

## Синтез эталонных изображений в построителях местной вертикали высокой точности и в навигационных системах на основе визирования линии горизонта

В.А. Гришин

*Институт космических исследований РАН, Москва, Россия*

*E-mail: vgrishin@iki.rssi.ru*

Одним из направлений развития средств навигации в настоящее время является создание пассивных оптических навигационных систем, обладающих высокой устойчивостью к маскирующим и имитирующим помехам. Такие навигационные системы способны функционировать в окрестности Земли, а также таких космических тел, как Луна и Марс, для которых имеется информация о профиле поверхности. Одной из проблем, возникающих при создании таких навигационных систем, является высокая вычислительная сложность синтеза эталонных изображений. В статье представлены результаты разработки алгоритма синтеза эталонных изображений и оценка его вычислительной сложности.

**Ключевые слова:** построители местной вертикали, изображение линии горизонта, профилометрическая информация, корреляционно-экстремальные навигационные системы, системы реального времени.

### Введение

Для перспективных космических аппаратов детального оптико-электронного наблюдения поверхности Земли с точной топографической привязкой и прицельной съемкой заданных объектов с высоким разрешением является актуальной задача повышения надежности и точности навигации. Для низкоорбитальных спутников возможно существенное повышение точности построения местной вертикали за счет учета реального профиля поверхности Земли, известного с высокой точностью. Задача освоения Луны также требует развития средств навигации в окрестности этого спутника Земли. Использование местной вертикали, определяемой по изображению линии горизонта, в сочетании со звездными датчиками и точным временем, позволяет решать навигационную задачу не только для космических аппаратов, но и для самолетов. Активные исследования в этом направлении ведутся, например в Optical Physics Company, Калифорния (<http://opci.com/ocns.htm>).

Активизация исследований в области повышения точности и надежности навигации стимулируется тем обстоятельством, что известные в настоящее время спутниковые навигационные системы, такие как GPS, ГЛОНАСС, а также развертываемые системы Galileo (Европейский союз) и «Бэйдоу» (КНР) обладают крайне высокой уязвимостью к маскирующим помехам. Это объясняется большим расстоянием до навигационных спутников и малой мощностью их бортовых передатчиков навигационного сигнала. Более того, в последние годы были успешно проведены эксперименты по созданию имитирующих помех, способных порождать ошибку навигации, изменяющуюся по заданному закону. Количество публикаций по этому направлению довольно велико, поэтому ограничимся только тремя ссылками (Tippenhauer et al., 2011; Nighswander et al., 2012; Humphreys et al., 2008).

По указанным причинам в 2012 г. Агентство перспективных оборонных исследований (DARPA) объявило конкурс на создание комплексированной системы навигации, способной успешно функционировать в случае подавления системы GPS: <http://www.militaryaerospace.com/articles/2012/06/darpa-pushes-forward-with-navigation-sensor-fusion-initiative-to-reduce-dependence-on-gps.html>. Работы в этом направлении уже активно ведутся: <http://www.militaryaerospace.com/articles/2013/02/Three-join-ASPN.html>.

В настоящее время датчики линии горизонта используются на легких и сверхлегких беспилотных летательных аппаратах для решения задач их угловой стабилизации. Известны также успешные эксперименты по использованию линии горизонта для решения задач навигации аппаратов, перемещающихся по поверхности Земли и иных тел Солнечной системы. Некоторые ссылки на опубликованные результаты таких исследований приведены в (Гришин, 2012). При реализации подобных систем на борту летательных аппаратов существенно увеличивается расстояние до линии горизонта, и возникают проблемы, связанные с поглощением и рассеиванием излучения в атмосфере, нестабильностью атмосферной рефракции, а также с распознаванием видимой линии горизонта, имеющей малый контраст. Расчеты показывают принципиальную возможность наблюдения линии горизонта с достаточно больших высот (вплоть до сотен километров) днем в инфракрасном диапазоне 2,1–2,3 мкм (Гришин, 2013), а также в диапазоне 3–5 мкм (Маслов, Гришин, 2012) круглосуточно. Статистические характеристики облачного покрова Земли, частично или полностью экранирующего от наблюдения линию горизонта, требуют экспериментального исследования. В частности, сплошное экранирование 40–50% от всей линии горизонта резко ухудшает точность навигации. Очевидно, что проблемы с наблюдением линии горизонта существенно уменьшаются на Марсе с его слабой атмосферой и полностью отсутствуют на Луне.

Одной из важных причин, которые препятствуют широкому распространению указанных выше систем, является высокая вычислительная сложность обработки видеоинформации и синтеза эталонных изображений. В настоящее время методы синтеза изображений в реальном времени находят самое широкое применение в таких областях, как системы виртуальной реальности, включая съемки кинофильмов, геоинформационные системы, тренажеры для летчиков, игры и т.д. В качестве примера можно, например, привести (Nie et al., 2011; Losasso, Норре, 2004; Westerteiger et al., 2011). Однако известные методы синтеза изображений очень сильно адаптированы для восприятия визуальной информации человеком, что существенно сказывается на точности синтеза изображений, особенно на предельных дальностях. По этой причине в статье рассматриваются вопросы разработки алгоритмов синтеза эталонных изображений линий горизонта. Синтез этих изображений должен осуществляться с высокой скоростью и точностью для произвольного положения летательного аппарата, что необходимо для обеспечения навигации в реальном времени.

Необходимо отметить, что на высотах приблизительно до 10–20 км сравнение видимой формы горизонта с расчетной формой линии горизонта, зависящей от координат точки, в которой находится наблюдатель, позволяет решать навигационную задачу и без звездного датчика. Иными словами, возможно создание корреляционно-экстремальной системы

навигации по наблюдаемой форме линии горизонта. Поскольку профилометрическая информация имеется для Земли, Луны и Марса, то навигационная задача может решаться при полете в окрестностях указанных планет, а также при движении по их поверхности.

### **Выбор формы представления эталонных изображений**

В общем случае эталонные изображения могут быть представлены в двух формах – растровой и векторной. Для определения, какая форма представления является наиболее предпочтительной, необходимо учитывать весь комплекс требований, предъявляемых к эталонным изображениям. Наиболее подходящей формой представления эталонов признана векторная, поскольку она позволяет гибко изменять параметры синтеза эталона в зависимости от располагаемого времени, текущего состояния измерительной системы (поиск–захват–слежение), текущей конфигурации облачного слоя, профиля визируемой поверхности (ее корреляционных свойств), текущих поправок за рефракцию, поправок за текущие значения тангажа и крена и других факторов. Дополнительным преимуществом векторных эталонов является то, что при удачном выборе вида проекции представления эталонов можно обеспечить малые вычислительные затраты при развороте на углы курса, тангажа и крена (что резко сокращает количество синтезированных эталонов, необходимых для покрытия многомерной области неопределенности положения аппарата). Кроме того, для векторного эталона могут быть получены малые вычислительные затраты на его коррекцию в соответствии с параметрами датчика. В качестве недостатка векторного представления можно указать на то обстоятельство, что методы установления соответствия для векторных эталонов существенно хуже исследованы, чем для растровых эталонов.

### **Алгоритм формирования эталонного изображения**

Алгоритм формирования эталонного изображения является итерационным. Для заданного положения летательного аппарата, определяемого широтой, долготой и высотой (точка  $O$  на *рис. 1*) формируется набор лучей для массива направлений по азимуту.

Если отсутствует априорная информация, шаг по азимуту выбирается постоянным. Значения тангажа и крена принимаются равными нулю, значение угла курса – некоторой фиксированной величине, например, направлению на север. Если отсутствует априорная информация о перепаде высот в районе нахождения летательного аппарата, то вокруг Земли строится описанная и вписанная сферы. Для каждого из направлений по азимуту строятся касательные к описанной и вписанной сферам (лучи  $a$  и  $b$ ). Точки касания этих лучей к вписанной и описанной сферам дают отрезок по координатам (широта и долгота), где находится искомая точка линии горизонта. Лучи  $c$  и  $d$  из центра Земли, направленные в эти точки, имеют между собой угол  $\alpha$ . Затем определяется интервал высот профиля поверхности на этом отрезке. В данном случае максимальная высота равна  $R_0$ , а минимальная, соответственно,  $R_B$ . На следующей итерации для указанного отрезка строятся описанная и вписанная сферы с радиусами  $R_0$  и  $R_B$ , соответственно. К этим сферам также строятся

касательные и т.д. Обычно через 2–3 итерации границы отрезка по координатам (широта и долгота), где локализована искомая точка линии горизонта, перестают изменяться, а длина этого отрезка существенно уменьшается. В случае, показанном на рисунке, процесс завершится на второй итерации. Для уменьшения вычислительных затрат максимальная и минимальная высоты профиля поверхности определяется по углам ячеек карты высот, которые пересекает отрезок.

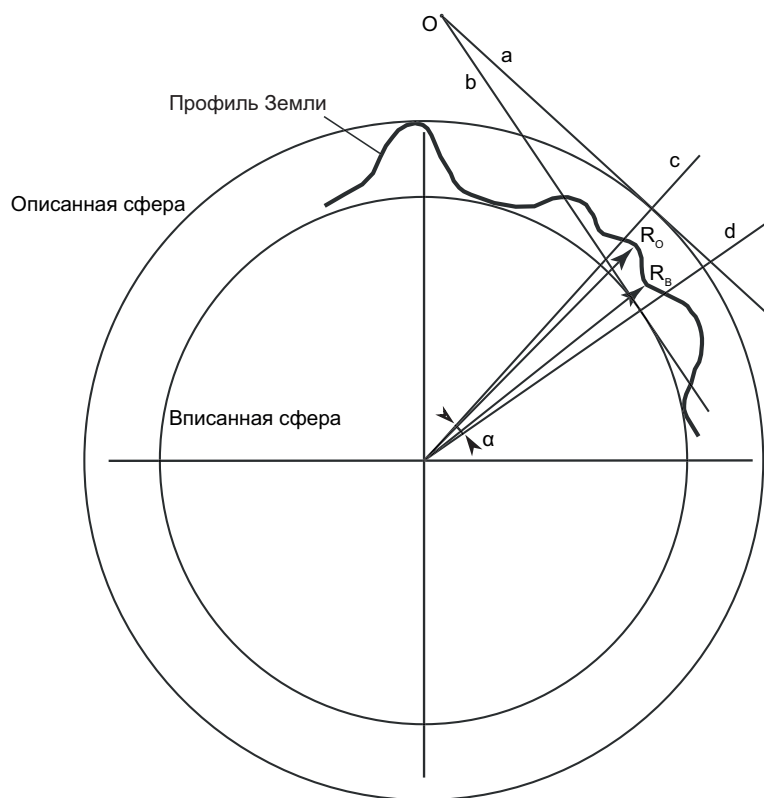


Рис. 1. Принцип построения эталонного изображения

Далее по всему отрезку осуществляется расчет высот методом билинейной интерполяции с некоторым шагом, существенно меньшим, чем размер ячейки карты высот. Для всех таких точек определяется угол между направлением на точку поверхности и местной вертикалью в точке O. Точка, где достигается максимальное значение этого угла, и является искомой точкой линии горизонта. При необходимости полученный результат может уточняться путем повторного расчета с меньшей величиной шага.

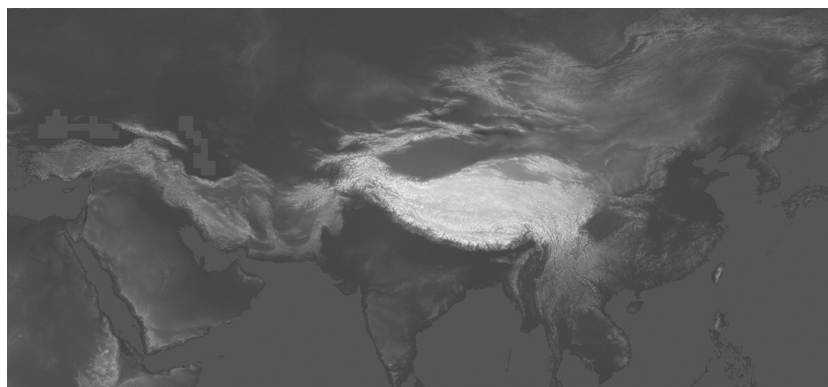
Далее полученный эталон разворачивается на углы курса, тангажа и крена, необходимые для формирования сетки гипотез, а также учитываются индивидуальные параметры формирования изображений датчиком горизонта, определенные при его калибровке.

### Реализация алгоритма формирования эталонного изображения

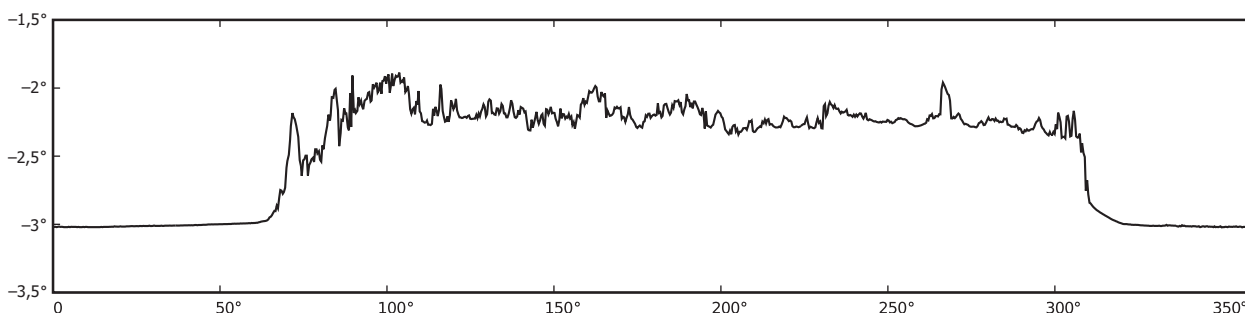
При оценивании величины вычислительных затрат алгоритма синтеза эталонных изображений предполагалось, что для определения текущей высоты полета используется априорная информация (поступающая, например, от других датчиков), ошибки

которой не приводят к существенному ухудшения оценивания экстремума по плановым координатам. Это допущение является приемлемым для большого числа практических случаев. Использование проекции эталона на сферу позволило выполнять синтез эталонов только для двумерной области неопределенности и получать эталоны для различных значений углов курса, тангажа и крена простым пространственным поворотом одного эталона, что очень существенно (на несколько порядков) сократило вычислительные затраты.

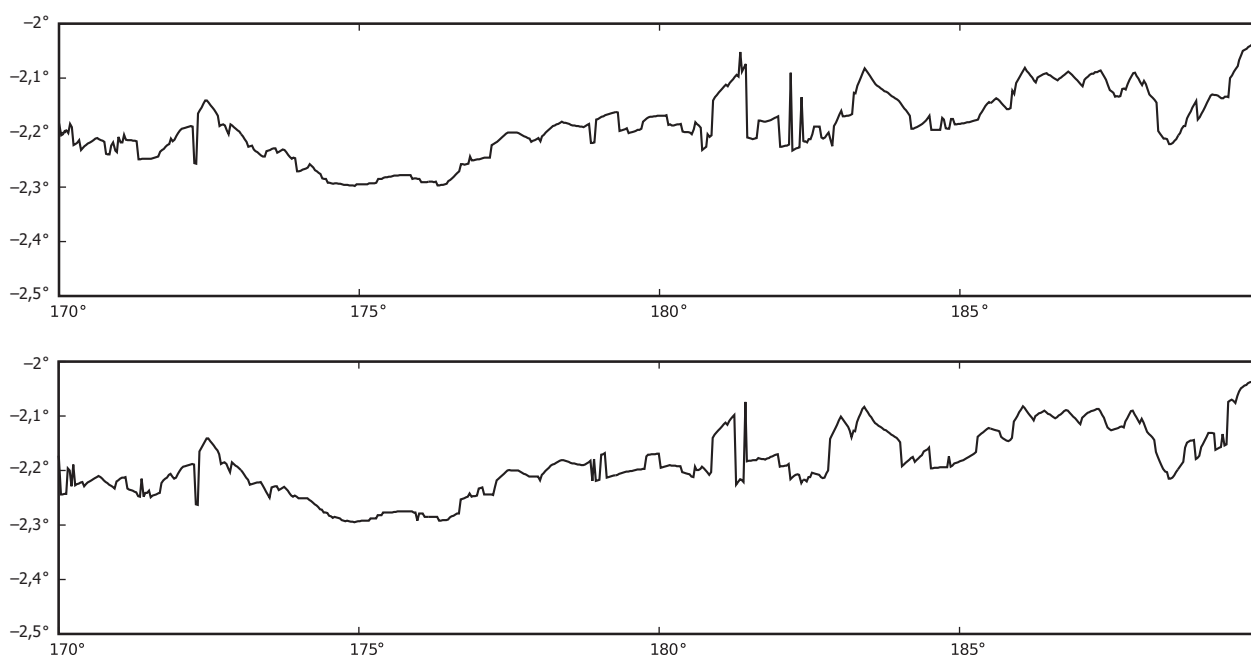
Для оценок был выбран участок в районе Гималайских гор (центральная область на *рис. 2*). Использовалась карта высот, полученная в результате миссии SRTM. Шаг сетки использованной карты равен 30" по широте и долготе, что приблизительно соответствует сетке с шагом порядка 1 км по поверхности Земли. Следует отметить, что перепады высот в горах значительно увеличивают вычислительную сложность алгоритмов. На равнинных участках поверхности скорость синтеза эталонов существенно выше, чем на горных участках. Высота полета летательного аппарата принята равной 10 км. На *рис. 3* приведен пример эталонного изображения для 1000 лучей. По горизонтальной оси графика отложен азимут в градусах. По вертикальной оси графика отложен угол в градусах относительно местного горизонта (т.е. плоскости, ортогональной местной вертикали). На *рис. 4* представлены два фрагмента эталонных изображений, полученных при сдвиге точки наблюдения по широте на 30". Хорошо заметна перестройка структуры изображения, вызванная перемещением точки наблюдения.



*Рис. 2. Карта высот участка поверхности*



*Рис. 3. Пример эталонного изображения, построенного для 1000 лучей*



*Рис. 4. Два фрагмента эталонных изображений в интервале углов азимута  $170\div 190^\circ$ , полученных при сдвиге точки наблюдения по широте на  $30''$*

Моделирование на процессоре Intel Core i7-3770 показало, что синтез опорного эталона для малого количества лучей, равного 100 (что соответствует режиму начального поиска по координатам измерительной системы), длится 0,05 с. Синтез опорного эталона для большого количества лучей, равного 1000 (что соответствует режиму слежения по координатам), длится 0,34 с. Необходимо отметить, что при расчетах использовалось только одно ядро четырехядерного процессора. Параллельное выполнение расчетов на всех четырех ядрах и оптимизация программы позволит значительно ускорить вычисления.

Поскольку задача разработки программы расчета всех эталонов, покрывающих область неопределенности, является весьма трудоемкой в силу того, что необходимо учитывать сложные пространственные корреляционные связи между ними, сделаем приближенную оценку вычислительной сложности для двух случаев. Сначала рассмотрим режим начального поиска. Считаем, что область неопределенности покрывается квадратом со стороной 10 км. Шаг гипотезной сетки примем равным 1 км. В этом случае потребуется 121 эталон. Выберем эталон, находящийся в центре этой области в качестве опорного. Длительность его синтеза составляет 0,05 с. Начальный интервал высот между описанной и вписанной сферами при синтезе эталона был установлен равным 9 км. При этом длина отрезка поверхности Земли, по которому осуществляется поиск точек, соответствующих изображению линии горизонта, равен 244 км для каждого из 100 лучей эталона. Длина этих отрезков определяет вычислительную сложность синтеза эталона. Поскольку все эталоны, покрывающие область неопределенности, рассчитываются для точек, находящихся на расстоянии, не превышающим  $1,41 \cdot 5$  км от точки расчета опорного эталона, то для них длина отрезков поиска точек, соответствующих изображению линии горизонта, в среднем не превышает этой величины по отношению к уже найденным точкам опорного эталона. Таким об-



разом, можно оценить суммарные затраты времени на синтез всех эталонов, покрывающих область неопределенности:  $(1,41 * 5 / 244) * 120 * 0,05 + 0,05 = 0,22$  с.

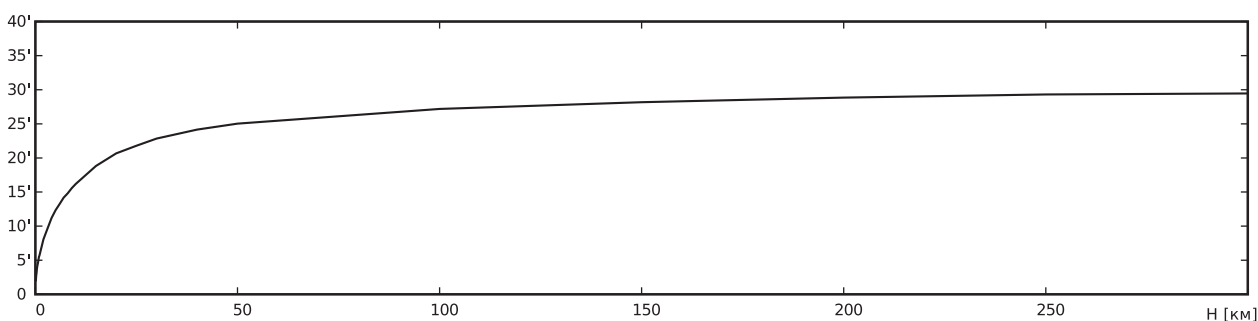
Оценим, сколько времени потребуется для синтеза всех эталонов, покрывающих область неопределенности для режима слежения по координатам. Считаем, что область неопределенности покрывается квадратом со стороной 0,5 км. Шаг гипотезной сетки примем равным 0,25 км. В этом случае потребуется девять эталонов, один из которых является опорным. Аналогичные рассуждения дают оценку суммарных затрат времени на синтез всех эталонов, покрывающих область неопределенности:  $(1,41 * 0,25 / 244) * 8 * 0,34 + 0,34 = 0,344$  с.

Разворот эталона на углы курса, тангажа и крена, а также коррекция искажений камеры потребовали менее 1 мс для опорного эталона из 100 лучей, что существенно меньше, чем длительность расчета эталона. Поэтому для приближенных оценок это время можно не учитывать, даже несмотря на то эти развороты требуются для покрытия трехмерной области неопределенности по угловому положению летательного аппарата.

Таким образом, можно сделать вывод, что при использовании процессоров, вычислительная мощность которых сопоставима с процессором Intel Core i7-3770, можно обеспечить достаточно быстрый начальный поиск координат и период выдачи навигационной информации, не превосходящий 1 с. Здесь учтено, что процесс оценки степени сходства наблюдаемого горизонта с эталонным изображением также потребует некоторого времени, хотя и меньшего, чем время синтеза эталонов. Указанные параметры формирования навигационной информации являются вполне приемлемыми для практического использования.

Приведенные выше результаты получены при условии, что атмосферная рефракция мала, и ее можно не учитывать. Это справедливо для Луны, приблизительно справедливо для Марса (где присутствует атмосфера, хотя и очень слабая), а также для Земли при небольших высотах полета, порядка единиц километров.

Для оценки степени влияния атмосферной рефракции была использована сферически симметричная модель атмосферы и лучевое приближение процесса распространения света. На оптические трассы накладывалось краевое условие – трасса должна проходить на нулевой высоте параллельно поверхности Земли, моделируемой сферой с радиусом 6371 км. Соответствующие дифференциальные уравнения решались итерационно, методом пристрелки. Результаты расчетов сдвига точки касания поверхности Земли оптической трассой визирования горизонта для стандартной атмосферы СА-81 (ГОСТ 4401-81) и длины волны 2,1–2,3 мкм приведены на *рис. 5*.



*Рис. 5. Сдвиг точки касания луча поверхности Земли*

Величина сдвига измеряется в угловых минутах и показана в зависимости от высоты полета летательного аппарата. Из рисунка следует, что при больших высотах полета сдвиг точки касания поверхности Земли может достигать почти 30'. Это приблизительно соответствует смещению по поверхности Земли на 55 км. Сдвиг такой величины должен обязательно учитываться при синтезе эталонов. Увеличение длины оптической трассы, обусловленное рефракцией, невелико. Например, на высоте 300 км длина оптической трассы из-за рефракции увеличивается всего на 2,8%.

Необходимо отметить, что, хотя расчет оптической трассы с учетом рефракции даже для одного луча требует довольно больших затрат времени – около 0,15 с, для стандартной атмосферы результаты расчетов могут быть затабулированы, и расчет видимости точек поверхности по таблице может быть сделан достаточно быстро. Однако, как следует, например, из (Хргиан, 1978), атмосфера является очень сложным динамическим объектом. Поэтому для *особо точных навигационных расчетов* потребуется использовать значения давления и температуры воздуха у поверхности Земли или непосредственно расчеты метеорологов – трехмерные карты давления, температуры и влажности. В этом случае вычислительные затраты на учет эффектов рефракции могут существенно превзойти вычислительные затраты, связанные с расчетом эталонов при отсутствии атмосферы либо при полете на сравнительно малых высотах.

### Заключение

В статье рассмотрена задача синтеза эталонных изображений для навигационных систем, использующих изображения линии горизонта для решения навигационных задач. Сделаны оценки вычислительных затрат, необходимых для синтеза эталонных изображений, что очень важно для систем, работающих в режиме реального времени. Полученные оценки времени синтеза эталонных изображений могут быть существенно улучшены при оптимизации алгоритмов синтеза. Отмечено, что при наличии плотной атмосферы (на Земле) точность построения местной вертикали на большой высоте определяется, главным образом, точностью учета поправки за рефракцию. При этом основные вычислительные затраты обусловлены необходимостью расчета рефракции.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант 12-08-00863-а.

### Литература

1. *Гришин В.А.* Задача создания построителей местной вертикали высокой точности и навигационных систем на основе визирования линии горизонта // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*. 2012. Т. 9. № 3. С. 108–114.
2. *Гришин В.А.* Анализ видимости линии горизонта при различных условиях наблюдения для решения задач оптической навигации летательных аппаратов // *Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов: Сб. трудов Третьей Всероссийской научно-технической конференции*. М.: ИКИ, 2013.



3. *Маслов И.А., Гришин В.А.* Выбор оптимального спектрального диапазона для наблюдения горизонта Земли // Техническое зрение в системах управления, 2013: Тезисы докладов научно-технической конференции. С. 83–85. ([http://tvcs2013.technicalvision.ru/docs/2013\\_v4.pdf](http://tvcs2013.technicalvision.ru/docs/2013_v4.pdf)).
4. *Хржан А.* Физика атмосферы. Т. 1, 2. Изд. 2-е, перераб. и доп. Л.: Гидрометеиздат, 1978.
5. *Humphreys T., Ledvina B., Psiaki M., O'Hanlon, B., Kintner P.Jr.* Assessing the spoofing threat: development of a portable GPS civilian spoofer // Proceedings of the ION GNSS Meeting. Institute of Navigation, Savannah. GA. 2008.
6. *Nie J., Guo D., Wang Y., Kong L., Tang Y.* Multilevel tile load map on massive terrain visualization // Journal of Computational Information Systems. 2011. Vol. 7. Issue 2. P. 452–461.
7. *Losasso F., Hoppe H.* Geometry clipmaps: terrain rendering using nested regular grids // ACM Transaction on Graphic. 2004. Vol. 23. Issue 3. P. 769–776.
8. *Nighswander T., Ledvina B., Diamond J., Brumley R., Brumley D.* GPS software attacks // Proceedings of the 19<sup>th</sup> ACM Conference on Computer and Communications Security (CCS'12). Raleigh, NC. 2012. P. 450–461.
9. *Tippenhauer N., Pöpper C., Rasmussen K., Capkun S.* On the requirements for successful GPS spoofing attacks // Proceedings of the 18<sup>th</sup> ACM Conference on Computer and Communications Security (CCS'11). Chicago. Illinois. 2011. P. 75–86.
10. *Westerteiger R., Gerndt A., Hamann B.* Spherical Terrain Rendering using the hierarchical HEALPix grid // Proceedings of IRTG 1131 – Visualization of Large and Unstructured Data Sets Workshop 2011. P. 13–23.

## **Reference images synthesis in high precision Earth sensors and navigation systems based on horizon line observation**

**V.A. Grishin**

*Space Research Institute of RAS, Moscow, Russia  
E-mail: [vgrishin@iki.rssi.ru](mailto:vgrishin@iki.rssi.ru)*

The one of the possible directions of navigation systems development is the creation of passive optical navigation systems, which have high robustness to jamming and spoofing. Such optical navigation system can operate in a neighborhood of the Earth, as well as Moon and Mars since its elevation maps are available. One of the challenging problems of such systems development is the high computational complexity of reference images synthesis. The reference images algorithm and estimations of its calculation complexity are presented in this article.

**Keywords:** earth sensors, horizon line image, digital elevation maps, correlation-extremal navigation systems, real-time control systems.