ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ДАТЧИКИ ДЛЯ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ АНПА

М.Д. Агеев

Институт проблем морских технологий
ДВО РАН, Владивосток

Проблемами создания высокоточных инерциальных навигационных систем на основе комплексирования информации различных измерительных устройств академик Михаил Дмитриевич Агеев занимался на протяжении всей своей творческой деятельности. Это относится к его работам по синтезу систем околоземной навигации, и в особенности к работам по навигационному оснащению автономных необитаемых подводных аппаратов (АНПА), созданием которых он руководил долгие годы. В этих работах отчетливо просматривается его стремление увязать теоретические оценки достижимых оптимальных характеристик точности систем с возможностями их практической реализации на борту АНПА. Публикуемая ниже статья представляет собой журнальный вариант доклада, сделанного М.Д. Агеевым на международной конференции «SensorWorkshop 2000», Waikoloa, Hawaii, в состав программного комитета которой он входил. Публикуя статью на русском языке, мы придерживались оригинала доклада, внеся лишь незначительную коррекцию в соответствии с сохранившимся рукописным текстом.

Л. Киселев

ВВЕДЕНИЕ

Для конечного пользователя важно понимать INS-технологию. Ошибка INS/DVL системы не всегда интуитивно очевидна. При совершении АНПА-обзора, ошибка увеличивается и сокращается ...
Frank van Mierlo, Bill Key. BLUEFIN – A New Hydrographic Survey Capability // Hydro International. 2000. Vol. 4, N 6

Очевидно, что большинство океанографических измерений должно быть сопоставлено с координатами точки, в которой они произведены. Кроме того, для управления подвижными измерительными платформами (AUV, ROV и пр.) необходимы данные об их ориентации. Таким образом, речь идет об измерении шести переменных: трех координат центра масс платформы и трех углов, определяющих ее положение. Предполагается, что определение позиционных переменных сопровождается определением их производных, либо расчетом, либо непосредственным измерением.

К задачам навигации относятся первые три переменные – широта φ, долгота λ и глубина h, а также курсовой угол α из второй тройки. Углы крена θ, дифферента ψ и курса α можно отнести к параметрам ориентации платформы. При ограниченной области движений платформы вместо географических координат обычно используют прямоугольные x, y, z так, что понятие «навигация» переходит в класс «ориентация». Пример – работа ROV вблизи объекта. Широко распространены и всем хорошо известны такие системы и устройства, как акустические системы навигации (позиционирования), датчики глубины, магнитные компасы, лаги и пр., используемые для навигации и ориентации AUV, ROV и других платформ. Их достоинства и недостатки хорошо изучены.

В то же время мечтой каждого разработчика АНПА (AUV) является идеальная инерциальная система навигации ИНС (INS), использование которой позволило бы избавиться от перечисленного имущества, оставив лишь простой, надежный и достаточно точный датчик давления. Действительно, ИНС, в принципе, выдает все шесть переменных, необходимых для навигации и ориентации, вместе с их производными. К сожалению, идеальных INS нет, а почти идеальные, установленные на подводных лодках, стоят многие сотни тысяч долларов и весят сотни килограммов.

В последние годы были разработаны и выпускаются промышленностью твердотельные гироскопы и акселерометры, по сути являющиеся основой ИНС. Они дешевы и компактны и в сочетании с современной электроникой и вычислительной техникой позволяют собрать систему со структурой ИНС. На рынке появилось много изделий с различными названиями: INS, IMU (inertial measuring unit) и др. Эти устройства по стоимости и массогабаритным данным весьма привлекательны для установки на AUV, ROV, но

имеют свои ограничения. Цель настоящей работы – очертить области использования INS-подобных устройств и оценить свойства и пути развития автономных навигационных систем для автономных подводных аппаратов.

Физические основы действия инерциальной измерительной системы

Положение движущегося по поверхности Земли объекта определяется радиусом-вектором $\vec{r}$, направленным из центра Земли к точке расположения объекта (рис. 1). Угловые координаты вектора $\vec{r}$: широта φ и долгота λ. Предположим, что на объекте расположена платформа, на которой установлены три акселерометра и три датчика угловых скоростей (ДУСы). Положение самой платформы не имеет значения, но акселерометры и ДУСы жестко связаны и в осях платформы измеряют компоненты вектора $\vec{n}$ (акселерометры) и $\vec{\omega}$ (ДУСы).

Основное уравнение ИНС:

$$\vec{n} = \ddot{\vec{r}} + g(\vec{r}), \qquad g(\vec{r}) = \frac{g}{R}\vec{r}, \quad (1)$$

где $\ddot{\vec{r}}$ – ускорения точки установки платформы, т. е. ускорения объекта, $g(\vec{r})$ – ускорение силы тяжести, $R = 6{,}37 \cdot 10^6$ м – радиус Земли.

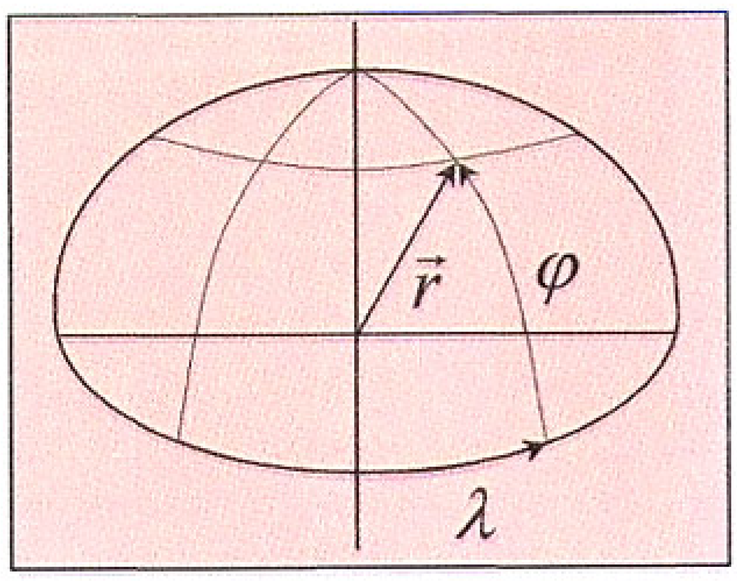

Рис. 1. Географическая система координат

При простейшем объяснении действия такой системы часто используют два подхода.

Первый подход. Предположим, что выходы акселерометров пропускаются через некоторый фильтр, который сильно ослабляет $\ddot{\vec{r}}$, и можно считать, что

$$\vec{n} = \frac{g}{R}\vec{r}. \quad (2)$$

В этом случае акселерометры позволили бы определять направление к центру Земли в угловых координатах относительно платформы. Допустим, что объект перемещается из точки А с известными координатами в точку В, координаты которой подлежат определению. В этом случае известны угловые координаты $\vec{r}_A$ относительно платформы. Введем расчетную ортогональную систему координат, вертикальная ось которой будет совпадать с $\vec{r}$, одна из горизонтальных осей в точке А будет направлена на север. Выходные сигналы ДУСов будем приводить к расчетной системе координат.

Если бы Земля была неподвижной, то интегрирование угловых скоростей относительно горизонтальных осей расчетной системы координат позволило рассчитать приращения широты и долготы при движении объекта. Располагая данными о времени, очевидно, легко учесть факторы, обусловленные вращением Земли, и рассчитать приращения φ, λ, т. е. определить положение объекта $\vec{r}_B$ в точке В. Более того, значения угловых скоростей относительно горизонтальных осей расчетной системы координат будут содержать компоненты горизонтальной проекции скорости вращения Земли, которая направлена на север. Их измерение соответствует гирокомпасному режиму работы ИНС.

Второй подход. В этом случае применяется такой фильтр, который, наоборот, позволяет выделить из сигналов акселерометра ускорение, т. е.

$$\vec{n} = \ddot{\vec{r}}. \quad (3)$$

Такой сигнал акселерометров, казалось бы, дает непосредственное решение задачи – после первого интегрирования $\vec{n}$ получаем скорости движения объекта, а после второго интегрирования – компоненты пройденного расстояния.

Естественно возникает вопрос, какими же должны быть фильтры в обоих случаях? По существу, речь идет о задаче определения составляющих уравнения (1): динамического ускорения $\ddot{\vec{r}}$ и ускорения силы тяжести $\frac{g}{R}\vec{r}$. Имеется единственное решение этой задачи в идеальном случае, когда акселерометры и ДУСы абсолютно точны. Если разрешить уравнение (1) относительно $\vec{r}$ и записать его в операторной форме, получим

$$\vec{r} = \frac{\vec{n}}{s^2 + \omega^2}, \quad \omega^2 = \frac{g}{R}. \quad (4)$$

Таким образом, передаточная функция фильтра соответствует колебательному звену без демпфирования с резонансной частотой

$$\omega = \sqrt{g/R} = 1{,}241 \text{ с}^{-1} \quad (5)$$

и периодом $T = 2\pi/\omega = 5063$ с = 84,4 мин.

Физической моделью такого фильтра является маятник, груз которого расположен в центре Земли. Такое решение для маятника, не возмущаемого ускорением точки подвеса, было найдено еще в XIX в. немецким

ученым Шулером. Кроме того, он показал, что маятник, расположенный вблизи поверхности Земли, но имеющий период колебаний T, также не будет реагировать на ускорения точки подвеса.

Точное воспроизведение фильтра с передаточной функцией (4) оказывается невозможным, так как погрешности датчиков – акселерометров и ДУСов – будут приводить к неограниченно растущей погрешности на выходе фильтра. Выход из положения – демпфирование системы, это позволяет ограничить погрешности, обусловленные датчиками, но при этом будут возрастать погрешности, обусловленные неточным выполнением алгоритма (4).

Другая, широко используемая, возможность – введение коррекции от иных навигационных систем, характер погрешностей которых существенно отличается от характера погрешностей ИНС. Хороший пример – интегрирование ИНС и GPS. К сожалению, для АНПА в подводном положении данные GPS недоступны.

Рассмотрим основные погрешности инерциальных систем. Мы ограничимся лишь упрощенными оценками, которые, впрочем, достаточны для понимания природы погрешностей и определения пригодности той или иной системы для конкретного применения.

Обработка (фильтрация) сигналов ДУСов и акселерометров в инерциальных системах включает процесс интегрирования. Поэтому наиболее существенны постоянные составляющие погрешностей.

Качество гироскопов и ДУСов определяется в первую очередь скоростью ухода от начального положения или «дрейфом» нуля. Диапазон этой погрешности для различных датчиков очень широк. Для качественных ИНС применяют ДУСы с уходом менее 10^{-6} град/ч, в авиационных ИНС допускается уход порядка 10^{-2} град/ч, наконец, в простейших IMU часто применяют ДУСы, дрейф которых измеряется в градусах в секунду, т. е. превышает 10^{-3} град/ч.

Акселерометры различных типов также имеют значительный разброс по точности. Для точных ИНС применяются акселерометры с постоянной составляющей погрешности не более 10^{-6} g, а твердотельные акселерометры имеют погрешности порядка 10^{-2} g.

Теперь мы можем перейти к оценке точности собственно систем. Начнем с ИНС. Как уже говорилось, ее работа сводится к определению вектора силы тяжести. Вклад акселерометров в погрешность системы будет практически равен погрешности акселерометров. Например, если погрешность акселерометров 10^{-6} g, что соответствует погрешности определения угла 10^{-6} рад, то погрешность определения места на поверхности Земли составит $10^{-6} \cdot R = 6{,}37$ м. Значительно хуже обстоит дело с погрешностью, обусловленной дрейфом ДУСов. Поскольку угол вычисляется интегрированием угловой скорости, то при постоянном дрейфе, скажем 10^{-2} град/ч $= 1{,}75 \cdot 10^{-4}$ рад/ч, погрешность определения места на поверхности Земли составит 1,1 км/ч. При применении такой системы на самолете ее точность представляется вполне приемлемой. При скорости, скажем 550 км/ч, она будет равна в час всего 0,2 %. В то же время для АНПА при скорости 2 уз = 3,7 км/ч относительная погрешность составит в час 30 %. Очевидно, что применение такой ИНС на АНПА совершенно бессмысленно.

Как уже говорилось выше, ИНС позволяет определять направление горизонтальной составляющей скорости вращения Земли в режиме гирокомпаса. Оценим погрешность курсоуказания. В расчетной системе координат горизонтальная составляющая Ω_h скорости вращения Земли Ω определяется выражением $\Omega_h = \Omega \cdot \cos\varphi$. Отсюда угловая ошибка определения направления должна быть $\delta\omega/\Omega_h$, где $\delta\omega$ – ошибка (дрейф) ДУСа. В средних широтах величина Ω_h близка к 10 град/ч. При дрейфе ДУСа, равном 10^{-2} град/ч, получим $\delta\omega = 10^{-3}$ рад = 0,06 град.

Современные волоконно-оптические гироскопы (ВОГ) обеспечивают точность порядка 10^{-2} град/ч, имеют умеренные массогабаритные характеристики, потребляемую мощность и стоимость. Поэтому ИНС, ориентированная главным образом на работу в режиме гирокомпаса, должна рассматриваться как основной инструмент навигации для АНПА средних и больших размеров.

Изменчивость магнитного поля, вызванная частично магнитными аномалиями и океанскими течениями, также важный фактор в пользу такого решения. Помимо значительных вариаций магнитного поля оказывают влияние близко расположенные затонувшие корабли и различные объекты из ферромагнитных материалов. В настоящее время гирокомпасы, входящие в состав ИНС, производятся промышленно [1–3]. В комбинации с доплеровским лагом они обеспечивают навигацию с приемлемой точностью при движении вблизи дна. Дополнительно такая система обеспечивает определение углов и угловых скоростей крена, дифферента и курса, необходимых для управления движением аппарата.

Таблица 1. Гирокомпасы на основе ВОГ

Производитель	Aquanavt (Phonetics Inc.)	KVH Industries Inc.	Perm. Scientific Industrial Co (Russia)
Название	OCTANS	KVH N-FOD (ВОГ)	
Применения	Подводные аппараты	Наземные аппараты	Суда
Точность по курсу, град	0,5 sec φ	0,1 sec φ	0,5 sec φ
Точность: крен/дифферент, град	0,05	< 0,05	< 0,5
Точность по угловой скорости, град/ч	0,05	< 0,05	< 0,5
Потребляемая мощность, Вт	< 5	50	< 70
Размеры, мм	280×136×152*		210×485×245
Масса, кг	4,5*		11

* Доступные подводные разработки: для глубины 1000 м – D200×318, масса – 10 кг; для глубины 3000 м – D200×318, масса – 25 кг.

Характеристики трех типичных гирокомпасов приведены в табл. 1.

Анализ точности IMU

Перейдем к анализу работы IMU, пригодной для измерения параметров быстро протекающих движений в ограниченной области.

Для пояснения принципа действия IMU рассмотрим простейший случай движения в вертикальной плоскости при небольших отклонениях, т. е. области, где можно пренебречь кривизной поверхности Земли.

Для этого случая достаточно одного ДУСа, измеряющего угловую скорость ω_{y_0} поворота объекта относительно оси Oy_0 в связанной с объектом системе координат (рис. 2).

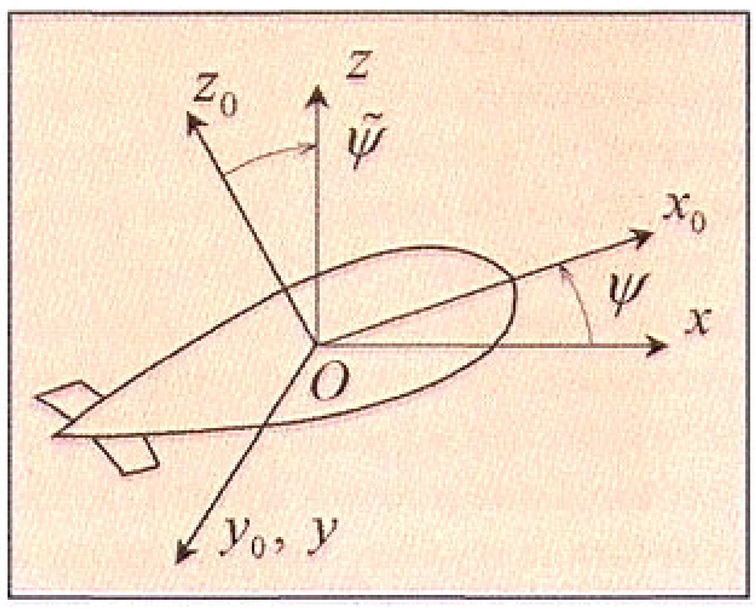

Рис. 2. Связанная система координат

Два акселерометра должны измерять ускорения $\ddot{x}_0, \ddot{z}_0$ вдоль продольной и вертикальной осей координат объекта. Введем расчетную систему координат $Oxyz$ (см. рис. 2), ось Oz которой вертикальна, а Oy совпадает с Oy_0, поскольку мы рассматриваем лишь плоское движение. Будем пока считать, что датчики точны. Перед движением по отсчетам акселерометров $n_x = g \cdot \sin\psi$, $n_z = g \cdot \cos\psi$ можно определить угол дифферента ψ и положение расчетной системы координат. ДУС применяется для сохранения положения этой системы, что соответствует измерению изменений начального угла ψ путем интегрирования ω_{y_0}. Следовательно, показания акселерометров могут быть приведены к расчетной системе координат, так что $n_x = \ddot{x}$, $n_z = \ddot{z}$, что соответствует уравнению (3). Выполняя интегрирование n_x, n_z, можно вычислить скорости $\dot{x}$, $\dot{z}$ и перемещения x, z объекта. Все это выглядит просто и красиво в идеальном случае.

Постоянный дрейф ДУСа может быть определен и скомпенсирован, пока объект не начал движение и угол дифферента не изменяется. В этих условиях выходной сигнал ДУСа будет равен его дрейфу. К сожалению, дрейф реальных ДУСов не постоянен и к тому же содержит шумовые составляющие в некотором спектре частот. IMU пригодны для измерения быстрых, в основном колебательных, движений, например качки судна. При этих условиях можно допустить, что ускорения объекта знакопеременны и при определении вертикали, т. е. направления силы тяжести, могут не учитываться. Поэтому для сохранения расчетной системы координат вводится коррекция в данные ДУСов. IMU с твердотельными гироскопами имеют погрешность определения вертикали и, соответственно, крена и дифферента порядка 0,5–2°.

Погрешность вертикали будет давать погрешность измерения ускорений. Вследствие этого интегрирование данных возможно лишь в ограниченной полосе частот, что сужает область применения IMU, которые оказываются пригодными лишь в случаях короткопериодичных движений объекта.

Если подходить к работе такой измерительной системы с позиций спектрального анализа, то дело сводится к отысканию передаточной функции

фильтра, минимизирующей суммарную погрешность от шумов и от искажения полезного сигнала. Шумы, обусловленные дрейфом ДУСов, лежат в низкочастотной области спектра. Очевидно, в этом случае передаточная функция фильтра должна соответствовать фильтру высоких частот (HPF). В такой ситуации низкочастотная часть полезного сигнала подавляется, и приемлемые измерения возможны лишь в области повышенных частот порядка 0,01–0,1 Гц, т. е. колебаний с периодами 100–10 с.

Хорошим применением IMU может служить измерение параметров качки надводных судов и колебаний волномерных буев.

Процесс измерения углов крена, дифферента и курса может рассматриваться с несколько иной позиции, как процесс комплексирования сигналов двух датчиков с различными спектральными свойствами их погрешностей. Явное комплексирование осуществляется при измерении курса с помощью магнитного компаса и ДУСа. Погрешности магнитного компаса, обусловленные колебаниями основания, лежат в области высоких частот, а ДУСа – в области низких частот. Оба сигнала соответственно фильтруются и суммируются, дополняя друг друга. Аналогичным образом можно объяснить и комплексирование акселерометров и ДУСов в определении направления вертикали. Акселерометры определяют направление силы тяжести и возмущаются колебаниями объекта, т. е. точны в области низких частот и имеют погрешности в области высоких частот. ДУСы, как уже упомянуто, лучше работают в области высоких частот. Их сигналы, по существу, фильтруются и суммируются. Таким образом, в обоих случаях результаты измерений удовлетворительны в широкой полосе частот начиная с нулевой частоты.

Отнесем устройства, основанные на твердотельных датчиках – акселерометрах [4] и ДУСах [5–7], к типу IMU. Их компактность и сравнительно невысокая стоимость чрезвычайно привлекательны, однако из-за ошибок применение ограничено. Можно ожидать, что с разработкой технологии датчиков, особенно твердотельных гироскопов, характеристики IMU будут улучшены. По составу датчиков и структуре IMU напоминают бесплатформенные ИНС. Они обычно содержат три ДУСа, три акселерометра, нередко дополнительно еще трехкомпонентный магнитометр и, естественно, сигнальный процессор. Выходные параметры IMU – углы и угловые скорости крена, дифферента и курса; в некоторых случаях формируются данные об относительных линейных скоростях и перемещениях. Краткое описание алгоритма обработки сигнала датчика дано выше, в разд. «Второй подход». В сущности, IMU этого вида соответствует комбинации так называемых гировертикали и гиромагнитного компаса, широко используемой в авиации в течение ряда десятилетий. Судя по рекламным характеристикам, ошибки IMU составляют: 0,1–2 град/с – по угловым скоростям, 0,5–2° – по крену и дифференту, 1–3° – по магнитному курсу; 1–3 % – по колебаниям с периодом не больше чем 30–50 с и амплитудой 15–20 м [5, 6].

Несколько сложнее оценить численно ошибки IMU, поскольку нужно обращаться к статистическим характеристикам не только ошибок датчиков, но и параметров движения объекта. Именно поэтому важно знать, как формируются ошибки выходных переменных. Характеристики трех типичных зарубежных IMU приведены в табл. 2.

IMU представляет собой бесплатформенный блок, в котором для имитации стабилизированной платформы создается виртуальная система координат. ДУСы должны удерживать систему координат в пространстве независимо от колебаний объекта. Дрейф твердотельных ДУСов имеет порядок долей или, иногда, единиц град/с. Присутствуют также случайные (шумовые) помехи, несколько меньшие по величине. Даже при компенсации постоянной составляющей дрейфа ДУСов амплитуды колебаний системы координат будут довольно большими. Для устранения этого эффекта вводится обратная связь от акселерометров. Если объект неподвижен, можно отрегулировать структуру путем увеличения коэффициента обратной связи, используя для выставки введенной системы координат высокоточные акселерометры. Однако в этом случае при движении объекта с акселерометров поступят ускорения, и вертикальная ось системы координат станет отклоняться от вертикали.

Следовательно, коэффициент обратной связи необходимо выбрать так, чтобы минимизировать суммарную ошибку. По существу, работа системы в режиме гиромагнитного компаса осуществляется таким образом: сигнал магнитометра или магнитного компаса используется для коррекции направления на полюс одной из осей установленной системы координат.

Параметры, которые могут быть измерены в IMU с удовлет-

Таблица 2. Характеристики IMU

Производитель	Seatex Inc.	Watson Industries Inc.	British Aerospase Syst.& Equipment Ltd
Название	MRU 4	IMU-BA 604	VSG* Single Axis
Применения	Подводные аппараты	Подвижные платформы	Подвижные платформы
Состав	3-степенные акселерометры, ДУСы, магнитометр	3-степенные акселерометры, ДУСы, магнитометр	1 VSG
Угловая ориентация: диапазон угловых скоростей точность угловых скоростей дифферент, крен (статика) дифферент, крен (динамика) магнитный курс	 150 град/с 0,025 град/с + +0,05 град/с (дрейф) 0,05° 0,025° при углах <10° 0,3° от φ < 60°	 100 град/с < 0,5 град/с 0,2° при углах < 20° 1 % FS ±3° до 30° откл.	 100 град/с (50–1000 град/с) 0,02 град/с ± 2 град/с (смещение нуля)
Линейные перемещения: диапазон период точность	 ±50 м (регулируемый) < 25 с 5 см или 5 %		
Потребляемая мощность	12–30 В, 14,5 Вт	12 В, < 7,5 Вт	±15 В
Размеры	D105×204 мм	165×165×76 мм	76×43×41мм
Масса	2,5 кг	< 1,8 кг	0,135 кг

* VSG – Vibrating Structure Gyroscope (вибрационный гироскоп – ВГ).

ворительной точностью, – это угловые скорости и углы крена и дифферента. Измерение угла курса возможно лишь в комбинации с магнитным компасом или трехкомпонентным магнитометром. В то же время эти величины могут быть измерены и разрозненными датчиками.

Большинство АНПА имеют умеренную скорость движения и сравнительно малые ускорения при движении. Оценим их величину. Рассмотрим средний АНПА с массой 1000 кг и крейсерской скоростью 1,5 м/с = 3 уз. Для достижения такой скорости сила упора движителя $T = \frac{\rho \upsilon^2}{2} V^{2/3} \cdot C_x$ при коэффициенте сопротивления $C_x = 0{,}1$ составит 112 Н.

Ускорение аппарата на старте $\ddot{x} = T / m$ и на циркуляции $\ddot{y} = \omega^2 \cdot R$ с радиусом R = 20 м составит приблизительно 0,112 м/с^2 = 0,01 g. Такое ускорение соответствует ошибке определения вертикального направления с помощью акселерометров 0,1/g = 0,01 рад = 0,6° в течение времени интенсивного маневрирования, что, конечно, намного меньше, чем в течение прямолинейного движения, которое занимает обычно время работы аппарата. Так как в этом случае ДУСы не участвуют в определении углов, их ошибки не окажут влияния на точность измерений. Магнитный компас в кардановом подвесе отклонится от горизонта на угол, который практически не приведет к ощутимым ошибкам из-за влияния вертикальной составляющей магнитного поля Земли в средних широтах. Для демпфирования динамических процессов в системе управления АНПА достаточно иметь два ДУСа, чтобы измерять угловые скорости по курсу и дифференту (без управления по крену). Таким образом, на аппарате достаточно установить два-три акселерометра, два ДУСа и магнитный компас. Стоимость такого комплекта намного ниже, чем стоимость IMU, а точность измерений будет, по крайней мере, не хуже.

Телеуправляемые подводные аппараты оснащаются двигателями с большой удельной мощностью, и их ускорения при маневрировании могут быть намного больше, чем у АНПА. В этих случаях использование IMU становится оправданным, особенно в комбинации с акустическими или другими системами позиционирования.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Для АНПА, обладающих большой автономностью и дальностью хода, приемлемы системы навигации на основе ИНС средней точности с волоконно-оптическими гироскопа-

ми, интегрированные с доплеровским лагом при движении вблизи дна и GPS на поверхности моря. Можно ожидать, что совершенствование ВОГ позволит уменьшить их стоимость, размеры и потребляемую мощность, и в перспективе такая ИНС войдет в состав штатного навигационного оборудования АНПА.

2. Использование IMU с твердотельными гироскопами на АНПА не имеет преимущества в большинстве случаев по сравнению с использованием набора разрозненных датчиков. Малый маневренный АНПА может рассматриваться как исключение.

3. Перспективным для IMU представляется использование в них ВОГ умеренной точности. При повышении точности последних и системы вообще окажутся более приемлемыми условия установки их на АНПА.

ЛИТЕРАТУРА

1. www.kvh.com (KVH Industries).
2. www.aquanav.com (Aquanav).
3. www.ppk.su (Perm. Scientific Industrial Co).
4. www.analog.com (Analog Devices, Inc.).
5. www.seatex.no (Seatex, Inc).
6. www.bae.co.uk (British Aerospace Systems & Equipment).
7. www.fizoptika.ru (Fizoptika Enterprise, Moskow).