

УДК 528.27

## **Бесплатформенный геодезический комплекс наземного применения**

А.А. Афонин, А.В. Репников, А.В. Тювин

### **Аннотация**

В работе, рассматривается возможность построения бесплатформенного геодезического комплекса наземного применения минимального состава для оперативной подготовки стартовых позиций подвижных объектов. Основное внимание сосредоточено на вопросах анализа точности комплекса, включающего блок прецизионных акселерометров и спутниковую навигационную систему. Для повышения точности предлагается использование функционально избыточного блока акселерометров конусной структуры.

### **Ключевые слова:**

бесплатформенный геодезический комплекс; стартовая позиция; векторные гравиметрические измерения; ускорение силы тяжести; гравитационная аномалия; блок акселерометров; спутниковая навигационная система; функциональная избыточность

### **Введение**

Геодезическая, подготовка стартовых позиций является необходимым условием обеспечения точной навигации подвижных объектов различных типов и назначения для решения разного рода хозяйственных, научных и оборонных задач, включая экологический и геофизический мониторинг природно-техногенной сферы, разведку залежей полезных ископаемых, подготовку прогноза и ликвидацию последствий чрезвычайных ситуаций и т.д. Особенно остро эта проблема проявляется в слабо обеспеченных геодезическими измерениями отдаленных труднодоступных регионах при решении целевых задач автоматизированными малогабаритными средствами доставки полезной нагрузки. В этих условиях значительный интерес представляет непосредственная возможность определения

гравиметрических аномалий в месте старта геодезическим комплексом минимального аппаратного состава и массогабаритного исполнения, реализующим гравиинерциальный метод векторных гравиметрических измерений (ВГИ) в бесплатформенных технологиях с использованием спутниковых навигационных измерений [1].

В статье приводится модернизированный вариант предложенного в [2] решения при существенном упрощении алгоритмов и технического оснащения бесплатформенного гравиметрического комплекса (БГК) для неподвижной или сильно ограниченной в перемещении относительно Земли стартовой позиции.

### Методология технического решения

Основные уравнения ВГИ в БГК реализуются в земной экваториальной системе координат (СК) «Е» с ортами  $\xi, \eta, \zeta$ , где орт  $\zeta$  совпадает с направлением угловой скорости вращения Земли, а  $\xi\eta$  – плоскость гринвичского меридиана [3,4]:

$$\mathbf{g}_T = \dot{\mathbf{U}} + 2\mathbf{u} \times \mathbf{U} - \mathbf{A}_{O/E} \mathbf{n}_O; \quad (1)$$

$$\mathbf{g}_T = \mathbf{g}_{TH} + \mathbf{A}, \quad (2)$$

где  $\mathbf{n}_O$  – вектор кажущегося ускорения, измеряемый блоком акселерометров (БА) в связанной с установочными базами БГК СК «О» с ортами  $\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z}$ ;  $\mathbf{A}_{O/E}$  – матрица ориентации СК «О» относительно СК «Е», принятой в качестве базовой информационной системы координат ВГИ;  $\mathbf{U}$  – вектор скорости носителя БГК относительно земной поверхности;  $\mathbf{A}$  – вектор аномалии удельной силы тяжести (УСТ), подлежащий определению в процессе гравиметрических измерений;  $\mathbf{g}_{TH}$  – вектор нормальной УСТ;  $\mathbf{g}_T$  – вектор действительной УСТ;  $\mathbf{u}$  – вектор абсолютной угловой скорости вращения Земли. Все векторы представлены своими проекциями на оси СК «Е».

Для оценки уклонений истинной вертикали вычисляются орт  $\mathbf{r}$  нормали к поверхности принятого в картографии референц-эллипсоида и орт  $\mathbf{1}_g$  ориентации истинной вертикали с учетом гравитационных аномалий в месте нахождения БГК:

$$\mathbf{1}_g = -\mathbf{g}_T \mathcal{G}_T^{-1}; \quad \mathbf{r} = -\mathbf{g}_{TH} \mathcal{G}_{TH}^{-1}. \quad (3)$$

Уклонения истинной вертикали  $\Delta \mathbf{r}$  в первом приближении вычисляются согласно очевидным векторным соотношениям:

$$\Delta \mathbf{r} = \mathbf{1}_g - \mathbf{r} \square \boldsymbol{\varepsilon} \times \mathbf{r}; \quad \Delta r_E = \Delta \mathbf{r} \cdot \mathbf{E} = \boldsymbol{\varepsilon} \cdot \mathbf{N} = \varepsilon_N; \quad \Delta r_N = \Delta \mathbf{r} \cdot \mathbf{N} = -\boldsymbol{\varepsilon} \cdot \mathbf{E} = -\varepsilon_E. \quad (4)$$

где  $\Delta \mathbf{r}$  – вектор, соответствующий полному углу уклонения истинной вертикали  $\boldsymbol{\varepsilon}$  относительно  $\mathbf{r}$ ;  $\mathbf{E}, \mathbf{N}$  – орты Восточного и Северного направлений нормальной земной СК

«V» в точке измерений;  $\Delta r_E$ ,  $\Delta r_N$  – проекции вектора  $\Delta \mathbf{r}$  на оси СК «V», численно равные уклонению истинной вертикали в плоскостях соответственно первого вертикала ( $\varepsilon_N$ ) и меридиана ( $\varepsilon_E$ ) соответственно.

Согласно (1) на неподвижном относительно Земли основании измерение реального вектора УСТ эквивалентно измерению в СК «E» вектора кажущегося ускорения:

$$\mathbf{g}_T = -\mathbf{A}_{O/E} \mathbf{n}_O = -\mathbf{n}_E, \quad (5)$$

что открывает возможность решения полной задачи ВГИ с использованием прецизионного БА, исключив из состава БГК гироскопы.

Действительно, навигационная аппаратура потребителя (НАП) спутниковых навигационных систем (СНС) ГЛОНАСС и GPS поставляет геодезические координаты – долготу  $\lambda$ , широту  $\varphi$  и высоту  $h$  места старта в СК «E» достаточные для определения матрицы ориентации СК «V» с ортами  $\mathbf{E}$ ,  $\mathbf{N}$ ,  $\mathbf{r}$  по отношению к СК «E»:

$$\mathbf{B}_{V/E} = [\mathbf{E}_E, \mathbf{N}_E, \mathbf{r}_E], \quad (6)$$

$$\mathbf{E}_E = [-\sin \lambda, \cos \lambda, 0]^T, \quad \mathbf{N}_E = [-\sin \varphi \cos \lambda, -\sin \varphi \sin \lambda, \cos \varphi]^T, \quad \mathbf{r}_E = [\cos \varphi \cos \lambda, \cos \varphi \sin \lambda, \sin \varphi]^T.$$

По показаниям БА определяем матрицу ориентации СК «O», относительно стартовой СК «C<sub>A</sub>», основная плоскость которой включает местную вертикаль и орт  $\mathbf{x}$  СК «O»:

$$\mathbf{Y}_{co} = \mathbf{1}_{gO} = \mathbf{n}_O \mathbf{M}_{no}^{-1} = [\mathbf{1}_{gx}, \mathbf{1}_{gy}, \mathbf{1}_{gz}]^T, \quad \mathbf{Z}_{co} = (\mathbf{x} \times \mathbf{1}_{gO}) \mathbf{M}_{zo}^{-1}, \quad \mathbf{X}_{co} = \mathbf{Y}_{co} \times \mathbf{Z}_{co}, \quad (7)$$

$$\mathbf{M}_{no} = (n_x^2 + n_y^2 + n_z^2)^{1/2}, \quad \mathbf{M}_{zo} = (1 - \mathbf{1}_{gx}^2)^{1/2};$$

$$\mathbf{P}_{O/CA}^T = [\mathbf{X}_{co}, \mathbf{Y}_{co}, \mathbf{Z}_{co}], \quad (8)$$

$$\mathbf{P}_{O/CA} = \begin{pmatrix} M_{zo}^{-1} M_{no}^{-2} (n_y^2 + n_z^2) & -M_{zo}^{-1} M_{no}^{-2} n_x n_y & -M_{zo}^{-1} M_{no}^{-2} n_x n_z \\ M_{no}^{-1} n_x & M_{no}^{-1} n_y & M_{no}^{-1} n_z \\ 0 & -M_{zo}^{-1} M_{no}^{-1} n_z & -M_{zo}^{-1} M_{no}^{-1} n_y \end{pmatrix}, \quad (9)$$

где  $n_x$ ,  $n_y$ ,  $n_z$  – измеренные БА БГК проекции вектора кажущегося ускорения на оси СК «O».

По внешней информации о курсовом угле СК «C<sub>A</sub>», с использованием (9), можно определить матрицу ориентации СК «O» относительно нормальной земной СК «V<sub>A</sub>», третья ось которой совпадает с истинной вертикалью места старта:

$$\mathbf{P}_{O/VA} = \mathbf{B}_{CA/VA} \mathbf{P}_{O/CA}. \quad (10)$$

Используя (6), с точностью до величины уклонения истинной вертикали можно получить вычисленное значение матрицы ориентации СК «O» относительно СК «E»

$$\mathbf{A}_{O/EB} = \mathbf{B}_{V/E} \mathbf{P}_{O/VA} \quad (11)$$

и вычисленное значение вектора УСТ в СК «Е<sub>В</sub>» соответствующей вычисленному положению СК «Е»:

$$\mathbf{g}_{ТВ} = -\mathbf{A}_{О/ЕВ} \mathbf{n}_O = -\mathbf{n}_{ЕВ}. \quad (12)$$

Отметим, что точность алгоритма (9) определяется только погрешностями акселерометров, а алгоритма (10) – дополняется погрешностью информации о курсовом угле стартовой СК. По отношению к нормальной земной СК «V», алгоритм (10) имеет методическую погрешность, обусловленную уклонением истинной вертикали (до десятков угл. с). По сути, алгоритм (10) является альтернативой процедуре начальной выставки бесплатформенной инерциальной навигационной системы методом гирокомпасирования по заданному курсу, однако имеет преимущество по времени выставки и алгоритмическому обеспечению.

### Качественный анализ точности оценки гравитационных аномалий

Согласно (2) полная погрешность вектора гравитационных аномалий определяется соотношением [7]:

$$\delta \mathbf{A} = \delta \mathbf{g}_T - \delta \mathbf{g}_{ТН} = \delta \mathbf{g}_{ТВ} + \boldsymbol{\theta} \times \mathbf{g}_T - \delta \mathbf{g}_{ТНВ} - \boldsymbol{\theta} \times \mathbf{g}_{ТН}, \quad (13)$$

где  $\delta \mathbf{g}_T$ ,  $\delta \mathbf{g}_{ТН}$  полные погрешности определения соответственно истинного и нормализованного векторов УСТ в СК «Е»;  $\delta \mathbf{g}_{ТВ}$ ,  $\delta \mathbf{g}_{ТНВ}$  – погрешности вычисления этих векторов согласно принятым алгоритмам;  $\boldsymbol{\theta}$  – вектор малого поворота, характеризующий рассогласование ориентации СК «Е<sub>В</sub>» относительно СК «Е».

Поскольку координаты, поставляемые НАП СНС, соответствуют СК «Е», вектор  $\mathbf{g}_{ТН}$  с высокой степенью точности вычисляется в этой системе координат:

$$\mathbf{g}_{ТН} = -g_{ТН} \mathbf{r}_E; \quad \mathbf{r}_E = [\cos \varphi \cos \lambda, \cos \varphi \sin \lambda, \sin \varphi]^T, \quad (14)$$

то погрешность  $\mathbf{g}_{ТН}$  определяется соотношением

$$\delta \mathbf{g}_{ТН} = -\delta g_{ТН} \mathbf{r}_E - g_{ТН} \delta \mathbf{r}_E, \quad \delta \mathbf{r}_E = [-\delta \varphi \sin \varphi \cos \lambda - \delta \lambda \cos \varphi \sin \lambda, -\delta \varphi \sin \varphi \sin \lambda + \delta \lambda \cos \varphi \cos \lambda, \delta \varphi \cos \varphi]^T. \quad (15)$$

Величину нормального вектора УСТ, например, можно вычислять по формуле Кассиниса, учитывающей результаты геодезических, гравиметрических измерений, а также значение сжатия международного геодезического эллипсоида относительно [5]:

$$g_{ТН} = 978049(1 + 0,0052884 \sin^2 \varphi - 0,0000059 \sin^2 2\varphi) \text{ [мГал]}. \quad (16)$$

Формально варьируя (16) получим, что погрешность определения величины  $\delta \mathbf{g}_{ТНВ}$  не превысит 52 мкГал на каждые 30м определения навигационной погрешности, что при

достигнутой точности НАП СНС позволяет ею пренебречь, равно как и погрешностью определения ориентации геодезической вертикали (15).

Основную составляющую погрешности определения величины УСТ вызывает ошибка определения превышения места старта над референц-эллипсоидом. В первом приближении для центрального гравитационного поля математическая модель погрешности вычисления вектора УСТ имеет вид:

$$\delta g_{\text{ТНВ}} = \delta g(\mathbf{R}) - \mathbf{u} \times (\mathbf{u} \times \delta \mathbf{R}) \cong -\frac{\mu}{R^3} (\delta \mathbf{R}_E - 3\Delta h \mathbf{1}_{RE}),$$

где  $\mathbf{R}$ ,  $R$  – радиус-вектор текущего местоположения и его модуль;  $\Delta h$  – погрешность определения высоты (глубины). Откуда следует, что погрешность определения величины УСТ отвечает следующему соотношению:

$$\Delta g_{\text{ТНВ}} = 2\omega_0^2 \Delta h = 0,312 \Delta h [\text{мГал}], \quad (17)$$

где  $\omega_0^2$  – квадрат частоты Шулера. Согласно (17) можно утверждать, что парциальная погрешность 0,1 мГал в измерении величины УСТ соответствует точности измерения высоты порядка 0,3 м, что соответствует современным возможностям СНС.

В отличие от  $\mathbf{g}_{\text{ТН}}$  реальный вектор УСТ определяется путем непосредственных вычислений в СК «Е<sub>В</sub>», ориентация которой отличается от номинальной (13). Математическая модель полной погрешности вычисления этого вектора в СК «Е<sub>В</sub>» отвечает формальной вариации алгоритма вычисления (5):

$$\delta \mathbf{g}_T = -\delta \mathbf{A}_{O/E} \mathbf{n}_O - \mathbf{A}_{O/E} \delta \mathbf{n}_O. \quad (18)$$

В первом приближении вариацию матрицы  $\mathbf{A}_{O/E}$  можно выразить с использованием вектора  $\boldsymbol{\theta}$  малого поворота, откуда следует выражение вида:

$$\delta \mathbf{A}_{O/E} \mathbf{n}_O = [\delta \xi_O \square \mathbf{n}_O, \delta \eta_O \square \mathbf{n}_O, \delta \zeta_O \square \mathbf{n}_O] = [(\boldsymbol{\theta}_O \times \xi_O) \square \mathbf{n}_O, (\boldsymbol{\theta}_O \times \eta_O) \square \mathbf{n}_O, (\boldsymbol{\theta}_O \times \zeta_O) \square \mathbf{n}_O] = -\boldsymbol{\theta}_E \times \mathbf{n}_E.$$

$$\delta \mathbf{g}_T = -\mathbf{A}_{O/E} \delta \mathbf{n}_O + \boldsymbol{\theta}_E \times \mathbf{n}_E = -\Delta \mathbf{n}_E + \boldsymbol{\theta}_E \times \mathbf{n}_E, \quad (19)$$

где  $\Delta \mathbf{n}_E$  – погрешность БА, пересчитанная к осям СК «Е»;  $\boldsymbol{\theta}_E$  – вектор рассогласования ориентации СК «Е<sub>В</sub>» по отношению к СК «Е», включающий и погрешность информации о курсе стартовой системы координат СК «С<sub>А</sub>».

Возможности достижения достаточной для практического использования точности гравиметрических измерений находятся на грани технических возможностей реализации измерительной аппаратуры и сопровождаются труднопреодолимыми помехами, например, микросейсм от гравитационных волн отдаленных землетрясений и от стоячих волн во время штормов в морях и океанах, происходящих непрерывно в осенний, весенний и зимний периоды. Из периодических возмущений при точных гравиметрических измерениях следует

учитывать лунно-солнечные притяжения, достигающие 0,165 мГал и 0,076 мГал, соответственно, а также вводить поправку за приливы к каждому измерению УСТ в реальном времени [5]. Поскольку в БГК по условиям применения не целесообразна камеральная постобработка измерений, можно предположить, что методическая погрешность непосредственных измерений не превысит лунно-солнечных вариаций УСТ ( $0,23 \text{ мГал} = 0,23 \cdot 10^{-5} \text{ м/с}^2$ ), что соизмеримо с вариацией нулевого сигнала лучших образцов современных кварцевых и кремниевых акселерометров отечественного и зарубежного производства. Представляет интерес в этом случае реализация БГК в акселерометрических технологиях при использовании функциональной избыточности БА для повышения точности измерения вектора кажущегося ускорения по случайной составляющей погрешности.

Функциональная избыточность БА позволяет при невысоких массогабаритных затратах повысить точность измерения, поскольку дисперсия погрешности измерения вектора пропорциональна дисперсии погрешности измерительных элементов и обратно пропорциональна их количеству. В исследуемых условиях применения оптимальной является конусная структура БА, когда измерительные оси датчиков равномерно располагаются по образующим конуса, центральной осью которого является ось «у» связанной с БА системы координат.

Наилучшая оценка измеряемого вектора достигается в случае, когда измерения каждого датчика проектируются на каждую ось СК «О». Для этого всю систему симметрично расположенных датчиков смещают в плоскости  $xz$  СК «О» на некоторый угол, например,  $\Delta = 15^\circ$ . Ориентацию измерительных осей датчиков в СК «О» можно описать в этом случае следующим аналитическим выражением:

$$\mathbf{e}_i = \sin \chi \cos \beta_i \mathbf{x} + \cos \chi \mathbf{y} - \sin \chi \sin \beta_i \mathbf{z} = [e_{1i}, e_{2i}, e_{3i}]^T, \quad (20)$$

где принято, что  $e_{ij}$  – направляющий косинус ориентации измерительной оси  $i$ -го датчика на  $j$ -ю ось СК «О»;  $\chi$  – угол полураствора конуса, по образующим которого расположены измерительные оси к акселерометров БА, а величины  $\beta_i$  вычисляются так:

$$\beta_i = (2 \pi(i - 1) / k) + \Delta. \quad (21)$$

При нормальном законе распределения инструментальных ошибок акселерометров, что характерно для измерительных элементов, выполненных по единой технологии, оценка максимального правдоподобия измеряемого вектора достигается с использованием алгоритма метода наименьших квадратов:

$$\mathbf{n}_O = \mathbf{H}\mathbf{a}, \quad \mathbf{H} = (\mathbf{E}_O^T \mathbf{E}_O)^{-1} \mathbf{E}_O^T, \quad (22)$$

здесь  $\mathbf{H}$  – матрица размера  $(3 \times k)$  преобразования вектора измерений однокомпонентных датчиков БА ( $a_i$ ) в оценку измеряемого вектора кажущегося ускорения;  $\mathbf{E}_O$  – матрица направляющих косинусов размера  $(k \times 3)$ , описывающая ориентацию измерительных осей акселерометров в СК «О»;  $\mathbf{a}$  – вектор измерений датчиков БА размера  $(k \times 1)$ .

Алгоритм (22) обеспечивает в этом случае наименьшую дисперсию погрешности оценки ( $\sigma_{\Delta n_0}^2$ ) вектора  $\mathbf{n}_0$  в асимптотическом смысле в конечной области при наименьшем объеме вычислений.

Матрица  $\mathbf{H}$  преобразования избыточных измерений для БА конусной структуры выражается матрицей постоянных чисел вида:

$$H = \frac{1}{k} \begin{bmatrix} \frac{2 \cos \beta_1}{\sin \chi}, \dots, \frac{2 \cos \beta_i}{\sin \chi}, \dots, \frac{2 \cos \beta_k}{\sin \chi} \\ \frac{1}{\cos \chi}, \dots, \frac{1}{\cos \chi}, \dots, \frac{1}{\cos \chi} \\ \frac{2 \sin \beta_1}{\sin \chi}, \dots, \frac{2 \sin \beta_i}{\sin \chi}, \dots, \frac{2 \sin \beta_k}{\sin \chi} \end{bmatrix}. \quad (23)$$

По отношению к систематическим инструментальным погрешностям датчиков оптимальный по точности измерения вектора угол полураствора конуса равен  $54,7^\circ$ . Поскольку в процессе эксплуатации БГК возможна периодическая калибровка систематических погрешностей акселерометров блока без его демонтажа, представляет интерес повышение точности измерений по случайной составляющей погрешности. Такой эффект обеспечивается без дополнительных вычислительных затрат оптимизацией конструкции блока по углу раствора конуса измерительных осей акселерометров [9].

При выбранной структуре блока акселерометров дисперсия погрешности измерения вектора кажущегося ускорения в СК «О» описывается соотношением:

$$\sigma_{\Delta n_0}^2 = \frac{\sigma_{\Delta n_i}^2}{k} \left( \frac{1}{\cos^2 \chi} + \frac{4}{\sin^2 \chi} \right), \quad (24)$$

где  $\sigma_{\Delta n_0}^2$  – дисперсия погрешности измерения БА вектора кажущегося ускорения в СК «О»;  $\sigma_{\Delta n_i}^2$  – дисперсия погрешности измерения акселерометром БА проекций вектора кажущегося ускорения;  $k$  – число акселерометров в блоке.

Положим, что модель случайных погрешностей акселерометров помимо вариации нулевого сигнала ( $\sigma_0$ ) содержит и флуктуацию ( $\sigma_M$ ), обусловленную нестабильностью масштабного коэффициента, причём соотношение среднеквадратических значений указанных погрешностей характеризуется коэффициентом:

$$L = \frac{\sigma_M}{\sigma_0}. \quad (25)$$

Тогда, как показано в [9], дисперсия погрешности измерения вектора принимает минимальное значение при угле ( $\chi_{\text{опт}}$ ) полураствора конуса измерительных осей датчиков, отвечающем следующему аналитическому выражению:

$$\chi_{\text{опт}} = \arccos[2(L^2+1)^{1/2}+1]^{-1/2}. \quad (26)$$

В частном случае ( $L=0$ ) соотношение (26) отвечает ранее полученным, например в [8] результатам, когда  $\chi=54^\circ45'$ . В общем же случае оптимальный угол раствора конуса зависит от соотношения коэффициентов статистической модели погрешности измерителя и величины измеряемого вектора. На рис. 1 представлены результаты расчета эффективности ( $Y$ ) оптимальных конфигураций БА конусной структуры по отношению к БА из трех акселерометров ортогональной структуры. Например, при  $L=4$  точность измерений в блоке из 6 датчиков повышается более чем на 40 %.

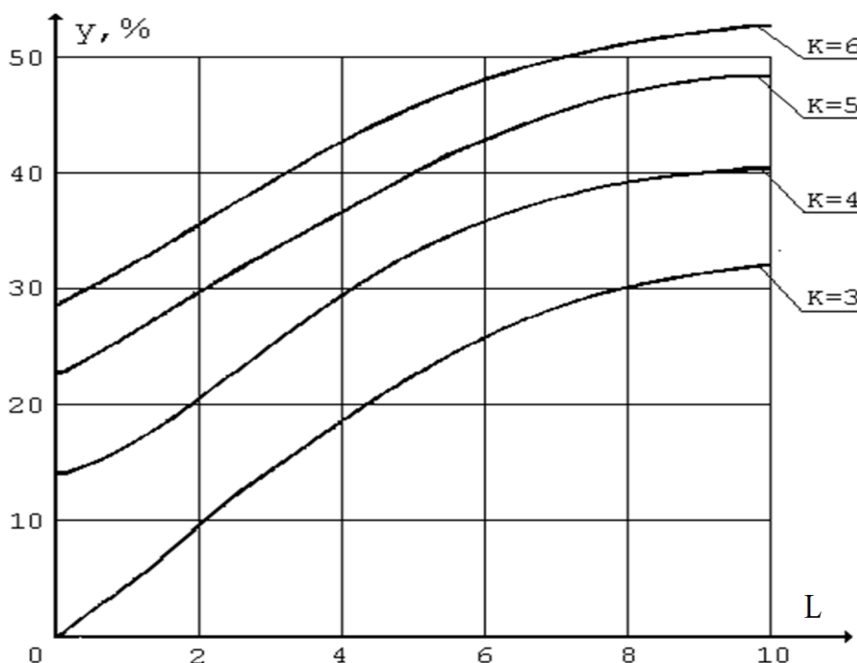


Рис. 1 Эффективность оптимизации функционально-избыточных измерительных систем по случайной составляющей погрешности

### Заключение

Таким образом, рассмотрена возможность построения бесплатформенного геодезического комплекса наземного применения минимального состава для оперативной подготовки стартовых позиций подвижных объектов. Проведен качественный анализа



точности комплекса, включающего блок прецизионных акселерометров и спутниковую навигационную систему. Для повышения точностных характеристик предложено использование функционально избыточного блока акселерометров оптимизированной конусной структуры. Проведенные исследования позволяют надеяться на возможность оперативного определения комплексом минимального аппаратного и массогабаритного исполнения гравиметрических аномалий непосредственно на неподготовленной в навигационном отношении стартовой позиции с достаточной для практического применения степенью точностью.

*Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ по проектам 2.1.2/12142 АВЦП “Развитие научного потенциала высшей школы (2009-2011 годы)”, П787 от 24.05.2010г. и 14.740.11.1434 от 03.11.2011г. ФЦП “Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009-2013 годы”*

### **Библиографический список**

1. Тювин А.В., Афонин А.А., Черноморский А.И. Об одной концепции векторных гравиметрических измерений // Авиакосмическое приборостроение.- М.: 2005, №3.
2. Афонин А.А., Кузнецов А.С., Тювин А.В. Технические основы морской бесплатформенной гравиметрии// Приложение к журналу «Мехатроника, Автоматизация, Управление», №12, 2007, с. 20...27.
3. Параметры Земли 1990 года (ПЗ-90). Координационный научно-информационный центр. М., 1998 г.
4. ГОСТ Р 51794-2001. Аппаратура радионавигационная глобальной спутниковой системы и глобальной системы позиционирования. Системы координат. Методы преобразования координат определения точек. Госстандарт России. Москва.
5. Грушинский Н.П. Основы гравиметрии. – М.: Главная редакция Физико-математической лит., 1983, 352 с.
6. Алешин Б.С., Тювин А.В., Черноморский А.И., Плеханов В.Е. Проектирование бесплатформенных инерциальных навигационных систем //Учебное пособие - М.: Издательство МАИ-ПРИНТ, 2010, 397 с. - ISBN 978-5-7035-2162-5.
7. Андреев В.Д. Теория инерциальной навигации. Автономные системы. – М.: «Наука», Главная редакция физико-математической литературы, 1966, 579 с.
8. Епифанов А.Д. Избыточные системы управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1978, 144 с.

9. Балашов М.П., Тювин А.В. Проектирование пилотажно-навигационных комплексов повышенной надежности//учебное пособие.- М.: Издательство МАИ-ПРИНТ,1999, 82с.

### **Сведения об авторах**

Афонин Александр Анатольевич, доцент Московского авиационного института (национального исследовательского университета), к. т. н.;

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, тел.: +7-499-158-43-42; e-mail:

[Al\\_aa@mail.ru](mailto:Al_aa@mail.ru);

Репников Александр Васильевич, профессор Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д. т. н.;

МАИ Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, тел.: +7-499-158-43-59; e-mail:

[kaf305-mai@nm.ru](mailto:kaf305-mai@nm.ru);

Тювин Анатолий Викторович, начальник научно-исследовательского отдела кафедры Московского авиационного института (национального исследовательского университета), доцент, к. т. н.;

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, тел.: +7-499-158-44-88; e-mail:

[kaf305-mai@mail.ru](mailto:kaf305-mai@mail.ru).