



НАВИГАЦИОННО-ГЕОДЕЗИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ АЭРОГЕОФИЗИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Г. М. Тригубович, С. О. Шевчук, А. А. Белая, А. В. Чернышев, С. В. Барсуков, Н. С. Косарев

Проведены исследования необходимой и фактической точности определения навигационных и геодезических параметров при проведении аэрогеофизической разведки на примере вертолетной разведочной платформы серии «Импульс-Аэро». Рассмотрена методология оценки временных интервалов достоверного определения сигналов от поисковых объектов в зависимости от параметров среды и удаленности фюзеляжа вертолета, выведены точности определения величин, не регламентированные ранее, проанализированы результаты экспериментальных летных работ.

Ключевые слова: спутниковое позиционирование, навигация, аэрогеофизика, ЭМ-платформа, магниторазведка, электроразведка, МПП, геодезическое обеспечение.

GEODETTIC AND NAVIGATION MAINTENANCE OF AEROGEOPTICAL SURVEY

G. M. Trigubovich, S. O. Shevchuk, A. A. Belaya, A. V. Chernyshev, S. V. Barsukov, N. S. Kosarev

Desired and practical precision of determining navigational and geodetic parameters in aerogeophysical exploration is investigated by the example of the Impulse-Aero-type helicopter exploration platform. The paper presents techniques for estimating time intervals of reliable determination of target signals depending on medium parameters and helicopter fuselage distance, desired precision requirements of previously unregulated geodetic values, and results of flight tests.

Keywords: satellite positioning, navigation, aerogeophysical survey, EM-platform, magnetic survey, electrical survey, TEM, geodetic maintenance.

Заметной тенденцией в опережающих поисково-оценочных геофизических исследованиях является широкое применение высокоточной аэрогеофизической разведки. Комплекс методов (электроразведка становлением поля высокой грунтопроникающей способности, магниторазведка и гамма-спектрометрия) на базе вертолетных разведочных платформ характеризуется высокой результативностью, глубиной исследований и позволяет оперативно оценивать перспективность территорий. Например, в Канаде большая часть прироста запасов только медно-никелевых руд последние годы обеспечивается с помощью именно таких систем (Geotech, Fugro, Aeroquest и др.).

Первые вертолетные разведочные платформы серии «Импульс-Аэро», разработанные в России (СНИИГГиМС, «Сибгеотех», «Аэрогеофизическая разведка», 2001, 2003, 2008 гг.), успешно применяются при поисково-оценочных исследованиях в гидрогеологии, инженерных и экологических изысканиях, при решении рудных и нефтяных задач [1, 5, 6, 12]. Подвесная система платформы с мощным ЭМ-каналом монтируется под фюзеляжем вертолета типа МИ-8 и дополнительно оборудована магнитометром, гамма-спектрометром и навигационно-геодезической аппаратурой.

Несмотря на впечатляющие возможности современной спутниковой навигации, проблема навигационно-геодезического обеспечения аэрогео-

физики и других динамических измерительных систем продолжает оставаться весьма актуальной. Основная задача связана с необходимостью контролировать положение платформы относительно земли и фюзеляжа вертолета в плане и по высоте на скорости полета 30 м/с и одновременно проводить воздушное судно по проектным профилям.

В статье рассмотрены вопросы точности навигационно-геодезического обеспечения, проведена оценка ошибок определения геофизических сигналов и соответствующих смещений в поле геофизических параметров, связанных с ограниченной точностью позиционирования элементов платформы. При этом наиболее требовательным к точности позиционирования является ЭМ-канал. Также приведены результаты исследований технологии навигационно-геодезического обеспечения «Импульс-Аэро», основанной на методе точного точечного позиционирования (Precise Point Positioning, далее PPP).

Навигационно-геодезические параметры ЭМ-комплекса

Для функционирования ЭМ-комплекса «Импульс-Аэро» необходимо обеспечить определение навигационно-геодезических параметров, описанных в табл. 1 [8] и схематично показанных на рис. 1 вместе с элементами аэроэлектромагнитного канала (носителем, магнитометром и платформой). Все они могут быть получены при камеральной обработке данных, только параметры навигации носителя (X_H , Y_H , H_H , V_H) – в реальном времени.



Таблица 1

Навигационные и геодезические параметры ЭМ-комплекса

Группа параметров		Обозначение, ед. изм.	Назначение
Параметры навигации носителя (вертолета)	Навигационные координаты	X_H, Y_H, m	Выдерживание требований технического задания на выполнение съемки, соблюдение требований безопасности полета (должны определяться в реальном времени)
	Высота полета	h_H, m	
	Путевая скорость	$V_H, км/ч$	
Истинная высота центра приемной антенны подвижной платформы (превышение относительно его проекции на земную поверхность)		h, m	Обработка результатов электромагнитных исследований
Координаты и геодезические высоты вертолета		X_1, Y_1, H_1, m	Ввод поправок за влияние фюзеляжа (определение относительного положения системы «вертолет – платформа») при обработке и интерпретации результатов электромагнитных исследований
ЭМ-платформы		X_2, Y_2, H_2, m	
магнитометра		X_M, Y_M, H_M, m	
Редуцированные координаты и высоты центра ЭМ-платформы на земную поверхность (топографическую основу)		x, y, H, m	Построение отчетной карты (плана) поискового объекта

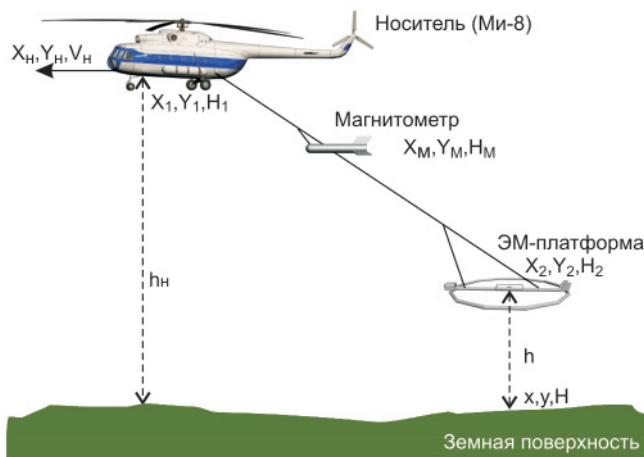


Рис. 1. Навигационные и геодезические параметры, определяемые при выполнении аэроэлектромагнитной съемки с использованием подвесной вертолетной платформы

Требования к точности определения навигационно-геодезических параметров

Как правило, вертолетные аэрогеофизические съемки выполняются с обтеканием рельефа на минимально возможной высоте полета 30–50 м над поверхностью земли до платформы или 80–100 м до фюзеляжа вертолета. Требования к точности навигационной проводки летательного аппарата X_H, Y_H (в виде критериев оценки работы экипажа) приведены в табл. 2 [4]. В настоящее время они уже не актуальны, особенно с учетом возможностей современной бортовой спутниковой аппаратуры. Поэтому в технических проектах зачастую указываются более высокие требования к точности проводки вертолета. Например, для м-ба 1:5000 требования к выдерживанию линии заданного пути могут быть до

Таблица 2

Критерии оценки работы экипажа при поисково-съемочных и аэросъемочных полетах

М-б съемки	Оценка предельного отклонения линии фактического пути от линии заданного, м		
	отл. (1/4Δу)	хор. (1/3Δу)	удовл. (1/2Δу)
1:100 000	До 250	До 330	До 500
1:50 000	125	170	250
1:25 000	60	85	125
1:10 000	25	35	50

Примечание: Δу – межмаршрутный интервал.

±5–10 м, а это фактически предельная точность пилотирования.

Что касается требуемой точности выдерживания высоты полета H_H при выполнении аэрогеофизических съемок на минимально допустимых безопасных высотах полета, отклонения по высоте допускаются только в сторону увеличения, но не более чем на 20 % [3], т. е. при высоте 50 м отклонения не должны превышать 10 м.

Использование штатного радиовысотометра типа РВ-5 (погрешности на высотах 10–150 м не ниже 8 %) и кодовой спутниковой аппаратуры ГЛОНАСС/GPS (погрешности позиционирования не ниже 10 м) на борту вертолета полностью удовлетворяет данным требованиям при съемках масштабов до 1:10 000 и крупнее.

Также регламентированы требования к определению редуцированных координат (x, y) центра ЭМ-платформы на земную поверхность. Погрешность их определения задается техническим проектом и не должна превышать 1 мм масштаба отчетной карты [3] (10 м для м-ба 1:10 000), что может быть обеспечено кодовым спутниковым приемником. Редуцированная высота H берется



с отчетного топографического плана или карты с точностью 1/3 сечения рельефа.

Значения x , y вычисляются из координат X_2 , Y_2 центра платформы, однако требования к точности их определения гораздо выше, так как кроме геодезической привязки к отчетной карте должно выполняться вычисление поправок за влияние фюзеляжа вертолета.

Введение поправок за влияние фюзеляжа вертолета на результаты геофизических измерений

В связи с тем что вихревое ЭМ-поле при аэроэлектроразведке методом переходных процессов (МПП) возникает и в исследуемой среде, и в дюралюминиевом фюзеляже, определение положения вертолетной платформы должно выполняться относительно не только выбранной картографической основы, но и относительно фюзеляжа вертолета. Для коррекции измеряемого сигнала надо определять положение системы «вертолет – платформа» в целом. Сформулируем требования к точности получения координат и высот платформы (X_2 , Y_2 , H_2) и носителя (X_1 , Y_1 , H_1).

В качестве примера рассмотрим конфигурацию платформы «Импульс-А5», где в качестве источника поля используется токовая петля радиусом $R = 7,1$ м, смонтированная на каркасе платформы, которая прикреплена к вертолету тросом длиной L (рис. 2). Рассмотрим вертикальную компоненту производной магнитной индукции после выключения тока. Оценим влияние фюзеляжа вертолета на уровень сигнала в приемном датчике на платформе при разной длине трос-кабеля и минимальной высоте полета 30 м над поверхностью. Для одновиткового индуктора $R = 7,1$ м при П-образном токе амплитудой 250 А и моменте измерительного датчика 1000 м^2 были сделаны расчеты вихревого поля в фюзеляже вертолета для следующих случаев (см. рис. 2):

– ось платформы с приемно-генераторной конструкцией перпендикулярна исследуемой по-

верхности и совпадает с осью главного редуктора вертолета ($\alpha = 0^\circ$);

– центр платформы и вертолета находится под углом 30° .

Результаты влияния вертолета и геологической среды представлены на рис. 3 совместно и раздельно. Рассмотрены три значения сопротивлений среды ρ (20, 50, 100 Ом·м).

Определим рабочий диапазон измерений переходного процесса, принимая во внимание два порога ограничения: 1) допустимое влияние фюзеляжа вертолета на уровень сигнала от геологической среды, равный 10 % от измеряемого сигнала, 2) минимум измеряемого сигнала, равный значению сигнала на входе измерительной системы (1 мкВ). Из рис. 3 видно, что при длине трос-кабеля $h_0 = 25$ м для среды с $\rho = 100$ Ом·м порог 1 достигается на времени $t_1 = 0,6$ мс при достаточно большом уровне сигнала на входе (57 мкВ), а порог 2 – на времени $t_2 = 50$ мс (см. табл. 1).

Таким образом, установка с $h_0 = 25$ м может быть использована без учета влияния фюзеляжа на временах менее 0,6 мс, а на более поздних необходимо определять истинную геометрию системы, как показывают расчеты, с субметровой точностью и вводить соответствующие поправки.

При длине трос-кабеля, увеличенной до 35 м, для среды с $\rho = 100$ Ом·м порог 1 достигается уже на временах $t_1 = 1,5$ мс при уровне сигнала на входе 6 мкВ, а порог 2 – на времени $t_2 = 4$ мс (табл. 3). Для этого случая рассмотрены еще два варианта сопротивления среды (50 и 20 Ом·м). В первом порог 1 достигается на времени $t_1 = 2,5$ мс (сигнал 5 мкВ), а порог 2 – $t_2 = 6$ мс, во втором – $t_1 = 4,3$ мс (сигнал 4,7 мкВ) и $t_2 = 10$ мс соответственно.

Итак, во всех трех рассмотренных средах для $h_0 = 35$ м порог 1 достигается раньше порога 2, что требует учета влияния фюзеляжа. При $h_0 = 50$ м для среды с $\rho = 100$ Ом·м порог 1 достигается на времени $t_1 = 4,5$ мс (сигнал 0,5 мкВ), а порог 2 – $t_2 = 3$ мс (см. табл. 3). Значит, при применении приемно-генераторной конструкции с $h_0 = 50$ м не требуется дополнительного учета влияния фюзеляжа вертолета на измеряемый сигнал.

При этом если ось приемно-генераторной конструкции располагается под углом 30° к оси редуктора вертолета, то при $h_0 = 25$ м влияние фюзеляжа вертолета на измеряемый сигнал при-

Таблица 3

Исследование времен влияния фюзеляжа вертолета на измеряемый сигнал для различных трос-кабелей в нескольких средах

h_0 , м	ρ среды, Ом·м	t_1 , мс (порог 1)	$E(t_1)$, мкВ	t_2 , мс (порог 2)
25	100	0,6	57	50
	100	1,5	6	4
35	50	2,5	5	6
	20	4,3	4,7	10
50	100	4,5	0,5	3

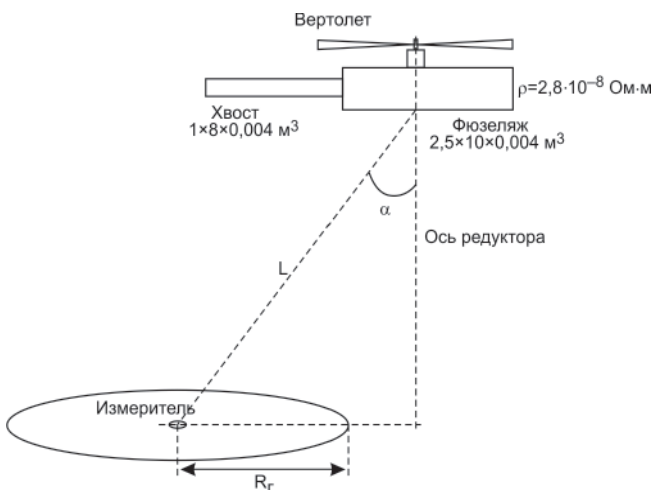


Рис. 2. Модель вертолета с подвесной приемно-генераторной конструкцией

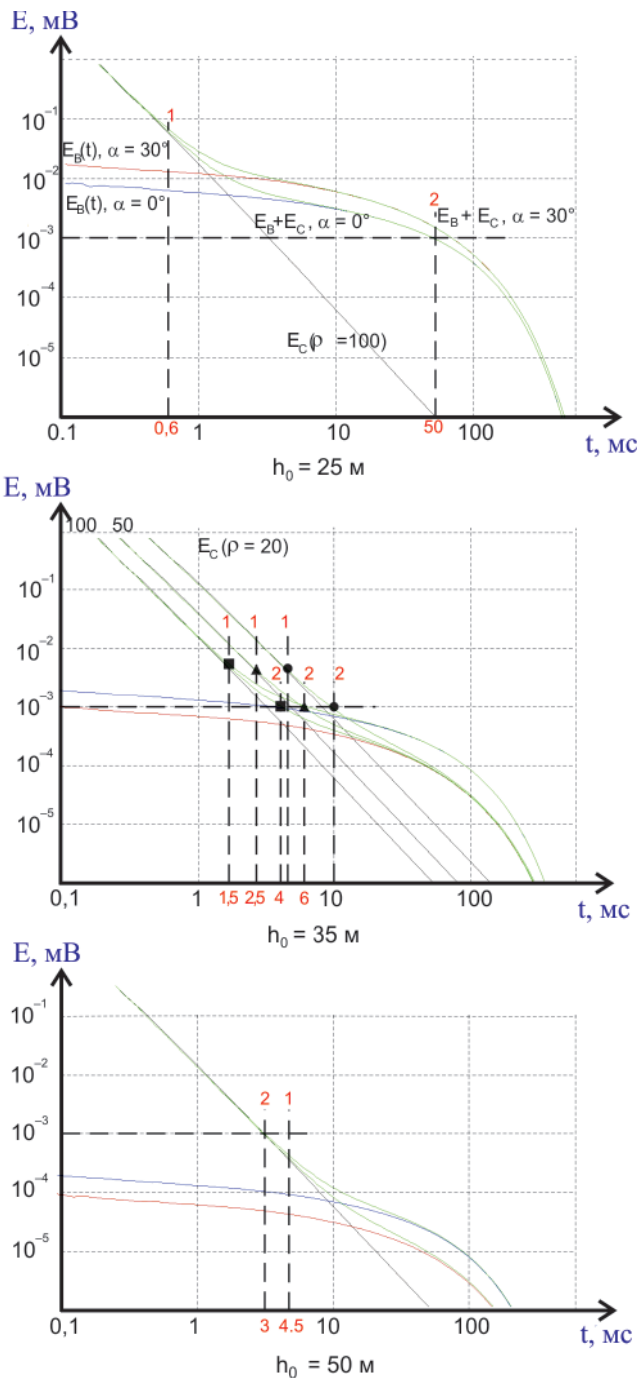


Рис. 3. Графики собственного процесса от фюзеляжа вертолета МИ-8-Т для различной длины тросс-кабеля (h_0) и углов отклонения центра платформы от оси редуктора (α)

мерно в 2 раза больше, чем влияние, которое оказывает вертолет, когда приемно-генераторная конструкции находится на одной оси с осью редуктора ($\alpha = 0^\circ$). В то же время при $h_0 = 35$ м и $h_0 = 50$ соответственно ситуация противоположная (см. рис. 3). Это обстоятельство следует также принимать во внимание при проектировании мероприятий учета изменения геометрии динамической электромагнитной системы.

При погрешности планового (X, Y) положения платформы относительно вертолета 1–3 м и длине тросс-кабеля 50 м отклонение в сигналах составляет около 2,5 %; 5 м и 50 м соответствен-

но – уже больше 5–6 %. Однако если погрешность координат вертолета относительно платформы по высоте 1 м, то отклонение в измеряемом сигнале до 6 %, а 3–5 м – около 30 %. Таким образом, допустимая погрешность планового положения платформы относительно вертолета и погрешность определения дистанции «вертолет – платформа» по вертикали не должны превышать 1 м.

Требования к точности позиционирования магнитометра

Требования к точности плановой привязки площадных аэромагнитных съемок должны быть одинаковыми для всех масштабов, при любом из них необходимо обеспечивать наибольшую точность плановой привязки, доступную при имеющихся технических средствах [2].

Современный уровень развития спутниковых систем ГЛОНАСС/GPS позволяет обеспечить существенно более высокие точности координатной привязки и обеспечить выполнение нормативов, применяемых к топографическим картам. В таком случае требования к аэромагнитной съемке любого масштаба можно сформулировать исходя из таковых к площадной аэромагнитной съемке самого крупного масштаба: площадная съемка м-ба 1:5000 применяется при поисках мелких слабоконтрастных кимберлитовых тел. По аналогии с топографическими картами (средняя квадратическая погрешность (СКП) определения координат точек наблюдения должна соответствовать 1 мм отчетной карты) получаем необходимое значение СКП плановой привязки точек измерения ± 5 м.

Измерение магнитного поля производится на фоне нормального поля Земли (НПЗ), которое с высотой убывает в среднем на 0,03 нТл/м. Для корректного вычисления аномального магнитного поля и возможности работать с минимально допустимыми уровнями исследуемых аномалий при обработке данных необходимо, чтобы погрешность определения высоты точек измерения магнитного поля приводила к ошибке вычисления НПЗ на уровне результативной точности самой аэромагнитной съемки. В среднем это уровень $\pm 0,1$ нТл, включая точность учета геомагнитных вариаций и девиации летательного аппарата. Данной величине соответствует погрешность в определении геодезической высоты при расчете НПЗ около ± 3 м, что является существенно более жестким требованием, чем требования инструкции [2] к точности регистрации абсолютной высоты ± 20 –30 м с помощью баровысотометров.

Таким образом, с учетом уровня современных технических средств координатной привязки (плановой и высотной) и возможностей современных схем измерения с аэромагнитометрами требуется достижение точности определения координат с погрешностью, не превышающей по модулю 5 м в плане и ± 3 м по высоте.



Требования к точности определения истинной высоты платформы

Отдельной проблемой является измерение истинных высот центра платформы (h) – ее превышений над земной поверхностью. Для конкретизации требований к точности определения истинной высоты платформы проанализированы результаты одномерной интерпретации сигналов, получаемых при проведении зондирований над несколькими двухслойными моделями с различной толщиной слоев и удельными сопротивлениями.

Результаты анализа точности идентификации параметров двухслойной горизонтально-слоистой среды выбранных моделей приведены в табл. 4. Во всех случаях фактическая (истинная) высота платформы $h_{ист}$ принята равной 50 м, что приближено к реальным условиям выполнения полета. Кроме того, поскольку на практике влияние фронта выключения тока в генераторной петле заканчивается на времени 0,1 мс, диапазон времен регистрации сигналов был выбран 0,1–10 мс, при этом 10 мс – время, на котором значение сигнала меньше 1 мкВ.

Таблица 4

Исследование точности идентификации параметров двухслойной горизонтально-слоистой среды

Модель	Слой	Исходная модель ($h_3 = h_{ист} = 50$ м)		Подбор модели			
		Н, м	ρ , Ом·м	$h_3 = 55$ м		$h_3 = 45$ м	
				Н, м	ρ , Ом·м	Н, м	ρ , Ом·м
1	1	10	10	7,8	7,3	12	13
	2	∞	100	∞	100	∞	100
2	1	10	100	8	31	13,5	200
	2	∞	10	∞	10	∞	10

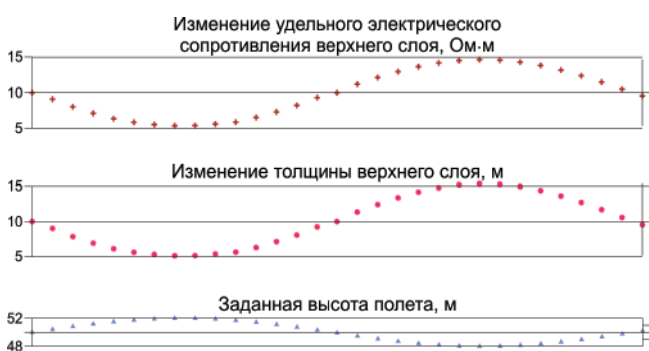


Рис. 4. Графики влияния высоты полета на параметры модели

Для определения точности восстановления параметров модели (толщина слоя H , удельное сопротивление ρ) в зависимости от погрешностей в измерениях высоты, был выполнен подбор параметров модели среды по сигналу, рассчитанному для $h_{ист} = 50$ м, при заданных высотах $h_3 = 55$ и 45 м соответственно.

На рис. 4 приведен результат интерпретации профильных данных для двухслойной модели среды (модель № 1 из табл. 4). Высота полета задана с погрешностью ± 5 м при истинной высоте полета 50 м.

Погрешности определения высоты полета платформы оказывают существенное влияние на результат интерпретации. При погрешности измерений высоты 5 м (10 %) искажения в параметрах восстановленной модели среды для первого слоя составили $H = 2$ м (20 %) и до $\rho = 3$ Ом·м (30 %), а суммарная продольная проводимость определена достаточно точно (погрешность не более 5 %).

Поскольку сигнал, наводимый в приемной петле вторичными токами, протекающими в изучаемой среде, измеряется с некоторой погрешностью, определим необходимую точность определения высоты полета исходя из точности регистрации сигнала. Будем считать, что погрешность регистрации сигнала составляет 5 %. Определим на рассмотренных моделях и в указанном диапазоне времен, насколько может изменяться высота полета, чтобы сигнал изменился не более чем на 5 %.

Для модели 1 сигнал отличается от исходного менее чем на 5 % при высотах полета 48,5–51,5 м, а для модели 2 – при высотах полета 48,8–51,2 м.

Отметим, что от фактической высоты полета точность восстановления среды практически не зависит: при одинаковых искажениях для высоты полета 30 и 80 м была получена примерно та же среда, что и для высоты 50 м.

Следовательно, при интерпретации важна именно абсолютная погрешность определения высоты полета, которая в рамках относительной точности измерения сигнала 5 % должна составлять не более $\pm 1,2$ м для рассмотренной модели.

Технические средства, необходимые для определения навигационных и геодезических параметров

Определение навигационных и геодезических параметров с необходимой точностью должны обеспечить следующие технические средства:

- штатная бортовая аппаратура вертолета, включая радиовысотмер типа РВ-5 и кодовый спутниковый приемник для выполнения навигационной проводки летательного аппарата (по координатам X_H, Y_H) и выдерживания истинной высоты h_H и путевой скорости V_H ;
- фазовая двухчастотная ГНСС-аппаратура для точного позиционирования вертолета (X_1, Y_1, H_1) и платформы (X_2, Y_2, H_2) и дальнейшего вычисления редуцированных координат и высот платформы (x, y, H) и координат магнитометра X_M, Y_M, H_M ;
- дополнительный кодовый навигационный ГНСС-приемник для позиционирования платформы в случае срывов в слежении фазы основного двухчастотного приемника;
- наземные базовые станции – фазовая двухчастотная ГНСС-аппаратура, устанавливаемая на пунктах с известными координатами (при реализации относительного метода позиционирования);
- лазерный высотомер для определения превышения (истинной высоты) h платформы над



земной поверхностью с сантиметровой точностью (при условии учета углов наклона).

Спутниковые методы при выполнении данного вида работ не имеют альтернатив. Ранее использовались методы радиогодезии и аэрофото съемки, однако в настоящее время они неэффективны ни по точности, ни по стоимости работ.

Обработку спутниковых измерений двухчастотными фазовыми приемниками можно выполнять тремя методами: относительным, дифференциальным и автономным с постобработкой по точным орбитам и поправкам к спутниковым часам (PPP).

Самый надежный метод (относительный) заключается в размещении на местности базовой станции (двухчастотного спутникового приемника) на пункте с известными координатами и постобработке относительным методом. При данной технологии предусматриваются подготовительные работы, в процессе которых должна производиться расстановка базовых станций (одной или нескольких) и определение их точных координат. В районах с повышенной залесенностью или пересеченной местностью этот метод наиболее затратен, так как требует больших расходов на организацию доставки отрядов и оборудования, покупку дополнительной аппаратуры и привлечение дополнительного персонала.

Дифференциальный метод весьма удобен (например, если поблизости функционируют сети активных базовых станций, передающих дифференциальные поправки или возможен прием поправок с геостационарного спутника), однако в большинстве случаев исследуемая территория освоена недостаточно и расстояние до ближайшей активной базовой станции слишком велико для получения надежного координатно-временного решения. Также данная возможность ставится под вопрос в силу сложности расположения антенн приемников ГИСС на платформе и вертолете таким образом, чтобы дифференциальные поправки могли приниматься.

Наиболее привлекателен в настоящее время метод PPP: он позволяет получить необходимую точность (погрешности на уровне первых дециметров [10]) без установки на местности базовых станций и, следовательно, без покупки дорогостоящей двухчастотной аппаратуры и привлечения дополнительного персонала, а также не требует наличия поблизости действующих сетей активных базовых станций.

В данной статье рассмотрены результаты экспериментальных исследований технологии навигационно-геодезического обеспечения, основанной на методе PPP. Проверялась главным образом возможность его применения как наименее затратного метода.

Для оценки как точности, так и надежности предложенных методов были проведены испытания, включавшие ряд экспериментальных

работ на Ванкорском месторождении (Ямало-Ненецкий автономный округ) и в Новосибирской области.

Предварительные наземные исследования аппаратуры, программного обеспечения и методов выполнения измерений и обработки данных

Исследования точности, обеспечиваемой технологией навигационно-геодезического обеспечения с использованием PPP, осуществлялись в два этапа: наземные предварительные испытания и экспериментальные летные работы.

В процессе исследований применялись спутниковые приемники NovAtel DL-V3 и Leica Viva GS10 в качестве мобильных станций и Javad Triumph-1 в качестве базовой станции. Обработка измерений выполнялась в ПО WayPoint GrafNav.

Статические измерения метода PPP проводились на пунктах эталонного геодезического полигона ФГУП «СНИИГГиМС» с известными координатами (табл. 5 с указанием класса решений). Класс решений Q – величина, характеризующая тип (надежность) решения в ПО GrafNav: Q = 1 – фиксированное целое (точность 0–0,15 м); Q = 2 – зашумленное целое или сходящееся плавающее (0,05–0,4 м); Q = 3 – сходящееся плавающее (0,2–1 м); Q = 4 – сходящееся плавающее (0,5–2 м); Q = 5 – плавающее DGPS (1–5 м); Q = 6 – плавающее DGPS (2–10 м).

Были также проведены наземные кинематические испытания с использованием двух антенн, закрепляемых на крыше автомобиля. Это позволило выполнить оценку точности тремя способами:

- 1) по классам решений (получен класс решений Q = 2–3 для обоих методов);
- 2) по измеренным расстояниям между антеннами (табл. 6);
- 3) по разностям между решениями методами относительным (взяты за истинные) и PPP (табл. 7).

В результате экспериментов сделаны следующие выводы:

- Статические и кинематические измерения в целом показали приемлемый уровень точности определения координат и высот методом PPP.
- Разности между решениями методом PPP по быстрым и окончательным файлам орбит

Таблица 5

Измерения в режиме статики различной продолжительностью с обработкой методом PPP (Q = 2)

Продолжительность сеанса, мин	СКП, м			
	Файлы орбит и поправок к часам			
	«быстрые»		окончательные	
	$m_{пл}$	m_h	$m_{пл}$	m_h
30	0,415	0,679	0,404	0,662
60	0,071	0,377	0,066	0,377

Примечание. СКП: $m_{пл}$ – в плане, m_h – по высоте.



Таблица 6

Оценка точности кинематических решений PPP разности между измеренными и полученными расстояниями между антеннами для соответствующих по времени решения точек траекторий

Величина	Трек 1	Трек 2	Трек 3
Средние значения разностей (ΔL_{cp}), м	0,000	0,033	0,041
Максимальные разности ($\Delta L_{макс}$), м	-0,220	0,141	-0,315
СКП (m_L), м	0,112	0,070	0,168

Таблица 7

Оценка точности кинематических решений PPP по разностям с решениями, полученными относительным методом

Величина		Трек 1	Трек 2	Трек 3
Средние значения разностей, м	ΔX_{cp}	-0,044	-0,118	-0,188
	ΔY_{cp}	-0,141	0,168	0,112
	ΔH_{cp}	-0,781	-0,648	-0,963
Максимальные разности, м	$\Delta X_{макс}$	-0,206	-0,132	-0,214
	$\Delta Y_{макс}$	-0,350	0,377	0,518
	$\Delta H_{макс}$	-1,292	-0,834	-1,115
СКП, м	m_X	0,344	0,258	0,240
	m_Y	0,310	0,253	0,238
	$m_{пл}$	0,463	0,361	0,338
	m_H	0,840	0,936	0,845

• Данные кинематических исследований показали погрешности позиционирования СКП на уровне 0,1–0,2 м (по расстоянию между антеннами). По сравнению с относительным методом, принятым в данном случае за истинный, метод PPP имел в основном систематические погрешности: СКП в среднем 0,3–0,5 м в плане и 0,8–0,9 м по высоте (рис. 5).

Таким образом, было решено продолжить исследования и при проведении последующих летных испытаний использовать указанный комплекс аппаратуры и ПО для навигационно-геодезического обеспечения ЭМ-комплекса.

Летные исследования методики позиционирования вертолета и платформы

Дальнейшие летные испытания технологии должны были показать, насколько метод PPP применим к летным условиям с учетом помех и условий установки спутниковых антенн.

Испытательные вылеты выполнялись на Ванкорском месторождении (ЯНАО) и в Тогучинском районе Новосибирской области.

Приемник NovAtel DL-V3 размещался в капсуле платформы в двух вариантах: в кабине пилота и на зеркале заднего вида, так как не было технической возможности размещения антенны на хвостовой балке либо на несущем винте вертолета. Как было предложено в [8, 9], антенна выносилась на крышку капсулы.

Запись данных спутниковыми приемниками (как базовым, так и мобильным, находившимся на платформе) выполнялась с частотой 5 Гц. Скорость вертолета составляла в среднем около 80 км/ч; общая суммарная продолжительность полетов – около 11 ч. Перед вылетом была осуществлена статическая инициализация приемника NovAtel (около 1 ч).

Точность оценивалась по классу сходимости решения и по разностям между соответствующими точками треков, полученными относительным методом (принимались за истинные) и методом PPP.

Перед непосредственной оценкой точности проанализирован геометрический фактор, который в данном случае являлся наиболее объективным показателем корректности установки антенн. На рис. 6 показаны графики изменения геометрического фактора (величины понижения точности позиционирования в плане – HDOP, по высоте – VDOP и общей – PDOP), характеризующего геометрию созвездия спутников для различных мест установки антенны приемника.

Установка антенны спутникового приемника в кабине пилотов не была оптимальным решением: большая часть радиогоризонта оказалась закрытой, что повлекло за собой плохую геометрию наблюдаемого созвездия (PDOP > 6) и данный вариант в дальнейшем не рассматривался.

Результаты оценки точности PPP по разностям решений с соответствующими точками трека,

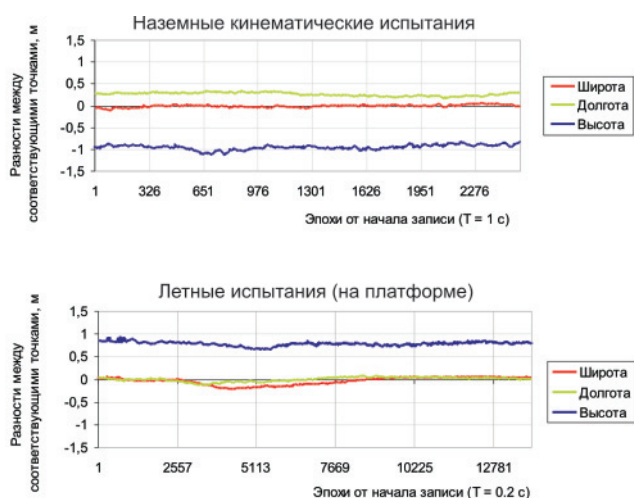


Рис. 5. Отклонения точек траектории, полученной в результате обработки методом PPP, от соответственных точек траектории, полученной в результате обработки относительным методом

и поправок к часам (поправки предоставляются Международной службой ГНСС [7, 11]) при дециметровой точности самих измерений – единицы сантиметров, т. е. во многих случаях достаточно получить быстрые файлы поправок, доступные уже через сутки после проведения измерений.

• В кинематическом режиме отсутствовали срывы спутниковых наблюдений, при обработке обоими методами получены сходящиеся плавающие решения многозначности ($Q = 2$, точность 0,05–1 м).

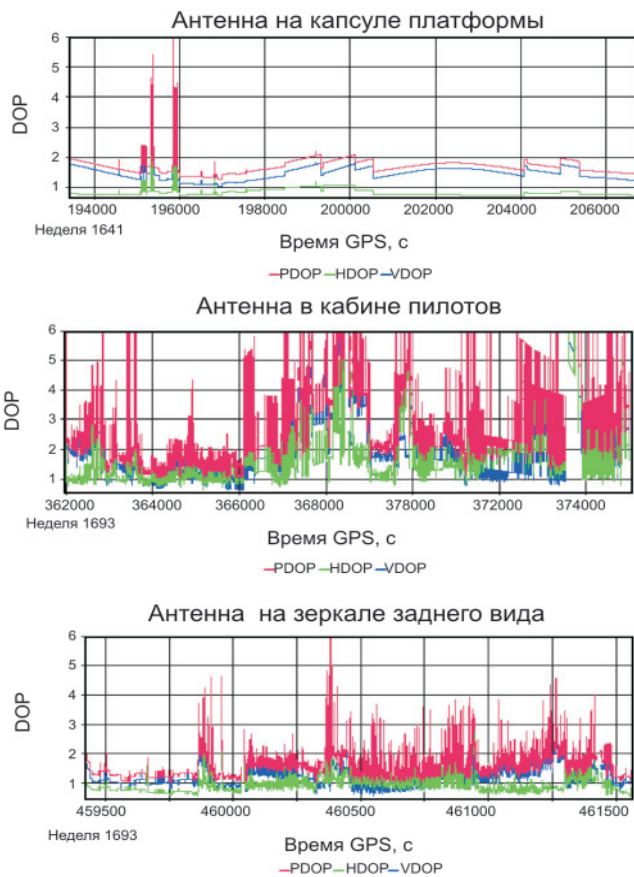


Рис. 6. Изменение величин геометрического фактора для различных вариантов размещения антенны обработанного относительным методом (на фрагменте маршрута с расстоянием между базовой и мобильной станцией менее 30 км), приведены в табл. 8.

На основании данных исследований были сделаны следующие выводы:

- При позиционировании платформы имелись единичные срывы продолжительностью до 2 мин в спутниковых наблюдениях, преимущественно при выполнении разворотов. На участках срывов использовались данные менее точного кодового приемника GlobalSat B/U, который также устанавливался в капсуле платформы.

- Установка спутниковой антенны на капсулу платформы обеспечила открытие радиогоризонта со значениями геометрического фактора PDOP на уровне 1,7 (за исключением разворотов), что обеспечило благоприятные условия приема спутниковых сигналов. Решения как методом PPP, так и относительным – сходящиеся «плавающие» по фазе ($Q = 2-3$, точность 0,05–1 м).

- При установке антенны в кабине пилотов были получены преимущественно плавающие решения по спутниковому коду ($Q = 5$, точность 1–10 м), имелись многочисленные срывы, геометрический фактор превышал критические значения.

- Установка антенны спутникового приемника на зеркале заднего вида на протяжении большей части маршрута частично решила проблему геометрии созвездия ($PDOP \approx 2-4$ за исключением

Таблица 8

Оценка точности кинематических решений PPP по разностям с решениями, полученными относительным методом при летных испытаниях

Величина		Точность
Средние значения разностей, м	$\Delta X_{\text{ср}}$	0,005
	$\Delta Y_{\text{ср}}$	0,016
	$\Delta H_{\text{ср}}$	0,747
Максимальные разности, м	$\Delta X_{\text{макс}}$	0,795
	$\Delta Y_{\text{макс}}$	0,979
	$\Delta H_{\text{макс}}$	1,696
СКП, м	m_X	0,052
	m_Y	0,084
	$m_{\text{пл}}$	0,099
	m_H	0,755

участков разворотов), решения сходящиеся «плавающие» ($Q = 2-3$, точность 0,05–1 м).

- Разности между результатами обработки относительным методом и методом PPP, как и при наземных испытаниях, имели в основном систематический характер. Практически повторились результаты предыдущих испытаний (СКП на уровне 0,1 м в плане и 0,75 м по высоте). При этом указанные разности при позиционировании платформы и вертолета различались на 0,2–0,3 м в плане и по высоте.

Принимая во внимание предварительные наземные эксперименты (см. табл. 6), можно сделать вывод, что указанной точности позиционирования должно хватать как для обеспечения определения координат приемно-генераторной конструкции (платформы), так и для ввода поправок за влияние фюзеляжа вертолета в электромагнитные измерения.

По координатам, получаемым данными приемниками, также должен осуществляться аналитический переход к координатам приемника, описанный в [8]. Даже при наличии неточностей модели редуцирования (не более 2 м) это должно обеспечить необходимую точность позиционирования.

Исследования точности определения превышения платформы над земной поверхностью

Аэрогеофизические измерения очень чувствительны к высоте перемещения подвесной разведочной платформы относительно физической поверхности Земли. Поэтому для определения и контроля превышения h центра разведочной платформы относительно его проекции на физическую поверхность используется лазерный высоотомер с точностью измерения 1–2 см при условии его размещения на гиросtabilизирующей платформе, иначе возможны большие погрешности за счет нестабильности угла наклона платформы.

Пусть $h_{\text{ист}}$ – истинная высота платформы над земной поверхностью, h' – высота платформы, получаемая высоотомером при наклоне платформы на угол α , Δx – сдвиг проекции центра платформы на земную поверхность от точки проекции, соответствующей горизонтальному положению.



Если условно принять земную поверхность за плоскость, отклонение измеренной высоты от истинной ($h' - h$) и величина Δx могут быть получены по формулам

$$(h' - h_{\text{ист}}) = h_{\text{ист}} \left(\frac{1}{\cos \alpha} - 1 \right);$$

$$\Delta x = h_{\text{ист}} \operatorname{tg} \alpha.$$

Таким образом, при $\alpha = 5^\circ$ и истинной высоте полета 50 м отклонение измеренной высоты от истинной для равнинной местности составляет около 0,2 м, а сдвиг проекции центра приемной антенны платформы достигает 4,3 м. Для всхолмленной или пересеченной местности такие погрешности могут быть значительнее.

Несмотря на то что данное значение погрешности удовлетворяет приведенным требованиям к точности определения h , применение гиростабилизированной платформы или измерение углов наклона платформы (крен, тангаж) посредством акселерометров и/или гироскопов могло бы значительно повысить надежность измерений, а также позволило учесть изменение эффективной площади (поверхности) ЭМ-измерений.

Выводы

- Конкретизированы требования к точности определения навигационных и геодезических параметров, необходимых для выполнения комплексной аэрогеофизической съемки с использованием вертолетной ЭМ-системы «Импульс-Аэро», не регламентируемые существующими нормативами.

- При экспериментальных работах проанализирована достигаемая точность навигационно-геодезического обеспечения аэрогеофизической съемки в соответствии с технологией, описанной в [8].

- Измерение углов наклона платформы (крен, тангаж) посредством акселерометров и/или гироскопов могло бы значительно повысить качество результатов измерений.

Современная технологическая и элементная база позволяет выполнять навигационно-геодезическое обеспечение аэрогеофизической съемки с применением ЭМ-комплекса «Импульс-Аэро» с необходимой точностью определения всех требуемых параметров.

Авторы благодарят коллектив отделов электроразведки и навигационно-геодезического обеспечения геолого-геофизических работ ФГУП «СНИИГГиМС» и сотрудников ЗАО «Аэрогеофизическая разведка», принимавших активное участие в организации и проведении экспериментальных работ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Барсуков, С. В. Особенности построения высокоточной аэрогеофизической системы серии «Импульс-Аэро» [Текст] / С. В. Барсуков,

А. А. Белая, Ю. Ю. Дмитриев [и др.] // Недропользование. Горное дело. Новые направления и перспективы поиска и разведки месторождений полезных ископаемых Сибири: VIII Междунар. науч. конгр. «ИНТЕРЭКСПО ГЕО-Сибирь-2012». Т. 1. – Новосибирск, 2012. – С. 224–229.

2. Инструкция по магниторазведке (наземная магнитная съемка, аэромагнитная съемка, гидромагнитная съемка) [Текст] / Мингео СССР. – Л. : Недра, 1981. – 263 с.

3. Инструкция по топографо-геодезическому и навигационному обеспечению геолого-разведочных работ [Текст]. – Новосибирск : СНИИГГиМС, 1997. – 106 с.

4. Руководство по съемочным полетам [Текст]. – М. : Воздушный транспорт, 1977. – 144 с.

5. Тригубович, Г. М. Аэрогеофизические вертолетные платформы серии «Импульс» для поисково-оценочных исследований [Текст] / Г. М. Тригубович, М. Г. Персова, С. Д. Саленко // Приборы и системы разведочной геофизики. – 2006. – № 2(16). – С. 18–21.

6. Тригубович, Г. М. Инновационные поисково-оценочные технологии электроразведки становлением поля воздушного и наземного базирования [Текст] Г. М. Тригубович // Разведка и охрана недр. – 2007. – № 8. – С. 80–87.

7. Шевчук, С. О. Исследование метода точного точечного позиционирования для геодезического обеспечения геолого-геофизических работ [Текст] / С. О. Шевчук // Геодезия, геоинформатика, картография, маркшейдерия: VIII междунар. науч. конгр. «ИНТЕРЭКСПО ГЕО-Сибирь-2012». Т. 2. – Новосибирск, 2012. – С. 251–258.

8. Шевчук, С. О. Навигационное и геодезическое обеспечение аэроэлектромагнитных исследований с подвесной вертолетной платформой [Текст] / С. О. Шевчук // Геология и минерально-сырьевые ресурсы Сибири. – 2012. – № 2. – С. 72–75.

9. Шевчук, С. О. Применение метода точного точечного позиционирования (PPP) для геодезического обеспечения аэроэлектроразведочных работ [Текст] / С. О. Шевчук, Н. С. Косарев // Геодезия, геоинформатика, картография, маркшейдерия: VIII междунар. научный конгресс «ИНТЕРЭКСПО ГЕО-Сибирь-2012». Т. 2. – Новосибирск, 2012. – С. 239–244.

10. Bisnath, S. Precise Point Positioning – A Powerful Technique with a Promising Future [Text] / S. Bisnath, Y. Gao // GPS World. – 2009. – N 4. – P. 43–50.

11. IGS Data & Products [Electronic resource] / IGS Tracking Network // <http://igsceb.jpl.nasa.gov/components/prods.html>.

12. Kamenetsky, F. M. Transient Geo-Electromagnetics [Text] / F. M. Kamenetsky, E. H. Stettler, G. M. Trigubovich. – München : Ludwig-Maximilian-University, 2010. – 296 p.

© Г. М. Тригубович, С. О. Шевчук, А. А. Белая, А. В. Чернышев, С. В. Барсуков, Н. С. Косарев, 2013