



DOI: <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2026.1.4>

УДК: 533.95:629.782

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТЕРЬ ЭНЕРГИИ РАДИОВОЛН В ПЛАЗМЕ УДАРНОГО СЛОЯ ВБЛИЗИ КРИТИЧЕСКОЙ ТОЧКИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА**

**М.Е. Замарин, А.Р. Мурлага**

**Центральный научно-исследовательский радиотехнический институт  
им. академика А.И. Берга  
107078, Москва, ул. Новая Басманская, 20, корп. 9**

Статья поступила в редакцию 4 сентября 2025 г.

**Аннотация.** В плотных слоях атмосферы на высотах ниже 80 км наблюдаются проблемы с радиосвязью со спускаемым аппаратом, движущимся с гиперзвуковой скоростью, из-за возникновения вокруг него плазменной оболочки. Цель статьи – количественная оценка величины потерь энергии радиоволны при прохождении сквозь плазму ударного слоя. При проведении оценки приняты следующие исходные положения и допущения: радиоволна распространяется в двухслойной среде «плазма ударного слоя – свободное пространство» с резкой границей раздела, потери энергии радиоволны складываются из затухания в плазме и отражения от границы раздела; потери энергии радиоволны определяются в направлении строительной оси спускаемого аппарата; плазма ударного слоя является однородной и изотропной; к движению заряженных частиц применима классическая теория; внешнее магнитное поле в плазме ударного слоя отсутствует; электронный газ является невырожденным; плазма ударного слоя находится в состоянии термодинамического равновесия; спускаемый аппарат имеет носовое притупление сферической формы. В результате расчета коэффициента отражения радиоволны от границы раздела

«плазма ударного слоя – свободное пространство» показано, что в большинстве рассматриваемых случаев на высотах больше 60 км отражение радиоволн от границы раздела «плазма ударного слоя – свободное пространство» не будет критичным для обеспечения устойчивой радиосвязи со спускаемым аппаратом. При проектировании обтекателя спускаемого аппарата радиус его носового притупления следует выбирать меньше 10 см, что для высот больше 60 км обеспечит толщину ударного слоя порядка расстояния, на котором амплитуда волны изменяется в  $e$  раз, и затухание связного сигнала не будет критичным для обеспечения устойчивой радиосвязи со спускаемым аппаратом. Следовательно, в диапазоне высот 80-60 км при радиусе носового притупления обтекателя спускаемого аппарата меньше 10 см и излучении радиоволн в направлении строительной оси спускаемого аппарата в большинстве рассматриваемых случаев может быть обеспечена устойчивая одно- или двусторонняя радиосвязь со спускаемым аппаратом.

**Ключевые слова:** плазма, ударный слой, спускаемый аппарат, потери в плазме, радиосвязь

**Автор для переписки:** Мурлага Алексей Ростиславович, [myrlaga\\_olga@mail.ru](mailto:myrlaga_olga@mail.ru)

## **Введение**

На протяжении нескольких последних десятилетий экспериментально установлено, что в интервале высот 80-20 км устойчивая радиосвязь со спускаемым аппаратом, движущимся с гиперзвуковой скоростью, практически отсутствует [1-3]. Наблюдаемый эффект объясняется тем, что при движении спускаемого аппарата в плотных слоях атмосферы (высоты ниже 80 км) вокруг него возникает плазменная оболочка, существенно ослабляющая радиоволны в диапазонах работы связных станций [4-7]. Несмотря на множество проведенных исследований в рассматриваемой области окончательного решения указанной проблемы до настоящего времени не найдено.

В [8] показано, что показатели преломления и поглощения радиоволн в плазме в сантиметровом диапазоне длин волн существенно зависят от частоты

связного сигнала и высоты полета спускаемого аппарата, что создает предпосылки наличия в плазменной оболочке спускаемого аппарата «окон прозрачности» – высотных и частотных областей со сравнительно небольшими потерями радиосигнала.

**Цель статьи** – количественная оценка величины потерь энергии радиоволны при прохождении сквозь плазму ударного слоя.

## **1. Исходные положения и допущения, принятые при расчете**

При проведении расчета потерь энергии радиоволны при прохождении сквозь плазму ударного слоя приняты следующие исходные положения и допущения:

- радиоволна распространяется в двухслойной среде «плазма ударного слоя/свободное пространство» с резкой границей раздела, потери энергии радиоволны складываются из затухания в плазме и отражения от границы раздела;
- потери энергии радиоволны при прохождении сквозь плазму ударного слоя определяются в направлении строительной оси спускаемого аппарата (вблизи его критической точки);
- плазма ударного слоя является однородной и изотропной;
- к движению заряженных частиц применима классическая теория, что для сантиметровых волн выполняется уже при  $T \sim 100$  К;
- внешнее магнитное поле в плазме ударного слоя отсутствует;
- электронный газ является невырожденным, что выполняется при характерных для ударного слоя температурах  $T \sim 5000$  К;
- плазма ударного слоя находится в состоянии термодинамического равновесия. Допущение справедливо при скорости набегающего потока  $V_\infty$ , лежащей в диапазоне от 4,5 до 7,5 км/с, и для диапазона высот  $H$  от 80 до 18 км;
- показатели преломления и поглощения плазмы ударного слоя приняты в соответствии с [8];
- спускаемый аппарат имеет носовое притупление сферической формы.

## 2. Основные расчетные соотношения

Коэффициент отражения радиоволны от плоской границы раздела двух диэлектриков при нормальном падении волны согласно [9] определяется следующим образом:

$$R = \left( \frac{n_{21} - 1}{n_{21} + 1} \right)^2, \quad (1)$$

где  $n_{21} = \frac{n_2}{n_1}$  – относительный показатель преломления среды 2 (свободное

пространство) относительно среды 1 (плазма ударного слоя);  $n_2$  – абсолютный показатель преломления свободного пространства ( $n_2 = 1$ );  $n_1$  – абсолютный показатель преломления плазмы ударного слоя (далее по тексту – показатель преломления плазмы ударного слоя  $n$ ).

Затухание радиоволны в плазме ударного слоя определяется согласно [10] через расстояние, на котором амплитуда волны изменяется в  $e$  раз:

$$L = \frac{\lambda_0}{2\pi k}, \quad (2)$$

где  $\lambda_0$  – длина радиоволны в свободном пространстве;  $k$  – показатель поглощения плазмы ударного слоя.

Толщина ударного слоя определяется через расстояние отхода ударной волны от носового притупления спускаемого аппарата и зависит от радиуса носового притупления спускаемого аппарата, высоты полета и скорости набегающего потока. Расстояние отхода ударной волны, измеряемое вдоль критической линии тока, для затупленного по сфере спускаемого аппарата в соответствии с [11] определяется следующим образом:

$$\Delta_s = \frac{2}{3} R_N \left( \frac{\rho_s}{\rho_\infty} - 1 \right)^{-1}, \quad (3)$$

где  $R_N$  – радиус носового притупления;  $\rho_s/\rho_\infty$  – относительная плотность торможения.

### 3. Результаты расчета

Подставляя в (1) и (2) зависимости показателей преломления и поглощения плазмы ударного слоя, приведенные в [8], получаем следующие зависимости  $R$  и  $L$  (рис. 1-3).

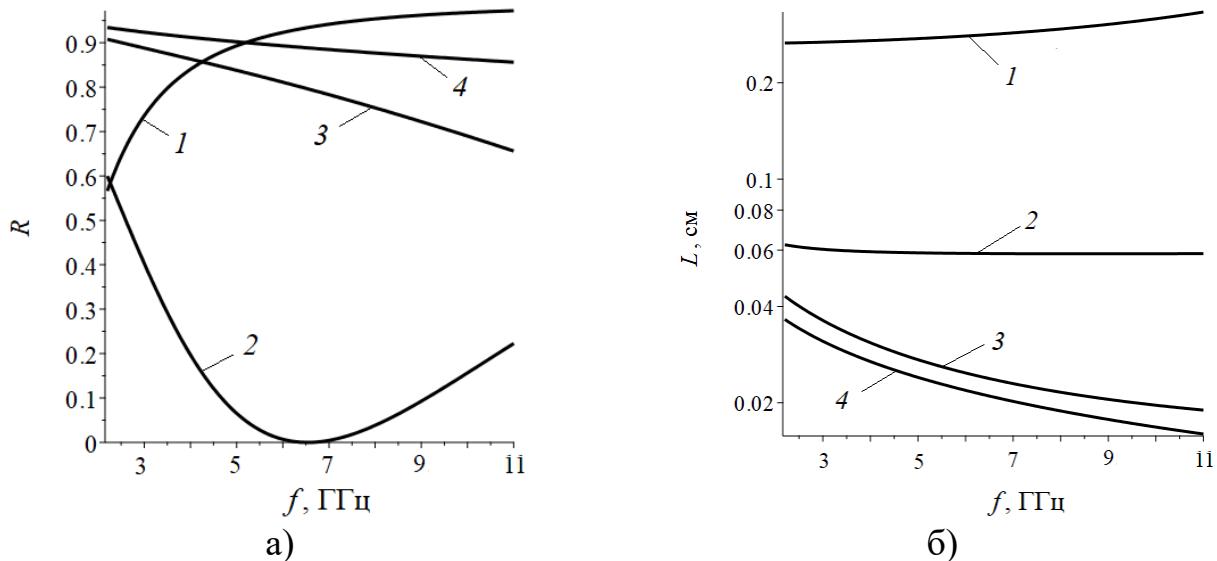


Рис. 1. Коэффициент отражения сигнала  $R$  от границы раздела «плазма ударного слоя/свободное пространство» и расстояние  $L$ , на котором амплитуда сигнала в плазме ударного слоя уменьшается в  $e$  раз, для различных частот радиоволн  $f$  и высот  $H$  при скорости набегающего потока  $V_\infty = 7.4$  км/с.  
 1 –  $H = 80$  км; 2 –  $H = 60$  км; 3 –  $H = 40$  км; 4 –  $H = 20$  км.

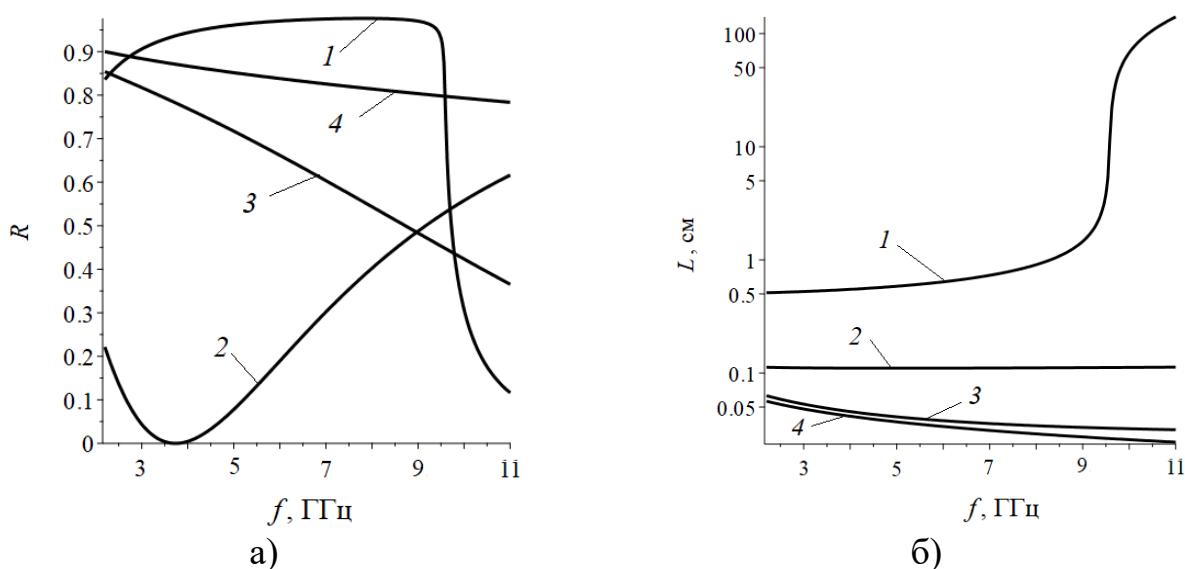


Рис. 2. Коэффициент отражения сигнала  $R$  от границы раздела «плазма ударного слоя/свободное пространство» и расстояние  $L$ , на котором амплитуда сигнала в плазме ударного слоя уменьшается в  $e$  раз, для различных частот радиоволн  $f$  и высот  $H$  при скорости набегающего потока  $V_\infty = 6$  км/с.  
 1 –  $H = 80$  км; 2 –  $H = 60$  км; 3 –  $H = 40$  км; 4 –  $H = 20$  км.

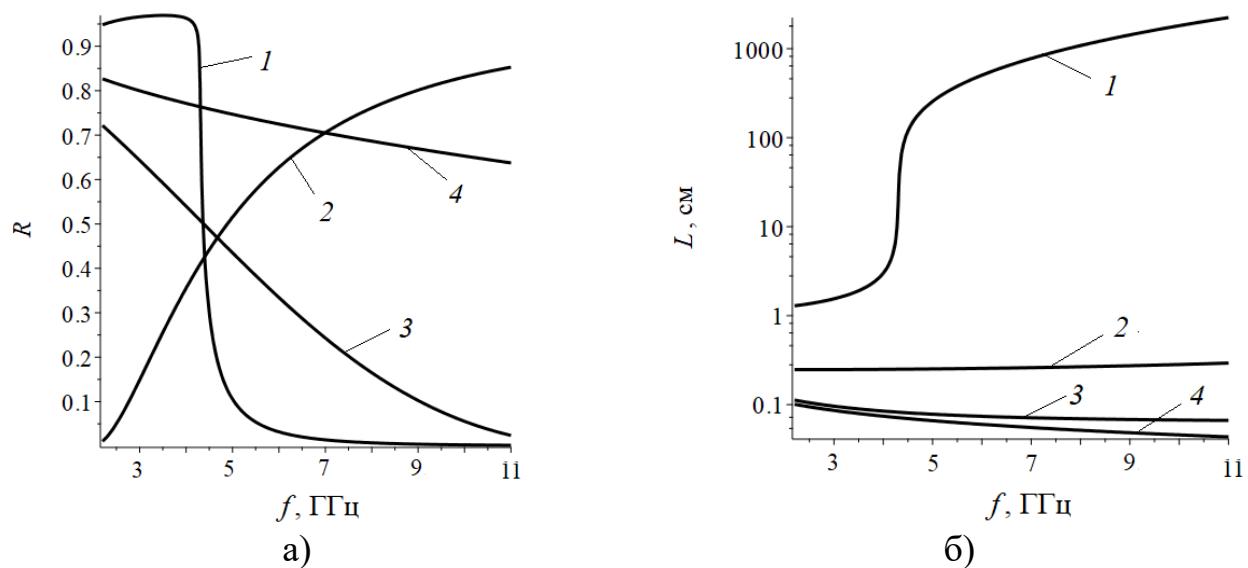


Рис. 3. Коэффициент отражения сигнала  $R$  от границы раздела «плазма – ударного слоя/свободное пространство» и расстояние  $L$ , на котором амплитуда сигнала в плазме ударного слоя уменьшается в  $e$  раз, для различных частот радиоволн  $f$  и высот  $H$  при скорости набегающего потока  $V_\infty = 4.6$  км/с.  
1 –  $H = 80$  км; 2 –  $H = 60$  км; 3 –  $H = 40$  км; 4 –  $H = 20$  км.

По графическим зависимостям, приведенным в [11], для различных высот  $H$  и скоростей набегающего потока  $V_\infty$  определена относительная плотность торможения  $\rho_s/\rho_\infty$ , необходимая для вычисления толщины ударного слоя. Результаты приведены в таблице 1.

Таблица 1. Относительная плотность торможения  $\rho_s/\rho_\infty$  для различных высот  $H$  и скоростей набегающего потока  $V_\infty$ .

$H$ , км	$\rho_s/\rho_\infty$		
	$V_\infty = 7,4$ км/с	$V_\infty = 6$ км/с	$V_\infty = 4,6$ км/с
80	19,5	17,0	12,5
60	17,0	15,0	12,0
40	15,0	13,5	11,0
20	13,5	12,0	10,1

Подставляя значения  $\rho_s/\rho_\infty$  в (3), получаем приведенные на рис. 4-6 зависимости расстояния отхода ударной волны от носового притупления спускаемого аппарата для различных радиусов носового притупления  $R_N$ , высот  $H$  и скоростей набегающего потока  $V_\infty$ .

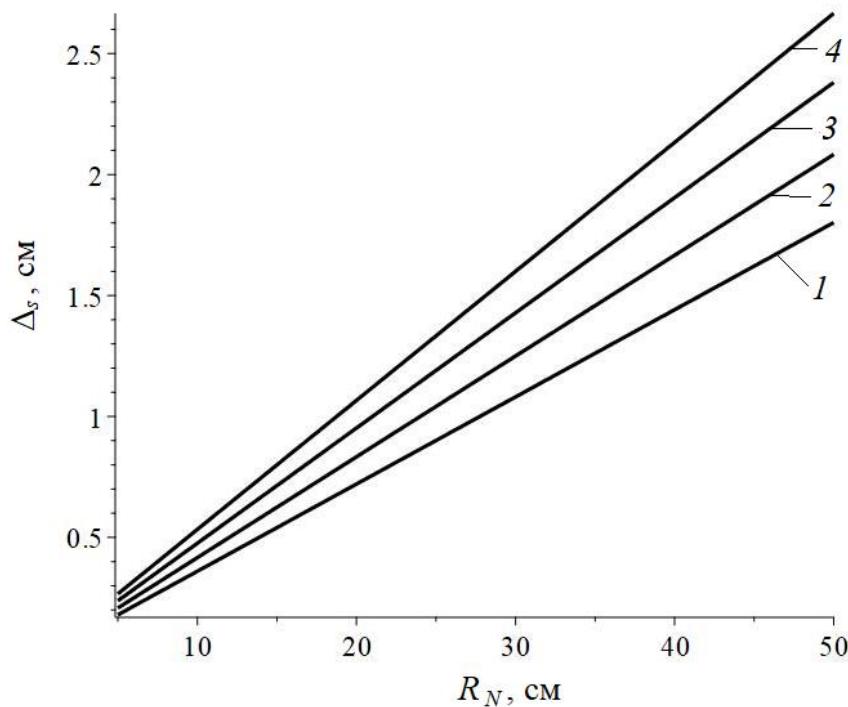


Рис. 4. Расстояние отхода ударной волны  $\Delta_s$  от носового притупления спускаемого аппарата, измеряемое вдоль критической линии тока, для различных радиусов носового притупления  $R_N$  и высот  $H$  при скорости набегающего потока  $V_\infty = 7,4$  км/с.  
1 –  $H = 80$  км; 2 –  $H = 60$  км; 3 –  $H = 40$  км; 4 –  $H = 20$  км.

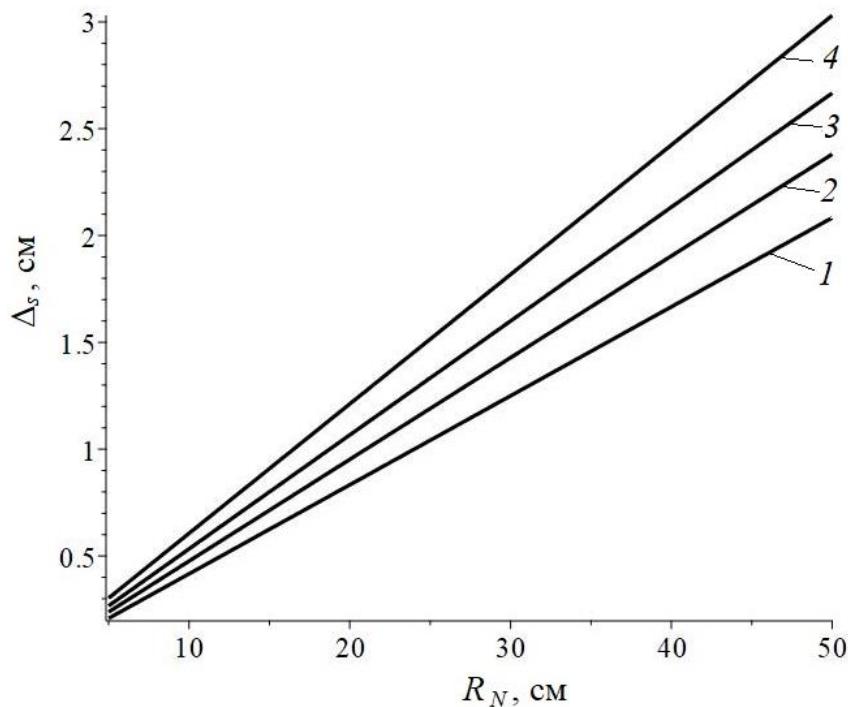


Рис. 5. Расстояние отхода ударной волны  $\Delta_s$  от носового притупления спускаемого аппарата, измеряемое вдоль критической линии тока, для различных радиусов носового притупления  $R_N$  и высот  $H$  при скорости набегающего потока  $V_\infty = 6$  км/с.  
1 –  $H = 80$  км; 2 –  $H = 60$  км; 3 –  $H = 40$  км; 4 –  $H = 20$  км.

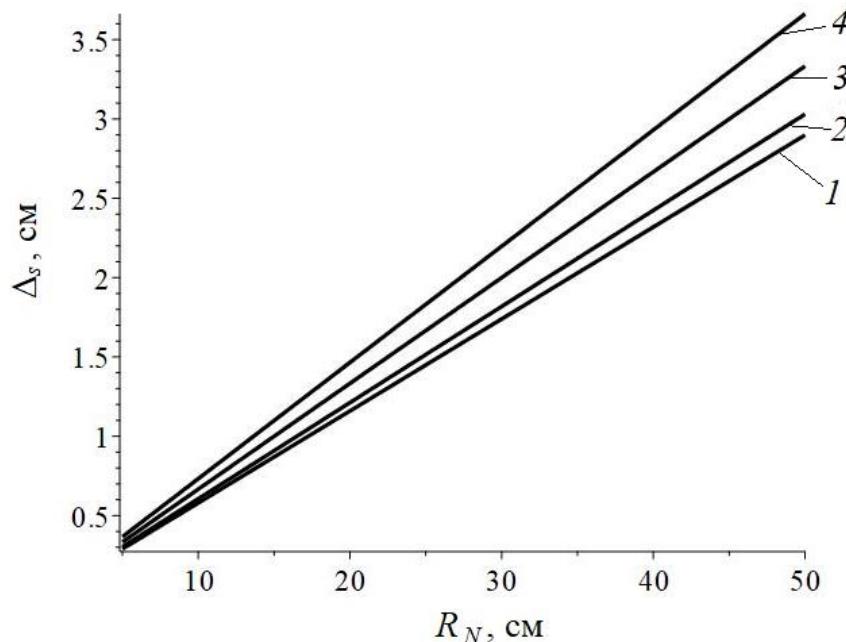


Рис. 6. Расстояние отхода ударной волны  $\Delta_s$  от носового притупления спускаемого аппарата, измеряемое вдоль критической линии тока, для различных радиусов носового притупления  $R_N$  и высот  $H$  при скорости набегающего потока  $V_\infty = 4,6$  км/с.  
1 –  $H = 80$  км; 2 –  $H = 60$  км; 3 –  $H = 40$  км; 4 –  $H = 20$  км.

#### 4. Анализ результатов расчета

В соответствии с [10] показатель преломления плазменной среды равен:

$$n = \sqrt{\frac{\varepsilon}{2} + \sqrt{\left(\frac{\varepsilon}{2}\right)^2 + \left(\frac{2\pi\sigma}{\omega}\right)^2}}, \quad (4)$$

где  $\varepsilon$  – диэлектрическая проницаемость плазменной среды;  $\sigma$  – проводимость плазменной среды;  $\omega$  – циклическая частота.

Из [8] следует, что на высоте  $H \sim 80$  км проводимость плазменной среды  $\sigma$  в рассматриваемом диапазоне скоростей набегающего потока почти всегда близка к нулю, а поскольку в большинстве случаев  $\varepsilon < 0$ , то показатель преломления плазменной среды в соответствии с (4) стремится к нулю и коэффициент отражения стремится к единице, как видно на рис. 1-3 на высоте  $H = 80$  км для ряда частот  $f$ .

С уменьшением высоты проводимость плазменной среды растет, следовательно, растет и показатель преломления. Отсюда должна существовать высота, на которой  $n \sim 1$ .

Приравнивая в (4)  $n$  к единице, получаем:

$$\sigma = \frac{\omega}{2\pi} \sqrt{1 - \varepsilon}. \quad (5)$$

Из (1) следует, что при  $n = 1$ , т.е. при выполнении условия (5) от границы «плазменный ударный слой – свободное пространство» отсутствует отражение.

При  $\varepsilon \sim 1$  области с  $R \sim 0$  довольно широки, поскольку частотно независимы, как это видно на рис. 3.

При  $\varepsilon$ , заметно отличающейся от единицы, области с  $R \sim 0$  довольно узки, поскольку сильно зависят от частоты, как это видно на рис. 1 и 2 ( $H = 60$  км).

Как показано в [8], с уменьшением высоты полета спускаемого аппарата наблюдается стабильный рост показателя поглощения плазмы, что объясняется ростом проводимости плазменной среды. Следовательно,  $L$  в соответствии с (2) с уменьшением высоты полета спускаемого аппарата будет уменьшаться.

Как показывают результаты расчета (рис. 4-6), при проектировании обтекателя спускаемого аппарата радиус его носового притупления следует выбирать меньше 10 см, что для высот  $H > 60$  км обеспечит  $\Delta_s \sim L$ , и затухание связного сигнала не будет критичным для обеспечения устойчивой радиосвязи со спускаемым аппаратом.

Как следует из рис. 1-3, в большинстве рассматриваемых случаев на высотах  $H > 60$  км отражение радиоволн от границы раздела «плазма ударного слоя – свободное пространство» также не будет критичным для обеспечения устойчивой радиосвязи со спускаемым аппаратом.

Таким образом, в диапазоне высот 80-60 км при радиусе носового притупления обтекателя спускаемого аппарата  $R_N < 10$  см и излучении радиоволн в направлении строительной оси спускаемого аппарата в

большинстве рассматриваемых случаев может быть обеспечена устойчивая одно- или двухсторонняя радиосвязь со спускаемым аппаратом.

## **Заключение**

В реальности связной сигнал излучается в некотором телесном угле и проходит сквозь двухслойную структуру «обтекатель – плазма ударного слоя». Как следствие, для проектирования передающего/приемного тракта бортового связного оборудования в дальнейшем необходимо исследовать зависимость потерь энергии радиоволны, связанных с наличием обтекателя (отражение от границ раздела «свободное пространство – обтекатель» и «обтекатель – плазма ударного слоя», затухание в обтекателе) и распространением сигнала в пределах некоторого телесного угла.

## **Литература**

1. Giangaspero V. F. et al. 3D ray tracing solver for communication blackout analysis in atmospheric entry missions //Computer Physics Communications. – 2023. – Т. 286. – С. 108663.
2. Tran P., Paulat J. C., Boukhobza P. Re-entry flight experiments lessons learned—the atmospheric reentry demonstrator ARD //Flight Experiments for Hypersonic Vehicle Development. – 2007. – Т. 10. – С. 10-46.
3. Bendoukha S. A. et al. A study of radio frequency blackout for space probe during atmospheric reentry phase //International Journal of Research-Granthaalayah. – 2017. – Т. 5. – №. 3. – С. 1-15.
4. Savino R. et al. Plasma-radiofrequency interactions around atmospheric re-entry vehicles: modelling and arc-jet simulation //Open Aerospace Engineering Journal. – 2010. – Т. 3. – №. 1. – С. 76-85.
5. Lehnert R., Rosenbaum B. Plasma effects on Apollo re-entry communication //Publications. – 1965. – Т. 2. – С. 412.
6. Безменов А. Е., Алексашенко В. А. Радиофизические и газодинамические проблемы прохождения атмосферы //М.: Машиностроение. – 1982.

7. Morabito D. D. The spacecraft communications blackout problem encountered during passage or entry of planetary atmospheres //IPN Progress Report. – 2002. – С. 42-150.
8. Мурлага А.Р. Определение электрофизических свойств плазмы ударного слоя вблизи критической точки спускаемого аппарата. // Журнал радиоэлектроники. – 2025. – №. 9. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2025.9.9>.
9. Детлаф А. А., Яворский Б. М. Справочник по физике //Для инженеров и студентов вузов/М., Издательство “Наука”, издание третье. – 1965.
10. Гинзбург В. Л. Распространение электромагнитных волн в плазме. – 1960.
11. Мартин Дж. Вход в атмосферу. Введение в теорию и практику. – 1969.

**Для цитирования:**

Замарин М.Е., Мурлага А.Р. Определение потерь энергии радиоволн в плазме ударного слоя вблизи критической точки спускаемого аппарата. // Журнал радиоэлектроники. – 2026. – № 1. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2026.1>