

УДК 681.586.72:629.734.7
EDN TJXTLO

А. А. ГАЛКИН, А. С. ТИМОШЕНКОВ, П. В. ЕРКИН, Е. С. КОЧУРИНА,
А. М. РОДИН, Н. А. СОЛОМКИНА, С. П. ТИМОШЕНКОВ, А. А. ЛЕБЕДЕВ

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ МЭМС В СИСТЕМЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПАРАШЮТНО-ГРУЗОВОЙ ПЛАТФОРМОЙ

Исследуется возможность применения интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем, основанных на МЭМС, в системах автоматического управления планируемыми парашютно-грузовыми системами (САУ УППГС). Поставлены эксперименты по нахождению навигационного решения в процессе спуска с парашютом, разработан образец САУ УППГС, предусматривающий дистанционное управление и наведение по данным интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы на основе МЭМС. Проведены летные испытания разработанного прототипа.

Ключевые слова: МЭМС, управляемая планирующая парашютно-грузовая система, инерциальная навигационная система, система автоматического управления, фильтр Калмана.

Введение

Инерциальные навигационные системы (ИНС) находят широкое применение в системах управления различными объектами, в частности беспилотными транспортными средствами разных типов. ООО «Лаборатория Микроприборов» совместно с Институтом нано- и микросистемной техники Национального исследовательского университета МИЭТ и ООО «ПараАвис» в настоящий момент занимается разработкой системы автоматического управления (САУ) по комплексированным данным ИНС для управляемой планирующей парашютно-грузовой системы (УППГС).

Галкин Александр Александрович. Инженер, ООО «Лаборатория Микроприборов» (г. Зеленоград, Московская обл.)

Тимошенко Алексей Сергеевич. Доктор технических наук, генеральный директор, ООО «Лаборатория Микроприборов».

Еркин Павел Владимирович. Инженер, ООО «Лаборатория Микроприборов».

Кочурина Елена Сергеевна. Кандидат технических наук, главный метролог, ООО «Лаборатория Микроприборов»; доцент, Национальный исследовательский университет «МИЭТ» (НИУ МИЭТ) (Москва).

Соломкина Надежда Алексеевна. Инженер-конструктор, ООО «Лаборатория Микроприборов».

Тимошенко Сергей Петрович. Доктор технических наук, директор, Институт нано- и микросистемной техники НИУ МИЭТ. Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Родин Андрей Михайлович. Инженер, ООО «Лаборатория Микроприборов».

Лебедев Андрей Александрович. Кандидат технических наук, доцент, Национальный исследовательский университет «МАИ» (Москва).

Статья по докладу на XXIX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2022.

Практические исследования в области прецизионного парашютирования грузов ведутся с 1980-х годов. В СССР и затем в России разрабатывались дистанционно радиоуправляемые парашютно-грузовые системы, такие как УПГС-500 (рис. 1, а) и УПГС-2000 [1].

Первыми серийными изделиями с автоматическим наведением на точку посадки стали JPADS от компании Airborne Systems (США). Они появились в 2000-х годах и были оснащены системой наведения на основе данных глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) и карты ветров (рис. 1, б) [2, 3]. JPADS следующего поколения были способны функционировать без ГНСС и могли наводиться по визуальным ориентирам [4].

На мировом рынке существуют изделия различной грузоподъемности и других производителей: например, Sherpa канадской компании MMIST, а также устройство SLG Sys (рис. 1, в), выпускаемое в Германии. В российском сегменте единственное изделие такого типа – «ГОРИЗОНТАЛЬ-4000» [5], которое находится на стадии испытаний и предназначено для доставки грузов массой от 3 до 4 тонн [6].

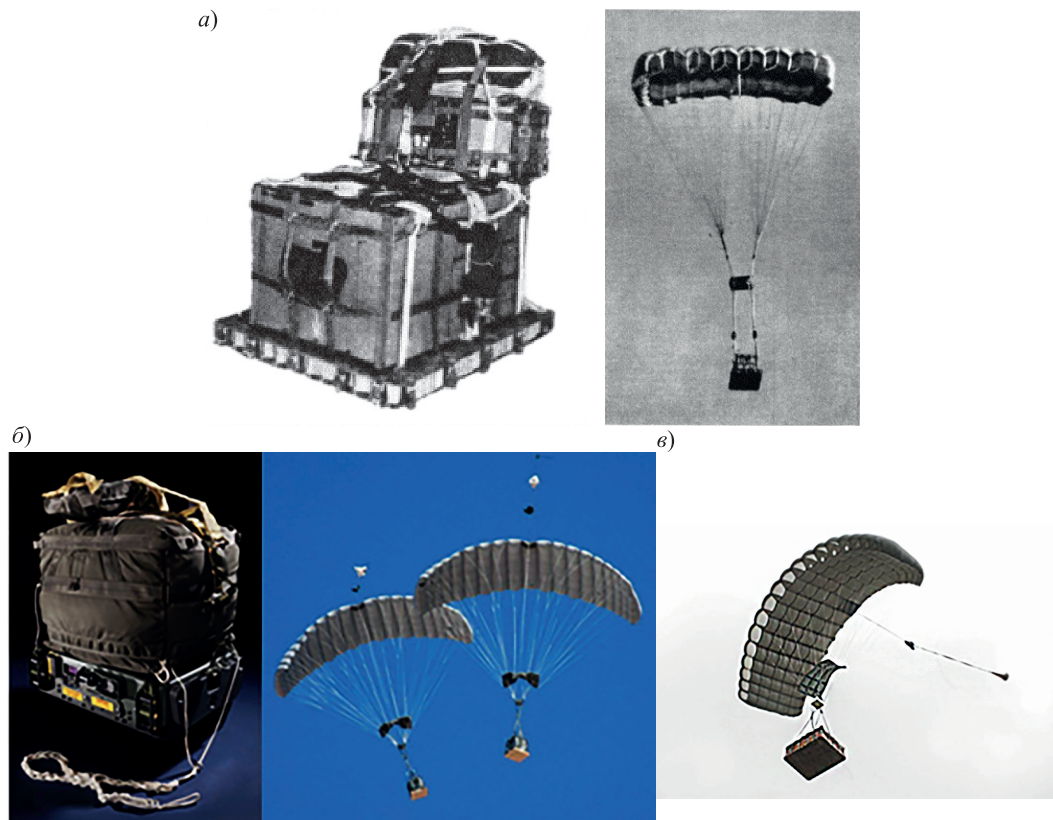


Рис. 1. Системы прецизионного десантирования грузов: а) УПГС-500 в уложенном виде и в полете [1]; б) многозавая система серии JPADS в уложенном виде и в полете [2]; в) УПГС SLG Sys

Вместе с тем все эти или другие подобные системы не предусмотрены для использования в гражданском секторе [7, 8], поэтому не продаются свободно, хотя в открытой печати опубликованы исследования в области методов наведения тяжелого груза на точку на поверхности [9, 10]. Кроме того, в последние годы активно развивается инерциально-спутниковая навигация, в которой задействуются сравнительно недо-

рогие микромеханические датчики и системы на их основе. Такие изделия широко применяются в беспилотном транспорте и беспилотных летательных аппаратах [11].

В настоящей статье представлены результаты экспериментальной проверки применимости ИНС на основе МЭМС в САУ УППГС. Исследовалась работа инерциального модуля при десантировании, в итоге было решено разработать макетный образец устройства и провести его летные испытания.

Построение интегрированной навигационной системы

Целесообразность использования инерциальных МЭМС в САУ УППГС

Наиболее простым вариантом автоматического наведения УППГС на точку с заданными координатами является использование ГНСС в качестве основного источника навигационных данных. В этом случае система управления имеет на входе текущие координаты парашютной системы, координаты цели и путевой угол, определяемый по траектории движения УППГС.

В отсутствие ветра УППГС движется в направлении, заданном ориентацией парашюта (рис. 2, а), на котором точки А и В имеют координаты УППГС в моменты времени t_1 и t_2 , а путевой угол β равен истинному курсу α .

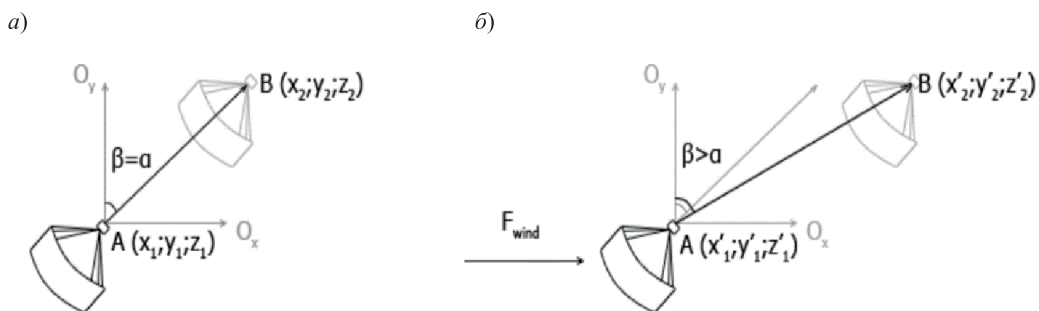


Рис. 2. Движение УППГС в отсутствие ветра (а) и при его воздействии (б)

При воздействии ветра на парашютную систему к вектору истинного курса будет добавляться вектор сноса по ветру (рис. 2, б), тогда путевой угол будет отличаться от истинного курса.

В экстремальных ситуациях, когда скорость ветра больше горизонтальной скорости парашютной системы, разница между истинным курсом и путевым углом может превышать 90° . Это приводит к тому, что система неверно управляет стропами парашюта, и, как следствие, движение к цели идет по неоптимальной и непредсказуемой траектории.

С учетом этого представляется целесообразным использовать в качестве основного источника навигационных данных для УППГС ИНС на основе МЭМС, в которой внешним корректором служит приемник ГНСС. Применение инерциальной системы позволит более точно определять курс УППГС и, соответственно, построить кратчайшую траекторию для наведения на цель. При этом высокоточные ИНС для выполнения данной задачи не требуются.

Для проверки эффективности предложенного технического решения был выбран модуль ГКВ-6 [12, 13], разработанный ООО «Лаборатория Микроприборов» и об-

ладающий достаточным функционалом. Модуль построен на инерциальных МЭМС промышленного класса точности и оснащен встроенным навигационным алгоритмом, способным стартовать как из статического положения, так и в динамике. Достоинствами МЭМС являются малые масса и габариты, низкое энергопотребление, высокая стойкость к внешним воздействующим факторам.

Навигационный алгоритм САУ УППГС

Для вычисления навигационных данных в ГКВ-6 используется расширенный фильтр Калмана. В таком фильтре переменными состояния являются не сами навигационные параметры (координаты, скорости и т.д.), а их отклонения от расчетных значений (погрешности определения координат, скоростей и т.д.). Оценка искомых навигационных параметров уточняется с помощью результатов измерений и модели движения системы.

При этом оцениваемыми параметрами в ГКВ-6 являются:

- местоположение (широта, долгота, высота) в геодезической системе координат WGS-84;
- проекции вектора линейной скорости на оси системы координат «север–восток–надир» (NED);
- кватернион ориентации;
- смещения нулей датчиков угловой скорости (ДУС);
- смещения нулей акселерометров.

Вектор оцениваемых фильтром Калмана параметров (вектор погрешностей) dX (15×1) в ГКВ-6 имеет вид

$$dX = [dx \ dy \ dz \ dV_x \ dV_y \ dV_z \ d\alpha_1 \ d\alpha_2 \ d\alpha_3 \ dwb_x \ dwb_y \ dwb_z \ dab_x \ dab_y \ dab_z]^T, \quad (1)$$

где dx, dy, dz – погрешности определения декартовых координат в локальной системе координат NED; dV_x, dV_y, dV_z – погрешности определения составляющих линейной скорости; $d\alpha_1, d\alpha_2, d\alpha_3$ – погрешности определения углов ориентации при поворотах вокруг осей x, y и z соответственно; dwb_x, dwb_y, dwb_z – смещения нулей ДУС; dab_x, dab_y, dab_z – смещения нулей акселерометров.

Модель динамики, используемая при настройке фильтра Калмана, может быть представлена как

$$dX_{i+1} = F \cdot dX_i + \omega_i, \quad (2)$$

где dX_{i+1} – вектор погрешностей в последующий момент времени; F – матрица динамики; dX_i – вектор погрешностей в текущий момент времени; ω_i – порождающий шум.

Матрицу динамики F запишем следующим образом:

$$F = \begin{bmatrix} I_3 & I_3 \cdot dt & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I_3 & -R \cdot skew(A) \cdot dt & 0 & -R \cdot dt \\ 0 & 0 & R^T W \cdot dt & -I_3 \cdot dt & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_3 \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где $W = [w_x, w_y, w_z]^T$ – вектор угловой скорости в системе координат датчика; $A = [a_x, a_y, a_z]^T$ – вектор ускорения в системе координат датчика; I_3 – единичная матрица

ца (3×3); R – матрица направляющих косинусов (ориентации), полученная из компонентов кватерниона; $skew(A)$ – оператор создания матрицы для векторного умножения:

$$skew(A) = \begin{bmatrix} 0 & -a_z & a_y \\ a_z & 0 & -a_x \\ -a_y & a_x & 0 \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Для корректировки выходных параметров алгоритма применяются позиционные и скоростные измерения, полученные от ГНСС-приемника. При инициализации работы алгоритма ГКВ-6 ожидает информацию от ГНСС-приемника. Как только поступают первые данные о координатах и скоростях, происходит запуск алгоритма.

По полученным координатам и скоростям задаются начальные значения первых 6 переменных вектора состояния, по данным акселерометра рассчитываются начальные углы ориентации (угол курса принимается нулевым). Далее во время движения парашюта и при изменении координат вычисляется угол истинного курса, и ГКВ-6 переходит в режим выдачи корректного навигационного решения (координат, скоростей и углов ориентации). В среднем на выставку требуется от 20 до 30 с.

Общая схема обработки входных данных представлена на рис. 3.

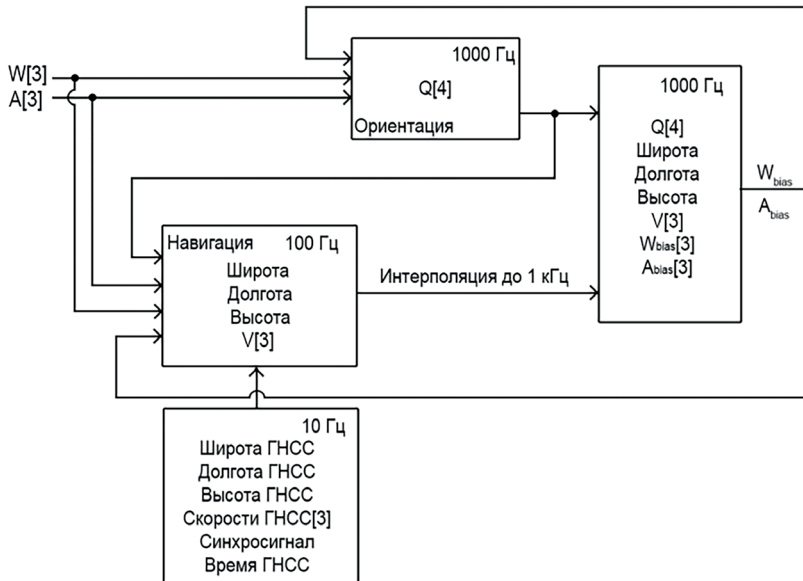


Рис. 3. Схема алгоритма комплексирования данных ИНС и ГНСС, где W – вектор показаний датчиков угловой скорости (ДУС), A – вектор показаний акселерометров, Q – кватернион ориентации, V – вектор линейной скорости, W_{bias} – вектор смещения нулевого сигнала ДУС, A_{bias} – вектор смещения нулевого сигнала акселерометров

Динамические параметры системы вычисляются с частотой 100 Гц, коррекция вектора состояния по данным ГНСС осуществляется с частотой 10 Гц.

Предложенный алгоритм успешно тестировался на различных носителях, включая наземный и водный транспорт [14, 15]. В случае УППГС предполагалось использовать при этом схему управления, приведенную на рис. 4.

После сброса груза из самолета и раскрытия парашюта одна из строп затягивается на 20% от максимальной длины, и парашютная система начинает снижение по спирали. После запуска навигационного алгоритма в движении система переходит

в режим наведения на целевую точку посадки, заданную перед вылетом. Для работы с дублирующей системой дистанционного управления УППГС оснащается приемником, связанным с пультом радиоуправления.

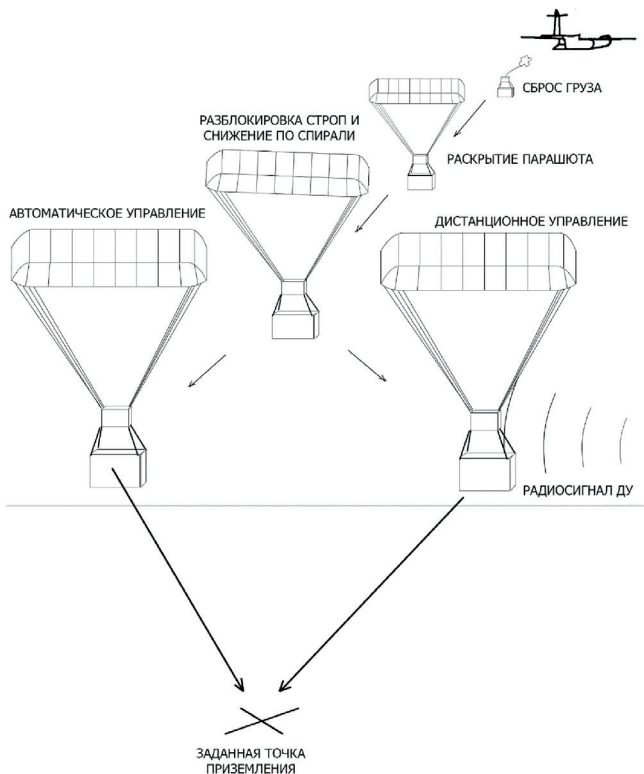


Рис. 4. Схема снижения УППГС после выброса из самолета

Чтобы проверить возможность запуска алгоритма во время снижения УППГС, проводилась серия экспериментов с натурным моделированием работы системы. В процессе испытаний инерциальный модуль ГКВ-6 с портативным автономным источником питания, системой записи данных и антенной ГНСС закреплялся на шлеме парашютиста, совершавшего серию прыжков с самолета. Анализ данных, полученных в ходе моделирования, показал, что автономная начальная выставка системы возможна и работоспособна. Алгоритм корректно связывает навигационное решение, полученное от ГНСС, с ориентацией парашютиста независимо от разниц между истинным курсом и путевым углом (вызванных разностями векторов скорости ветра и собственной скорости парашюта). Ориентация в полете под куполом парашюта вычисляется корректно в геодезической системе координат. На графике (рис. 5) представлена траектория спуска парашютиста в проекции на поверхность Земли (синий график) и в трехмерном виде (красный график).

На основе полученных данных удалось вычислить аэродинамическое качество летательного аппарата независимо от направления и скорости ветра. Более детальный анализ информации, полученной в ходе натурального моделирования, показал, что целесообразно задействовать аналогичную систему для точного измерения траектории снижения и ориентации парашютиста в некоторых скоростных видах спорта,

в частности в свупе. Чтобы наиболее эффективно преобразовать потенциальную энергию парашютиста, находящегося на определенной высоте, в кинетическую энергию с наибольшей горизонтальной скоростью за минимальное время, парашютист должен приближать траекторию своего спуска к брахистохроне. Очевидно, что в нижней части брахистохроны парашютист не должен быть ниже уровня Земли, чтобы не получить травму, но в то же время в конце спуска ему следует двигаться по наиболее пологой траектории на наименьшей высоте. Корректно решить задачу вычисления траектории брахистохроны может помочь система ориентации и алгоритм, использованные в УППГС.

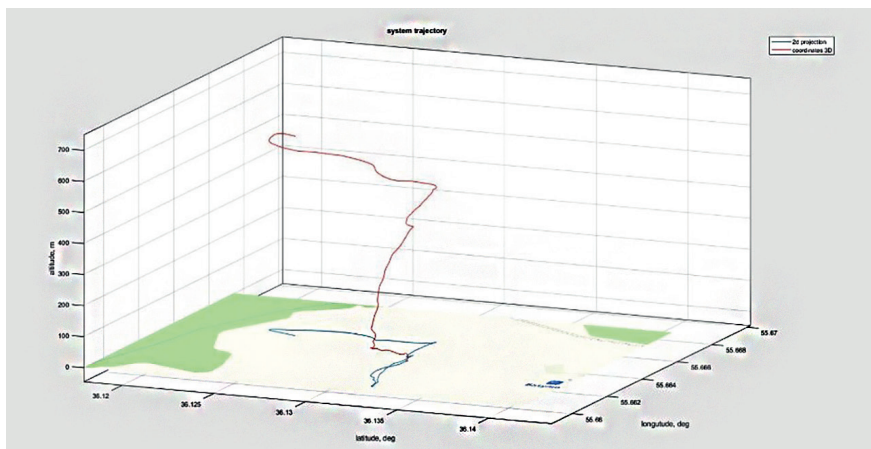


Рис. 5. Траектория спуска парашютиста и ее проекция на поверхность Земли

В результате натурального моделирования, при анализе ориентации и траектории парашютиста, скорости и направлении ветра, а также возможных исходов автономной работы УППГС, было сформулировано решение о целесообразности добавления в алгоритм системы управления граничных условий по горизонтальной скорости парашюта.

Работа системы ориентации и навигации на основе ГКВ-6 не зависит от направления и силы ветра, поэтому может возникнуть ложное впечатление, что нет никакой необходимости включать карту ветров в предполетное задание УППГС. Тем не менее при автоматической работе УППГС существует вероятность такого соотношения векторов горизонтальной скорости парашюта и ветра, что после нескольких неоптимальных маневров приземление в требуемую точку становится невозможным.

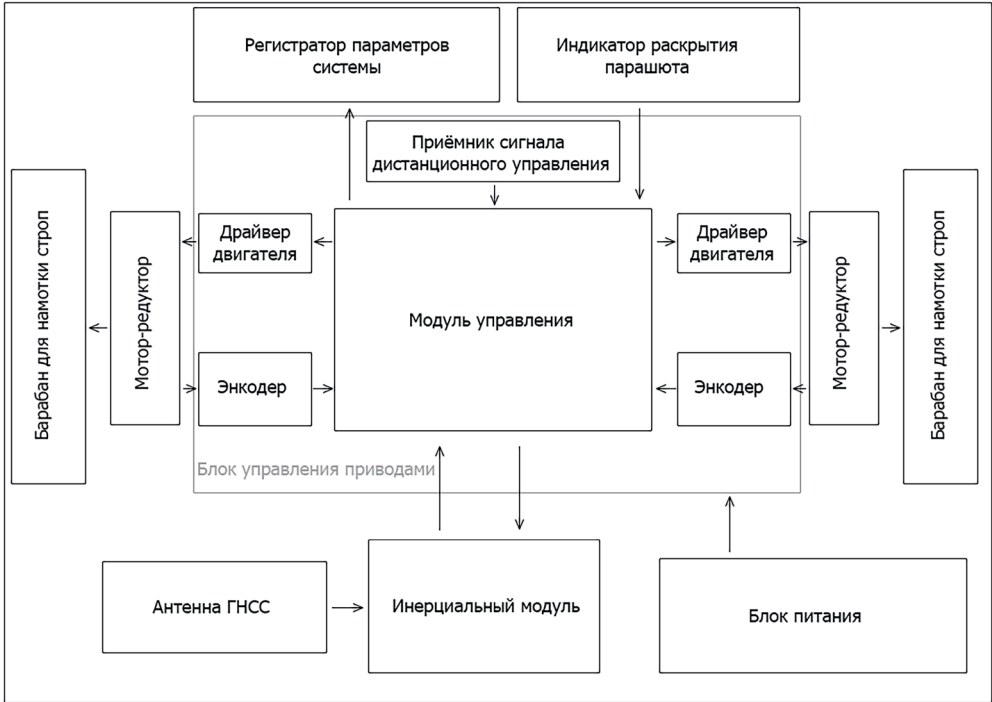
Избежать такого сценария поможет информация о зависимости скорости парашютной системы от загрузки. Разработчик парашютной системы такими сведениями обладает. Если, к примеру, в результате работы алгоритма УППГС будет установлено, что в нейтральной атмосфере при нулевых управляющих воздействиях и определенной загрузке горизонтальная скорость парашютной системы должна быть равна 5 м/с, а фактически измеренная скорость относительно Земли близка к нулю, то очевидно, что скорость ветра и парашюта равны по модулю и противоположны по направлению. Таким образом, УППГС может измерять не только аэродинамическое качество летательного аппарата, но и скорость ветра, если известна скорость парашюта.

По результатам эксперимента было решено создать действующий образец САУ УППГС с грузоподъемностью до 200 кг.

Разработка прототипа блока управления УППГС

На рис. 6 схематично показаны структура и связи между составными частями блока, а также вид образца разработанной системы.

а)



б)

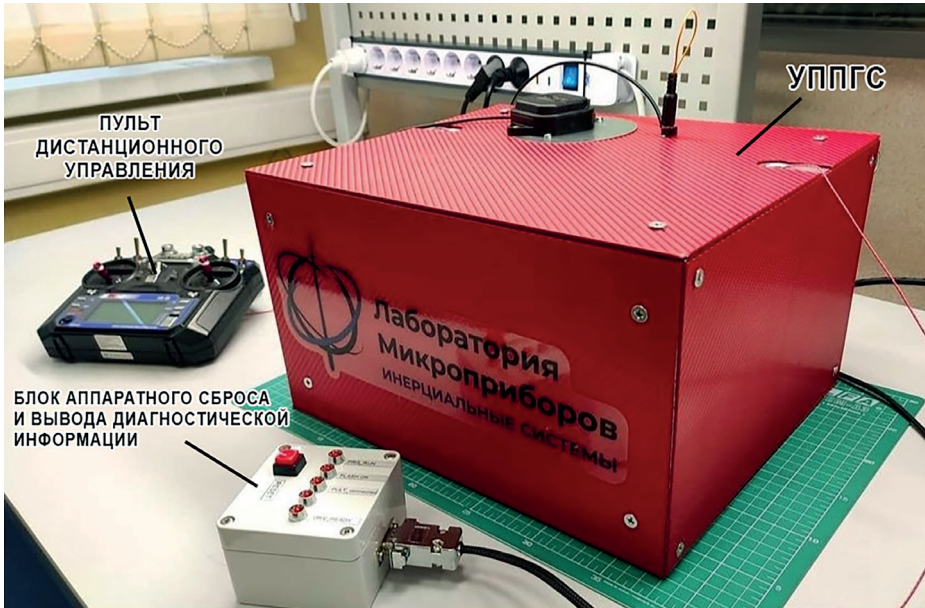


Рис. 6. Схема (а) и внешний вид (б) блока УППГС

Положение строп управления задавалось с помощью двух металлических барабанов диаметром 100 мм, на которые наматывались стропы. Барабаны приводились в движение мотор-редукторами с обратной связью по датчикам угла поворота.

Для новой конструкции прототипа УППГС требовалось разработать программу управления, ее схема приведена на рис. 7.

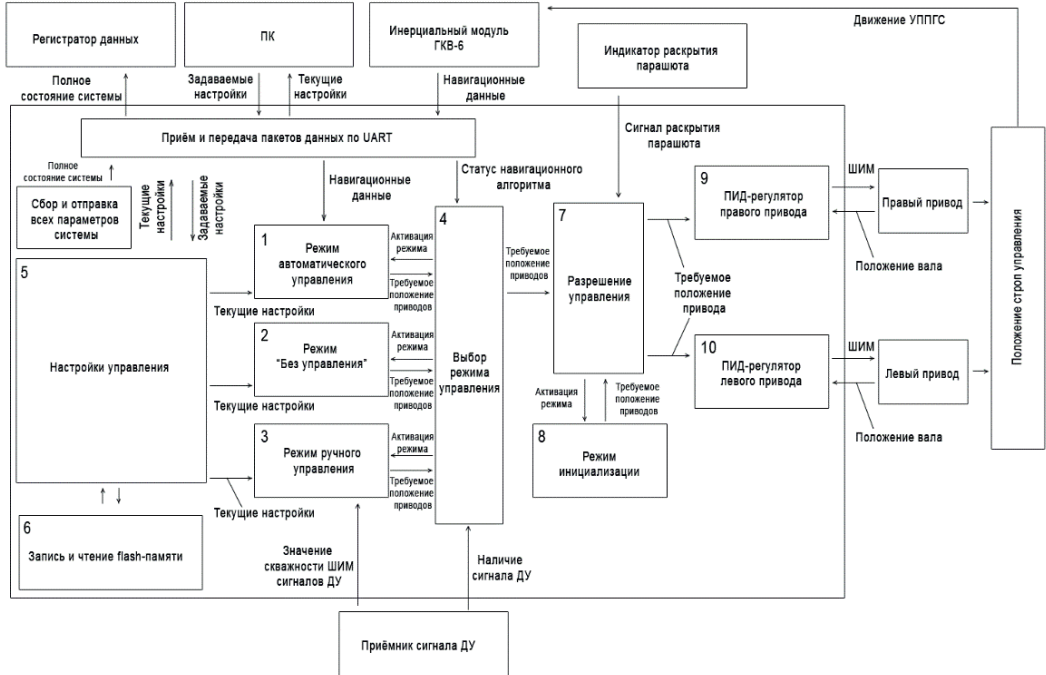


Рис. 7. Общая схема программы управления УППГС

Программные блоки трех основных алгоритмов управления рассчитывают требуемые положения правого и левого приводов УППГС. Блок автоматического управления (1) вычисляет положения приводов в зависимости от заданной цели посадки и показаний ГКВ-6 (ориентации и координат). Система координат УППГС считается жестко связанной с системой координат ГКВ-6. Блок ручного управления (2) определяет требуемые положения приводов исходя из принятого сигнала дистанционного управления. Блок «без управления» (3) задает жесткое положение строп для снижения по спиральной траектории. Блок выбора режима 4 устанавливает, какой из трех основных режимов работы задать для текущей ситуации. Если есть сигнал от пульта дистанционного управления, выбирается режим ручного управления. Если такого сигнала нет, система выбирает режим работы в зависимости от корректности навигационного решения ГКВ-6. Если данные инерциального модуля корректны, выбирается режим автоматического управления, если нет, то режим «без управления». Параметры управления, такие как координаты цели, коэффициенты ПИД-регуляторов, задаются с помощью блока настроек (5), который взаимодействует с флэш-памятью (6) – записывает настройки при получении от ПК и считывает сохраненные значения параметров при включении устройства. Шлюзом между блоком выбора режимов и непосредственным управлением приводами является блок

разрешения управления (7). Сигнал к разрешению управления – раскрытие парашюта, после которого обязательно производится разблокировка строп управления согласно алгоритму инициализации (8). При разблокировке стропы вытягиваются из изначального положения на 10 см. Блок разрешения управления передает данные о требуемом положении правого и левого барабанов непосредственно в ПИД-регуляторы приводов (9, 10). Блок сбора параметров отслеживает состояние системы (навигационные данные, принимаемые от ГКВ, положения приводов, а также текущий режим работы системы) и с частотой 100 Гц отправляет данные в регистратор через UART.

На рис. 8 приведена схема блока автоматического управления.

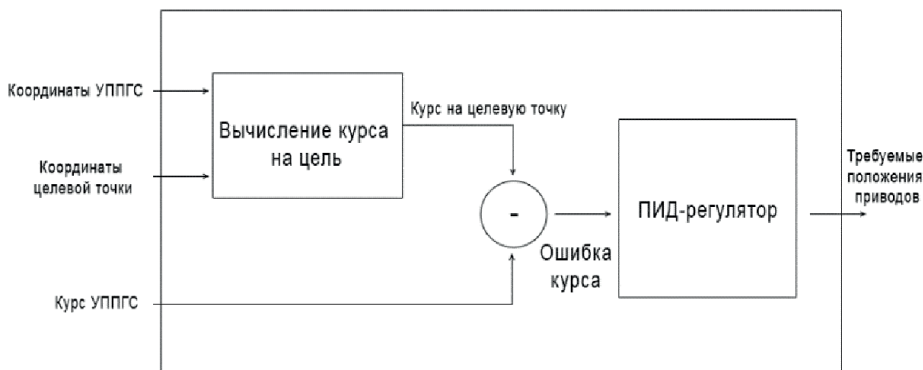


Рис. 8. Схема блока автоматического управления УППГС

Блок автоматического управления представляет собой простую систему наведения, состоящую из функции вычисления направления на заданную точку посадки и ПИД-регулятора, на вход которого поступают данные об отклонении курса УППГС от направления на целевую точку, а выходом являются требуемые положения приводов.

Направление на целевые координаты определяется следующим образом. Координаты УППГС и точки посадки пересчитываются из геодезической системы координат «широта–долгота–высота» (LLA) в плоскую прямоугольную систему координат «север–восток–надир» (NED). При этом центр системы координат NED целесообразно совместить с целевой точкой приземления. В данном случае принята геодезическая система координат WGS-84, с учетом параметров которой воспользуемся следующими соотношениями для пересчета.

Координаты в ECEF для УППГС и точки приземления вычисляются с помощью преобразований

$$\begin{aligned} X_{ECEF} &= (R + h) \cdot \cos(\varphi) \cdot \cos(\psi), \\ Y_{ECEF} &= (R + h) \cdot \cos(\varphi) \cdot \sin(\psi), \\ Z_{ECEF} &= (0.993305624 \cdot R + h) \cdot \sin(\varphi), \end{aligned} \quad (5)$$

где φ , ψ , h – географические широта, долгота и высота над эллипсоидом в LLA, R – радиус эллипсоида для WGS-84 [16].

Для смещения центра координат в точку посадки вектор координат точки посадки \bar{L}_{ECEF} вычитается из вектора координат УППГС \bar{S}_{ECEF} :

$$\bar{S}_{ECEF'} = \bar{S}_{ECEF} - \bar{L}_{ECEF}. \quad (6)$$

Далее координаты УППГС \bar{S}_{ECEF} , пересчитываются в NED с использованием матрицы направляющих косинусов DCM:

$$\bar{S}_{NED} = DCM \cdot \bar{S}_{ECEF}, \quad (7)$$

где

$$DCM = \begin{bmatrix} -\sin(\varphi) & 0 & \cos(\varphi) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\cos(\varphi) & 0 & -\sin(\varphi) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

Отсюда, зная координаты устройства \bar{S}_{NED} , определим курс на цель

$$\alpha = \text{atan2}(Y_{\bar{S}_{NED}}, X_{\bar{S}_{NED}}), \quad (9)$$

а также расстояние до цели $|\bar{S}_{NED}|$.

На основе вычисленных направления и расстояния происходит наведение УППГС на цель. При радиусе до цели менее 30 м система переходит в режим «без управления» и снижается по спирали.

Результаты натурного тестирования УППГС

Для проведения натурного тестирования собран прототип УППГС, испытания которого проходили на аэродроме Вагулино совместно с ООО «ПараАвис».

Тестирование заключалось в проверке работы системы дистанционного управления и способности системы находить навигационное решение в процессе спуска на парашюте. Произведено шесть выбросов с высоты 600 м (рис. 9), четыре – в режиме дистанционного управления, два – в режиме автоматического управления.

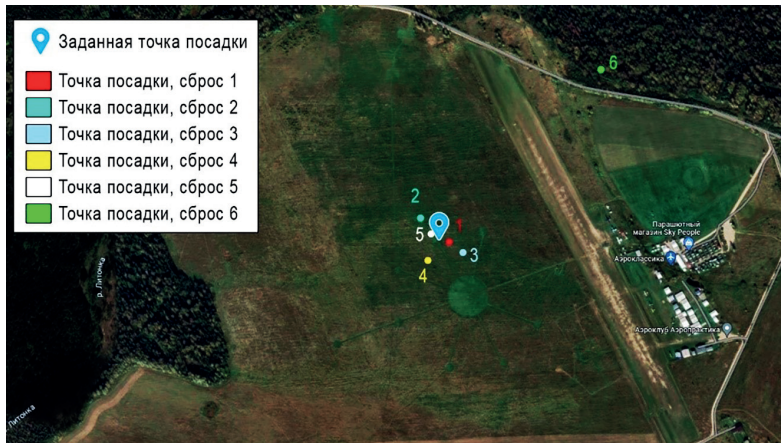


Рис. 9. Заданная точка посадки и точки фактического приземления УППГС

Четыре спуска в режиме дистанционного управления прошли в штатном режиме. В режиме автоматического управления при первом выбросе случае возник сбой системы управления и пришлось перейти в режим дистанционного управления УППГС для посадки в заданной точке. Во втором случае система взяла неверный курс, попытка перевести ее в режим ручного управления оказалась неудачной, поскольку устрой-

ство вылетело за предел дистанции управления и приземлилось на расстоянии 600 м от заданной точки посадки.

В результате анализа данных регистратора было установлено, что во всех шести случаях спуска алгоритм ГКВ-6 выдает корректные навигационные данные. В табл. 1 приведено время, за которое было найдено навигационное решение с момента раскрытия парашюта, а также высота, на которой это произошло.

Т а б л и ц а 1

Результаты испытаний

Номер выброса	1	2	3	4	5	6
Время с момента раскрытия парашюта до нахождения навигационного решения ГКВ-6, с	22,7	30,4	28,5	20,4	25,2	23,6
Высота, на которой было найдено навигационное решение (барометрический альтиметр), м	252	211	223	264	231	256

Из табл. 1 видно, что время, в течение которого система находит навигационное решение, составляет не более 30,4 с, что является приемлемым результатом.

Заключение

Проведенные эксперименты подтвердили возможность применения инерциально-спутниковой навигационной системы на МЭМС для нахождения навигационного решения в процессе снижения УППГС и ее наведения на целевую точку.

Кроме того, испытания позволили сделать следующие выводы:

- 1) ошибка работы системы в режиме автоматического управления вызвана сбоем модуля flash-памяти в блоке управляющей электроники, в результате чего координаты цели были сброшены на значения по умолчанию. Необходим резервный модуль памяти в блоке управляющей электроники УППГС;
- 2) для дальнейшей работы требуется модуль дистанционного управления большего радиуса действий.

Доработанную версию прототипа планируется протестировать повторно в будущем для проверки действия УППГС в автоматическом режиме.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пономаренко В. Грузы – с высокой точностью // Крылья Родины. 1989. №3 (106). С. 9–10.
2. Прокофьев С. Зарубежные системы для десантирования грузов. 2019. Режим доступа: <https://invoen.ru/vvt/zarubezhnie-parashutnie-sistemi-desantirovanie-gruzov/> (дата обращения 07.03.2023).
3. Алексеев А. Точная выброска с воздуха. 2014. Режим доступа: <https://topwar.ru/43327-tochnaya-vybroska-s-vozduha.html> (дата обращения 07.03.2023).
4. Hsy, J., Military Tests Robo-Parachute Delivery Needing No GPS, 2016. URL: <https://spectrum.ieee.org/military-tests-robotparachute-delivery-needing-no-gps/> (дата обращения 07.03.2023).
5. Найманбаева К. «Технодинамика» создаст управляемую парашютно-грузовую систему для ИЛ-76. 2021. Режим доступа: <https://www.aviaport.ru/news/2021/07/09/681139.html> (дата обращения 07.03.2023).

6. **Сомов К.** «Технодинамика» представила новейшие разработки на Дне ВДВ. 2021. Режим доступа: <https://rostec.ru/news/tekhnodinamika-predstavila-noveyshie-razrabotki-na-dne-vdv/> (дата обращения 07.03.2023).
7. **Кондратов А.А., Кривоноженков В.А., Щипицын А.Г.** О построении модели бесплатформенной навигационной системы авиабомбы обработки информации // Вестник ЮУрГУ. 2008. №3. С. 12–15.
8. **Мосиенко С.** Перспективные разработки: высокоточная управляемая авиационная бомба с инерциально-спутниковой системой наведения. 2015. Режим доступа: <https://www.arms-expo.ru/articles/armed-forces/perspektivnye-razrabotki-vysokotochnaya-upravlyаемaya-aviatsionnaya-bomba-s-inertsialno-sputnikovoy-/> (дата обращения 07.03.2023).
9. **Плосков С.Ю.** Современные парашютные системы высокоточной доставки грузов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2021. №3. С. 1–33.
10. **Иванов П.И., Куянов А.Ю.** Анализ влияния измерения аэродинамического качества планирующей парашютной системы на точность ее приземления // Вестник ХНТУ. 2011. №3(42). С. 233–237.
11. **Tomsett, Ch., Leyland, J.,** Development and Testing of a UAV Laser Scanner and Multispectral Camera System for Eco-Geomorphic Applications, Sensors, 2021, 21, p. 7719.
12. **Материалы сайта** «Лаборатория микроприборов ГКВ-6»: <https://mp-lab.ru/products/ins-about/gkv-6/> (дата обращения 22.02.2023).
13. **Материалы сайта** «Лаборатория микроприборов»: <https://web.archive.org/web/20210618052201/https://bespilot.com/news/991-mp-lab> (дата обращения 07.06.2023).
14. **Бекмачев А., Михеев А., Галкин А.** Инерциальные модули ГКВ в системе наведения антенн SOTM // Современная электроника. 2023. №3 (66). С. 24–29.
15. **Galkin, A., Puzikov, V., Mikheev, A., Tulush, A., Timoshenkov, A.,** Mobile Satellite Antenna Control System Based on MEMS-IMU. 2021. Режим доступа: <https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/9396118> (дата обращения 07.03.2023).
16. **Руководство по всемирной геодезической системе – 1984 (WGS84),** 2-е изд. Международная организация гражданской авиации, 2002. 150 с.

Galkin, A.A., Timoshenkov, A.S., Erkin, P.V. (Laboratory of Micro-devices, LLC, Zelenograd, Moscow Region, Russia), **Kochurina, E.S.** (Laboratory of Micro-devices; National Research University of Electronic Technology (MIET), Moscow, Russia), **Rodin, A.M., Solomkina, N.A.** (Laboratory of Micro-devices, LLC), **Timoshenkov, S.P.** (MIET), and **Lebedev, A.A.** (National Research University Moscow Aviation Institute (MAI), Moscow, Russia)

Potential Application of MEMS-Based Inertial Aids in Automatic Control System of Airdrop Platforms: Experimental Study, *Giroskopiya i Navigatsiya*, 2023, vol. 31, no. 3 (122), pp. 78–90.

Abstract. The paper studies the possibility to use MEMS-based integrated INS/GNSS systems in the automatic control systems of precision airdrop systems (PAS ACS). Experiments have been conducted to find a navigation solution during the parachute descent. The PAS ACS prototype with remote control and guidance based on the data of a MEMS-based integrated INS/GNSS system has been developed. Flight tests of the designed prototype have been carried out.

Key words: MEMS, precision airdrop system, inertial navigation system, automatic control system, Kalman filter.

Материал поступил 30.11.2022