

ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИЕ КОМПЛЕКСЫ И СИСТЕМЫ

УДК 629.734; 681.142.5

РАЗРАБОТКА НАВИГАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ АВТОМАТИЧЕСКОГО НАВЕДЕНИЯ НА ЦЕЛЬ СИСТЕМЫ ГРУЗ-УПРАВЛЯЕМЫЙ ПАРАШЮТ

Абрамов Г.С., Иванов П.И., Купавский И.С., Павленко И.Г.

Постановка проблемы. Автоматическое наведение системы груз-управляемый парашют на цель, как показали предварительные исследования, является важной народнохозяйственной задачей. Этим решаются вопросы экстренной и точной доставки грузов в районы бедствия, в труднодоступные районы местности на площадки ограниченных размеров и т.д. Проблема создания системы автоматического наведения состоит, прежде всего, в разработке основных принципов построения навигационного комплекса.

Анализ публикаций по теме исследования.

В настоящее время уже начаты проработки основных способов автоматического наведения системы груз-управляемая парашютная система (УПС) на цель, в частности, исследуются возможности создания недорогой системы автоматического наведения с использованием данных системы глобального позиционирования GPS, что отражено в работах [1]-[5].

Цель работы.

Целью настоящей работы является выбор концепций, анализ и определение состава аппаратуры для автоматического наведения системы (АНС) объект-планирующий парашют на цель и исследование вопроса разработки соответствующего программного обеспечения.

Основная часть.

Решение задачи разработки навигационного комплекса начинается с выбора основных концепций, используемых в дальнейшем при разработке аппаратуры автоматического наведения на цель системы груз-планирующий парашют.

В качестве базовых, используются следующие три основные концепции наведения:

- минимально возможное удаление точки посадки от цели при любых координатах точки сбрасывания системы груз-УПС с самолета-носителя;
- посадка против ветра;
- минимизация энергозатрат в процессе наведения системы на цель.

Первая концепция должна выполняться для следующих двух возможных случаев.

1. Система груз-УПС (в дальнейшем просто система) в результате ошибки в определении оптимальных координат точки сбрасывания, или в результате неблагоприятного интенсивного ветрового воздействия приходит в район цели с недолетом. В этом случае, как правило, при достижении критической (минимально допустимой) высоты, управление автоматически передается программе аварийной посадки, основной задачей которой является экстренный перевод системы на глиссаду предпосадочного планирования строго против ветра и осуществление мягкой посадки. При этом удаление точки посадки от цели должно быть минимально возможным.

2. Система приходит в район цели с избытком высоты. В этом случае выполняется специальный маневр с целью потери избытка высоты и разворот против ветра для осуществления мягкой посадки. При этом удаление точки посадки от цели, также должно быть минимально возможным.

Реализация первой концепции требует выбора оптимальной стратегии управления системой, как при неблагоприятных, так и при благоприятных условиях ветрового воздействия на систему, что должно быть заложено в программное обеспечение навигационного комплекса. Это, в свою очередь, требует разработки максимально надежной, достаточно простой программы навигации системы объект-УПС. Минимум используемых параметров необходимых для навигации, что требует использования последних научно-технических достижений и внедрения новых наукоемких технологий. Это диктует в свою очередь выбор максимально простого и надежного состава аппаратуры АНС.

Вторая концепция имеет более высокий приоритет по сравнению с первой, поскольку должна выполняться при любых условиях и всегда являться логическим завершением первой концепции. Игнорирование ее может привести к протаскиванию при наличии ветра, опрокидыванию и большим ударным перегрузкам в момент приземления объекта.

Важным моментом управления системой груз-УППС является также минимизация управляющих воздействий в процессе подхода к цели, выхода на глиссаду предпосадочного планирования и осуществления мягкой посадки при минимизации энергозатрат [1].

Это третья концепция – минимизация энергозатрат, которая в свою очередь требует точного определения состава аппаратуры для автоматического наведения системы (АНС) на цель объект-планирующий парашют и разработки соответствующего программного обеспечения.

После выбора и формулировки основных концепций, выполняются исследования в направлениях [1]:

- определение состава аппаратуры автоматического наведения системы груз-УПС. Формирование требований к аппаратуре.
- разработка системного программного обеспечения для реализации надежной работы аппаратуры АНС, бесперебойного взаимодействия ее блоков и элементов.
- разработка навигационного программного обеспечения наведения системы на цель (программы автоматического наведения) для бортового компьютера (БК) аппаратуры АНС.

Рассмотрим первое направление, связанное с определением минимально-возможного состава и объема аппаратуры и формирования требований к ней.

Практика летных исследований и испытаний предъявляет следующие требования к аппаратуре АНС:

- предельно допустимое значение линейной (ударной перегрузки) $n = \pm 20g$, время воздействия которой не должно превышать значения, определяемого специальными дополнительными исследованиями;
- предельно допустимый интервал изменения температур $+50^{\circ} \div -50^{\circ}C$;
- рабочая повышенная влажность 95% для предельно допустимого интервала изменения температур;
- предельно допустимое значение виброперегрузки $n = \pm 20g$ с частотой $f \leq 1000$ гц и предельно допустимыми значениями амплитуды, определяемыми специальными дополнительными исследованиями;
- высокая степень помехозащищенности радиоканалов и защиты от электромагнитного воздействия.

Описание структурной схемы аппаратуры АНС.

Структурная схема аппаратуры АНС, в соответствии с работой [1], представлена на рис.1.

Датчик координат принимает сигналы от орбитальных спутников систем GPS или ГЛОНАСС и определяет точное время, пространственные координаты положения системы в пространстве, величины путевой скорости и путевого угла системы в реальном времени.

Первая специальная управляющая программа БК с определенным временным шагом запрашивает информацию у датчика координат. Вторая программа отвечает за полу-

чение информации от датчиков курса и высоты, причем предварительно должна быть выполнена оцифровка аналоговых сигналов.

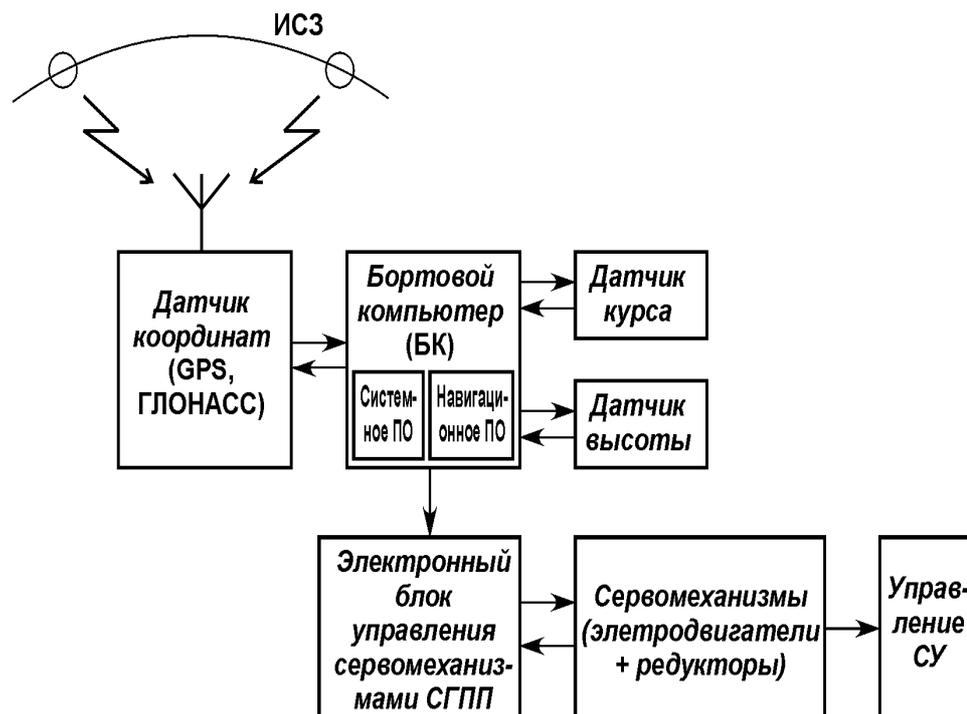


Рис.1 Структура аппаратуры для автоматического наведения

Реализация обеих программ предполагает их предварительную синхронизацию между собой по времени.

Информация с управляющих программ, составляющих часть программного обеспечения для реализации надежной работы аппаратуры АНС, поступает в навигационную программу, которая выполняет основную вычислительную работу по автоматическому наведению, управлению, и осуществляет посадку системы в цель.

Анализируя поступающую навигационную информацию, программа автоматического наведения системы на цель вырабатывает управляющие команды, которые обрабатывает третья специальная программа и передает их в электронный блок управления сервомеханизмами системы груз-УПС.

Состав управляющих команд: направление разворота системы; величина хода соответствующей стропы управления (СУ); скорость хода СУ (при необходимости); время разворота (удержания СУ).

Электронный блок управления сервомеханизмами системы груз-УПС, согласованный по электрическим параметрам с одной стороны с БК, а с другой с блоком сервомеханизмов, реализует весь состав управляющих команд и выдает на своих электрических выходах управляющие напряжения для сервомеханизмов системы управления.

Сервомеханизмы системы управления выполняют работу по отклонению рулевых поверхностей и переводу системы в требуемый режим полета. Работу всей аппаратуры АНС обеспечивает специальный блок питания.

Рассмотрим особенности функционирования некоторых из составляющих аппаратуры АНС.

Система GPS.

Спутниковая радионавигационная система (GPS – Global Position System) – глобальная система определения местоположения обеспечивает высокоточное определение координат и скорости объектов в любой точке земной поверхности, в любое время суток, в любую погоду, а также точное определения времени.

Принцип работы GPS-системы заключается в следующем.

В околоземном пространстве развернута сеть ИСЗ, равномерно покрывающих всю земную поверхность. Орбиты ИСЗ вычисляются с очень высокой точностью, поэтому в любой момент времени известны координаты каждого спутника. Радиопередатчики спутников непрерывно излучают сигналы в направлении Земли. Эти сигналы принимаются приемником, находящемся в некоторой точке земной поверхности, координаты которой нужно определить. В приемнике измеряется время распространения сигнала от ИСЗ и вычисляется дальность «спутник-приемник», т.к. радиосигнал распространяется со скоростью света. В приемнике необходимо выполнять синхронизацию временных шкал спутника и приемника. Поэтому в состав аппаратуры ИСЗ и приемника входят эталонные часы (стандарты частоты), причем точность спутникового эталона времени исключительно высока (долговременная относительная стабильность частоты 10^{-13} – 10^{-15} за сутки). Бортовые часы всех ИСЗ синхронизированы и привязаны к «системному времени». Эталон времени GPS -приемника менее точен, чтобы чрезмерно не повышать его стоимость. Этот эталон должен обеспечивать только кратковременную стабильность частоты – в течение процедуры измерений.

На практике в измерениях времени всегда присутствует ошибка, обусловленная несовпадением шкал времени ИСЗ и приемника. Поэтому в приемнике вычисляется искаженное значение дальности до спутника или «псевдодальность».

Измерения расстояний до всех ИСЗ, которыми в данный момент работает приемник, происходит одновременно. Следовательно, для всех измерений величину временного несоответствия можно считать постоянной. С математической точки зрения это эквивалентно тому, что неизвестными являются не только координаты приемника, но и поправка часов приемника. Для их определения необходимо выполнить измерения псевдодальностей не до трех, а до четырех спутников. В результате обработки этих измерений в приемнике вычисляются точные координаты и точное время. Если приемник установлен на движущемся объекте и наряду с псевдодальностями измеряет доплеровские сдвиги частот радиосигналов, то может быть вычислена и скорость движения объекта. Таким образом, для выполнения необходимых навигационных измерений надо обеспечить приемнику постоянную видимость, как минимум, четырех спутников. После полного развертывания созвездия ИСЗ в любой точке Земли могут быть видны от 5 до 12 спутников в произвольный момент времени.

Современные GPS –приемники имеют от 5 до 12 каналов, т.е. могут одновременно принимать сигналы от такого количества ИСЗ. Избыточные измерения (сверх четырех) позволяют повысить точность определения координат и обеспечить непрерывность решения навигационной задачи.

В состав системы входят:

- созвездие ИСЗ (космический сегмент);
- сеть наземных станций слежения и управления (сегмент управления);
- собственно GPS-приемники (аппаратура потребителей).

Космический сегмент

Состоит из 26 спутников (21 основной и 5 запасных), которые обращаются на 6 орбитах. Плоскости орбит наклонены на угол около 55° к плоскости экватора и сдвинуты между собой на 60° по долготе. Радиусы орбит – около 26000км, а период обращения – половина звездных суток (11ч 58мин).

На борту каждого спутника имеется 4 стандарта частоты (два цезиевых и два рубидиевых –для целей резервирования), солнечные батареи, двигатели корректировки орбит, приемо-передающая аппаратура, бортовой компьютер.

Передающая аппаратура спутника генерирует синусоидальные сигналы двух несущих частот $L_1=1575,42$ МГц и $L_2=1227,6$ МГц, которые модулируются псевдослучайными числовыми последовательностями. Причем частота L_1 модулируется двумя видами кодов: C/A -кодом и P -кодом, а частота L_2 только P-кодом. Кроме того, обе несущие частоты

модулируются навигационным сигналом (параметры орбит, параметры атмосферы, поправки системного времени и др.).

Кодирование излучаемого спутником радиосигнала делается в целях:

- обеспечения возможности синхронизации сигналов ИСЗ и приемника;
- создание наилучших условий выделения сигнала в аппаратуре приемника на фоне шумов (доказано, что псевдослучайные коды обладают такими свойствами);
- реализация режима ограниченного доступа к GPS, когда высокоточные измерения возможны лишь при санкционированном использовании системы.

Код свободного доступа (C/A Coarse Acquisition) имеет частоту следования импульсов (чипов) 1,023 МГц и период повторения 0,001с, поэтому его декодирование в приемнике осуществляется достаточно просто. Однако точность автономных измерений расстояний с его помощью невысока.

Защищенный код P (Protected) характеризуется частотой следования импульсов 10,23 МГц и периодом повторения 7 суток. Кроме того, раз в неделю происходит смена этого кода на всех спутниках. Поэтому до недавнего времени измерения по P-коду могли выполнять только пользователи, получившие разрешение Министерства обороны США.

Поскольку P-код передается на двух частотах (L1, L2), а C/A код – на одной (L1), в GPS -приемниках, работающих по P-коду, частично компенсируется ошибка задержки сигнала в ионосфере, которая зависит от частоты сигнала. Точность автономного определения расстояния по P-коду примерно на порядок выше, чем по C/A -коду.

Сегмент управления

Содержит главную станцию управления, пять станций слежения, расположенных на американских военных базах, и три станции на островах. Кроме того имеется сеть государственных и частных станций слежения за ИСЗ, которые выполняют наблюдения для уточнения параметров атмосферы и траекторий движения спутников. Собираемая информация обрабатывается в суперкомпьютерах и периодически передается на спутники для корректировки орбит и обновления навигационной информации.

Аппаратура потребителей

В GPS -приемнике принимаемый сигнал декодируется и из него выделяются кодовые последовательности C/A либо C/A и P, а также служебная информация. Полученный код сравнивается с аналогичным кодом, который генерирует сам GPS –приемник, что позволяет определить задержку распространения сигнала от спутника и таким образом вычислить псевдодальность. После захвата сигнала спутника аппаратура приемника переводится в режим слежения, т.е. в БПС поддерживается синхронизм между принимаемым и опорным сигналами.

Процедура синхронизации может выполняться по:

- C/A-коду (одночастотный кодовый приемник);
- P-коду (двухчастотный кодовый приемник);
- C/A-коду и фазе несущего сигнала (одночастотный фазовый приемник);
- P-коду и фазе несущего сигнала (двухчастотный фазовый приемник).

Используемый в GPS –приемнике способ синхронизации сигналов является одной из важнейших его характеристик.

Источники ошибок

На точность определения координат существенное влияние оказывают ошибки, возникающие при выполнении процедуры измерений. Природа этих ошибок различна.

1. Неточное определение времени. Оно приводит к систематической ошибке определения координат ~0,6м.

2. Ошибки вычисления орбит. Приводит к систематической ошибке определения координат ~0,6м.

3. Инструментальная ошибка приемника. От отношения сигнал/шум приемника зависит точность процедуры сравнения принятого от ИСЗ и опорного сигналов, т.е. погрешность определения псевдодальности. Это приводит к координатной ошибке ~1,2м.

4. Многопутность распространения сигнала. Получается в результате вторичных отражений сигнала спутника от крупных препятствий, расположенных вблизи приемника. Возникает явление интерференции и измеренное расстояние оказывается больше действительного. Ошибка определения псевдодальности может составить $\sim 2,0$ м.

5. Ионосферные задержки сигнала. Ионизированный атмосферный слой, содержащий свободные электроны, вызывает задержку распространения сигнала спутника, которая прямо пропорциональна концентрации электронов и обратно пропорциональна квадрату частоты радиосигнала. Для компенсации ошибки определения псевдодальности используется метод двухчастотных измерений на частотах L1 и L2 (в двухчастотных приемниках). Линейные комбинации двухчастотных измерений не содержат ионосферных погрешностей первого порядка. Ошибка определения псевдодальности может составить ~ 10 м.

6. Тропосферные задержки сигнала. Зависят от метеопараметров (давления, температуры, влажности), а также от высоты спутника над горизонтом. Компенсация тропосферных задержек производится путем расчета математической модели этого слоя атмосферы. Необходимые для этого коэффициенты содержатся в навигационном сообщении. Ошибка определения псевдодальности может составить ~ 1 м.

7. Геометрия расположения спутников рабочего созвездия в пространстве. Вводится специальный коэффициент геометрического ухудшения точности PDOP (Position Dilution Of Precision) на который необходимо умножить все перечисленные выше ошибки, чтобы получить результирующую ошибку. Величина коэффициента PDOP зависит от взаимного расположения спутников и приемника. Она обратно пропорциональна объему фигуры, образованной единичными векторами направленными от приемника к спутникам. Большое значение PDOP говорит о неудачном расположении ИСЗ и большой величине ошибки. Среднее значение PDOP $\sim 4 \div 6$.

Наиболее эффективным способом исключения ошибок является дифференциальный способ наблюдений DGPS (Differential GPS). Сущность его состоит в выполнении измерений двумя приемниками: один устанавливается в определяемой точке, другой в точке с известными координатами (базовой или контрольной станции).

В режиме DGPS измеряют не абсолютные координаты первого приемника, а его положение относительно контрольного (вектор базы). Использование дифференциального режима позволяет довести точность кодовых измерений до десятков сантиметров, а фазовых – до нескольких миллиметров.

Датчик координат GPS принимают от спутников космического сегмента два вида данных – альманах и эфемерис, содержащие параметры орбит всех спутников и их точные корректировки, а также время. Современные GPS-приемники 12-канальные, т.е. позволяют отслеживать до 12 спутников одновременно. Чем больше спутников приемник имеет возможность опросить и чем больше разнесены эти спутники на небесной полусфере, тем точнее будут его показания. Как правило, GPS-приемник имеет серийный порт для связи с бортовым компьютером. Приемник принимает и отдает бортовому компьютеру данные, используя протоколы различных типов: NMEA-0182, -0183, BINR и др. Итак, процесс функционирования GPS-системы основан на определении координат местоположения по расстояниям до спутников. Спутники выполняют роль точно координированных точек отсчета. Для определения местоположения необходимо провести 4 измерения от 4-х спутников.

Датчики определения курса и высоты системы

Для программы навигации необходимо определять курс (положение продольной оси системы груз-УПС) в полете с целью определения параметров ветра и точного выхода на глиссаду предпосадочного планирования. Возможно использование датчика курса гироскопического типа, либо применение электронного компаса. В настоящее время существуют схемы достаточно простых электронных компасов, построенных, например, на магниторезистивных чувствительных элементах типа KMZ52 (magnetic Field Sensor), ко-

торые, в совокупности с датчиками крена и тангажа, могут хорошо работать до углов, практически не превышаемых в реальных условиях. Погрешность их не более 5%, что вполне удовлетворительно для решения задач дальнего наведения.

Необходимость в датчике высоты связана с тем, что в системах GPS/ ГЛОНАСС определение высоты выполняется с большими погрешностями. При подходе к поверхности для выполнения мягкой посадки необходимо весьма точно определять высоту на последнем этапе. Здесь, вероятнее всего, наиболее применимы датчики высоты с различного рода излучателями.

Датчики барометрического типа имеют достаточно большую погрешность для того, чтобы их можно было бы использовать при посадке, где ошибка определения высоты в 1 метр уже может иметь катастрофические последствия для приземляемого объекта. Поэтому их использование целесообразно лишь на этапе дальнего наведения при решении задач, где важным условием является соблюдение режима радиомолчания.

Бортовой компьютер.

В качестве БК для решения задач ближней и дальней навигации системы груз-УПС хорошо подходит, например, бортовой процессорный модуль CPU 188 (Central Processing Unit). В основе CPU 188 лежит микропроцессор Am 188ES с рабочей частотой 40 МГц. Его вычислительных способностей практически достаточно для решения задач навигации и управления системой груз-УПС. Микропроцессор содержит достаточную для задач управления систему команд и внутренних функций. Имеется возможность связи микропроцессора с персональным компьютером, т.к. микропроцессор поддерживает операционную систему DOS 6.22. Микропроцессор содержит в себе три системных таймера, что облегчает работу по написанию программ реального времени. Микропроцессор поддерживает возможность подключения часов реального времени (Smart Watch), что также может быть использовано при написании программ реального времени. Имеется также сторожевой таймер, обеспечивающий защиту CPU 188 от сбоя и зависания системного программного обеспечения. Микропроцессор поддерживает возможность подключения независимого оперативного запоминающего устройства (128 кбайт), что дает возможность использования внешней системы BIOS. Модуль микропроцессора имеет в своем составе два асинхронных последовательных порта COM1 и COM2. Они могут использоваться с протоколами передачи данных в сети RS232 и RS422/485. Максимальная скорость обмена данными по протоколу RS232 достигает 200Кбит/с, а по RS422/485 – 255Кбит/с. Оба этих последовательных порта могут быть использованы для связи с периферийным оборудованием или компьютером. Процессорный модуль поддерживает подключение клавиатуры, а также ЖКИ, что дает возможность оператору работать напрямую с CPU 188, минуя персональный компьютер.

Процессорный модуль имеет универсальный 48-канальный порт ввода-вывода UNIO-48, контакты которого могут быть использованы для счета импульсов, измерения и формирования частоты, формирования временных диаграмм. Данный порт совместим с режимом SPP (стандартного параллельного порта). Его можно использовать и для связи с периферийным оборудованием.

В настоящее время исследуется возможность использования микроконтроллера MSP430 фирмы Texas Instrumental для целей навигации и управления системой груз-УПС.

Кратко рассмотрим вопросы, связанные с разработкой программы автоматического наведения системы на цель для бортового компьютера.

Процесс наведения включает в себя два этапа – дальнего и ближнего наведения. Этап дальнего наведения начинается с момента выхода системы на установившийся режим движения после сбрасывания с самолета-носителя. В этот момент по данным системы GPS определяются пространственные координаты (в одной из геоцентрических систем WGS-84, ПЗ-90, СК-42, СК-95), путевая скорость и путевой угол. Кроме того, датчик курса установленный на борту, дает возможность определить угол курса системы.

По предварительно введенным в БК данным, известны координаты цели. Программа на этапе дальнего наведения определяет и выбирает наименьший (из двух возможных) угол разворота на цель, определяет направление разворота, рассчитывает требуемый ход СУ и время разворота (при минимально допустимом радиусе), т.е. время удержания СУ для перевода системы на курс к цели. Дальнейшая стратегия на этапе дальнего наведения заключается в периодической корректировке курса при движении к цели.

С целью минимизации энергозатрат на траектории движения системы корректировка выполняется либо по времени с определенным интервалом, либо по определенной величине угла отклонения вектора путевой скорости от направления на цель.

Стратегия дальнего наведения имеет своей целью приведение системы объект-УПС в область входа в зону ближнего наведения, из которой возможен перевод системы одним управляющим воздействием на глиссаду предпосадочного планирования (ГПП). Геометрия (конфигурация) области входа в зону ближнего наведения рассчитывается и известна уже заранее. При входе системы в вертикальную плоскость прогнозирования, отстоящую на определенном расстоянии от зоны ближнего наведения, выполняются расчеты и определяются действия по выбору маневра для перевода системы на ГПП. После выхода на ГПП (против ветра) на строго определенной высоте от посадочной поверхности выполняется динамический подрыв, целью которого является максимально возможное уменьшение вектора полной скорости (относительно поверхности) в момент посадки системы. Учитывая относительно большую погрешность по высоте присущую системе GPS, перед самым последним этапом – динамического подрыва необходимо переключиться на автономный датчик контроля высоты (ультразвуковой или другого типа, с погрешностью не превышающей $y < 0,2\text{м}$).

Выводы и перспективы дальнейших исследований.

Анализ и предварительные исследования позволили выбрать конкретное направление по разработке и созданию навигационного комплекса для автоматического наведения систем груз-УПС на цель.

In work are considered questions of choice of concepts prescribed in the base of operation, determinations of composition of equipment, its particularities, as well as buildings of navigational complex for acquisition systems a cargo-operated parachute on the target.

1. Иванов П.И. Выбор концепций и состава аппаратуры для навигационного комплекса автоматического наведения на цель системы груз-управляемый планирующий парашют // Сб. Материалы XIII международной научной конференции МЗММ-2005. Севастополь: Сев.НТУ, 2005, -С.88-92.

2. Иванов П.И. Техническая справка № 16518.52-04ТС Стратегия ближнего наведения управляемой планирующей парашютной системы на цель при минимизации управляющих воздействий. – Феодосия: НИИ АУС, 2004.- 62с.

3. Гимадиева Т.З. К вопросу оптимального управления планирующей парашютной системой // Сб. Динамические системы. Симферополь: СГУ, 1998, –№14.- С. 71-77.

4. Иванов П.И. Выбор оптимальных стратегий наведения управляемой планирующей парашютной системы на цель //Сб. Авиационно-космическая техника и технология. Харьков: ХАИ, 2004, –№2(10). - С. 49-53.

5. Иванов П.И. Математическая модель стратегии ближнего наведения управляемой планирующей парашютной системы на цель при попутном ветре //Сб. Авиационно-космическая техника и технология. Харьков: ХАИ, 2004, –№6(14). - С. 28-31.