

УДК 629.735.051-52(045)

В. В. Калиниченко,
А. П. Козлов , канд. техн. наук

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПОСАДКИ ВЕРТОЛЕТА НА ОГРАНИЧЕННУЮ ПЛОЩАДКУ

Институт аэрокосмических систем управления НАУ, e-mail: iasy@nau.edu.ua

Рассмотрена необходимость автоматизации процессов взлета и посадки вертолета на ограниченную площадку. Поставлена задача разработки измерителя симметричности положения вертолета относительно посадочной площадки. Предлагается дополнить систему автоматизированного управления вертолетом контуром автоматической стабилизации положения вертолета относительно центра посадочной площадки с использованием емкостного измерителя симметричности

Ключевые слова: вертолет, высота висения, посадка на крышу высотного здания, емкостный измеритель высоты и симметричности относительно краев посадочной площадки, контур автоматической стабилизации положения вертолета относительно центра посадочной площадки.

Введение. Особенности конструкции и пилотажные характеристики вертолета, дающие возможность выполнения вертикальных взлета и посадки позволило применять его как транспортное средство в труднодоступных местах: в горной местности, болотистых и бездорожных районах, в морской авиации, аварийно-спасательной и санитарной службах.

Одной из задач при выполнении аварийно-спасательных операций является доставка персонала и необходимых технических средств на крышу высотного здания. При снижении и посадке вертолета, а также и при взлёте возникают сложности пилотирования, связанные с ограниченными геометрическими размерами места посадки (взлета). В процессе снижения вертолета на высоте, соизмеримой с диаметром несущего винта (НВ), возникает эффект «воздушной подушки».

Основные закономерности эффекта «воздушной подушки» следующие. При приближении несущего винта к земле на высотах, соизмеримых с диаметром винта, под вертолетом возникает зона повышенного давления. Для удерживания заданного режима снижения общий шаг несущего винта должен быть уменьшен. Влияние экранирующей поверхности прекращается при высоте полета большей, чем диаметр несущего винта, т. е. при $H > 2R$. Перемещение вертолета на малой высоте над обрезами крыши, палубы и других объектов весьма опасно. В этом случае «воздушная подушка» над частью площадки, ометаемой несущим винтом, пропадает, и вертолет резко наклоняется в сторону большей высоты вплоть до опрокидывания [1; 2].

Во избежание вышеописанной ситуации посадочная площадка должна иметь достаточный размер для того, чтобы влияние «воздушной подушки» было пренебрежимо малым, или, в противном случае, посадка должна выполняться точно в центр площадки. Ситуация резко осложняется в случае необходимости совершить посадку на ограниченную площадку и при этом не имеющую разметки, например, на крышу небоскреба, палубу небольшого корабля, плоскую вершину скалы. Ввиду отсутствия технических средств, обеспечивающих надежный контроль симметричности положения вертолета относительно посадочной площадки, такие посадки не выполняются. Однако даже при наличии измерителя симметричности необходима автоматизация такой посадки в силу малого запаса устойчивости вертолета как объекта управления и быстротечности процесса движения возле края площадки. Помимо решения задачи стабилизации вертолета по крену, тангажу и высоте летчик должен еще выполнять полетную задачу (высадку людей, выгрузку груза, удержание груза на подвеске относительно заданной точки здания и т. д.). Таким образом, качество

выполняемой работы и необходимая безопасность полета обеспечивается в основном личным опытом и предельно повышенным вниманием экипажа.

Разработка средств автоматизации полетов вертолета на малых высотах сдерживается отсутствием датчиков и устройств, позволяющих получить надежную, достаточно точную информацию о текущих значениях параметров маловысотного полета. К таким параметрам в рассматриваемой задаче относятся: истинная (геометрическая) высота относительно посадочной площадки, вертикальная скорость снижения (подъема) относительно посадочной площадки и наиболее важный параметр – симметричность положения вертолета относительно краев посадочной площадки.

Постановка задачи. Для обеспечения безопасной посадки вертолета на ограниченную площадку в контуре системы автоматизированного управления (САУ) высотой, кроме штатных датчиков угловых и линейных координат вертолета, необходимо иметь датчик (измеритель) не только малых высот (менее 10 м) но и сигнал симметричности положения вертолета относительно центра (или краев) посадочной площадки.

Краткий обзор существующих методов и средств измерения, которые могут быть применены для решения поставленной задачи, показывает следующее. Известно [3], что для измерения истинной высоты полета могут быть использованы акустический, радиотехнический, оптический, лазерный (локационные методы) и электроемкостный методы измерения. Для измерения наклонной дальности до приближающейся поверхности (препятствия) используют бортовые локации (радиотехнические, лазерные).

Наиболее приемлемым (по мнению авторов) методом получения полезной информации является электроемкостный [3]. Это обусловлено следующими его свойствами. По мере приближения к земной поверхности величина емкости между вертолетом и земной поверхностью увеличивается, а стало быть, повышается точность измерений [3]. Электромагнитное поле емкостного преобразователя взаимодействует с земной поверхностью по некоторому пятну, что дает интегральную оценку рельефа. Благодаря этому свойству имеется возможность получения информации о резком изменении рельефа.

Кроме этого, существующие контуры САУ высотой вертолета, в силу заложенных к ним требований, не обеспечивают автоматического реагирования на существенные изменения параметров посадочной площадки (вертикальные стены, углубления, соизмеримые с диаметром несущего винта, обрывы и т. д.). Поэтому информация от электроемкостного датчика должна быть использована в контуре высоты САУ таким образом, чтобы автоматически изменялся тангаж (крен) вертолета в сторону, противоположному краю площадки с одновременным увеличением высоты висения.

Решение поставленной задачи. Учитывая вышеизложенное, предлагается система размещения электродов емкостного измерителя симметричности положения вертолета относительно посадочной площадки (рис. 1, на примере КА-25).

Как видно из рис. 1 высокопотенциальные электроды 1, 2 размещены на боковых поверхностях кабины вертолета в верхней его части, низкопотенциальный (приемный) электрод размещен на нижней поверхности кабины и разделен на две части 3, 4. Одновременно измеряется сумма емкостей

$$C_H = C_{13} + C_{24}$$

и их разность

$$\Delta C = C_{13} - C_{24}.$$

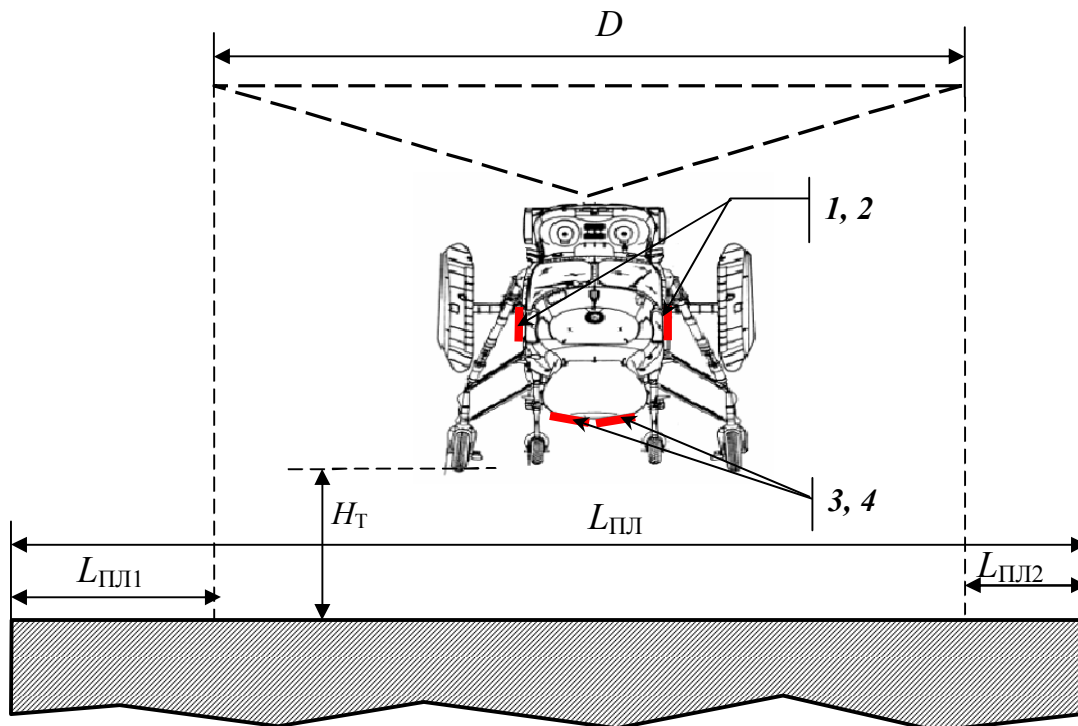


Рис. 1. Емкостной измеритель симметричности положения вертолета относительно посадочной площадки: 1, 2 – высокопотенциальные электроды; 3, 4 – низкопотенциальные электроды; D_B – диаметр несущего винта; H_T – высота висения вертолета над площадкой; $L_{ПЛ}$ – ширина (длина) площадки; $L_{ПЛ1}$ – отклонение от левого края площадки; $L_{ПЛ2}$ – отклонение от правого края площадки.

В соответствии с принципом действия емкостного преобразователя, рассмотренного в [3; 5], сигнал C_H содержит информацию о геометрической высоте полета, т. е. о расстоянии до посадочной площадки. Разностный сигнал ΔC вследствие интегральности оценки приближающейся поверхности может быть использован как характеристика симметричности положения вертолета относительно посадочной площадки.

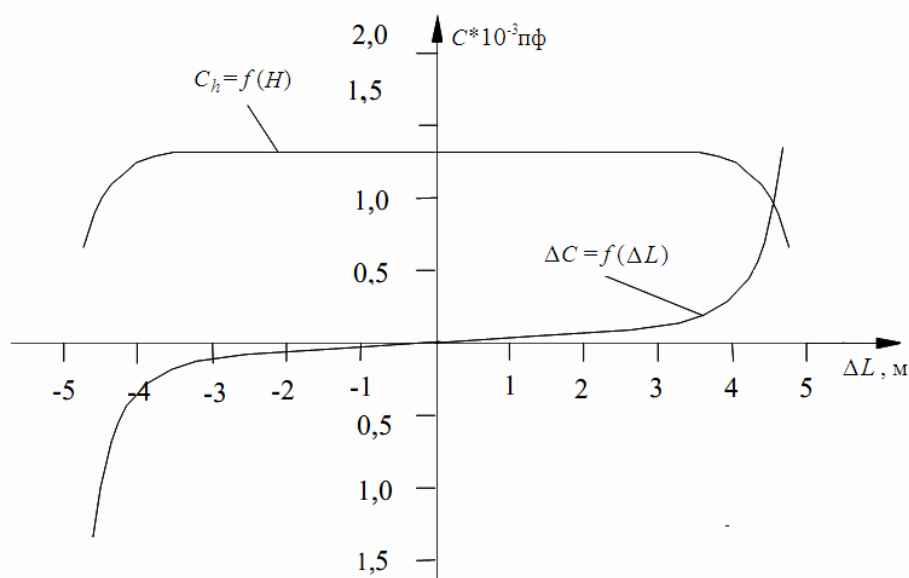


Рис. 2. Расчетная статическая характеристика измерителя симметричности положения вертолета относительно ограниченной посадочной площадки

Статические характеристики разрабатываемого устройства и результаты математического моделирования потенциального поля, формируемого системой электродов, рассчитанное изменение величины разностной емкости в функции дистанции смещения вертолета от плоскости симметрии посадочной площадки, показаны на рис. 2.

Графики на рис. 2 показывают, что при перемещении вертолета в горизонтальной плоскости над ограниченной площадкой ($H = \text{const}$, $H < 2R$) разностный сигнал ΔC плавно возрастает, резко увеличиваясь при приближении к краю площадки. Сигнал C_H , пропорционален сумме емкостей, остается постоянным, уменьшаясь лишь у края площадки. Полученные свойства емкостного измерителя высоты и симметричности положения вертолета относительно краев площадки весьма удобны для использования их в САУ высотой вертолета в режиме посадки.

Традиционный режим стабилизации высоты полета описывается математической моделью вида [4].

$$\begin{cases} \dot{V}_y = a_{33}V_y + a_{38}\sigma_\phi \\ \dot{H} = V_y \\ \dot{\sigma}_\phi = a_{83}V_y + a_{85}H + a_{88}\sigma_\phi \end{cases}, \quad (1)$$

Этой математической модели отвечает функциональная схема, приведенная на рис. 3.

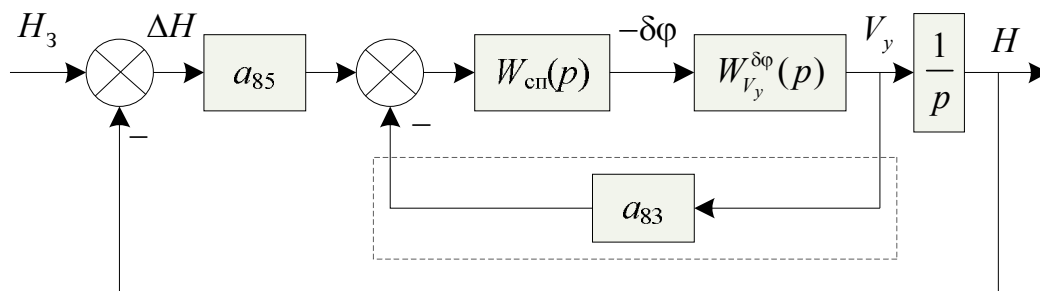


Рис. 3. Структурная схема контура, который реализует математическую модель (1)

Однако математическая модель (1) не учитывает угловых перемещений вертолета и управляющих (корректирующих) воздействий на автомат перекоса при висении над площадкой и приближении к краю площадки.

Поэтому при анализе динамических особенностей и синтезе закона управления не только вертикальными перемещениями, но и угловыми необходимо использовать расширенную математическую модель [4]

$$\begin{cases} \dot{\omega}_z = a_{11}\Delta\omega_z + a_{12}\Delta V_x + a_{13}\Delta V_y + a_{17}\Delta\delta_{np} + a_{18}\Delta\delta_\phi; \\ \Delta\dot{V}_x = a_{21}\Delta\omega_z + a_{23}\Delta V_y + a_{22}\Delta V_x + a_{24}\Delta\vartheta + a_{27}\Delta\delta_{np} + a_{28}\Delta\delta_\phi; \\ \Delta\dot{V}_y = a_{31}\Delta\omega_z + a_{33}\Delta V_y + a_{32}\Delta V_x + a_{37}\Delta\delta_{np} + a_{38}\Delta\delta_\phi; \\ \Delta\dot{\vartheta} = \Delta\omega_z; \\ \Delta\dot{H} = V_y; \\ \Delta\dot{\delta}_{np} = a_{71}\Delta\omega_z + a_{74}\Delta\vartheta + a_{77}\Delta\delta_{np} + a_{79}F(L_{tp}); \\ \Delta\dot{\delta}_\phi = a_{83}\Delta V_y + a_{85}\Delta H + a_{88}\Delta\delta_\phi + a_{89}F(L_{tp}). \end{cases} \quad (2)$$

Последние два уравнения системы (2) должны быть дополнены членами, формирующими дополнительные воздействия как по $\Delta\sigma_{np}$, так и по $\Delta\sigma_\phi$. Это может быть объяснено тем, что необходимы энергичные движения по тангажу (крену) в сторону, противоположную краю площадки (к ее центру) с одновременным увеличением количества оборотов несущего винта вертолета.

Синтез закона управления перемещением вертолета должен учитывать многосвязность объекта управления и может быть реализован применением аппарата аналитического конструирования для многосвязных систем.

Применение подобного устройства с новым законом управления позволит существенно расширить возможности применения вертолетов для решения сложных специальных задач, повысить безопасность полетов, а также снизить психологические нагрузки на экипаж.

Список литературы

1. *Володко А. М.* Вертолет в особых условиях / А. М. Володко – М.: Транспорт. 1992. – 262 с.
2. *Володко А. М.* Вертолеты. Справочник / А. М. Володко, М. П. Верховзин, В. А. Горшков. – М.: Военное изд-во. 1992. – 557 с.
3. *Козлов А. П.* Системы управления маловысотным полетом воздушных судов с емкостными преобразователями: дис. ... канд. техн. наук: 05.13.03, НАУ. – К., 2002. – 151 с.
4. *Красовский А. А.* Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование / А. А. Краковский. – М.: Наука, 1973, – 560 с.
5. *Калініченко В. В.* Моделювання електростатичного поля ємнісного вимірника геометричної висоти польоту повітряного судна / В. В. Калініченко, А. П. Козлов, В. М. Синеглазов // Наук. журн. “Вісник НАУ”. – 2004. – Вип. 2. – С. 43 – 47.

В. В. Калініченко, А. П. Козлов

Автоматизація посадки вертольота на обмежений майданчик

Розглянуто необхідність автоматизації режимів зльоту й посадки вертольота на обмежений майданчик. Поставлено завдання розроблення вимірювача симетричності положення вертольота відносно центра посадкового майданчика. Пропонується доповнити систему автоматизованого керування вертольота контуром автоматичної стабілізації положення вертольота відносно центра посадкового майданчика, з використанням ємнісного вимірника симетричності.

V. V. Kalinichenko, A. P. Kozlov

Automation of landing of the helicopter on the limited platform

Necessity of automation of a mode of landing of the helicopter on the limited platform is considered. The task of development of a measuring instrument of symmetrical of position of the helicopter concerning an airfield is put. The structure of a contour of automatic control with use of a capacitor measuring instrument of symmetrical position of the helicopter in modes of rise and landing is offered.