

УДК 621.3.013; УДК 629.054

А.З. Бадалов, д-р физ.-мат. наук, проф.,  
Р.Н. Набиев, д-р техн. наук, проф., А.З. Мамедов, преподаватель  
Национальная Академия Авиации, г. Баку, Азербайджан  
Тел./Факс: +994124972133; E-mail: [rasimnabiyev@yahoo.com](mailto:rasimnabiyev@yahoo.com)

## СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ ИЗМЕРЕНИЯ ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТИ

*В статье проведен сравнительный анализ приборов измерения вертикальной скорости летательных аппаратов с учетом их параметров и показаны перспективные направления их развития. Предложен способ измерения и его функциональная блок-схема, которая по некоторым свойствам более эффективна, чем используемые приборы измерения вертикальной скорости.*

**Ключевые слова:** *пилотирование, вертикальная скорость, вариометр, левитация, ускорения.*

Вертикальная скорость самолета является важным параметром, характеризующим режим его полета. Для правильного пилотирования необходимо знать вертикальную скорость самолета [1-4]. Причины, обуславливающие необходимость измерения вертикальной скорости летательного аппарата, следующие:

- Обеспечение режима безопасности при снижении и наборе высоты самолета;
- Сохранение постоянной заданной высоты полета;
- Сохранение устойчивости горизонтального движения самолета;
- Определение момента перехода самолета на горизонтальный полет;
- Выборка оптимального отклонения по траектории при снижении и наборе высоты самолета.

В настоящей работе проведен сравнительный анализ с учетом современных методов и средств, а также возможностей и особенностей вертикальной скорости измерений с целью оптимизации их параметров.

Известно несколько разновидностей методов измерений вертикальной скорости летательного аппарата. Одним из этих методов является дифференцирование электрического сигнала в виде напряжения пропорционального высоте полета самолета. По этому методу проводится измерение высоты, преобразование измеренной высоты в электрическое напряжение, а затем его дифференцирование.

Для измерения вертикальной скорости полета самолета может быть использован метод измерения вертикальной составляющей истинной воздушной скорости [3].

$$V_y = V \sin(\nu - \alpha), \quad (1)$$

где  $\nu$  – угол тангажа;  $\alpha$  – угол атаки.

По формуле (1) вертикальная скорость определяется по данным датчика истинной воздушной скорости, связанного углами тангажа и атаки с помощью вычислительного устройства.

В настоящее время наиболее распространенным методом для летательных аппаратов, в зависимости от изменений высоты полета самолетов, является пневмомеханическое дифференцирование статического воздушного давления. Работающие по этому методу приборы являются вариометрическими. Лишь этим методом в приборах, измеряющих вертикальную скорость, выявляются определенные методические погрешности. Одним из них является запаздывание вариометрических

показаний. Это запаздывание происходит при переходе самолета от горизонтального полета в режим снижения и набора высоты. В это время в приборе не устанавливается быстрый показ разности давлений. Одновременно при переходе от разности давлений к горизонтальному полету, стрелка прибора возвращается с запаздыванием к нулевой отметке.

Характеристика переходного процесса определяется следующим уравнением [3, ст.44]:

$$\Delta P = kV_y \left[ 1 - e^{-\varphi(t)} \right], \quad (2)$$

где  $k$  – коэффициент пропорциональности;  $\varphi(t)$  – функция времени, зависящая также от конструктивных параметров прибора.

Эта погрешность зависит от конструктивных параметров прибора: диаметра капилляра, его длины и объема корпуса. С увеличением диаметра и уменьшением его длины уменьшается разность давлений динамической погрешности прибора, что приводит к повышению чувствительности манометрической коробки. При увеличении чувствительности манометрической коробки возникают большие инструментальные погрешности, вызванные трением в механизме и влиянием вибраций.

Другая погрешность вариометра - это методическая температурная погрешность. Различие показателей температур внутри корпуса прибора  $T_1$  и наружного воздуха  $T$  приведет к возникновению методической температурной погрешности, так как прибор градуируется при условии, если температурные показатели одинаковы. Относительная температурная погрешность вариометра:

$$\delta V_T = \frac{T_k^2}{TT_1} - 1, \quad (3)$$

где  $T_k$  – температура воздуха в капилляре.

Методическая температурная погрешность вариометра зависит от соотношения температур и может достигать 30% от установившегося значения вертикальной скорости.

Как видно, метод пневмомеханического дифференцирования статического воздушного давления имеет погрешность, устранение которой невозможно даже теоретически.

Методом измерения вертикальной скорости является также инерциальный метод, основанный на измерении вертикальных ускорений самолета и однократном интегрировании сигналов, пропорциональных этим ускорениям. Работающие этим методом приборы – это акселерометры [4]. Но акселерометры обладают методическими и инструментальными погрешностями. Методические погрешности обусловлены тем, что акселерометры измеряют только ускорения от активных сил и не реагируют на ускорения сил тяжести, а также оси чувствительности акселерометров совпадают с направлением измеряемых ускорений с некоторым отклонением.

Для оценки методических погрешностей первой группы предположим, что на ЛА выбрана инерциальная система координат  $O_{и}X_{и}Y_{и}Z_{и}$ , начало которой совпадает с центром масс. Координатные оси этой системы совпадают с осями чувствительности трех акселерометров. На ЛА действуют сила веса  $G$  и сила  $Q$ , равная сумме сил тяги, сопротивления, подъемной силы.

Спроектировав эти силы на оси инерциальной системы координат, получим уравнения движения ЛА:

$$M \ddot{x} = G_x - Q_x; \quad M \ddot{y} = G_y - Q_y; \quad M \ddot{z} = G_z - Q_z, \quad (4)$$

Эти уравнения можно представить в виде:

$$\ddot{x} = a_x - g_x; \ddot{y} = a_y - g_y; \ddot{z} = a_z - g_z, \quad (5)$$

Поскольку акселерометры измеряют ускорения  $a_x, a_y, a_z$ , а необходимо измерять ускорения  $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$ , соответственно, согласно (5), приборы дают погрешности  $g_x, g_y, g_z$ . Это методические погрешности, которые можно вычислить и учесть.

Инструментальные погрешности акселерометра возникают под воздействием некоторых внешних и внутренних факторов. К этим факторам относятся сила трения, гистерезис измерительной оси и эластичность после движения, зависимость изменения модуля эластичности оси от температуры окружающей среды, наличие нелинейности характеристики от месторасположения преобразователей, изменение характеристики от температуры и т.д.

Точное определение вертикального положения самолета относительно земли теоретически изложено в [5]. В данной работе в основном рассмотрена задача повышения точности за счет фильтрации информации методом Кальмана, поступающей от датчиков. Здесь, при вычислениях наряду с другими датчиками, используются также сигналы акселерометров. Математическим моделированием теоретически показано, что точно определить и управлять вертикальным положением самолета относительно Земли возможно, также, малым расходом средств. Эти результаты учитываются, для испытательных самолетов и их применение для практических целей не ожидается в ближайшем времени.

Вопросы по практическому определению вертикальной скорости самолета при низких высотах полета были рассмотрены в [6]. Здесь были использованы датчик абсолютного давления типа MPXA4125A, датчик относительного давления типа MPXV5004G фирмы Motorola и 10 степенной аналого-цифровой преобразователь в составе микроконтроллера марки Atmel AVR. Первоначально, используется датчик относительного давления, превышающий, по чувствительности датчика абсолютного давления. Для проведения измерения вход датчика высокого давления, закупоривают и создают опорное давление. Вопреки ожиданиям, температурная зависимость опорного давления нелинейная и одновременно чувствительность датчика относительного давления настолько высока, что отличить полезный сигнал от шума чрезвычайно сложно. Поэтому, используют абсолютный датчик давления. При этом выходной сигнал датчика усиливается дифференцированным операционным усилителем и становится возможным измерение малой скорости (0.1 м/с). Однако при этом точность измерения уменьшается и требуется повышенный коэффициент усиления.

Была исследована точность измерения при малых высотах в процессе полета над земной или морской поверхностью совместной обработкой показаний, установленных на ЛА датчиков интегрированных локационных и инерциальных систем. Рассматриваются алгоритмы комплексирования радиотехнических и инерциальных средств в задаче измерения высоты движения вблизи поверхности, проводится анализ и классификация отказов первичных датчиков, синтезируются алгоритмы обнаружения одиночных отказов. Исследуется дисперсия ошибки измерения высоты при исправных датчиках и при одиночных отказах.

В настоящее время наиболее эффективным представляется вариант совместной обработки показаний датчиков геометрической высоты и инерциальных датчиков вертикального ускорения. Разрабатываемая система должна не только устанавливать,

что в системе есть неисправный датчик, но и определять, какой именно датчик отказал, и перестраиваться таким образом, чтобы исключить показания неисправного датчика.

Существуют различные способы получения информации о высоте полета: радиотехнический, лазерный, акустический, радиоизотопный, барометрический, инерциальный. Ввиду, практически, полного отсутствия зависимости естественных свойств воздушной среды от высоты в области высот, составляющих единицы метров, единственно возможным способом измерения геометрической высоты полета следует признать метод активной локации. При синтезе алгоритмов интегрирования обычно ставится требование инвариантности системы по отношению к измеряемой высоте. Выходной сигнал установленного на ЛА локационного высотомера при полете над взволнованной морской поверхностью имеет вид [8]:

$$x_{PB}(t) = h(t) + \sigma_{PB}(t) = h(t) + \xi(t) + \Delta h(t), \quad (6)$$

где  $h(t)$  – истинная высота полета относительно среднего уровня взволнованной морской поверхности;  $\sigma_{PB}(t)$  – результирующая погрешность величины  $h(t)$ ;  $\xi(t)$  – ордината точки профиля волны, находящейся в центре облучаемой площадки;  $\Delta h(t)$  – погрешность локационного высотомера. Результирующая погрешность акселерометра записывается в виде:

$$\delta(t) = \delta_1(t) + \delta_2(t) + \delta_3(t), \quad (7)$$

где  $\delta_1(t)$  – медленный уход нуля шкалы датчика;  $\delta_2(t)$  – погрешность из-за отклонения коэффициента передачи датчика от номинального значения;  $\delta_3(t)$  – погрешность, вследствие неточности стабилизации оси чувствительности датчика. Повышение эффективности интегрированной измерительной системы достигается за счет выделения погрешности одного измерителя на фоне погрешности другого, что при условии существенного различия их спектров легко реализуется. По результатам математического моделирования проведен сравнительный анализ ошибок измерений для исследуемой системы. Суммарная ошибка измерений представляет собой низкочастотный случайный процесс, что обеспечивает сравнительно благоприятные условия функционирования аппарата, использующего такой сигнал в системе управления. Точность измерений в значительной степени зависит от взаимного расположения векторов скорости ЛА и основного направления распространения волн. Такой случай недопустим по критериям безопасности и единственным вариантом решения проблемы является наложение ограничений на направление движения аппарата или запрет полета в условиях повышенного морского волнения, поскольку это может привести к аварийной ситуации.

Произведен комплексный синтез высоты при низких полетах беспилотного летательного аппарата для предотвращения отказов и выдачи ложной информации радиовысотомера [9]. Реализован фильтр Кальмана с запаздыванием, и произведена настройка комплексного измерителя высоты и приведены результаты моделирования. Для задачи маловысотного полета комплексный измеритель высоты осуществляет совместную обработку измерений инерциальной навигационной системы (ИНС) и радиовысотомера. ИНС является источником гладкой непрерывной информации о высоте и скорости ее изменения. Радиовысотомер измеряет геометрическую высоту полета. Комплексование информации ИНС и радиовысотомера обеспечивает компенсацию нарастающих ошибок ИНС при сглаживании шумов радиовысотомера. В статье рассматриваются беспилотные летательные аппараты (БПЛА), траектория

движения которых включает длительный участок полета на малой высоте над водной поверхностью.

Проблема защиты от ложной информации обычно решается пороговым контролем текущих измерений, а для снижения степени влияния пропущенных помех применяют динамическую фильтрацию [10]. Однако эти методы не обеспечивают достаточную надежность исключения ложной информации. Другой известный способ защиты – сопоставление однотипных измерений от разных источников информации обеспечивает исключение ложных измерений на достаточном уровне в определенном временном диапазоне [11-13]. Однако это качество обеспечивается аппаратной избыточностью, что во многих случаях является экономически невыгодным. Решение задачи усложняется в условиях движения над взволнованной водной поверхностью. Так как при полете на малой высоте радиовысотометр отслеживает профиль волны, т.е. его измерения содержат погрешность, обусловленную точкой ординаты профиля волны, находящейся в центре облучаемой поверхности [14]. При этом в рассматриваемых условиях заданная высота маловысотного полета может быть сопоставима с высотой волны. При решении задачи однозначно принимается, что ИНС является безотказной надежной системой. Конечно, сбой в работе ИНС может произойти. В любом случае, считаем, что сбой в ИНС приведет к невозможности восстановления работоспособности системы. В случае если ИНС откажет, объект будет потерян.

Целью обработки авиагравиметрической информации являются определение удельной силы тяжести вдоль траектории движения летательного аппарата по измерениям наземно-бортового комплекса и последующее построение карт аномалий силы тяжести [15]. В работе обсуждаются возможные ошибки определения аномалии силы тяжести, вызванные неточной калибровкой гравиметра, и предлагается методика дополнительной калибровки гравиметра по полетным данным и по картам аномалий. В гравиметрии используется несколько понятий аномалии силы тяжести: аномалия в свободном воздухе, в редукции Буге, изостатическая аномалия и т.д. Ниже будем рассматривать аномалию в свободном воздухе, которой называется разность между истинной силой тяжести  $g$  и нормальной  $g_0(\varphi, h)$  удельной силой тяжести в пункте измерения:

$$\Delta g = g - g_0(\varphi, h), \quad (8)$$

Здесь  $\varphi$  – географическая широта,  $h$  – высота над референц – эллипсоидом. Значение модуля  $g_0(\varphi, h)$  нормальной составляющей силы тяжести, направленной по нормали к референц – эллипсоиду, вычисляется по формуле Гельмерта [16]:

$$g_0(\varphi, h) = g_e [1 + \beta \sin \varphi + \beta_1 \sin^2 2\varphi] + \beta_0 - 2\omega_0^2 h, \quad (9)$$

где

$$\begin{aligned} g_e &= 9.7803 \text{ м/с}^2, \beta = 0.005302, \beta_1 = -0.000007, \beta_0 = \\ &= -0.00014 \text{ м/с}^2, \omega_0 = 0.00123 \text{ с}^{-1}. \end{aligned}$$

В скалярной гравиметрии уравнение (9) рассматривается в проекции на географическую вертикаль:

$$\Delta g = g_3 - g_0(\varphi, h), \quad (10)$$

где  $\Delta g$  – вертикальная составляющая аномалии силы тяжести в свободном воздухе;  $g_3$  – вертикальная составляющая удельной силы тяжести.

Измерения проводятся с использованием наземно-бортового авиагравиметрического комплекса (АГК). В состав АГК, используемого в скалярной

гравиметрии (10), входят инерциальная навигационная система (ИНС) с горизонтируемой платформой; гравиметр, ось чувствительности которого жестко связана с приборной вертикалью; бортовой приемник сигналов спутниковой навигационной системы (СНС) и наземный приемник сигналов СНС.

Погрешность гравиметра можно разделить на высокочастотную составляющую  $\delta f$ , вызванную тепловыми шумами и внешними возмущениями, и низкочастотную  $\delta f_T$ , обусловленную старением материала чувствительного элемента, процессом разгерметизации или другими факторами.

Существует два типа решений измерений СНС: фазовые и доплеровские. В первом случае решение навигационных задач СНС проекции на географическую вертикаль дает оценку высоты  $z_h$ , во втором – оценку вертикальной скорости  $z_V$  [17]:

$$z_h = h + \delta h, \quad z_V = V + \delta V, \quad (11)$$

Здесь  $V = \dot{h}$  – вертикальная скорость чувствительной массы гравиметра,  $\delta h$ ,  $\delta V$  – погрешность определения соответствующих величин. Недостаток этого метода заключается в том, что для точности, измерения должны проводиться одновременно на земле и на борту самолета. Во многих случаях это невозможно. На основе полученной информации во время испытательных полетов подготавливаются карты аномалий силы тяжести.

В статье приведены усовершенствованные методы, используемые ЛА, для измерения горизонтальной и вертикальной составной части и параметров состояния ветра [18]. Они объединяют в себе оценки скорости ЛА относительно Земли с использованием истинной воздушной и вертикальной скоростей и послеполетные термодинамические особенности влажного воздуха; корректировку информации получаемой от ИНС и GPS с применением метода фильтрации; калибровку углов атаки и скольжения с помощью информационной системы, состоящей из устроенных на крышках антенн двух самолетов зонда атаки и фюзеляжа при помощи пары зондов типа Rosemount S58Y. С обеих систем передачи и обработки воздушной информации, получаемые данные о ветре в самолете WP-3D сравниваются для целей Управления Национального Исследования Атмосферы и Океанов.

При оценке этих методов, сравниваются данные измерения о ламинарном – турбулентном течении ветра, температуре окружающей среды и абсолютной влажности, получаемые от двух самолетов летящих рядом на низкой высоте и с постоянной скоростью. В тоже время намечались малые эмпирические погрешности применительно к статическому и динамическому давлениям.

Изобретение [19] относится к приборостроению, а конкретно рекомендуется для определения вертикальной скорости малоразмерных подвижных объектов, в частности малоразмерных и малоэнерговооруженных летательных аппаратов самолетной схемы. Известно, устройство для измерения вертикальной скорости летательного аппарата. В данном устройстве выходной сигнал образуется как сумма сигнала с инерциального датчика вертикальной скорости и поправки, состоящей из интеграла от разности выходного сигнала и сигнала от вариометрического датчика вертикальной скорости. Это достигается тем, что дополнительно к измерению ускорения по вертикальной оси и угла крена измеряют ускорения по продольной и поперечной осям объекта, угол тангажа. Устройство, содержащее датчик линейного ускорения по вертикальной оси объекта, датчик угла крена и вычислительный блок, отличающееся тем, что в него введены датчик давления, дифференциатор, датчики линейных ускорений по

продольной и поперечным осям объекта, датчик угла тангажа, а вычислительный блок состоит из мультиплексора, аналого-цифрового преобразователя, сумматора, умножителя, интегратора, оперативного запоминающего устройства, функционального преобразователя, цифроаналогового преобразователя и блока управления.

В этих устройствах отсутствуют динамические погрешности и для барометрического метода в измерительном канале были устранены высокочастотные шумы.

Выше приведенный анализ показывает, что в настоящее время разработанные устройства, отвечающие необходимым требованиям (малая инерционность, точность) отсутствуют. И поэтому по некоторым особенностям предлагаемая инерциально - гравитационная система [20], с теоретической точки зрения может устранить эти недостатки. Этот прибор относится к авиационно-измерительной технике и может быть использован в ЛА для измерения вертикальной скорости с повышенной чувствительностью, точностью в широком диапазоне измерения. Устройство (рис.1) состоит из: вертикально устроенных соленоидов 1 и 2, расположенных внутри соленоида в противоположном направлении магнитных сердечников 3 и 4; трубы 5 (измерительной камеры) изготовленной из немагнитного материала; сеточных перегородок 6 и 7; сеточных клапанов 8 и 9 соединенных в верхней и нижней части трубы; постоянных магнитных сердечников из гальваномагнитных элементов 10 и 11; электронных блоков 12 и 13, формирующих электрические сигналы для управления токов соленоидов; интеграторов 14 и 15 для интеграции сигналов, получаемых из катушек соленоидов, которые пропорциональны вертикальному ускорению; микроконтроллера 16; индикатора 17 вертикальной скорости.

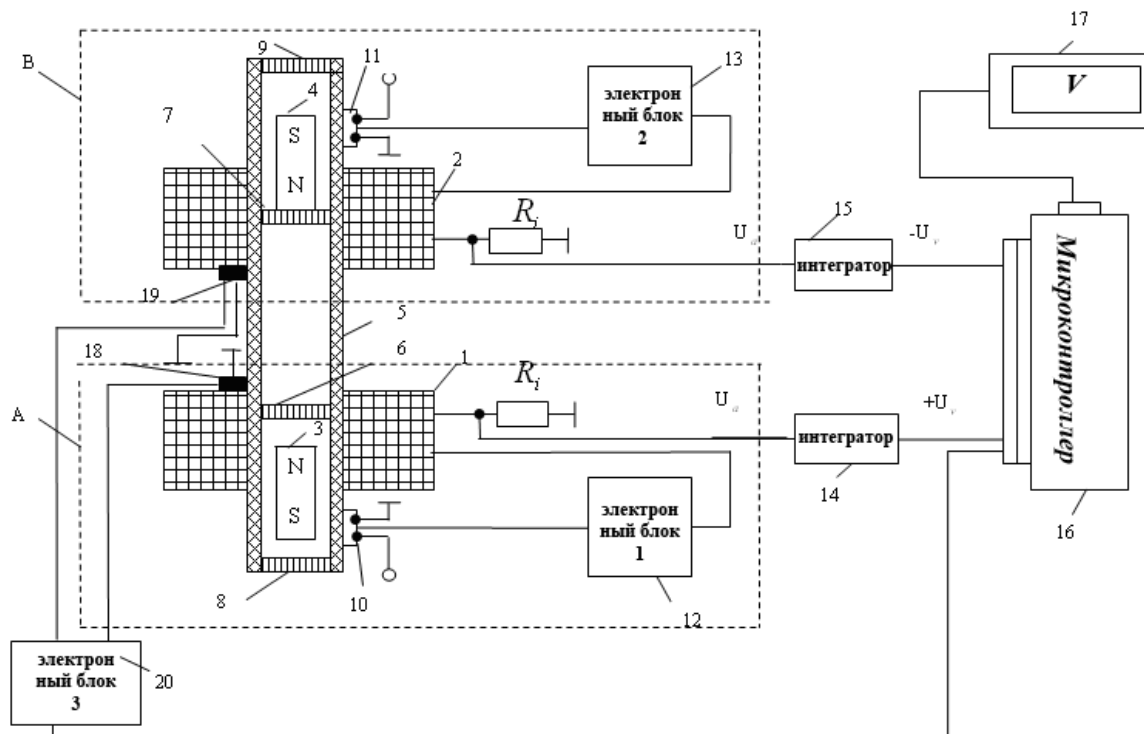


Рис. 1. Устройство для измерения вертикальной скорости летательного аппарата

Кроме того, в устройство также входят термисторы 18 и 19, расположенные в узлах А и В для измерения температуры в трубе, изготовленной из немагнитного материала (измерительная камера), и электронный блок 20 усиливающий электрические сигналы для корректировки температуры измерения.

Предложенное нами устройство измерения вертикальной скорости с высокой точностью и чувствительностью на основе инерциального и гравитационного эффектов имеет следующие преимущества:

- малая инерционность;
- компенсация температурной погрешности;
- отсутствие механических контактов;
- широкий измерительный диапазон;
- высокая точность измерения;
- повышенная чувствительность;
- получение информации в виде электрического сигнала.

В перспективных разработках приборов для измерения вертикальной скорости с необходимой точностью, на наш взгляд, целесообразно применение метода магнитной левитации, работающего на основе инерциально – гравитационного эффекта..

#### **Список литературы:**

1. Воробьев В.Г. Авиационные приборы, информационно – измерительные системы и комплексы / В.Г. Воробьев, В.В. Глухов, И.К. Кадышев. – М.: Транспорт, 1992. - 399 с.
2. Ермеев С.М. Авиационные приборы / С.М. Ермеев, З.В. Шакиров, С.Д. Штофель. – М., 1970. – 513 с.
3. Михайлов О.Н. Авиационные приборы / О.Н. Михайлов, И.М. Козлов, Ф.С. Герчель. - М.: машиностроение, 1987. – 416 с.
4. Лихошерстик В.В. Расчет параметров и характеристик микромеханических акселерометров / В.В. Лихошерстик // Изв. вузов. Приборостроение. - 2006. - Т. 49, №6. - С. 66-71.
5. Филяшкин Н.К. Использование косвенных методов измерений для оценки точностных характеристик измерителей вертикали на этапе летных испытаний / Н.К. Филяшкин, В.А. Рогожин // Електроніка та системи управління. - 2011. - №2(28). - С. 39-45.
6. Румянцева Е.А. Оценка гарантируемой точности интегрированной системы измерения высоты полета вблизи возмущенной поверхности / Е.А. Румянцева // Технические науки. Электроника, измерительная и радиотехника. – 2008. - №2. - С. 115-122.
7. Интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации: сборник статей и докладов / под ред. О. А. Степанова; ФГУП ЦНИИ «Электроприбор». - СПб., 2004. - 234 с.
8. Форлова О.А. Помехозащищенный комплексный измеритель высоты беспилотного летательного аппарата / О.А. Форлова // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. – 2010. - №4 (1). - С. 146-152.
9. Алгоритмы корректируемых инерциальных навигационных систем, решающих задачу топопривязки / [Голован А.А., Горицкий А.Ю., Парусников Н.А., Тихомиров В.В.]; под ред. Н.А. Парусникова. - М.: Изд. Механикоматематического факультета МГУ, 1994. - 44 с.



10. Справочник по теории автоматического управления / под ред. А.А. Красовского. - М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. - 712 с.
11. Фролов В.С. Радиоинерциальные системы наведения / В.С. Фролов. - М.: Советское радио, 1976. - 184 с.
12. Небылов А.В. Измерение параметров полета вблизи морской поверхности / А.В. Небылов. - СПб.: СПбГААП, 1994. - 307 с.
13. Кузовков Н.Т. Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация / Н.Т. Кузовков, О.С. Салычев. - М.: Машиностроение, 1982. - 216 с.
14. Болотин Ю.В. Анализ точности решения задачи авиагравиметрии при идентификации параметров гравиметра в полёте / Ю.В. Болотин, М.Ю. Попеленский // *Фундаментальная и прикладная математика*. – 2005. – Т. 11, № 7. - С. 167—180.
15. Торге В. Гравиметрия / В. Торге. — М.: Мир, 1999.—429 с.
16. Математические модели и алгоритмы обработки измерений спутниковой навигационной системы GPS. Стандартный режим [Вавилова Н.Б., Голован А.А., Парусников Н.А., Трубников С.А.]. — М.: Изд-во Центра прикладных исследований при механико-математическом ф-те МГУ, 2005. – 181-196 с.
17. / Khelif D. Improved Wind Measurements on Research Aircraft / Khelif D., Burns S.P., and Friehe C.A. // *Journal of atmospheric and oceanic technology*. – 1999. - v.16. - PP. 860-875.
18. Способ измерения вертикальной скорости объекта и устройство для его осуществления: патент РФ N 2059252 от 27.04.96 г. / Мартынов Е.В. и др.
19. Uçan aparatın şaqlı sürətini ölçən cihaz: патент İ2012 0042 от 18.04.2012. / Пашаев А.М., Эфендиев О.З., Мамедов А.З.

Надійшла до редакції 08.02.2013.

**А.З. Бадалов, Р.Н. Набієв, А.З. Мамедов**  
**ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ ОСОБЛИВОСТЕЙ**  
**ВИМІРЮВАННЯ ВЕРТИКАЛЬНОЇ**  
**ШВИДКОСТІ**

У статті проведений порівняльний аналіз приладів вимірювання вертикальної швидкості літальних апаратів з урахуванням їх параметрів і показані перспективні напрямки їх розвитку. Запропоновано спосіб вимірювання та його функціональна блок-схема, яка за деякими властивостями більш ефективна, ніж використовувані прилади вимірювання вертикальної швидкості.

**Ключеві слова:** *пілотування, вертикальна швидкість, варіометр, левітація, прискорення.*

**A.Z. Badalov, R.N. Nabiev, A.Z. Mamedov**  
**COMPARATIVE ANALYSIS OF THE**  
**PECULIARITIES OF MEASURING VERTICAL**  
**SPEED**

*The article provides a comparative analysis of aircraft vertical velocity measurement devices based on their parameters, and shows the prospects of their development. We propose a method of measurement and its functional block scheme, which, by some properties, is more efficient than commonly used measuring instruments.*

**Key words:** *flying, vertical speed, vertical speed indicator, levitation, acceleration.*