

# КОСМИЧЕСКАЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКА. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ. ИССЛЕДОВАНИЕ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

УДК 621.396.6

## ТРЕБОВАНИЯ К ДИАГРАММЕ НАПРАВЛЕННОСТИ И КОЭФФИЦИЕНТУ УСИЛЕНИЯ АНТЕНН НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

А. Ю. Федотов, П. П. Телепнев

**В** настоящее время большое внимание уделяется космическим аппаратам дистанционного зондирования Земли, высота орбиты которых над поверхностью Земли не превышает 1000 км. В данной работе проведен анализ требований к диаграммам направленности антенн таких космических аппаратов в случае, когда антенны жестко закреплены на поверхности космического аппарата. Определены максимальные значения коэффициента усиления таких антенн.

**Ключевые слова:** космический аппарат, коэффициент усиления, диаграмма направленности, радиолиния.

### Введение

Неотъемлемой частью космического аппарата (КА) являются бортовые антенные устройства, которые обеспечивают прием с наземных станций (НС) и передачу на них целевой, командной и телеметрической информации. Расстояние между КА и НС меняется в процессе движения КА, что приводит, в свою очередь, к увеличению затухания в радиолинии по трассе НС – КА. Для устранения этого явления необходимо, чтобы диаграмма направленности (ДН) антенны КА в случае, если антенна жестко закреплена на корпусе КА, имела форму, компенсирующую изменение затухания в радиолинии по трассе. Все это приводит к ограничению максимального значения коэффициента усиления (КУ) бортовой антенны КА.

### Диаграмма направленности и коэффициент усиления антенн низкоорбитальных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли

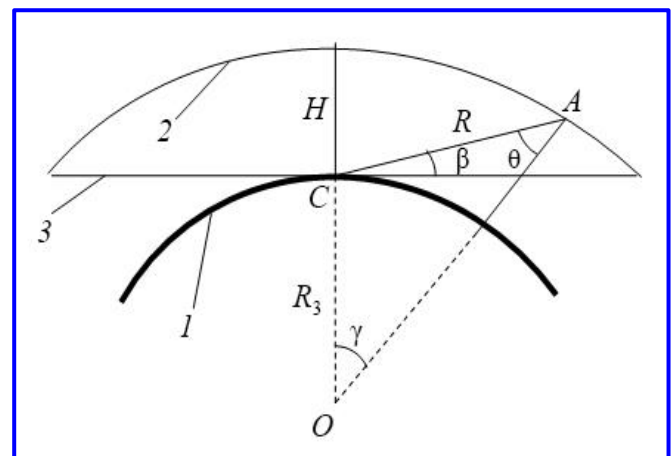
Бортовые антенны низкоорбитальных КА входят в состав радиосистем, обеспечивающих обмен различного рода информацией между КА и наземной базовой станцией связи, отслеживающей пролет КА по близкой к круговой орбите над поверхностью Земли. Схема показана на рис. 1.

Рассмотрим работу бортовой антенны на основании принципа взаимности в режиме передачи [1]. Бортовая антенна в передающем режиме должна обеспечивать постоянную плотность потока мощности излучаемой электромагнитной энергии в точке приема С, которая в свободном пространстве обратно пропорциональна квадрату расстояния

$R(Q)$  до пункта приема ( $\frac{1}{R^2(\theta)}$ ). Из этого требования следует, что нормированная ДН бортовой антенны по мощности  $F^2(\theta)$  равна:

$$F^2(\theta) = \frac{R^2(\theta)}{R_M^2}, \quad (1)$$

где  $R_M$  – максимальное расстояние между КА и НС.



**Рис. 1.** Схема пролета космического аппарата над Землей: 1 – поверхность Земли; 2 – круговая орбита космического аппарата; 3 – линия горизонта относительно наземной станции С; А – точка расположения космического аппарата на орбите; О – центр Земли;  $R_3$  – 6371 км – радиус Земли;  $H$  – высота орбиты пролета космического аппарата;  $R$  – расстояние между наземной станцией связи С и космическим аппаратом;  $\beta$  – угол возвышения космического аппарата над линией горизонта;  $\theta$  – угол между направленной на центр Земли (О) осью бортовой антенны и направлением на наземные станции

На практике отслеживание КА НС осуществляется с некоторого минимального угла возвышения  $\beta_m$ , который обычно лежит в пределах  $0 \div 10^\circ$ .

Следовательно, согласно рис. 1,  $R_M = R(\theta_m)$ , где максимальное значение  $\theta_m$  равно  $\theta_m = 90^\circ - \gamma - \beta_m$ .

Для определения  $F^2(\theta)$  рассмотрим треугольник АОС (рис. 1), для которого справедливы равенства:

$$\frac{R_3}{\sin \theta} = \frac{R(\theta)}{\sin \gamma} = \frac{R_3 + H}{\sin(90^\circ + \beta)},$$

где

$$\gamma = 90^\circ - \beta - \theta. \quad (2)$$

Из (2) следует, что

$$R(\theta) = \frac{R_3 + H}{\cos \beta} \cos(\theta + \beta) = R_3 \frac{\cos(\theta + \beta)}{\sin \theta};$$

$$\beta = \arccos\left(\left(1 + \frac{H}{R_3}\right) \sin \theta\right); \quad (3)$$

$$\theta_M = \arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + H} \cos \beta_m\right);$$

$$R(\theta_M) = \frac{R_3 + H}{\cos \beta_m} \cos(\theta_M + \beta_m) = R_3 \frac{\cos(\theta_M + \beta_m)}{\sin \theta_M}, \quad (4)$$

а, в соответствии с (1), (3) и (4), ДН ( $F^2(\theta)$ ) должна иметь два максимума в направлениях  $\pm \theta_M$  и осесимметричную по углу  $\phi$  форму. Визуальные кривые ДН, рассчитанные для двух значений  $H = 200$  км и  $H = 800$  км, показаны на рис. 2.

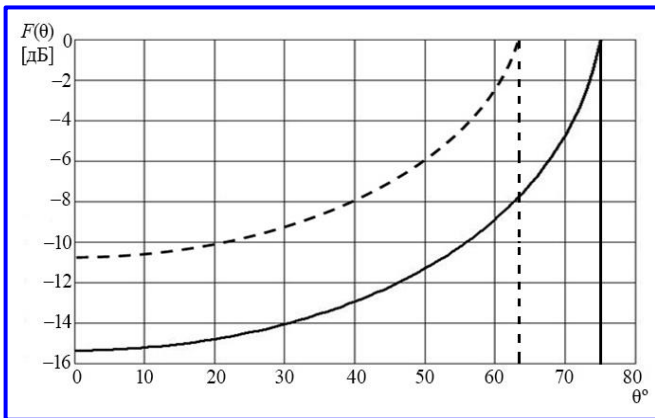


Рис. 2. Требуемые диаграммы направленности низколетящих космических аппаратов (пунктирная линия –  $H = 800$  км; сплошная линия –  $H = 200$  км)

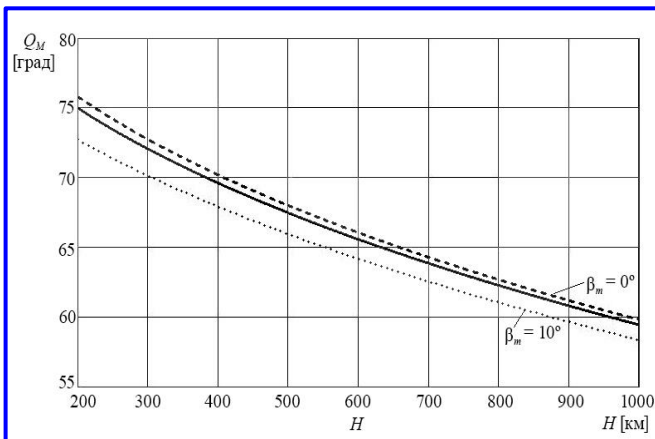


Рис. 3. Зависимости  $\theta_M(H)$  для трех значений  $\beta_m = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$

Из рис. 2 следует, что чем меньше  $H$  (ниже пролет КА), тем больше  $\theta_M$ .

На рис. 3 представлены зависимости  $\theta_M$  от высоты орбиты  $H$  для трех значений  $\beta_m = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ .

Из рис. 3 видно, что у антенн низколетящих КА ( $200 \text{ км} \leq H \leq 400 \text{ км}$ )  $\theta_M$  лежит в пределах  $70 \div 75^\circ$ , а для высоколетящих КА ( $600 \text{ км} \leq H \leq 1000 \text{ км}$ )  $\theta_M$  лежит в пределах  $60 \div 65^\circ$ .

Максимальные значения коэффициента направленного действия (КНД) антенны [2] определяются из выражения:

$$D_{\max} = \frac{4\pi}{\int_0^{2\pi} \int_0^\pi F^2(\theta, \phi) \sin \theta d\theta d\phi}, \quad (5)$$

где  $F^2(\theta, \phi)$  – ДН антенны по мощности.

Подставив выражение (1) в (5) получим:

$$D_{\max} = \frac{4\pi}{\int_0^{2\pi} \int_0^\pi \frac{R^2(\theta)}{R_M^2(\theta_M)} \sin \theta d\theta d\phi}. \quad (6)$$

Максимальные значения  $D_{\max}$  будут при условии, что вся энергия антенны КА излучается только в пределах от 0 до  $\theta_{\max}$ , то есть выполняется условие:

$$R(\theta) = \begin{cases} R_3 \frac{\cos(\theta + \beta)}{\sin \theta}, & \text{при } 0 \leq \theta \leq \theta_M; \\ 0, & \text{при } \theta_M \leq \theta \leq \pi. \end{cases} \quad (7)$$

Подставив выражение (3) в (6) с учетом (7) получаем:

$$D_{\max} = \frac{4\pi}{\int_0^{2\pi} \int_0^{\theta_M} \frac{\cos^2(\theta + \beta) \sin^2 \theta_M}{\sin^2 \theta \cos^2(\theta_M + \beta_m)} \sin \theta d\theta d\phi}. \quad (8)$$

Учитывая то, что диаграмма  $F^2(\theta)$  имеет осесимметричную форму по  $\phi$ , преобразуем выражение (8):

$$D_{\max} = \frac{2 \cos^2(\theta_M + \beta_m)}{\sin^2(\theta_M)} \frac{1}{\int_0^{\theta_M} \frac{\cos^2(\theta + \beta)}{\sin \theta} d\theta}, \quad (9)$$

где углы  $\theta$  и  $\beta$  задаются в радианах.

После подстановки (3) в (9) окончательно получаем:

$$D_{\max} = \frac{2 \cos^2(\theta_M + \beta_m)}{\sin^2(\theta_M)} \frac{1}{\int_0^{\theta_M} \frac{\cos^2(\theta + \arccos((1 + \frac{H}{R_3}) \sin \theta))}{\sin \theta} d\theta}. \quad (10)$$

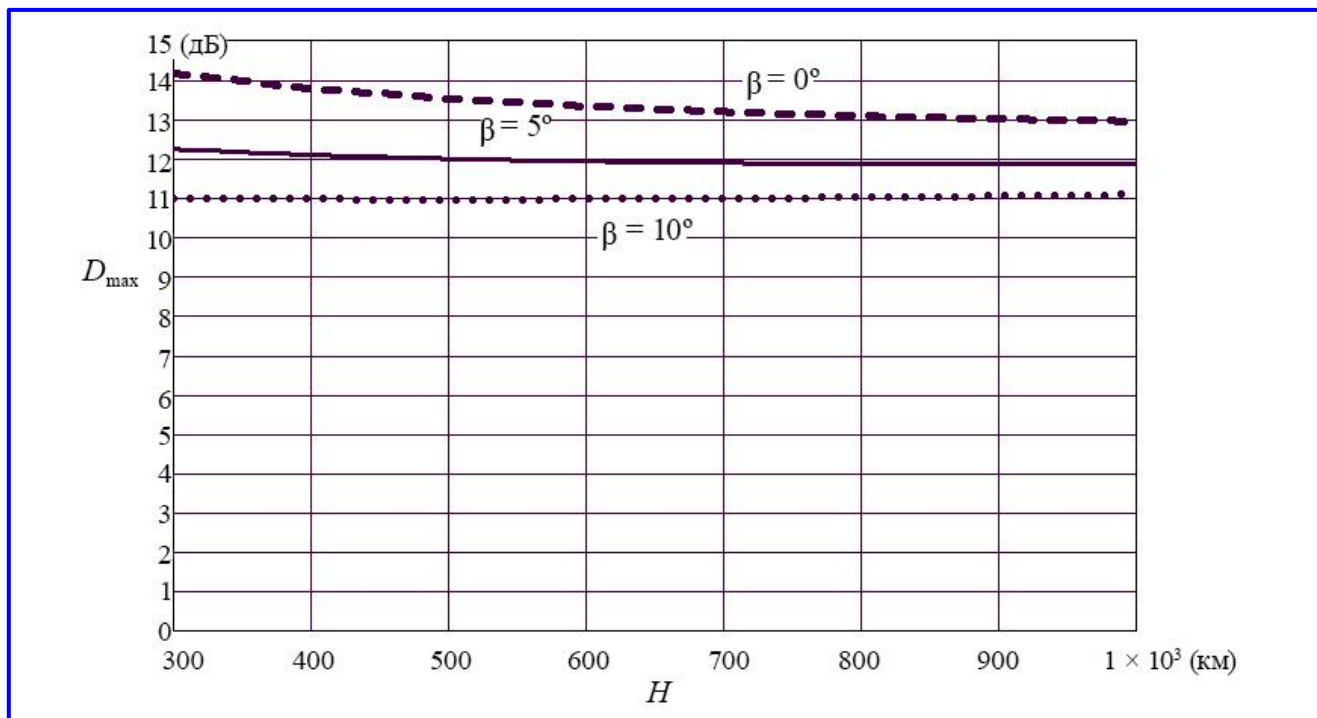


Рис. 4. Максимальные значения коэффициента направленного действия антенны в зависимости от высоты  $H$

Результаты расчетов значения КНД в зависимости от высоты КА над поверхностью земли  $H$  при трех значениях  $\beta$  приведены на рис. 4.

Как следует из анализа графиков значения максимально возможных («идеальных») КНД находится в пределах 11 ÷ 15 дБ.

Коэффициент усиления реальной антенны КА будет меньше, так как антенна имеет коэффициент полезного действия  $< 1$  и реальная ДН антенны имеет боковые лепестки, выходящие за угол  $\theta_{min} \div \theta_{max}$ .

#### Заключение

Приведенные материалы позволяют определить

оптимальную ДН низкоорбитальных КА в зависимости от высоты пролета, а также сделать вывод о том, что при наличии требования к бортовой антенне по максимальному значению КУ более 11 ÷ 15 дБ необходимо применять направленную антенну. Это потребует использовать опорно-поворотное устройство или фазированную антенную решетку.

#### Литература

1. Сазонов Д. М. Антенны и устройства СВЧ / Д. М. Сазонов. – Москва: Высшая школа, 1988. – 432 с.
2. Марков Г. Т. Антенны / Г. Т. Марков, Д. М. Сазонов. – Москва: Энергия, 1975. – 528 с.

Поступила в редакцию 10.03.2023

*Александр Юрьевич Федотов, доктор технических наук, начальник лаборатории, главный конструктор АФУ КА.  
Павел Петрович Телепнев, научный сотрудник.  
Т.: (495) 366-27-55.  
E-mail: lab1811@mcc.vniiem.ru.  
(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).*

## RADIATION PATTERN AND GAIN REQUIREMENTS FOR LOW-ORBIT REMOTE SENSING SPACECRAFT ON-BOARD ANTENNAS

A. Yu. Fedotov, P. P. Telepnev

*At this moment a lot of attention pay to remote sensing spacecraft's whose orbit above the Earth's surface does not exceed 1000 km. The analysis of requirements for radiation pattern remote sensing spacecraft on-board antennas in the case when antenna is rigidly fixed on a spacecraft board is carried out in this paper. The maximum values of gain such antennas was defined.*

**Key words:** spacecraft, gain, radiation pattern, radio link.

### References

1. Sazonov D. M. Antennas and microwave devices / D. M. Sazonov. – Moscow: Hight school, 1988. – 432 p.
2. Markov G. T. Antennas / G. T. Markov, D. M. Sazonov. – Moscow: Energiya, 1975. – 528 p.

*Aleksandr Yuryevich Fedotov, Doctor of Technical Sciences,  
Head of laboratory, Chief designer of antenna feeder devices of the spacecraft.*

*Pavel Petrovich Telepnev, Researcher.*

*Tel.: (495) 366-27-55.*

*E-mail: lab1811@mcc.vniem.ru.*

*(JC «VNIEM Corporation»).*