

## МЕСТО И РОЛЬ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ В ПОВЫШЕНИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ НАДЕЖНОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТОВ

Спутниковые радионавигационные системы (СРНС) ГЛОНАСС и GPS обеспечивают высокие точностные характеристики определения координат, скорости и времени воздушных, космических, морских и наземных подвижных средств и позволяют существенно повысить безопасность движения транспортных средств, наиболее экономично решить задачи картографии и геодезии, землеустройства, организовать быстрый поиск и спасение терпящих бедствие и многие другие, требующие использования качественной навигационной информации [1]

Существующие СРНС ГЛОНАСС и GPS в настоящее время подвергаются глубокой модернизации, осуществляется переход к совместному использованию систем ГЛОНАСС и GPS и созданию таких широкозональных дополнений СРНС, как WAAS, EGNOS, MSAS на основе применения наземных станций контроля и геостационарных космических аппаратов. Качественно новым витком в развитии СРНС являются также работы стран Европейского Союза по созданию Европейской глобальной спутниковой радионавигационной системы ГАЛИЛЕО [1].

Развитие дифференциальных подсистем со станциями наземного базирования, использование фазовых и относительных методов сверхточного определения координат и ориентации в пространстве, реализация новых конструктивных решений для повышения надежности и помехоустойчивости аппаратуры потребителей, реализация новых методов комплексирования информации от СРНС и других систем должны обеспечить повышение непрерывности, точности и надежности навигационных и временных определений.

В настоящее время с помощью современной многоканальной аппаратуры потребителей (не менее шести каналов), использующей открытые узкополосные одночастотные навигационные радиосигналы системы ГЛОНАСС, можно обеспечить оперативную глобальную навигацию подвижных объектов с максимальными погрешностями определения координат не хуже 60 м в плане и 100 м по высоте в годы максимальной солнечной активности; 30 м в плане и 50 м по высоте в годы минимальной солнечной активности [1]. Обеспечиваемые СРНС

ГЛОНАСС точности навигации, оценки которых получены в лаборатории им. Линкольна Массачусетского технологического института с помощью навигационного приемника (НП) Ashtech GG-24 по 11 навигационным КА, показывают, что при хороших геометрических факторах, соответствующих полностью развернутой группировке навигационных спутников, точность местоопределения в плане в 50% случаев находятся в пределах 12 м; погрешности определения горизонтальных составляющих скорости не превосходят 0,03 м/с, а вертикальных составляющих скорости - 0,05 м/с. В то же самое время использование вышеупомянутого приемника в режиме работы по СРНС GPS дает хуже результаты - ошибки в плане в пределах 19,1 м, скорости по горизонтали - 0,17 м/с, скорости по вертикали - 0,21 м/с [2]. Совместное использование СРНС ГЛОНАСС и GPS позволяет еще более улучшить точностные и надежность характеристики навигации. Ошибки определения навигационных параметров по 11 навигационным спутникам системы ГЛОНАСС и 27 навигационным спутникам системы GPS приведены в табл. 1.

Таблица 1

Доля времени, %	Ошибка определения координат в плане, м	Ошибка определения высоты, м	Ошибка определения горизонт. скорости, м/с
50	10,6	27,0	0,04
95	28,7	74,7	0,20
99	43,4	113,1	0,31

Повысить на порядок точность навигационных определений позволяет использование дифференциального режима работы спутниковых систем. Испытания широкозональной дифференциальной системы WAAS (аналог EGNOS и MSAS) продемонстрировали точность определения высоты 1,8 м и координат в плане порядка 2 м с вероятностью 95% при доступности 99,155%. Испытания локальных дифференциальных спутниковых подсистем посадки (ЛДПС), предназначенных для обеспечения точных заходов на взлетно-посадочную полосу (ВПП) в условиях I-й категории ИКАО, показали возможность почти полного удовлетворения требований по доступности при нечувствительности к небольшим вариациям условий функционирования систем.

Комплексирование измерений ЛДПС с измерениями инерциальной навигационной системы (ИНС) выявило существенное повышение характеристик точности, непрерывности и целостности на этапе точного захода на ВПП при использовании систем ГЛОНАСС и GPS.

Проведенными исследованиями доказана достижимость следующих значений среднеквадратических отклонений (СКО) по координатам: в плане - 1 м, по высоте - 0,7 м, по углам крена и тангажа - 0,05° и по курсу - 0,1° [3].

Совместное использование ГЛОНАСС и GPS в номинальном и дифференциальном режимах обеспечивают также резервирование навигационного обеспечения на случай непредвиденных форс-мажорных обстоятельств, связанных, например, с террористической деятельностью, природными катастрофами и т.д.

В современных условиях развития экономики и государства актуальным является сокращение времени транспортировки грузов, а также повышение мобильности отдельных категорий граждан. Это, в свою очередь, ведет к повышению числа воздушных и, в частности, вертолетных перевозок. Зачастую вертолет становится единственно возможным средством доставки людей и грузов. В условиях Крайнего Севера, при полетах над водным пространством особенно остро встает проблема навигации и определения местоположения в условиях отсутствия наземных ориентиров. Эта проблема усугубляется отсутствием на транспортных вертолетах современных навигационных комплексов. Поэтому основным методом местоопределения остается визуальная ориентировка. Кроме того, в Европейской части России, а также в других густо населенных районах стремление обеспечить полеты воздушных судов (ВС) в экономически выгодных режимах и на оптимальных для каждого типа ВС высотах, приводит к повышению плотности воздушного движения на кратчайших маршрутах и экономических эшелонах, что вызывает необходимость сокращения размеров воздушных коридоров. При этом требования безопасности воздушного движения и экономичности полетов ВС вступают в определенное противоречие, что требует совершенствования систем навигации и управления воздушным транспортом (УВД).

Эти проблемы являются не менее актуальными и для армейской авиации. Опыт ведения боевых действий в Афганистане, в Чеченской республике, в других зонах локальных военных конфликтов показал, что точность определения местоположения непосредственно влияет на время выполнения боевой задачи. Ситуация усугубляется необходимостью выполнения полетов днем и ночью, в любых метеорологических условиях, а также возможностью изменения полетного задания на маршруте.

В вертолетной авиации применение спутниковой навигации ограничивалась использованием дешевых переносных приемников, решающих простые навигационные задачи и осуществляющих лишь коррекцию местоположения. Переход к использованию более серьезной навигационной аппаратуры, в том числе для включения в штатный комплект оборудования

вертолета, невозможен без анализа ожидаемой эффективности и учета особенностей существующего навигационного обеспечения ЛА данного класса, к которым относятся:

- 1) отсутствие на ряде типов вертолетов навигационных комплексов (например, на Ми-8Т) либо постановка устаревших навигационных комплексов курсо-доплеровского типа (Ми-8МТ, Ми-8МТВ, Ми-24), что в свою очередь качественно влияет на постановку вопроса информационной избыточности;
- 2) полет выполняется, как правило, на малых и предельно малых высотах с отслеживанием рельефа местности, что приводит к возрастанию вероятности закрытия части рабочего созвездия, ухудшению геометрического фактора, снижению доступности и точности навигационных определений;
- 3) относительно невысокие скорости полета, с одной стороны, позволяют снизить темп обновления навигационной информации на дисплее, но, с другой, появляется необходимость постоянного учета направления и скорости ветра на всех этапах полета;
- 4) высокая маневренность вертолета может отрицательно сказаться на непрерывности обслуживания, мерой которой служит вероятность работоспособности системы в течение наиболее ответственных отрезков времени движения (в данном случае выполнения маневра);
- 5) специфика применения вертолетной авиации требует значительного расширения базы данных, которая используется бортовой аппаратурой потребителей СРНС, а также повышения темпа обновления этих данных.

Таким образом, с учетом выше перечисленных особенностей, а также реальных потребностей вертолетной авиации можно выделить два наиболее вероятных пути внедрения спутниковых систем навигации:

- ввод специализированной приемной аппаратуры СРНС в состав штатного бортового оборудования вертолетов на основе комплексирования его со штатными навигационными комплексами курсо-доплеровского типа;
- дополнительное размещение универсальных многофункциональных приемников, предусматривающих отображение информации о местоположении на фоне цифровой электронной карты с выбираемым масштабом, возможность дополнительного определения некоторых навигационных параметров (вектора ветра и др.), а также выдачу навигационных параметров в штатное оборудование вертолета в качестве корректирующей информации.

В отечественной и зарубежной литературе вопросы совместного использования СРНС ГЛОНАСС и GPS, внедрения различных типов дифференциальных подсистем, а также комплексирования СРНС с другими навигационными средствами, в частности, со штатным нави-

навигационным оборудованием самолетов освещены достаточно широко. В последнее время появились публикации, посвященные их использованию в вертолетной авиации. Примером является работа [4], где описан вариант комплексирования НП фирмы Trimble с облегченным доплеровским навигационным комплексом (LDNS) AN/ASN-128, устанавливаемым на вертолеты UH-60A/L "Блэк Хоук" и CH-47D "Чинук". В результате этого значительно повысилась точность навигационных определений: в 95% случаев ошибка местоположения находилась в пределах 21 м. Кроме того, доплеровский радар компенсировал перебои в работе самой СРНС GPS (например из-за закрытия части рабочего созвездия спутников), а спутниковая система исключала "водный эффект" и зависимость точности доплеровских навигационных определений от пройденного расстояния.

Перед рассмотрением вариантов возможного использования СРНС для эксплуатирующихся в настоящее время вертолетов необходимо дать характеристику текущего состояния их навигационного оборудования [5], [6]

В настоящее время навигационное оборудование вертолета Ми-8Т включает: курсовую систему ГМК-1А, авиагоризонт АГБ-3К, авиационный магнитный компас КИ-13К, барометрический высотомер ВД-10К, указатель скорости УС-450К, радиовысотомер малых высот РВ-3, доплеровский измеритель вертолетный ДИВ-1, вариометр ВР-10МК, автоматические радиоконпасы АРК-9 и АРК-У2, авиационные часы АЧС-1, автопилот АП-34Б. К пилотажно-навигационному оборудованию вертолета Ми-24 (Ми-8МТ, Ми-8, МТВ) относятся: указатель скорости УС-450К, вариометр ВАР-30МК, часы АЧС-1, компас КИ-13К, курсовая система "Гребень-1", малогабаритная гировертикаль МГВ-1, командно-пилотажный прибор ПКП-72 М, указатель крена и тангажа УКТ-2, радиовысотомер РВ-5, доплеровский измеритель скорости и угла сноса ДИСС-15, автоматические радиоконпасы АРК-15 М и АРК-У2, автопилот ВУАП-1.

Приведем краткую характеристику этих устройств и укажем возможности улучшения их данных при комплексировании с навигационными приемниками.

Облачность и осадки оказывают влияние на точность пеленгования радиоконпасом в случаях, когда вертолет находится в кучевых или кучево-дождевых облаках. Стрелка указателя курса при этом может колебаться в пределах  $\pm 20^\circ$  с периодом 5 с. При полете на расстоянии до 2 км от центра грозы стрелка указателя может отклоняться от действительного пеленга до  $20^\circ$  в сторону центра грозы. При полете в осадках стрелка может колебаться в пределах  $\pm 40^\circ$ . "Ночной" эффект в ухудшении работы радиоконпаса проявляется за 1-2 часа до восхода и 1-2 часа после захода солнца, в результате одновременного приема радиоконпа-

сом прямого излучения от приводной радиостанции и отраженного излучения от ионосферы. Это приводит к колебаниям стрелки указателя курса в пределах  $\pm 30^\circ$  и более. В ночные часы ошибки достигают величины  $10^\circ-15^\circ$ . "Горный" эффект ухудшения работы радиокompаса возникает при полетах в горных районах на расстоянии не более 25-30 км от гор и на высоте менее 1500 м над вершинами за счет приема переотраженных горами радиоволн. Эта ошибка может вызывать либо стабильную погрешность в показаниях АРК, либо неустойчивую работу радиокompаса. Максимальная ошибка радиопеленгования до  $\pm 25^\circ$ . "Береговой" эффект - это изменение направления распространения радиоволн (явление преломления) при пересечении радиоволн береговой черты вследствие различия электрических свойств над сушей и морем. Ошибки, вызванные "береговым" эффектом, могут достигать  $5^\circ-8^\circ$ . Кроме того, при пролете приводной радиостанции вследствие наличия нерабочей зоны ("воронки") над приводной радиостанцией наблюдаются неустойчивые показания радиокompаса. Радиус "воронки" примерно равен высоте полета вертолета. Ошибки радиопеленгования (колебания стрелки указателя курса) достигают  $40^\circ$  [6]. Погрешность в определении магнитного курса курсовой системой или, другими словами, боковое уклонение (БУ), равное  $\pm 1,5^\circ$  при маршрутном полете по приборам в сложных метеорологических условиях или в безориентирной местности дает линейное боковое уклонение (ЛБУ) на расстоянии в 50 км - 1,3 км, 80 км - 2,1 км, 100 км - 2,6 км. Совместно с курсовой системой на указатели от автоматического радиокompаса выдается электрический сигнал, пропорциональный курсовому углу радиостанции с погрешностью определения  $\pm (2-3^\circ)$ . Учитывая дальность приема сигнала от ближнеприводной радиостанции ПАР-9 ( $S_{\max} = 90$  км) получаем среднеквадратическую ошибку (СКО) в определении места вертолета (МВ) порядка 4 км. Системы спутниковой навигации сведут эти ошибки к единицам метров, так как, во-первых, будет производиться коррекция по курсу, во-вторых, будет существовать возможность сличения координат места вертолета с соответствующими точками маршрута.

Дублирующим прибором для курсовой системы является магнитный компас КИ-13К. Его погрешности аналогичны радиокompасу, но он не обеспечивает выдачу курса в канал направления автопилота, резко сужает возможности летчика по маневрированию (нормальная работа прибора обеспечивается при кренах не более  $\pm 17^\circ$ ) и практически не работает в районах искусственных и естественных магнитных аномалий. Использование НЛ СРНС, как основного источника навигационной информации, позволит использовать курсовую систему в качестве дублирующего прибора

Погрешность высотомера вызывается несовпадением атмосферного давления с расчетным на аэродроме взлета. Она учитывается установкой стрелок прибора на ноль; в этом случае давление на барометрической шкале должно совпадать с давлением на аэродроме в момент взлета, расхождение не должно превышать  $\pm 1,5$  мм. рт. ст. ( $\pm 15-16$  м) [5]. Перед посадкой эта погрешность учитывается установкой на барометрической шкале давления воздуха в окрестности аэродрома посадки. При полете на большие расстояния возникает ошибка в определении относительной высоты, вызванная изменением барического рельефа. Она доходит до сотен метров (в зависимости от истинной высоты полета) и практически никак не учитывается, так как использование карт барической топографии в полете нереально. При этом самопроизвольное изменение высоты полета может быть воспринято летчиком как отказ высотомера и, наоборот, отказ высотомера можно принять за изменение барического рельефа. Дублирующим прибором является радиовысотомер РВ-3(5), с диапазоном применения 0-300 (750) м, совершенно непригодный для выполнения полетов по правилам вертикального эшелонирования. Кроме того, из-за особенностей распространения и отражения радиоволн, радиовысотомеры дают устойчивые показания только при полетах над равнинной местностью. Над лесными массивами, снежным или ледяным покровом в несколько метров толщиной, а также в горах и при транспортировке крупногабаритных грузов на внешней подвеске показания радиовысотомера имеют неустойчивый характер и пользоваться им не рекомендуется. Отсутствие данных о высоте в условиях полетов по приборам может привести к различным авиационным происшествиям. Выходом из этой ситуации является постановка НЛ СРНС в качестве основного средства определения высоты при выполнении всех видов полетов.

Вариометр ВР-10МК(ВАР-30МК) предназначен для измерения и указания вертикальной скорости набора высоты и снижения вертолета. Погрешность вариометра в полете не превышает  $-0,5$  м/с; цена деления  $-1$  м/с; время запаздывания 2-3 с [5].

Указатель скорости УС-450К предназначен для измерения приборной воздушной скорости вертолета. Принцип действия указателя скорости основан на измерении динамического давления набегающего потока воздуха. Рабочий диапазон измерений  $-$  от 50 до 450 км/ч; цена деления  $-10$  км/ч, время запаздывания  $-$  до 5 с [5].

Заход на посадку в нормальных метеоусловиях осуществляется по пропорциональному закону ( $V=100$  км/ч,  $H=100$  м,  $V=80$  км/ч,  $H=80$  м;  $V=50$  км/ч,  $H=50$  м), и, следовательно, УС-450К совершенно не приспособлен для выполнения категорированных посадок (I-я кате-

гория ИКАО предусматривает, что на высоте  $H=30$  м над ВПП должна осуществляться проверка точностных характеристик). Решить проблему можно с помощью локальных дифференциальных систем посадки, работающих со стандартным НП СРНС. Точностные характеристики таких систем рассматривались выше. Здесь же отметим, что указатель скорости определяет только воздушную скорость полета, а скорость ветра, необходимая для определения путевой скорости (ПС) и магнитного курса (МК), учитывается предварительным расчетом угла сноса по данным метеослужбы на аэродроме вылета. В дальнейшем на маршруте полета скорость и направление ветра изменяются, и ошибки в определении ПС и МК могут достигать десятков единиц. Спутниковая аппаратура определяет и выдает летчику данные воздушной, путевой и вертикальной скорости, а также угла сноса непосредственно в полете с метровой точностью. Кроме того, темп в 1 Гц обновления навигационной информации спутниковых систем отодвинет на задний план проблему запаздывания аэрометрических приборов, и, следовательно, уменьшит время реакции пилота на возникающие отклонения.

Четырехканальный электрогидразлический автопилот АП-34Б(ВУАП-1) предназначен для автоматической стабилизации вертолета по тангажу, крену, курсу, высоте и скорости полета и обеспечивает:

- стабилизацию положения вертолета относительно трех осей  $Ox, Oy, Oz$  – в горизонтальном полете, при спуске и наборе высоты, при висении и переходе с одного режима на другой,
- стабилизацию высоты полета вертолета в горизонтальном полете и при висении,
- стабилизацию приборной скорости полета,
- выполнение эволюций с помощью обычных рычагов управления при включенном автопилоте.

На вертолете Ми-8Т совместно с АП-34Б работают: курсовая система ГМК-1А – данные о курсе передаются в канал направления; авиагоризонт АГБ-3К – данные об углах крена и тангажа передаются в соответствующие каналы; корректор задатчик скорости приборной (КЗСП); корректор высоты (КВ-11). На вертолете Ми-24 совместно с ВУАП-1 работают: курсовая система «Гребень-1», аналогичная по назначению с ГМК-1А; малогабаритная гировертикаль МГВ-1СУ, аналогичная по назначению АГБ-3К; корректор задатчик скорости приборной (КЗСП), корректор задатчик барометрической высоты (КЗВ); радиовысотмер РВ-5 выдает данные о геометрической высоте полета.

Основные технические данные приведенных автопилотов следующие: точность поддержания (в спокойной атмосфере при невмешательстве летчика в управление) направления  $\pm 1^\circ$ ; крена  $\pm 5^\circ$ ; тангажа  $\pm 0,5^\circ$ ; высоты до 1000 м  $\pm 6$  м и свыше 1000 м  $\pm 12$  м; скорости  $\pm 15$



км/ч. Для обеспечения безопасности полета в случае отказов перемещение органов управления вертолета по сигналам автопилота ограничено на 20% общего хода и не передается на рычаги управления [5].

Основные неисправности автопилотов, возникающие в процессе эксплуатации, проявляются в следующем. наличие автоколебаний вертолета при включенном канале высоты (причиной неисправности может быть обмерзание или засорение отверстий статического давления приемника воздушного давления или трубопровода в статической проводке), в полете автопилот не стабилизирует заданную скорость (причиной является отказ КЗСП).

Замена сигналов, поступающих в автопилот от аэрметрических датчиков, на данные спутниковых навигационных систем позволит: устранить возможность возникновения этих неисправностей; повысить точность выдачи данных об изменении воздушной скорости до 0,31 м/с (1 км/ч), об изменении высоты до 1 м и менее, так как при определении изменения какого-либо параметра ошибки вычисления псевдодалности влияют не столь значительно, а, следовательно, точность НП СРНС увеличится; сократить время переобновления информации до 1 с; повысить надежность, так как спутниковая аппаратура дублируется аэрметрическими приборами и наоборот; расширить возможности автопилота по стабилизации скорости (за исходный параметр летчик может выбирать либо воздушную, либо путевую скорость).

Доплеровский измеритель вертолетный ДИВ-1 предназначен для автономного определения и индикации величин и направления продольной и поперечной составляющих вектора путевой скорости вертолета в диапазонах, обеспечивающих переход к режиму висения и фиксацию этого режима независимо от метеорологических условий и характера отражающей поверхности (суша, вода, лед и т.д.). Работа измерителя основана на использовании эффекта Доплера [6]. Основные технические данные измерителя: диапазон измеряемых скоростей по продольному каналу – вперед 2–50 км/ч, назад 2–10 км/ч; по поперечному каналу вправо и влево – 2–25 км/ч. Среднеквадратическая ошибка измерения текущих значений путевой скорости в диапазоне 30–40 км/ч составляет 3–3,5 км/ч; диапазон рабочих высот над сушей 0–110 м, над водной поверхностью 0–80 м. Эксплуатация ДИВ в полете сводится к определению по шкале индикатора скорости и стороны перемещения вертолета, что позволяет переводить вертолет в режим висения путем приведения к нулевым значениям продольной и поперечной составляющих скорости. Работа доплеровского измерителя над морем, волнение которого более одного балла, практически не отличается от его работы над сушей. При штиле на высоте висения 15–20 м, а также при поступательной скорости вертолета на этой же высоте ДИВ-1 неработоспособен, так как отсутствует прием

неработоспособен, так как отсутствует прием отраженной энергии от поверхности воды. На высотах ниже 15 м работоспособность измерителя восстанавливается за счет образования на водной поверхности "ряби" от несущего винта вертолета. При пролете береговой черты наблюдаются изменения в показаниях измерителя. После взлета и набора скорости 50 км/ч ДИВ выключается, а перед заходом на посадку включается на скорости 70–80 км/ч. Такие особенности работы измерителя, а также достаточно большие погрешности делают его использование малоэффективным и требуют реализации более современных решений, таких, как спутниковая система навигации.

Автоматический ультракоротковолновый радиокомпас АРК–У2 предназначен для измерения курсовых углов наземных и бортовых УКВ радиостанций. Основной задачей АРК–У2 является привод вертолетов, выполняющих поиск на аварийную УКВ радиостанцию потерпевшего бедствие самолета или вертолета. Точность выхода на радиостанцию по боковому уклонению при высоте полета 1000 м не превышает  $\pm 200$  м [5]. Системы спутниковой навигации позволяют производить поиск и спасение экипажей, терпящих бедствие, без использования АРК–У2. Портативный GNSS (GPS+ГЛОНАСС) приемник в руках терпящего бедствие будет определять точные координаты, а НП СРНС на вертолете – обеспечивать информацию пилоту о выходе в заданную точку земной поверхности. Дальность действия будет определяться только типом используемой связи между терпящим бедствие и вертолетом. Точность выхода сократится до единиц метров, так как приемники СРНС будут работать в одной малой области пространства, и следовательно, будут иметь одинаковые систематические ошибки в определении псевдодальности.

Доплеровский измеритель скорости и угла сноса ДИСС–15 в комплекте с курсовой системой и гировертикалью предназначен для автоматического непрерывного измерения и индикации составляющих вектора полной скорости вертолета на висении, модуля вектора путевой скорости и угла сноса в режиме навигации, а также счисления и индикации ортодромических координат местоположения вертолета в обоих режимах. ДИСС–15 позволяет производить вывод вертолета в точку местности с заданными координатами, висение и посадку при отсутствии информации о направлении и силе ветра, висение и управление движением вертолета при отсутствии визуальной видимости земли [7]. Основные технические данные ДИСС. диапазоны измерения составляющих скорости в режиме висения - влево, вперед, назад до 25 км/ч, вперед до 50 км/ч, вверх, вниз до 10 м/с; диапазоны измерения путевой скорости в режиме навигация 50–399 км/ч, угла сноса -45 - +45 град; диапазоны счисления орто-

дромических координат вдоль ортодромии -999 - +999 км, по боковому уклонению от ортодромии -499 - +499 км; диапазоны рабочих высот в режиме навигация 10–3000 м, в режиме висения над сушей 2–2000 м, в режиме висения над морем 2 – 500 м. При этом среднеквадратические погрешности измерений составляют для путевой скорости 1,5 км/ч, ортодромических координат 2% от пройденного пути, угла сноса 0,5%.

На точность навигационных данных, вычисляемых ДИСС, влияют следующие факторы:

- погрешность определения начального положения, так как за начало отсчета, как правило, берется исходный пункт маршрута (ИПМ), определяемый летчиком пролетом над характерным ориентиром по правилам визуальной ориентировки (ошибка при этом может достигать сотен метров в зависимости от высоты полета вертолета);
- погрешность, обусловленная движением воды при полетах над морем (отсутствует прием отраженной энергии с поверхности воды и аппаратура переходит в режим «память»);
- периодический переход аппаратуры в режим «память» из-за потери сигнала, обусловленной пролетами над малыми водоемами или сложными маневрами вертолета при крене более 25° и тангаже более 7°.

Переход в режим «память» приводит к линейному нарастанию ошибки определения скорости и координат местоположения с увеличением дальности и продолжительности полета. Комплексное использование доплеровского комплекта и спутниковой аппаратуры позволило бы на порядок повысить точность и надежность обеих систем. При этом навигационные данные НП СРНС использовались бы как основные для выдачи летчику и в систему автоматического управления, а также в качестве начальных координат и корректирующей информации в ДИСС. Измерения от доплеровской системы рассматривались бы как дублирующее на случай отказа или ухудшения точности спутниковой аппаратуры. Кроме того, картографический планшет и механический индикатор координат ДИСС могли бы быть заменены на электронный дисплей с отображением информации на фоне цветной цифровой электронной карты с выбираемым масштабом.

Отличительной особенностью навигационного комплекса вертолета Ми-24 является наличие системы автоматического управления САУ-В24. Она установлена в целях повышения эффективности управления и производительности труда летчика. Совместно с САУ работают радиовысотомер РВ-5 и доплеровский измеритель скорости и угла сноса ДИСС-15. Вертолетный унифицированный автопилот входит в состав системы. Кроме задач, решаемых

автопилотом ВУАП-1, система позволяет выполнять стабилизацию геометрической высоты, висение по сигналам ДИСС, стабилизацию заданного путевого угла. При установке на вертолете НП спутниковой системы навигации и замены данных навигационного комплекса на измерения этой аппаратуры точность САУ увеличится пропорционально уменьшению погрешности входных данных, а из-за появления дублирования информации существенно повысится надежность. В современных образцах аппаратуры потребителей СРНС есть функция закладки в память приемника многоэтапного маршрута с несколькими поворотными пунктами маршрута (ППМ). Комплексование могло бы существенно расширить возможности САУ в режиме «маршрут». В настоящее время в САУ в процессе полета существует возможность установки заданного путевого угла и автоматического выполнения вертолетом координированного разворота на новый курс. Спутниковая система вычисляет текущие координаты и при проходе ППМ выдает сигнал в систему задания путевого угла, вертолет выполняет доворот на новый заданный курс. При этом значения нового курса также поступают из памяти НП. Таким образом, появляется возможность выполнения автоматического полета по заданному маршруту с несколькими ППМ. Данная функция существенно разгрузит летчика в полете и, при соответствующей доработке, может быть использована в аварийных режимах полета, например, для возврата вертолета на аэродром посадки при внезапном ухудшении состояния здоровья членов экипажа.

На основании вышеприведенного анализа можно сделать следующие выводы:

- постановка аппаратуры потребителей спутниковых навигационных систем на вертолеты является необходимым шагом в деле повышения качества навигационных определений;
- в условиях современного развития вертолетной авиации наиболее целесообразно комплексование спутниковой навигационной аппаратуры со штатным навигационным оборудованием вертолетов,
- специфика задач вертолетной авиации предполагает уточнение картографических баз данных для НП СРНС, а также более широкое использование дифференциального режима навигации.

#### Библиографический список

1. Соловьев Ю А. Системы спутниковой навигации. - М.: Транспорт, 2000.
2. Home page MIT LL, 19.1.99.

3. Windt J, et al. Flight and Landing Trials with a combined DGPS/DGLONASS/INS System for high Dynamic Maneuvers and Precision Landings, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
4. Х. Бьюид, Л. Олейник. AN/ASN-128В объединенная доплеровская/GPS навигационная система для вертолетов// Navigation, vol.45, Autumn, 1998.
5. Тыртычко А.С. Авиационное оборудование вертолетов: Учебник для ВВАУЛ - М., 1981г.
6. Власюк Н.И. Радиоэлектронное оборудование вертолетов Ми-8Т и его летная эксплуатация: Учебное пособие.- М., 1982
7. Франчук А.К. Радиоэлектронное оборудование вертолета МИ-24 : Учебное пособие, Сызрань, СВВАУЛ, 1995

УДК 629.7

Морозов Л. В.

## НЕОБХОДИМЫЕ УСЛОВИЯ ЧИСЛЕННОГО РЕШЕНИЯ КРАЕВОЙ ЗАДАЧИ РАВНОВЕСНОГО СОСТОЯНИЯ ГИБКОГО ТРОСА ВОЗДУШНОГО БУКСИРА

1. Рассматривается горизонтальное прямолинейное движение самолета – носителя и соединенного с ним гибким тросом малоразмерного летательного аппарата (МЛА) в стандартной атмосфере при отсутствии ветровых возмущений. Форма и координаты конца троса определяются распределенной нагрузкой по всей длине троса и сосредоточенной силой на конце в точке крепления к нему МЛА. Для наглядности результатов предполагается плоская форма троса в вертикальной плоскости. Сосредоточенная сила  $T_k$  образована силой тяжести МЛА  $G$  и аэродинамическими силами лобового сопротивления  $X_a$  и подъемной  $Y_a$  в скоростной системе координат  $ox_a y_a$  с началом в точке крепления троса к носителю. Для удобства представления дифференциальных уравнений троса использована вспомогательная система координат  $o\xi\zeta$ , оси которой противоположны осям скоростной системы координат и направление оси  $o\zeta$  совпадает с направлением вектора ускорения силы тяжести  $g$  (рис 1).