УДК 523.59

МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА С АВРОРАЛЬНЫМИ ИМАДЖЕРАМИ НА СПУТНИКОВЫХ ОРБИТАХ

© 2020 г. М. А. Баньщикова^{1, *}, В. А. Авдюшев¹, А. К. Кузьмин²

¹Томский государственный университет, г. Томск, Россия ²Институт космических исследований РАН, г. Москва, Россия *mba-tomsk@mail.ru

Поступила в редакцию 26.06.2019 г. После доработки 17.02.2020 г. Принята к публикации 05.03.2020 г.

Предлагается оригинальный метод определения перекрытий зон видимости авроральных имаджеров двух космических аппаратов: *Метеор-МР* и *Зонд*. Особенность метода заключается в том, что он учитывает ориентацию спутника *Зонд* относительно Солнца, ракурс имаджера относительно строительных осей космического аппарата, а также теневые участки спутниковых орбит и благоприятные для наблюдений фазы Луны. Метод является составной частью программного комплекса для изучения полярной ионосферы и мониторинга ее состояния. Экспериментально показано, что для получения максимального количества перекрытия зон видимости имаджеров космический эксперимент необходимо начинать в период весеннего или осеннего равноденствия.

DOI: 10.31857/S0023420620050015

ВВЕДЕНИЕ

В 21 веке полярная ионосфера все более становится естественной лабораторией для исследований влияния ее возмущений на распространение сигналов от навигационных спутников к приемникам [1]. Состояние ионосферы определяется космической погодой, которая зависит от активности Солнца, интенсивности солнечного ветра и межпланетного поля, а также, как следствие, геомагнитной и авроральной активности.

Во время геомагнитных возмущений высыпания заряженных частиц из магнитосферы в ионосферу наиболее структурированы. Возникающие структуры меняют локальное распределение электронной концентрации в ионосфере и приводят к ее неоднородностям, турбулентностям в плазме и генерации неустойчивостей различных типов [2]. Они являются причиной многократных преломлений навигационных сигналов на границах авроральных структур разных масштабов. В этих условиях сигналы могут флуктуировать (сцинтиллировать) как по фазе, так и по амплитуде, что приводит к их искажениям, временным задержкам, а иногда к потерям приемниками захвата частоты. Этот процесс труден для диагностики изза многообразия пространственных масштабов процессов, а также вследствие их переменной локализации на различных высотах ионосферы.

Интенсивность свечения конкретных авроральных эмиссий на высотах F и E слоев ионосферы напрямую отображает пространственную локализацию структур высыпаний электронов и их энергетические свойства, что представляет большой интерес, особенно когда наблюдение высыпаний электронов выполняется в разных ракурсах с разных позиций одновременно.

Весьма эффективны наблюдения с наземных станций, поскольку они позволяют реконструировать локальные объемные изображения авроры, хотя и зависят от погодных условий [3]. Получение мелкомасштабных изображений одних и тех же структур (или их фрагментов) авроральных эмиссий с двух орбит под разными ракурсами одновременно вполне реально, но более трудоемко, чем с наземных станций.

В преддверии осуществления таких наблюдений требуются предварительное краткосрочное прогнозирование орбитального движения, а также ситуационный анализ и координация навигационных спутниковых систем с приемниками наземных станций. Орбитальная методика авроральной диагностики ионосферы с высот до 1000 км перспективна [4, 5], а ее результаты позволят в ближайшем будущем приблизиться к пониманию того, как формируются локальные условия в возмущенной полярной ионосфере, приводящие к сцинтилляциям сигналов во время геомагнитных возмущений, почему сцинтилляции в одних и тех же условиях возникают в одних авроральных структурах (или их фрагментах) и не возникают (либо возникают более слабые) в других соседних с ними. Преимущества этой методики в том, что одновременно с наблюдениями авроральных эмиссий в *E* и *F* слоях атмосферы могут измеряться энергетические распределения высыпающихся частиц и градиенты магнитного поля, отображающие мелкомасштабные продольные токи. Эти данные вкупе позволят анализировать детали процессов в локальных объемах ионосферы, влияющих на сигналы, проходящие сквозь них, особенно при пролетах над зонами радаров обратного рассеяния в полярной области (см. например [6, 7]).

С предварительными характеристиками авроральных имаджеров на перспективных российских КА можно ознакомиться в [8, 9].

В настоящей работе мы представляем методику определения благоприятных условий для одновременного наблюдения общих зон видимости с орбит двух КА, а также результаты ее тестирования на примере двух перспективных КА *Метеор-МП* и *Зонд* [10]. Эти спутники предварительно планируется запустить в 2025 г. на одном носителе и вывести на разные круговые орбиты.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОРБИТ СПУТНИКОВ *МЕТЕОР-МП* И ЗОНД

Орбитальные элементы, близкие к характеристикам проектируемых спутников *Метеор-МП* и *Зонд*, приведены в табл. 1. Здесь *a*, *e*, *i*, ω , Ω , M_0 это большая полуось, эксцентриситет, наклонение, аргумент перицентра, долгота восходящего узла, средняя аномалия соответственно. Как видно из табл. 1, орбиты спутников *Метеор-МП* и *Зонд* почти круговые, высота над поверхностью Земли составляет меньше 1000 км, период обращения порядка ~1.5 ч, наклонение >90 град.

В качестве модели движения КА использовалась численная модель движения ИСЗ [11] разработанная в НИИ ПММ ТГУ (Томск, Россия). Движение КА рассматривалось под влиянием всех

Таблица 1. Орбитальные элементы спутников

Орбитальные элементы	а, км	е	<i>i</i> , °	Ω, °	ω, °	<i>M</i> ₀ , °	
Метеор-МП	7372.7	0.001835	99.3	0	0	0	
Зонд	7030.0	0.000001	98.0	0	0	0	

сил, действующих на ИСЗ: притяжение Солнца, Луны и планет, релятивистские эффекты, световое давление, так же включая слабые возмущения от гармоник высоких порядков и возмущения от влияния приливных деформаций, возникающих в результате воздействия Луны и Солнца на твердую Землю, ее океан и атмосферу. В качестве начальных данных использовались предварительные элементы орбиты из табл. 1.

Для выявления наилучшей даты старта космического эксперимента мы варьировали начальный момент времени t_0 (с шагом 1 сут в диапазоне 1.I.2025–31.XII.2025 г., полночь). В данном случае использовалась упрощенная численная модель движения спутника (на основе силы притяжения Земли и влияния возмущений от второй зональной гармоники геопотенциала). Как видно из рис. 1 максимальное количество пересечений зон видимости имаджеров N с орбит космических аппаратов во время пребывания на теневой стороне орбиты в полярных зонах происходит, когда выбор t_0 приходится на весенний или осенний периоды.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕНЕВОЙ СТОРОНЫ ОРБИТЫ И ЗАСВЕТКИ ОТ ЛУНЫ

Для наиболее эффективного проведения наблюдений авроральных эмиссий с двух орбит КА необходимо одновременное выполнение следующих условий:

1) Нахождение обоих спутников в тени.



Рис. 1. Количество пересечений зон видимости N авроральных имаджеров со спутников в полярных областях на неосвещенной стороне спутниковой орбиты при варьировании старта t_0 космического эксперимента.

 Пересечения полей наблюдения авроральных имаджеров с авроральным овалом и "попадания" в них конкретных наземных станций.

3) Допускается слабая засветка вследствие отраженного от подстилающей поверхности "света" Луны. Для определенности предполагаем, что угол между геоцентрическими направлениями до Луны и Солнца должно быть менее 30 градусов.

Для учета вхождения КА в тень Земли использовались следующие условия:

$$\varphi < G_{\rm E} + G_{\rm S}, \quad \varphi \ge G_{\rm E} - G_{\rm S} \quad (\text{полутень});$$

$$\varphi < G_{\rm E} + G_{\rm S}, \quad \varphi < G_{\rm E} - G_{\rm S}, \quad (\text{тень}); \qquad (1)$$

$$\varphi \ge G_{\rm E} + G_{\rm S}, \quad (\text{освещен}),$$

где ϕ — это угловое расстояние относительно КА между центрами Земли и Солнца с угловыми радиусами их дисков G_E и G_S , соответственно. Радиусы дисков и угловые расстояния определяются как

$$G_{\rm E} = \arcsin \frac{R_{\rm E}}{|\mathbf{x}|}, \quad G_{\rm S} = \arcsin \frac{R_{\rm S}}{|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{\rm S}|},$$

$$\phi = \arccos \frac{(\mathbf{x} - \mathbf{x}_{\rm S}) \cdot \mathbf{x}}{|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{\rm S}||\mathbf{x}|},$$
(2)

где $R_{\rm E} = 6378$ км, $R_{\rm S} = 696000$ км — соответствующие радиусы Земли и Солнца, а **х**, **х**_S — вектор положения космического аппарата и Солнца относительно центра Земли.

Во время наблюдений авроральных эмиссий имаджером Авровизор-ВИС/МП на теневой стороне орбиты космического аппарата Метеор-МП необходимо учитывать вклад рассеянного солнечного света, отраженного от Луны и Земной атмосферы, попадающий в поле зрения имаджера. Учет отраженного света от подстилающей поверхности Земли наиболее важен в спокойные геомагнитные периоды, когда интенсивность авроральных эмиссий не высока и составляет ~1-5 кР. Во время суббурь яркая аврора (~100 кР) видна с достаточным контрастом даже в полнолуние. Авровизор-ВИС/МП (поля зрения каналов 30°) всегда направлен в надир (с точностью ориентации осей КА) и поэтому свет, отраженный от подстилающей поверхности, вносит свой фоновый вклад в изображения. Согласно функции Ружье [12] в периоды, когда фаза Луны более четверти, засветки подстилающей атмосферы достаточно яркие по сравнению с полезным сигналом от авроральных эмиссий, и отражаясь вверх, они попадают в поля зрения каналов имаджера, и таким образом увеличивают паразитный фон в изображениях эмиссий.

Как мы писали выше, угол между геоцентрическими направлениями до Солнца и Луны $\angle \phi_{SL}$ должен быть меньше 30 градусов. Таким образом

$$\varphi_{\rm SL} = \arccos\left(\frac{\mathbf{x}_{\rm S} \cdot \mathbf{x}_{\rm L}}{|\mathbf{x}_{\rm S} - \mathbf{x}_{\rm L}| \cdot |\mathbf{x}_{\rm L}|}\right),\tag{3}$$

где **x**_L – геоцентрический вектор положения Луны.

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЗОНЫ ОБЩЕЙ ВИДИМОСТИ АВРОРАЛЬНОГО ОВАЛА ИМАДЖЕРАМИ С ОРБИТ ДВУХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Очевидно, зона общей видимости авроральных имаджеров Авровизор-ВИС/МП и Летиция с орбит космических аппаратов *Метеор-МП* и *Зонд*, соответственно, зависит непосредственно от взаимного расположения этих спутников в околоземном пространстве.

Задаем следующие условия:

 Поля зрения орбитальных имаджеров составляет около 30°;

2) Три параллельных камеры, настроенных на разные эмиссии имаджера Авровизор-ВИС/МП (с космического аппарата *Метеор-МП*) направлены вдоль вектора нормали от центра масс спутника до центра Земли;

3) Пара камер имаджера Летиция (на космическом аппарате Зонд) направлена под углом 30 град. от строительной оси космического аппарата (-Z) в направление в сторону Земли с учетом того, что его ось + *Y* всегда направлена на Солнце.

Ниже мы описываем алгоритм определения площади общей зоны видимости, который реализуется поэтапно с учетом ориентации космического аппарата Зонд на Солнце и величины углов полей зрения имаджеров.

Сначала определяем центр зоны видимости ионосферы *P* для *Зонда* S (рис. 2). Камера на *Зонде* (ее оптическая ось) отвернута от Солнца *L* на постоянный угол $\angle PSL = \varphi + \psi + 90^\circ = 120^\circ$. Угол ψ вычисляется как

$$\psi = 90^{\circ} - \theta, \quad \sin \theta = \frac{|(\mathbf{x}_{L} - \mathbf{x}_{S}) \times \mathbf{x}_{S}|}{|\mathbf{x}_{L} - \mathbf{x}_{S}||\mathbf{x}_{S}|},$$

$$\cos \theta = \frac{(\mathbf{x}_{L} - \mathbf{x}_{S}) \cdot \mathbf{x}_{S}}{|\mathbf{x}_{L} - \mathbf{x}_{S}||\mathbf{x}_{S}|},$$
(4)

следовательно, $\varphi = 30^{\circ} - \psi = \theta - 60^{\circ}$. Здесь \mathbf{x}_{s} и \mathbf{x}_{L} – геоцентрические векторы положения спутника и Солнца. Чтобы получить вектор положения \mathbf{x}_{P} точки *P*, применяем преобразование поворота к вектору положения $\mathbf{x}_{P^*} = R\mathbf{x}_s/|\mathbf{x}_s|$ подспутниковой точки *P** на угол α около нормали

$$\mathbf{n} = \mathbf{e}_{\mathrm{X}} = (\mathbf{x}_{\mathrm{L}} \times \mathbf{x}_{\mathrm{S}}) / |\mathbf{x}_{\mathrm{L}} \times \mathbf{x}_{\mathrm{S}}|$$
(5)

плоскости треугольника Δ*SOL*, используя формулу Родрига [13] (в формуле отсутствует составляющая вдоль нормали, которая всегда равна нулю). Получим следующую формулу

$$\mathbf{x}_{\mathrm{P}} = \frac{R}{|\mathbf{x}_{\mathrm{S}}|} [(\mathbf{n} \times \mathbf{x}_{\mathrm{S}}) \sin \alpha + \mathbf{x}_{\mathrm{S}} \cos \alpha], \qquad (6)$$

где R — радиус наблюдаемого слоя ионосферы; x_s — вектор положения Зонда, а угол α определяется из теоремы синусов для треугольника ΔPSO по формуле

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{|\mathbf{x}_{\rm S}|}{R}\sin\varphi\right) - \varphi. \tag{7}$$

Арксинус в формуле фактически представляет угол между направлениями $\mathbf{e}_{\rm P}$ и $\mathbf{e}_{\rm S}$, а не угол $\angle OPS$, соответствующий противолежащей стороне $|\mathbf{x}_{\rm S}|$, поскольку в программной реализации область значений тригонометрической функции берется в пределах от -90° до 90° , тогда как угол $\angle OPS$ всегда тупой.

На рис. 2 *S* – спутник Зонд; *L* – Солнце; *O* – центр Земли; *P*^{*} – подспутниковая точка Зонда; *R* – радиус ионосферы; $\mathbf{e}_{\rm Y}$ и $\mathbf{e}_{\rm Z}$ – орты осей ординат и аппликат соответственно в системе координат, связанной со спутником: ось ординат $\mathbf{e}_{\rm Y}$ направлена к Солнцу, ось аппликат перпендикулярна $\mathbf{e}_{\rm Z}$ к ней в плоскости треугольника ΔOSL , а ось абсцисс $\mathbf{e}_{\rm X}$ дополняет систему до правой и направлена перпендикулярно к рисунку.

На рис. 3 $\mathbf{e}_{\rm P}$ и $\mathbf{e}_{\rm S}$ — единичные векторы, направленные перпендикулярно к ионосфере (от центра Земли) и к спутнику соответственно (см. рис. 2). Область пространственного захвата спутниковой камерой показана пунктирными линиями. Единичные векторы $\mathbf{e}_{\rm a}$ и $\mathbf{e}_{\rm c}$ — орты системы координат, жестко связанной с (эллиптической) зоной видимости. Третий орт $\mathbf{e}_{\rm b}$ перпендикулярен картинной плоскости.

Поскольку оптическая ось камеры Зонда направлена под углом к поверхности ионосферы, зона ее видимости приближенно представляет собой эллипс, вытянутый вдоль направления на спутник (рис. 3). Область пространства, снимаемого камерой, представляет собой конус с вершиной *S* и углом полураствора $\gamma = 15^{\circ}$. Следовательно, малая полуось эллипсоидальной зоны видимости *b* равна радиусу сечения конуса, проходящего через точку *P* (см. также рис. 4):

$$b = |\mathbf{x}_{\rm S} - \mathbf{x}_{\rm P}| \operatorname{tg} \gamma. \tag{8}$$

Большая полуось вычисляется приближенно из допущений, что образующие конуса (пунктирные линии на рис. 3) в окрестности точки *P* параллельны друг другу, а поверхность Земли плоская. Тогда большую полуось можно представить как

$$a = b/(\mathbf{e}_{\mathbf{P}} \cdot \mathbf{e}_{\mathbf{S}}), \tag{9}$$

где $\mathbf{e}_{\rm P}$ и $\mathbf{e}_{\rm S}$ — единичные векторы, направленные вдоль векторов $\mathbf{x}_{\rm P}$ и $\mathbf{x}_{\rm S}$ — $\mathbf{x}_{\rm P}$ соответственно.

КОСМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ том 58 № 5 2020



Рис. 2. Определение центра зоны видимости ионо-сферы.



Рис. 3. Вытягивание зоны видимости вследствие наклонения оптической оси камеры *Зонда* относительно к наблюдаемой поверхности ионосферы.



Рис. 4. Пересечение круговой и эллиптической зон видимости, а также описанные около них квадратной и прямоугольной зоны.

S _{max} , %	φ(°)		+60°.	+90°			-60°	–90°		$-60^{\circ}+60^{\circ}$			
	t_0	18.IX.		21. IX.		18. IX.		21. IX.		18. IX.		21. IX.	
<	10	2	0	1	0	7	0	7	1	27	3	35	5
10-	-25	9	2	9	1	7	1	7	1	42	5	37	6
25-	-50	12	2	13	1	15	4	15	1	42	7	51	13
50-	-80	26	2	26	7	16	2	19	4	54	10	55	9
80-100		8	4	6	1	2	0	4	1	200	35	217	30

Таблица 2. Пересечения зон видимости в течение 1 календарного года. Начало космического эксперимента – осень

Введем теперь систему координат $Pe_ae_be_c$ (рис. 4), связанную с зоной видимости камеры на *Зонде*. В этой системе будет определяться пересечение зон видимости. Орты системы вычисляются как

$$\mathbf{e}_{\mathrm{a}} = \mathbf{e}_{\mathrm{b}} \times \mathbf{e}_{\mathrm{c}}, \ \mathbf{e}_{\mathrm{b}} = \mathbf{e}_{\mathrm{c}} \times \mathbf{e}_{\mathrm{S}}, \ \mathbf{e}_{\mathrm{c}} = \mathbf{e}_{\mathrm{P}}.$$
 (10)

Камера *Метеор-МП S*' направлена к центру ионосферы *O*, поэтому ее оптическая ось пересекает ионосферу в подспутниковой точке *P*', положение которой $\mathbf{x}_{P'} = R\mathbf{x}_{S'}/|\mathbf{x}_{S'}|$, где $\mathbf{x}_{S'}$ – положение *Метеор-МП*. Зона видимости спутника представляет собой круг радиуса *d* с центром в точке *P*'. Углы полураствора наблюдения γ у Зонда и Ме*теор-МП* одинаковые, поэтому

$$d = |\mathbf{x}_{S'} - \mathbf{x}_{P'}| \operatorname{tg} \gamma. \tag{11}$$

При условии $|\mathbf{x}_{P'} - \mathbf{x}_{P}| < a + d$ может возникать наложение зон видимости спутников (рис. 4). В этом случае переводим вектор $\mathbf{x}_{P'}$ в систему координат $P\mathbf{e}_{a}\mathbf{e}_{b}\mathbf{e}_{c}$. Пусть ξ , η и ζ – координаты спутника в этой системе. Следовательно,

$$\mathbf{x}_{\mathbf{P}'} - \mathbf{x}_{\mathbf{P}} = \xi \mathbf{e}_{a} + \eta \mathbf{e}_{b} + \zeta \mathbf{e}_{c} =$$

= $(\mathbf{e}_{a}, \mathbf{e}_{b}, \mathbf{e}_{c})(\xi, \eta, \zeta)^{T} \Rightarrow (\xi, \eta, \zeta)^{T} =$ (12)
= $(\mathbf{e}_{a}, \mathbf{e}_{b}, \mathbf{e}_{c})^{T} (\mathbf{x}_{\mathbf{P}'} - \mathbf{x}_{\mathbf{P}}).$

Получить аналитические формулы для определения площади пересечения зон видимости весьма проблематично. Хотя приближенно ее можно оценить как площадь пересечения квадрата и прямоугольника, описанных около круговой и эллиптических зон соответственно, в плоской системе координат $P\mathbf{e}_{\mathbf{a}}\mathbf{e}_{\mathbf{b}}$ (рис. 4). Для квадратной зоны левый нижний и правый верхний углы имеют координаты ($\xi - d, \eta - d$) и ($\xi + d, \eta + d$); а для эллиптической зоны – (-a, -b) и (a, b). Тогда для прямоугольника пересечения зон координаты углов будут

$$\xi_{1} = \max(\xi - d, -a), \quad \xi_{2} = \min(\xi + d, a), \\ \eta_{1} = \max(\eta - d, -b), \quad \eta_{2} = \min(\eta + d, b).$$
(13)

Если $\xi_2 - \xi_1 > 0$ и $\eta_2 - \eta_1 > 0$, то пересечение квадратной и эллиптической зон имеет место, и площадь его определяется как

$$S = (\xi_2 - \xi_1)(\eta_2 - \eta_1).$$
(14)

ЧИСЛЕННЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Орбитальная динамика космических аппаратов моделировалась в прямоугольной геоэкваториальной системе координат на основе дифференциальных уравнений движения центра масс, которые интегрировались численно методом Гаусса-Эверхарта 15-го порядка [14], с учетом всех основных возмущающих сил [11]. Моделирование выполнялось на годичном временном интервале 1.I.2025-31.XII.2025. При моделировании зоны видимости имаджера Летиция учитывалась ориентация осей космического аппарата Зонд и ракурса имаджера при условии нахождения спутника в тени. Ранее мы выявили, что максимальное количество пересечений зон видимости имаджеров во время пребывания космических аппаратов на теневых участках их орбит в полярных зонах имеет место, когда начало космического эксперимента приходится на весенний или осенний период (рис. 1). Поэтому мы выбрали в качестве начальной эпохи t₀ несколько сезонных дат: 18, 21 сентября и 18, 19, 21 марта 2025 г.

В табл. 2, 3 представлено количество пересечений зон видимости имаджеров с орбит Метеор-*МП* и Зонда при различных t_0 . Здесь ϕ – широта, S_{max} – максимальная площадь пересечения зон видимости на всем интервале времени наложения областей. Для определения пересечений зон видимости учитывались все описанные ранее условия космического эксперимента, связанные с положением спутников в космосе и их ориентацией. В столбцах серого цвета приведены результаты с учетом фазы Луны, а столбцах белого цвета – без учета. Как видно из таблиц, наибольшее число пересечений зон видимости имаджеров в полярных зонах, а именно 18, с учетом всех условий возникает при $t_0 = 21.IX.2025$ г., пересечений в средних широтах - 63. Таким образом, общее число пересечений – 81. Немного меньше пересе-

МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

$S_{\rm max}, \%$	φ(°)			+60°	+90°		-60°90°						
	t_0	18.III.		19. III.		21. III.		18. III.		19. III.		21. III.	
<10		8	2	6	1	7	3	5	0	4	0	4	0
10-25		6	0	8	0	8	0	7	1	7	1	7	1
25-50		15	2	15	2	15	2	12	1	15	1	17	3
50-80		9	3	11	2	12	1	21	7	22	6	22	5
80-100		1	0	1	0	2	1	9	1	10	1	10	0

Таблица 3. То же, что и в табл. 2. Начало космического эксперимента – весна

Таблица 4. Пересечение зон видимости имаджеров Авровизор-ВИС/МП и Летиция в полярных зонах в течение одного календарного года. Начало космического эксперимента *t*₀ = 21.IX.2025

N⁰	φ, °	λ, °	$T_{\rm M}^{\rm d}$	T_Z^d	У	m	d	h	min	sec	Δt , min	$S_{\rm max}, \%$
1	77.26	-34.99	8	8	2025	09	21	12	22	30	11.9	68.0
7	-67.60	128.03	9	10	2025	10	22	15	02	34	8.9	50.3
9	81.04	10.14	10	10	2025	10	22	15	47	54	15.3	77.2
19	76.65	88.96	12	12	2025	11	22	19	11	57	22.6	74.5
24	74.85	-115.33	2	2	2025	12	17	02	32	54	18.6	69.3
31	70.26	116.62	4	4	2026	01	17	05	46	00	21.2	78.0
33	76.82	-5.18	4	4	2026	01	19	05	07	52	2.8	17.1
37	-68.60	-102.20	5	5	2026	02	19	07	42	12	13.1	66.1
38	81.74	146.34	6	6	2026	02	19	08	27	30	8.2	41.4
40	-76.72	74.15	9	10	2026	03	17	15	00	01	12.4	61.7
41	78.56	0.33	10	10	2026	03	17	15	45	14	9.1	57.6
49	-81.74	-121.29	11	12	2026	04	17	18	19	04	6.3	36.8
50	67.41	136.87	12	12	2026	04	17	19	03	32	23.5	96.1
56	-78.20	36.33	13	14	2026	05	18	21	38	42	1.3	11.2
67	-75.44	-50.80	5	5	2026	07	15	07	33	49	16.1	92.2
76	-80.56	138.69	11	12	2026	09	10	18	20	45	7.6	63.9
78	74.05	55.33	12	12	2026	09	10	19	06	08	10.8	78.7

чений зон видимости имаджеров в полярных зонах, а именно 16, при $t_0 = 21.III.2025$ г., в средних широтах — 77, следовательно, общее число пересечений — 93.

В табл. 4 представлена подробная информация о пересечениях зон видимости имаджеров в полярных зонах при начальной эпохе $t_0 = 21.IX.2025$. Здесь λ – долгота и φ – широта местности, T_M^d , T_Z^d – номер суточного витка КА *Метеор-МП* и *Зонда*, соответственно, Δt – длительность перекрытия зон видимости имаджеров, (у, m, d) – календарная дата и (h, min, sec) – суточное время (по Гринвичу). Данные для средних широт не приводятся. Центры пересечения круговой зоны видимости камер Авровизор-ВИС/МП и эллиптической зоны камер Летиции (теневые трассы) (рис. 4) над всей поверхностью Земли представлены на рис. 5. Крестиком на каждой трассе обозначен центр на момент максимальной площади пересечения зон видимости, а число указывает номер строки в табл. 4. На рис. 6 также показаны трассы пересечений зон видимости, но при начальной эпохе $t_0 = 18.III.2025$, хотя табличные данные для рисунка не приводятся.

Особый интерес представляют пересечения полей наблюдения в окрестностях конкретных наземных станций, в частности в г. Аппатиты (67°.567824, 33°.406693), Ловозеро (68°.004660, 35°.014147), Тикси (Якутия) (71°.638912, 128°.870846), Кируна (Швеция) (67°.846878, 20°.231462), Тромсе (Норвегия) (69°.654930, 18°.962879), Гакона (Аляска)



Рис. 5. Теневые трассы во время перекрытий зон видимости имаджеров в течение одного календарного года. Начало космического эксперимента $t_0 = 21.IX.2025$.



Рис. 6. То же, что и на рис. 5, но для *t*₀ = 18.III.2025.

(62°.293396, -145°.263483), Антарктида Амундсен Скотт (-84°.999898, -54°.480801) и других. Как видно из графиков, при заданной конфигурации орбит (табл. 1) и при $t_0 = 21.IX.2025$, пересечения зон видимости происходят только над некоторыми наземными станциями из списка.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлен метод определения перекрытий зон видимости имаджеров с орбит двух космических аппаратов. Особенность метода заключается в том, что он учитывает ориентацию космического аппарата относительно Солнца и угол отклонения оси имаджера относительно строительных осей спутника, а также теневые участки орбит спутников и фазу Луны. Метод применялся к двум перспективным космическим аппаратам *Memeop-MII* и Зонд для проведения космического эксперимента, связанного с рядом геофизических научных и прикладных задач. Их запуск планируется в 2025 г.

Экспериментально показано, что наиболее благоприятное время для начала космического эксперимента должно быть в периоды весеннего и осеннего равноденствий. Среди рассматриваемых дат начала космического эксперимента наиболее оптимальной является 21.IX.2025 г. Для повышения эффективности космического эксперимента, при планировании даты старта будут рассмотрены другие конкретные варианты конфигураций орбит КА *Метеор-МП* и Зонд.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

 Kintner P.M., Ladvina B.M., Paula E.R. GPS and ionospheric scintillations // Space Weather. 2007. V. 5. S09003.

https://doi.org/10.1029/2006SW000260

2. *Tsunoda R.T.* High-latitude F region irregularities: A review and synthesis // Rev. Geophys. 1988 V. 26. P. 719–760. https://doi.org/10.1020/R.G026:004p00710

https://doi.org/10.1029/RG026i004p00719

- Enell C.-F., Gustavsson B., Brandstrom B.U.E. et al. Tomography-like retrieval of auroral volume emission ratios for the 31 January 2008 Hotel Payload 2 event // Geosci. Instrum. Method. Data Syst. Discuss. 2012. V. 2. P. 1–21. www.geosci-instrum-method-data-systdiscuss.net/2/1/2012/doi:10.5194/gid-2-1-2012
- Cogger L.L., Howarth A., Yau A. et al. Fast Auroral Imager (FAI) for e-POP Mission // Space Sci. Rev. 2014. V. 189. P. 15–25. https://doi.org/10.1007/s11214-014-0107-x
- Obuchi Y., Sakanoi T., Yamazaki A. et al. Initial observations of auroras by multi-spectral auroral camera on board the REIMEI satellite // Earth Planet Space. 2008. V. 60. № 8. P. 827–835.

- Jin Y., Oksavik K. GPS scintillations and losses of signal lock at high latitudes during the 2015 St. Patric's day storm // J. Geophys. Res. 2018. V.123. P. 7943–7957. https://doi.org/10.1029/2018JA025953
- Loucks D., Palo S., Pilinski M. et al. High-latitude GPS phase scintillation from E region electron density gradients during the 20–21 December 2015 geomagnetic storm // J. Geophys. Res. 2015. V. 122. P. 7473–7490. https://doi.org/10.1002/2016JA023839
- 8. Кузьмин А.К., Мерзлый А.М., Баньщикова М.А. и др. Прикладные аспекты измерений авроральных эмиссий и характеристик полярной ионосферы имаджером Авровизор-ВИС/МП на перспективном КА "Метеор-МП". Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ за 2016 г. Материалы четвертой международной научно-технической конференции "Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли". М.: АО "Корпорация ВНИИЭМ", 2016. С. 325–341.
- 9. Кузьмин А.К., Баньщикова М.А., Чувашов И.Н. и др. Преимущества наблюдений авроральных структур с двух орбит и возможности для реконструкции 3D-распределений эмиссий, получаемых с разных позиций имаджеров // Вопросы электромеханики. 2017. Т. 158. № 3. С. 7–21.
- Avdyushev V.A., Banshchikova M.A., Chuvashov I.N., Kuzmin A.K. Capabilities of software "Vector—M" for a diagnostics of the ionosphere state from auroral emissions images and plasma characteristics from the different orbits as a part of the system of control of space weather // EPSC Abstracts. 2017. V. 11. EPSC2017-834-1. European Planetary Science Congress 2017, Riga.
- Aleksandrova A.G., Bordovitsyna T.V., Chuvashov I.N. Numerical modeling in problems of near-earth object dynamics // Russian Physics J. 2017. V. 60. № 1. P. 80–89.
- Hapke Bruce W. A Theoretical Photometric Function for the Lunar Surface // J. Geophys. Res. 1963. V. 68. № 15. P. 4571–4586.
- Rodrigues O. Des lois géométriques qui régissent les déplacements d'une système solide dans l'espace et de la variation des coordonnées provenant de ces déplacements considérés indépendamment des causes qui peuvent les produire // Liouvillés J. Math. 1840. V. 5. P. 380–440.
- Авдюшев В.А. Численное моделирование орбит небесных тел. Томск: Издательский Дом ТГУ, 2015.