov E.V., Tkachenko S.I., Baklanov A.I., Salmin V.V., Semkin N.D., Tkachenko I.S., Goryachkin O.V. *Opytno-tekhnologicheskyy malyy kosmicheskyy apparat «AIST-2D»* [The technological small satellite «AIST-2D»]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2017. 324 p.