

ПРОБЛЕМЫ ОТНОСИТЕЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ ПРИ ТРАНСПОРТИРОВКЕ ГРУЗОВ ВЕРТОЛЕТОМ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ

© 2006 И. В. Белоконов¹, Д. А. Моисейкин², В. А. Попов³

¹Самарский государственный аэрокосмический университет

²Сызранское высшее военное авиационное училище летчиков (военный институт)

³Федеральное управление авиационно-космического поиска и спасания

Исследуется возможность использования спутниковой радионавигационной системы для навигационной поддержки выполнения вертолетом задачи транспортировки грузов на внешней подвеске. Приводится функциональная схема решения задачи навигации и алгоритм определения вектора взаимного положения вертолета и груза при комплексировании измерений, поступающих от двух навигационных приемников. Оценка эффективности предложенной схемы осуществляется по численным результатам статистического моделирования рассматриваемых алгоритмов.

Транспортировка грузов на внешней подвеске является одной из основных задач, решаемых на вертолете. Данный вид полетов обладает определенной спецификой, поэтому необходимым условием допуска экипажей к его выполнению является опыт полетов на вертолете с максимальным взлетным весом. Система внешней подвески входит в состав транспортного оборудования вертолета и предназначена для подвески груза под фюзеляжем и его транспортировки, а также для быстрой отцепки груза на месте доставки.

Успешное выполнение полетов с грузами на внешней подвеске в значительной степени зависит от слаженности и четкого взаимодействия летчика и бортового техника. Специфическими особенностями транспортировки грузов на внешней подвеске являются [1–4]:

1. Смещение центра тяжести системы «вертолет-груз» вдоль вертикальной оси вниз и, следовательно, изменение характеристик устойчивости и управляемости.

2. Значительная функциональная загрузка бортового техника в полете.

3. Зависание вертолета при выполнении взлета и посадки производится на высоте, обеспечивающей расстояние от груза до земли не менее 3 метров. Данное требование обуславливается соображениями безопасного выполнения разгона скорости и перемещений на висении. При этом летчику необходимо учитывать геометрические размеры подвески и груза.

4. В полете поведение груза на внешней подвеске в основном определяется его аэродинамической формой. Поэтому во избежание излишних раскачиваний и закруток груза летчику в начале полета, изменяя скорость, необходимо подобрать такой режим, при котором поведение груза будет более спокойным.

5. Предыдущий пункт накладывает значительные ограничения на летные характеристики вертолета: развороты производятся с креном не более 10 градусов, минимальная скорость горизонтального полета – 80 км/ч.

6. Под действием силы лобового сопротивления груз в полете уходит под хвостовую балку. Зачастую эргономические особенности кабины экипажа не позволяют летчику видеть груз. В этом случае он может судить о положении груза только по докладам бортового техника, наблюдающего через блистеры грузовой кабины.

7. На высотах менее 50 метров барометрический высотомер не работает. При наличии крупногабаритного груза на внешней подвеске показания радиовысотомера имеют неустойчивый характер, и пользоваться ими не рекомендуется.

Облегчить выполнение задачи транспортировки груза на внешней подвеске позволит обеспечение летчика в полете дополнительной информацией о взаимном расположении вертолета, груза и земной поверхности. Оборудование, выдающее такую информацию, может быть реализовано на базе

двух приемников системы спутниковой навигации, линии передачи данных и алгоритмов определения взаимного положения. Структурная схема системы представлена на рисунке 1. Один навигационный приемник (НП) располагается непосредственно на грузе, в месте его крепления к подвеске. Второй – приемник спутниковой радионавигационной системы (СРНС) из состава навигационного комплекса (НК) вертолета. В качестве линии передачи данных (ЛПД) может использоваться кабельная проводка либо радиосвязь УКВ диапазона с автоматическим передатчиком на грузе и приемником на вертолете.

Для рассмотрения работы системы необходимо подробнее остановиться на существующих алгоритмах определения взаимного положения: слабосвязанной и сильносвязанной схеме. Однако перед этим графически сформулируем задачу определения вектора взаимного положения. На рисунке 2 представлена связанная с Землей геоцентрическая система координат $\hat{X}_A \hat{Y}_A \hat{Z}_A$. Положение объекта в ней характеризуется тремя прямоугольными координатами – δ, \acute{o}, z . С помощью радиус-векторов ($r_{i1}, r_{i2}, r_A, r_{\hat{A}}$) показано местоположение навигационных спутников и приемников СРНС на вертолете и грузе относительно центра притяжения. При этом псевдодальность до первого спутника, вычисляемая приемником на вертолете, определяется как разность векторов:

$$|\bar{D}_{A1}| = |\bar{r}_{\hat{A}} - \bar{r}_{i1}| = \sqrt{\Delta\delta_{A1}^2 + \Delta\acute{o}_{A1}^2 + \Delta z_{A1}^2} = \sqrt{(\delta_{\hat{A}} - \delta_{i1})^2 + (\acute{o}_{\hat{A}} - \acute{o}_{i1})^2 + (z_{\hat{A}} - z_{i1})^2}. \quad (1)$$

Аналогично определяются и три другие псевдодальности:

$$|\bar{D}_{A2}| = |\bar{r}_{\hat{A}} - \bar{r}_2| = \sqrt{(\delta_{\hat{A}} - \delta_2)^2 + (\acute{o}_{\hat{A}} - \acute{o}_2)^2 + (z_{\hat{A}} - z_2)^2}$$

- псевдодальность до второго спутника, вычисляемая приемником на вертолете;

$$|\bar{D}_{A1}| = |\bar{r}_{\hat{A}} - \bar{r}_1| = \sqrt{(\delta_{\hat{A}} - \delta_1)^2 + (\acute{o}_{\hat{A}} - \acute{o}_1)^2 + (z_{\hat{A}} - z_1)^2}$$

- псевдодальность до первого спутника, вычисляемая приемником на грузе;

$$|\bar{D}_{A2}| = |\bar{r}_A - \bar{r}_2| = \sqrt{(\delta_A - \delta_2)^2 + (\acute{o}_A - \acute{o}_2)^2 + (z_A - z_2)^2}$$

- псевдодальность до первого спутника, вычисляемая приемником на грузе.

Вектор взаимного положения \vec{a} характеризует местоположение антенны спутникового навигационного приемника на грузе относительно антенны приемника на вертолете:

$$|\vec{a}| = |\bar{r}_{\hat{A}} - \bar{r}_A| = \sqrt{(\delta_{\hat{A}} - \delta_A)^2 + (\acute{o}_{\hat{A}} - \acute{o}_A)^2 + (z_{\hat{A}} - z_A)^2} = \sqrt{\hat{a}_\delta^2 + \hat{a}_\acute{o}^2 + \hat{a}_z^2}, \quad (2)$$

где $\hat{a}_\delta, \hat{a}_\acute{o}, \hat{a}_z$ - проекции вектора относительного положения на оси геоцентрической системы координат.

Алгоритм слабосвязанной схемы определения взаимного положения предполагает

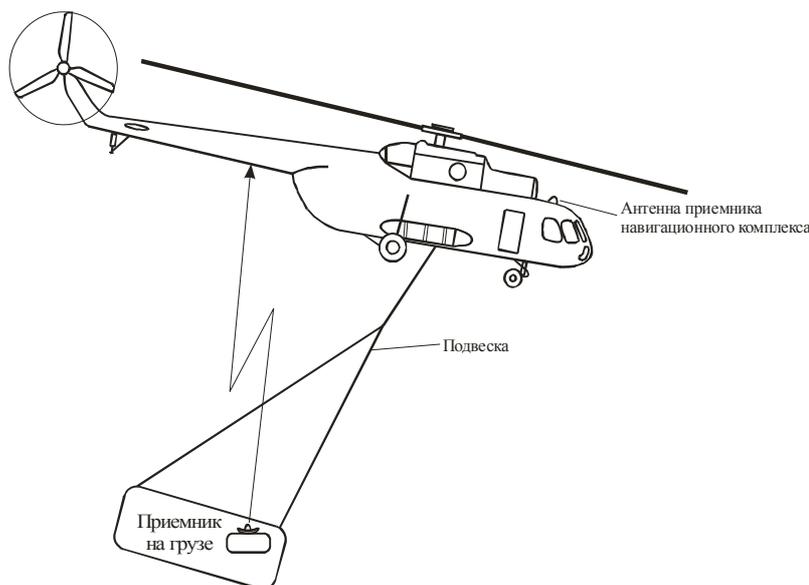


Рис. 1. Система определения взаимного положения вертолета и груза при транспортировке на внешней подвеске

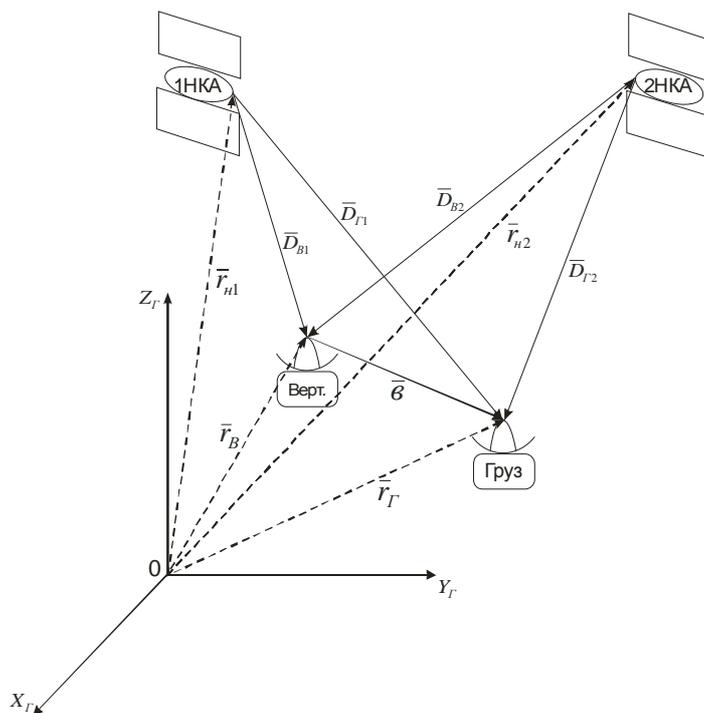


Рис. 2. Схема сильносвязанного алгоритма определения взаимного положения

вычисление всех составляющих векторов навигационных параметров на каждом приемнике. Составляющие вектора взаимного положения рассчитываются как разность соответствующих составляющих данных векторов, т. е. для системы «вертолет – груз»

$$\hat{a}_\delta = \tilde{\delta}_A - \tilde{\delta}_G; \hat{a}_\rho = \hat{\rho}_A - \hat{\rho}_G; \hat{a}_z = z_A - z_G, \quad (3)$$

где $\tilde{\delta}_A, \hat{\rho}_A, z_A$ - координаты вертолета в геоцентрической системе координат, определяемые навигационным комплексом на основе СРНС; $\tilde{\delta}_G, \hat{\rho}_G, z_G$ - координаты груза в геоцентрической системе координат, определяемые установленным на нем навигационным приемником.

Недостаток данной схемы заключается в том, что невозможно учесть знак суммарной погрешности определения навигационных параметров в каждом приемнике. В результате ошибка определения относительных координат и высоты может быть больше, чем аналогичные погрешности вычислений в каждом из приемников.

В алгоритме сильносвязанной схемы при вычислении координат взаимного положения используются результаты первичной обработки информации, то есть от навига-

онных приемников на вертолете и на грузе в бортовой вычислительный комплекс поступают значения псевдодальностей до навигационных спутников [5]:

$$D_i = D_{\text{en}\delta} + dD_{A\hat{Y}\hat{A}} + dD_{\text{ei}} + dD_{\hat{y}\delta} + dD_{\hat{n}\hat{e}}, \quad (4)$$

где D_i - значение псевдодальности до i -го навигационного спутника; $D_{\text{en}\delta}$ - истинное значение псевдодальности; $dD_{A\hat{Y}\hat{A}}$ - погрешность вычисления псевдодальности за счет ухода бортового эталона времени приемника; dD_{ei} - погрешность вычисления псевдодальности, обусловленная влиянием атмосферы на распространение радиосигнала (задержкой в ионосфере); $dD_{\text{эф}}$ - погрешность вычисления псевдодальности вследствие неточностей прогноза и расчета эфемерид спутников; $dD_{\hat{n}\hat{e}}$ - погрешность вычисления псевдодальности, обусловленная собственными шумами приемника.

Рассмотрим алгоритм сильносвязанной схемы комплексирования для высокоточного определения относительного положения (рис. 2). При его формировании принимаются следующие допущения:

- на вертолете и на грузе устанавливаются однотипные навигационные приемники;

- оба навигационных приемника работают в одной точке пространства и принимают сигналы от одних и тех же навигационных спутников;

- при расчете псевдодальностей до одного навигационного спутника соответствующие систематические ошибки вычисления в однотипных приемниках равны.

На первом этапе для каждого навигационного приемника рассчитываются разности псевдодальностей до спутников:

$$\Delta D_{\hat{A}2-\hat{A}1} = D_{\hat{A}2} - D_{\hat{A}1}, \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \Delta D_{\hat{A}2-\hat{A}1} = & \Delta D_{\hat{e}\hat{n}\hat{o}.\hat{A}2-\hat{A}1} + (dD_{\hat{A}\hat{Y}\hat{A}.\hat{A}2} - dD_{\hat{A}\hat{Y}\hat{A}.\hat{A}1}) + \\ & (dD_{\hat{e}\hat{i}\hat{i}.\hat{A}2} - dD_{\hat{e}\hat{i}\hat{i}.\hat{A}1}) + (dD_{\hat{y}\hat{o}.\hat{A}2} - dD_{\hat{y}\hat{o}.\hat{A}1}) + \\ & + (dD_{\hat{n}\hat{e}.\hat{A}2} - dD_{\hat{n}\hat{e}.\hat{A}1}). \end{aligned}$$

Поскольку на вертолете и на грузе используются однотипные навигационные приемники с кварцевым стандартом частоты, а на навигационных спутниках используются цезиевые стандарты частоты, то можно принять, что $dD_{\hat{A}\hat{Y}\hat{A}.\hat{A}2} - dD_{\hat{A}\hat{Y}\hat{A}.\hat{A}1} = 0$ и выражение (5) для разностного измерения представить в виде

$$\begin{aligned} \Delta D_{\hat{A}2-\hat{A}1} = & \Delta D_{\hat{e}\hat{n}\hat{o}.\hat{A}2-\hat{A}1} + (dD_{\hat{e}\hat{i}\hat{i}.\hat{A}2} - dD_{\hat{e}\hat{i}\hat{i}.\hat{A}1}) + \\ & + (dD_{\hat{y}\hat{o}.\hat{A}2} - dD_{\hat{y}\hat{o}.\hat{A}1}) + \Delta dD_{\hat{n}\hat{e}.\hat{A}}. \end{aligned}$$

Аналогично можно записать разностное измерение для навигационного приемника, размещенного на грузе:

$$\begin{aligned} \Delta D_{\hat{A}2-\hat{A}1} = & D_{\hat{A}2} - D_{\hat{A}1} = \Delta D_{\hat{e}\hat{n}\hat{o}.\hat{A}2-\hat{A}1} + \\ & + (dD_{\hat{e}\hat{i}\hat{i}.\hat{A}2} - dD_{\hat{e}\hat{i}\hat{i}.\hat{A}1}) + (dD_{\hat{y}\hat{o}.\hat{A}2} - dD_{\hat{y}\hat{o}.\hat{A}1}) + \Delta dD_{\hat{n}\hat{e}.\hat{A}}. \end{aligned}$$

На втором этапе рассчитываются двойные разности псевдодальностей взаимного положения приемников:

$$\Delta \Delta D_{\hat{A}2-\hat{A}1}^{\hat{A}2-\hat{A}1} = \Delta D_{\hat{A}2-\hat{A}1} - \Delta D_{\hat{A}2-\hat{A}1}. \quad (6)$$

С учетом принятых допущений обнуляются соответствующие систематические погрешности:

$$\begin{aligned} (dD_{\hat{e}\hat{i}\hat{i}.\hat{A}2} - dD_{\hat{e}\hat{i}\hat{i}.\hat{A}1}) - (dD_{\hat{e}\hat{i}\hat{i}.\hat{A}2} - dD_{\hat{e}\hat{i}\hat{i}.\hat{A}1}) = \\ = (dD_{\hat{e}\hat{i}\hat{i}.\hat{A}2} - dD_{\hat{e}\hat{i}\hat{i}.\hat{A}2}) + (dD_{\hat{e}\hat{i}\hat{i}.\hat{A}1} - dD_{\hat{e}\hat{i}\hat{i}.\hat{A}1}) = 0, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} (dD_{\hat{y}\hat{o}.\hat{A}2} - dD_{\hat{y}\hat{o}.\hat{A}1}) - (dD_{\hat{y}\hat{o}.\hat{A}2} - dD_{\hat{y}\hat{o}.\hat{A}1}) = \\ = (dD_{\hat{y}\hat{o}.\hat{A}2} - dD_{\hat{y}\hat{o}.\hat{A}2}) + (dD_{\hat{y}\hat{o}.\hat{A}1} - dD_{\hat{y}\hat{o}.\hat{A}1}) = 0, \end{aligned}$$

и окончательное выражение двойных разностей псевдодальностей принимает вид:

$$\Delta \Delta D_{\hat{A}2-\hat{A}1}^{\hat{A}2-\hat{A}1} = \Delta D_{\hat{e}\hat{n}\hat{o}.\hat{A}2-\hat{A}1} - \Delta D_{\hat{e}\hat{n}\hat{o}.\hat{A}2-\hat{A}1} + \Delta \Delta dD_{\hat{n}\hat{e}.\hat{A}}. \quad (7)$$

Далее измерения, записанные в виде двойных разностей, обрабатываются в бортовом вычислительном комплексе и находятся проекции вектора положения груза относительно вертолета на оси геоцентрической системы координат. Решается система линейных алгебраических уравнений, которая для случая минимально необходимого числа навигационных спутников имеет вид:

$$\begin{cases} \Delta \Delta D_{\hat{A}2-\hat{A}1}^2 = \hat{a}_o(\tilde{o}_1 - \tilde{o}_2) + \hat{a}_y(y_1 - y_2) + \hat{a}_z(z_1 - z_2), \\ \Delta \Delta D_{\hat{A}3-\hat{A}1}^2 = \hat{a}_o(\tilde{o}_1 - \tilde{o}_3) + \hat{a}_y(y_1 - y_3) + \hat{a}_z(z_1 - z_3), \\ \Delta \Delta D_{\hat{A}4-\hat{A}1}^2 = \hat{a}_o(\tilde{o}_1 - \tilde{o}_4) + \hat{a}_y(y_1 - y_4) + \hat{a}_z(z_1 - z_4), \end{cases} \quad (8)$$

где

$$\begin{aligned} \Delta \Delta D_{\hat{A}i-\hat{A}1}^2 = \frac{(D_{\hat{A}i}^2 - D_{\hat{A}1}^2) - (D_{\hat{A}1}^2 - D_{\hat{A}1}^2)}{2}, \\ i = 2, \dots, 4. \end{aligned} \quad (9)$$

Решение системы (8) отыскивается в виде

$$\hat{a}_x = \frac{\Delta \hat{a}_x}{\Delta}, \hat{a}_y = \frac{\Delta \hat{a}_y}{\Delta}, \hat{a}_z = \frac{\Delta \hat{a}_z}{\Delta}, \quad (10)$$

где

$$\Delta = \begin{pmatrix} (x_1 - x_2) & (y_1 - y_2) & (z_1 - z_2) \\ (x_1 - x_3) & (y_1 - y_3) & (z_1 - z_3) \\ (x_1 - x_4) & (y_1 - y_4) & (z_1 - z_4) \end{pmatrix} - \text{главный}$$

определитель системы (8),

$$\Delta_{\hat{a}_x} = \begin{pmatrix} \Delta\Delta D_{\hat{A}2-\hat{A}1}^2 & (y_1 - y_2) & (z_1 - z_2) \\ \Delta\Delta D_{\hat{A}3-\hat{A}1}^2 & (y_1 - y_3) & (z_1 - z_3) \\ \Delta\Delta D_{\hat{A}4-\hat{A}1}^2 & (y_1 - y_4) & (z_1 - z_4) \end{pmatrix},$$

$$\Delta_{\hat{a}_y} = \begin{pmatrix} (x_1 - x_2) & \Delta\Delta D_{\hat{A}2-\hat{A}1}^2 & (z_1 - z_4) \\ (x_1 - x_3) & \Delta\Delta D_{\hat{A}3-\hat{A}1}^2 & (z_1 - z_4) \\ (x_1 - x_4) & \Delta\Delta D_{\hat{A}4-\hat{A}1}^2 & (z_1 - z_4) \end{pmatrix},$$

$$\Delta_{\hat{a}_z} = \begin{pmatrix} (x_1 - x_2) & (y_1 - y_2) & \Delta\Delta D_{\hat{A}2-\hat{A}1}^2 \\ (x_1 - x_3) & (y_1 - y_3) & \Delta\Delta D_{\hat{A}3-\hat{A}1}^2 \\ (x_1 - x_4) & (y_1 - y_4) & \Delta\Delta D_{\hat{A}4-\hat{A}1}^2 \end{pmatrix} -$$

вспомогательные определители системы (8).

Далее, зная координаты навигационного приемника на вертолете, воспользовавшись выражениями (3), можно получить координаты антенны спутникового приемника, расположенного на грузе. На практике в бортовом вычислительном комплексе рассчитываются все возможные разности по значениям псевдодальностей до всех работающих спутников из числа видимых, а искомые координаты взаимного положения получаются с использованием итеративного метода взвешенных наименьших квадратов. На конечном этапе расчетов в вычислителе производится перевод вектора взаимного положения из прямоугольной геоцентрической системы координат в одну из выбранных систем координат - географическую, плоскую прямоугольную и др.

Достоинством рассматриваемого алгоритма является высокая точность определения численного значения координат и высоты взаимного положения, так как на первом этапе вычислений устраняется ошибка из-за несинхронности часов спутника и приемодикторов, а на втором – ошибки, возникающие из-за задержки сигналов в ионосфере и вследствие неточностей прогноза и расчета эфемерид спутников. Однако необходимым условием реализации данного алгоритма является наличие достаточно быстродействующего вычислительного устройства.

Для исследования точностных характеристик относительной спутниковой радионавигации использовался метод статистического моделирования. К смоделированным дальностям между навигационными приемниками и навигационными спутниками добавлялись случайные погрешности, распределенные по нормальному закону:

$$\begin{aligned} D_{\hat{A}i} &= D_{\hat{A}i}^{\text{эн}} + dD_{\hat{A}i}, \\ D_{\tilde{A}i} &= D_{\tilde{A}i}^{\text{эн}} + dD_{\tilde{A}i}, \end{aligned} \quad (11)$$

где $dD_{\hat{A}i}, dD_{\tilde{A}i}, i = 1, \dots, 4$ – случайные погрешности измерений.

При проведении моделирования было принято допущение о размещении перевозимого груза по местной вертикали. Моделирование проводилось при следующем расположении навигационных спутников: первый навигационный спутник находится в зените по отношению к вертолету, а три других навигационных спутника располагаются в одной плоскости с вертолетом, которая перпендикулярна местной вертикали. Данное расположение навигационных спутников является оптимальным для минимизации погрешностей.

Результатом работы программы являлись значения математического ожидания и среднеквадратичного отклонения как модуля вектора взаимного положения $|\vec{a}|$, так и его координат $\hat{a}_\rho, \hat{a}_\phi, \hat{a}_z$. Рассмотрен участок, на котором расстояние от вертолета до груза вдоль местной вертикали увеличивается от 0 до 15 метров с шагом 0,5 метра. Статисти-

ческое моделирование проведено с точностью получения оценки до 5 %. На рис. 3 представлен график среднеквадратичного отклонения (3σ) модуля вектора взаимного положения $|\vec{a}|$.

Полученные значения среднеквадратичного отклонения координат вектора взаимного положения показывают, что во всем диапазоне технических характеристик системы внешней подвески «вертолет – груз» точность определения $|\vec{a}|$ по алгоритмам сильносвязанной схемы находятся в допустимых пределах. Структурная схема работы предложенной системы определения взаимного положения вертолета и груза изображена на рис. 4.

Навигационный приемник на грузе определяет значения псевдодальностей до работающих спутников из числа видимых, и через линию передачи данных они поступают в вычислитель из состава навигационного комплекса вертолета, реализующий навигационный фильтр.

В вычислителе с использованием информации о псевдодальностях, поступающих из приемника СРНС навигационного комплекса, по алгоритмам определения взаимного расположения рассчитывается положение груза относительно спутниковой приемной антенны. При этом с блока загрузки данных вводится поправка, учитывающая геометрические размеры фюзеляжа вертолета и место

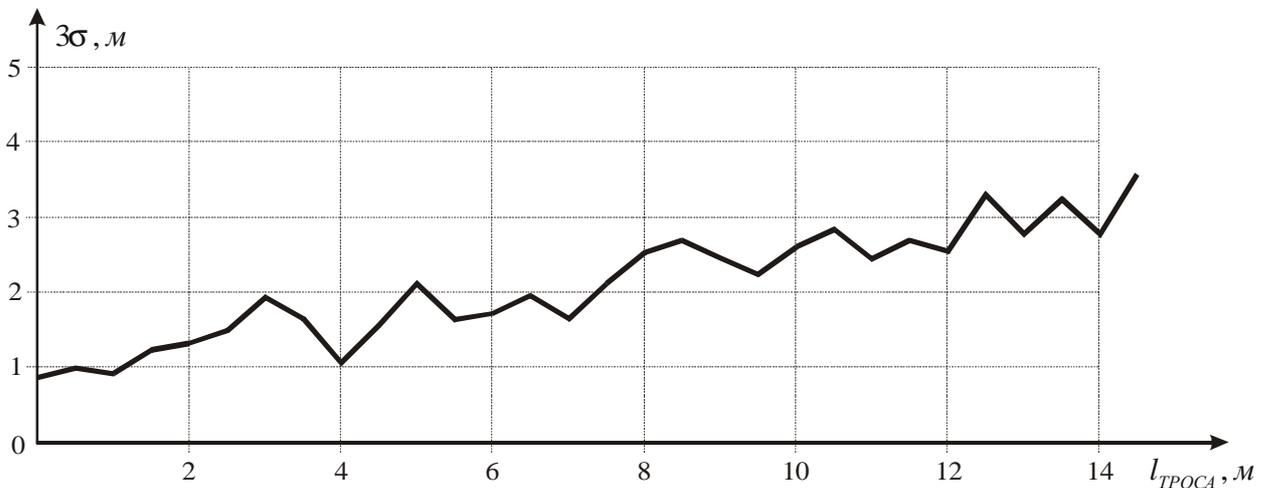


Рис. 3. Изменение среднеквадратического отклонения модуля вектора взаимного положения вертолета и груза на внешней подвеске

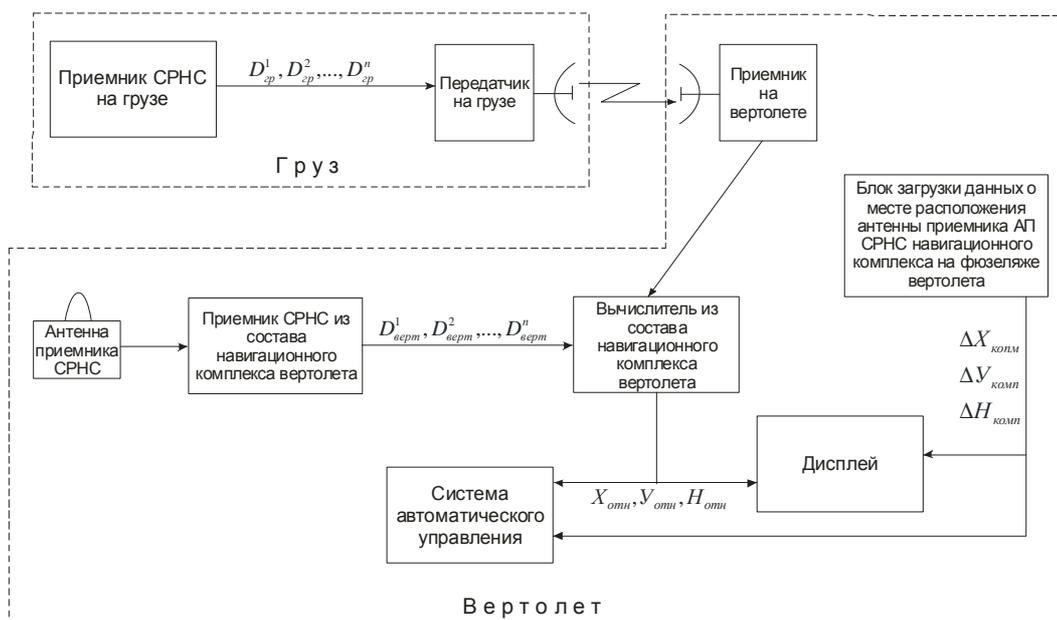


Рис. 4. Структурная схема работы системы определения взаимного положения вертолета и груза при транспортировке на внешней подвеске

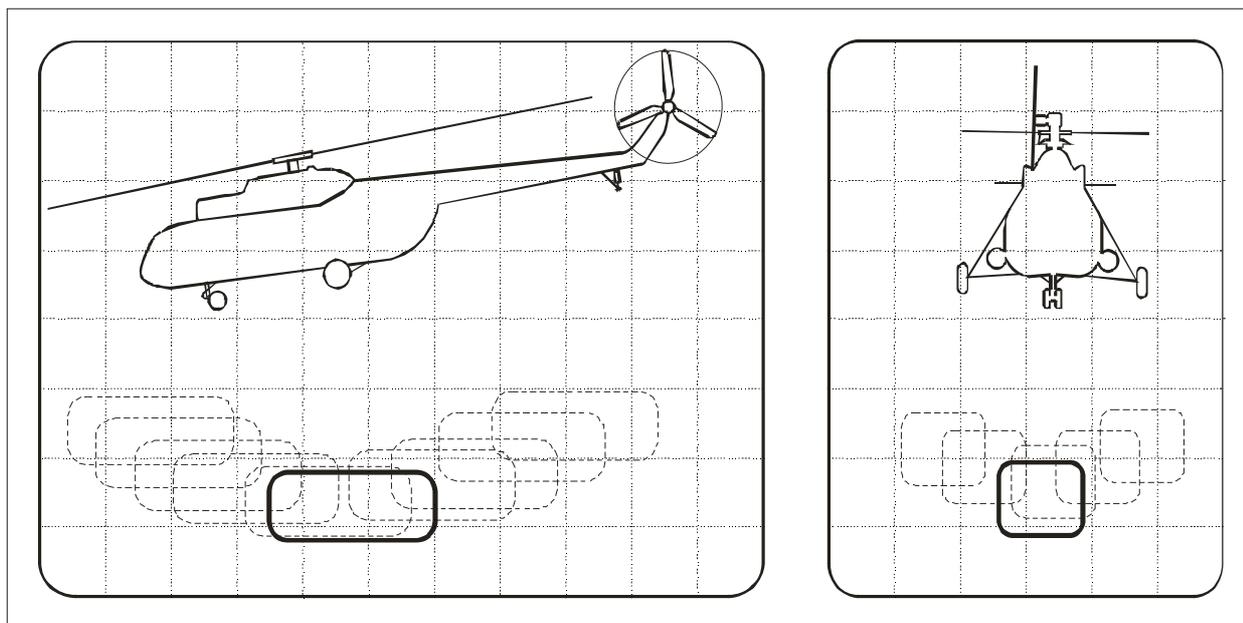


Рис. 5. Внешний вид дисплея, отображающего взаимное положение груза и вертолета

установки антенны относительно точки, выбранной за начало отсчета $\Delta\ddot{O}_{\text{вн}}$, $\Delta\dot{O}_{\text{вн}}$, $\Delta I_{\text{вн}}$.

Летчик воспринимает конечную информацию с электронного дисплея (рис. 5), отображающего систему «вертолет-груз» в продольной и поперечной плоскостях (вид сбоку и вид сзади).

Частота выдачи навигационной информации приемником СРНС вполне достаточна для зрительного отслеживания летчиком динамики перемещения груза относительно вертолета и земной поверхности (при выполнении взлета, посадки и перемещений у земли). Использование радиосвязи в линии передачи данных позволит в аварийной ситуации – вынужденном сбросе груза – иметь дополнительную информацию о месте его падения, что значительно облегчит и ускорит дальнейшие поиски.

Применение систем автоматизации управления на основе предложенной схемы и алгоритма реализует следующие функциональные возможности:

1. Выдачу летчику сигнала о превыше-

нии частоты, амплитуды и скорости перемещения груза относительно вертолета выше максимально допустимых.

2. Автоматический аварийный сброс груза при выходе вышеперечисленных параметров за критические отметки.

3. Сигнализацию о снижении ниже минимально допустимых высот при выполнении взлета, посадки и перемещений на висении.

Список литературы

1. Инструкция экипажу вертолета Ми-8Т. Книга 1. Издание четвертое. – М.: Военное издательство МЛ СССР, 1980.
2. Вертолет Ми-8МТ. Учебное пособие по изучению инструкции экипажу. – Уфа: УВВАУЛ, 1996.
3. Судаков В. Я., Зуевский Е. Н. и др. Конструкция и эксплуатация вертолетов и двигателей: Учебник для ВВАУЛ. – М.: Военное издательство, 1987.
4. Данилов В. А. Вертолет Ми-8. Устройство и техническое обслуживание. – М.: Транспорт, 1988.

**PROBLEMS OF RELATIONAL NAVIGATION IN LOAD TRANSPORTATION
ON HELICOPTER EXTERNAL HANGER**

© 2006 I. V. Belokonov¹, D. A. Moiseikin², V. A. Popov³

¹Samara State Aerospace University

²Sizran Higher Military Flyers' School

³Federal Administration of Aircraft – Space Search and Rescue

The authors investigate the possibility of using a satellite radio navigation system for satellite support of load transportation on a helicopter external hanger. A functional scheme of solving the task of navigation and an algorithm of determining the vector of relative position of the helicopter and the load when complexing the measurements coming from two navigation receivers are given. The scheme proposed is assessed by the numerical results of statistic modelling of the algorithms under consideration.