

Ю. Б. Кулифеев, д-р техн. наук, проф., гл. специалист, 7108113@mail.ru,
Московский научно-производственный комплекс "Авионика" им. О. В. Успенского,
М. М. Миронова, аспирант, 7108113@mail.ru,
Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет)

Оптимизация траектории снижения тяжелого беспилотного летательного аппарата на этапе полной посадки

Изложена методика оптимизации траектории снижения тяжелого беспилотного летательного аппарата самолетного типа, обеспечивающей мягкую посадку на наземный аэродром. Приведены результаты математического моделирования режима полной посадки тяжелого беспилотного летательного аппарата при отслеживании желаемой траектории снижения, в основу алгоритмов канала автоматического управления продольным движением положен метод обратных задач динамики.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, пилотажно-навигационная система беспилотного летательного аппарата, модель продольного движения беспилотного летательного аппарата, прямой участок снижения, кривая выравнивания, посадка беспилотного летательного аппарата самолетного типа

Введение

Беспилотные летательные аппараты (БЛА) самолетной и вертолетной схем разрабатываются и производятся в более чем 30 странах мира. Отечественная беспилотная авиационная техника зародилась в 60...70 гг. XX века [1]. В настоящее время она переживает кризис развития, что связано с высоким уровнем аварийности БЛА. Причинами аварийности являются неудовлетворительные характеристики управляемости и устойчивости БЛА, недостатки в их системах управления, линиях передачи информации, недостаточной прочности конструкции БЛА. Особенно высок уровень аварийности на этапах полной посадки [2].

Как правило, на этапе посадки на наземный аэродром снижение БЛА осуществляется по траектории прямой глиссады с углом наклона 2...3° вплоть до касания колесами шасси взлетно-посадочной полосы (ВПП). При таком снижении в отсутствие траектории выравнивания происходит весьма жесткая посадка БЛА, что особенно нежелательно для тяжелых БЛА [3—5].

Целью работы являлась оптимизация траектории снижения тяжелого БЛА на этапе полной посадки в целях обеспечения мягкой посадки.

Для отработки желаемой траектории снижения БЛА при посадке на наземный аэродром вплоть до полной остановки использовался метод математического моделирования. В качестве объекта исследования выбран БЛА самолетного типа тяжелого класса. Математическая модель объекта включала аэродинамическую и динамическую модели пространственного движения БЛА как твердого тела, модель тяги двухдвигательной силовой установки, модель трехколесного упругого шасси с поворотной носовой стойкой и модели ветровых возмущений.

Для управления движением БЛА использовались алгоритмы автоматического управления, синтезированные по методу обратных задач динамики [6—8].

Общие требования к выполнению режима полной посадки

Посадка БЛА самолетного типа является сложным и потенциально опасным завершающим этапом полета. Успех выполнения посадки зависит от таких факторов, как летные характеристики БЛА, вид траектории снижения при посадке, возможности бортового оборудования, используемого для обеспечения посадки, характеристики аэродрома, возможности аэродромных систем посадки, а также метеоусловия в районе посадки [9—13].

Система автоматической посадки вплоть до остановки БЛА на ВПП должна обеспечить безопасность и успешность завершающего этапа полета БЛА, особенно в сложных метеоусловиях, характеризующихся низкой облачностью, осадками в виде дождя и снега, туманом, а также наличием ветровых возмущений.

При определении требований к режиму автоматической посадки на наземный аэродром тяжелого БЛА самолетного типа можно первоначально исходить из существующих требований к посадке пилотируемых самолетов с аналогичной посадочной массой [5, 14]. Так, для БЛА с посадочной массой порядка 10 т можно определить следующие требования к режиму полной посадки на аэродром, оборудованный радиотехническими системами посадки.

- Непосредственно перед выходом на глиссаду осуществляется выпуск шасси и закрылков.
- При входе в створ ВПП и выходе на глиссаду высота полета над аэродромом должна быть в диапазоне 250...300 м при удалении от ВПП на 5...6 км.
- На прямом участке глиссады снижение необходимо осуществлять с вертикальной скоростью 3...5 м/с. На высоте 200 м при проходе дальнего приводного радиомаяка (ДПРМ) скорость полета должна быть в диапазоне 320...330 км/ч. Ближний приводной радиомаяк (БПРМ) проходится на высоте 50...60 м при скорости 300...310 км/ч.

- Прямой участок глиссады заканчивается на поверхности ВПП на расстоянии 50...60 м от ее начала. Поэтому с высоты 10...15 м следует начать выравнивание так, чтобы прекратить снижение и вывести БЛА в горизонтальный полет, когда расстояние от поверхности ВПП до колес основных стоек шасси составит 0,5...0,8 м. При этом двигатели переводятся в режим малого газа, а за счет отклонения стабилизатора обеспечивается посадочный угол атаки в диапазоне 10... 12° при скорости полета 250...260 км/ч.

Выпуск тормозного парашюта выполняется после начала устойчивого пробега на основных колесах. Начать тормозить следует при скорости не более 210...230 км/ч. Длина пробега при этом будет лежать в пределах 600...700 м. При посадке без выпуска тормозного парашюта длина пробега составляет около 1300 м.

Снижение БЛА после выхода в створ ВПП происходит по прямой глиссаде. Прямой участок глиссады может быть реализован как физическим способом с использованием радиотехнических средств, так и виртуальным способом. В последнем случае в память бортовой ЭВМ должны быть записаны пространственные координаты глиссады с привязкой их к конкретному аэродрому посадки. Положение БЛА относительно виртуальной глиссады будет известно, если известны координаты его пространственного движения, определяемые, например, с помощью спутниковой навигационной системы.

Снижение по прямому участку глиссады должно заканчиваться переходом в снижение на участке выравнивания. Траектория движения БЛА при выравнивании должна задаваться в виде пространственной виртуальной кривой.

Таким образом, требуемая траектория посадки, задаваемая как виртуальная глиссада, будет состоять из прямого участка снижения с углом наклона $\theta_{\text{гл}}$ и кривой выравнивания.

Построение траектории полета в процессе выравнивания

Участок глиссады прямолинейного снижения определяется высотой входа в глиссаду $H_{\text{гл.вх.прям}}$ и углом наклона прямого участка глиссады $\theta_{\text{гл}}$.

Переход с прямого участка глиссады на траекторию выравнивания происходит на заданной высоте начала выравнивания.

В широко известной книге [15], посвященной взлету и посадке самолетов, предлагается кривую выравнивания при автоматической посадке задавать экспонентой вида

$$H_{\text{гл.выр}} = H_{\text{н.выр}} \exp\left(-\frac{\text{tg}\theta_{\text{гл}}}{H_{\text{н.выр}}} s\right), \quad (1)$$

где $H_{\text{н.выр}}$ — заданная высота начала выравнивания; s — пройденный путь вдоль оси ВПП в процессе

выравнивания, т. е. при условии $H_{\text{гл.выр}} = H_{\text{н.выр}}$ полагается $s = 0$.

Таким образом, экспоненциальная кривая выравнивания задается только точкой в начале процесса выравнивания и определяется двумя параметрами: углом наклона глиссады $\theta_{\text{гл}}$ и высотой начала выравнивания $H_{\text{н.выр}}$.

При условии $\theta_{\text{гл}} = \text{const}$ единственным варьируемым параметром является высота $H_{\text{н.выр}}$. Таким образом, для конкретного аэродрома воздушный путь при снижении БЛА до высоты касания колесами основных стоек шасси и вертикальная скорость в момент касания оказываются взаимно связанными и зависящими от высоты $H_{\text{н.выр}}$. Поэтому при малых значениях вертикальной скорости БЛА в момент касания точка касания колесами поверхности ВПП будет значительно удалена от начала ВПП, а при приземлении ближе к началу ВПП будет большая по модулю вертикальная скорость касания $V_{y \text{ кас}} < 0$.

Надо отметить, что в зависимости от модуля вертикальной скорости касания различают три вида посадки:

- мягкая посадка ($|V_{y \text{ кас}}| \leq 0,5...0,6$ м/с);
- жесткая посадка ($0,6$ м/с $< |V_{y \text{ кас}}| \leq 1,2$ м/с);
- очень жесткая посадка ($1,2$ м/с $< |V_{y \text{ кас}}|$).

С учетом указанного выше недостатка экспоненциального выравнивания кривую выравнивания будем задавать в виде полинома третьего порядка, определяющего зависимость высоты полета от пройденного пути s вдоль оси ВПП:

$$H_{\text{гл.выр}} = \sum_{k=0}^3 a_k s^k. \quad (2)$$

Для определения четырех коэффициентов полинома используем краевые условия, налагаемые на траекторию выравнивания.

Кривая выравнивания будет начинаться в точке начала выравнивания с высотой $H_{\text{н.выр}}$ и будет иметь угол наклона $\theta_{\text{гл}}$. В этой точке будем полагать $s = 0$.

Заканчиваться кривая выравнивания должна на высоте $H_{\text{кас}}$ в точке касания колесами основных стоек шасси поверхности ВПП при значении координаты $s_{\text{кас}}$, определяемом выражением

$$s_{\text{кас}} = s_{\text{рм}} + L_{\text{кас}} - L_{\text{рм}}, \quad (3)$$

где $s_{\text{рм}}$ — расстояние до глиссадного радиомаяка от точки начала выравнивания: $s_{\text{рм}} = \frac{H_{\text{н.выр}}}{\text{tg}\theta_{\text{гл}}}$; $L_{\text{кас}}$ —

заданное расстояние точки касания ВПП от начала ВПП; $L_{\text{рм}}$ — расстояние от начала ВПП до глиссадного радиомаяка.

Наконец, в качестве четвертого условия для определения кривой выравнивания потребуем, чтобы в точке касания угол наклона траектории был равен нулю:

$$\frac{\partial H_{\text{гл.выр}}}{\partial s}(s_{\text{кас}}) = 0. \quad (4)$$

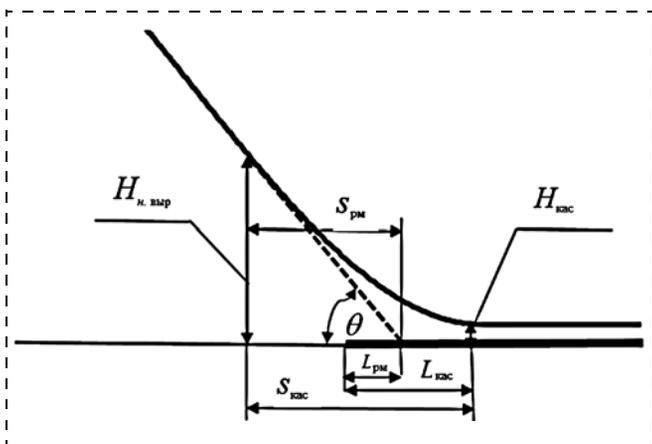


Рис. 1. Основные параметры для определения заданной траектории выравнивания

Заданные краевые условия для кривой выравнивания поясняет рис. 1.

Таким образом, кривая выравнивания заканчивается в точке касания на высоте $H_{\text{кас}}$ при выполнении условия (4).

Два начальных и два конечных условия определяют коэффициенты кривой выравнивания:

$$a_0 = H_{\text{н.выр}}, a_1 = -\text{tg}\theta_{\text{гл}}, a_2 = \frac{\Delta_1}{\Delta}, a_3 = \frac{\Delta_2}{\Delta},$$

где

$$\Delta = a_{11}a_{22} - a_{12}a_{21}, \Delta_1 = b_1a_{22} - b_2a_{12},$$

$$\Delta_2 = b_2a_{11} - b_1a_{21}, a_{11} = s_{\text{кас}}^2,$$

$$a_{12} = a_{11}s_{\text{кас}}, a_{21} = 2s_{\text{кас}}, a_{22} = 3a_{11},$$

$$b_1 = \text{tg}\theta_{\text{гл}}s_{\text{кас}} - H_{\text{н.выр}} + H_{\text{кас}}, b_2 = \text{tg}\theta_{\text{гл}}.$$

Таким образом, для построения траектории выравнивания должны быть заданы четыре параметра: $\theta_{\text{гл}}$, $H_{\text{н.выр}}$, $H_{\text{кас}}$ и $s_{\text{кас}}$.

Высота $H_{\text{кас}}$ — это расстояние центра тяжести БЛА от поверхности ВПП в момент касания основными колесами ВПП. Она определяется геометрическими параметрами самолетного шасси и углом атаки (тангажа) в момент касания ВПП. Значения посадочного угла атаки при одном и том же значении скорости будет, в свою очередь, зависеть от массы БЛА на момент посадки. Для рассматриваемого БЛА при посадочном угле атаки $9...11^\circ$ высота $H_{\text{кас}}$ лежит в диапазоне $1,7...2,0$ м.

Таким образом, заданная траектория полной посадки будет состоять из траектории прямолинейного снижения по глиссаде и криволинейного участка выравнивания, заданного полиномом (2).

Если глиссада имеет виртуальный характер, то признаком входа в глиссаду и начала снижения по прямому ее участку будет сигнал достижения самолетом оставшейся дальности $D_{\text{вход}}$ до начала ВПП:

$$D_{\text{вход}} = H_{\text{гл.вх.прям}}/\text{tg}\theta_{\text{гл}} - L_{\text{рм}}.$$

В процессе посадки с уменьшением высоты происходит также и уменьшение скорости полета. Так,

например, для БЛА рассматриваемого типа скорость на входе в глиссаду $V_{\text{гл.вх.прям}}$ может лежать в пределах $320...350$ км/ч, а в момент касания ВПП скорость касания $V_{\text{кас}}$ должна быть в диапазоне $250...260$ км/ч.

Задача автоматического управления состоит в реализации в процессе посадки заданной с помощью виртуальной глиссады высоты полета и заданной скорости полета. Будем полагать, что заданная скорость в ходе посадки меняется в зависимости от пройденного пути по линейному закону от значения $V_{\text{гл.вх.прям}}$ до значения $V_{\text{кас}}$ в момент касания основных колес поверхности ВПП.

Для управления высотой полета используется поворотный стабилизатор (или руль высоты), а заданная скорость полета реализуется через автомат тяги силовой установки.

Кроме непрерывного управления стабилизатором и тягой силовой установки в процессе посадки выдаются также дискретные сигналы управления механизацией крыла, выпуском шасси, а также сигналы включения тормозной системы колес шасси. Все управление автоматической посадкой реализуется с использованием управляющей бортовой цифровой вычислительной машины.

Для управления посадкой БЛА в процессе снижения по прямому участку глиссады и по траектории выравнивания используются алгоритмы отслеживания заданных значений высоты и скорости полета.

Управление тормозами колес основных стоек шасси при пробеге БЛА по ВПП не рассматривалось, но предполагалось что автомат торможения управляет проскальзыванием колес так, что реализуется торможение, близкое к оптимальному.

Оценка работоспособности и эффективности алгоритма управления

Для оценки работоспособности алгоритмов автоматической посадки БЛА на наземный аэродром с бетонной ВПП было выполнено численное моделирование режима полной посадки.

Предварительно был осуществлен взлет БЛА и вывод его в установившийся горизонтальный полет на высоте 250 м со скоростью 320 км/ч. Поэтому пройденный путь X_g и время полета в приводимых ниже результатах моделирования отсчитывались от точки и момента старта БЛА при его взлете.

Точка касания основными колесами поверхности ВПП была задана на расстоянии 350 м от начала ВПП при значении $L_{\text{рм}} = 150$ м. Высота полета в точке начала выравнивания $H_{\text{н.выр}} = 30$ м, а $H_{\text{кас}} = 1,8$ м.

На рис. 2 показано изменение скорости и высоты полета в процессе взлета и полной посадки.

При значении пройденного пути $X_g = 20700$ м проведен выпуск носков и закрылков (рис. 2). Реакцией на это было увеличение высоты полета на $6,5$ м, которое далее было устранено. В точке выхода на прямой участок глиссады ($X_g = 21800$ м) БЛА

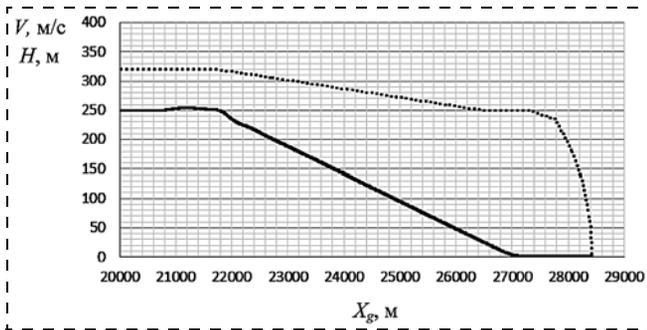


Рис. 2. Изменение высоты (сплошная линия) и скорости (пунктирная линия) полета в процессе полной посадки

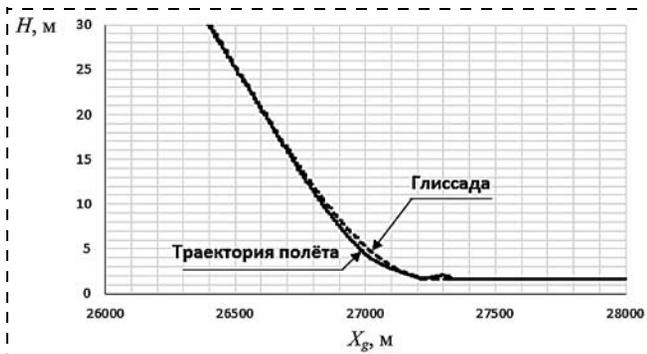


Рис. 3. Изменение высоты полета и глиссады, заданной кривой выравнивания

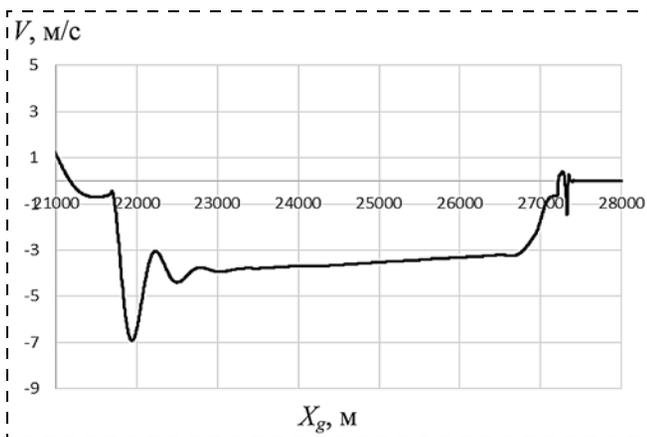


Рис. 4. Изменение вертикальной скорости БПЛА в процессе полной посадки

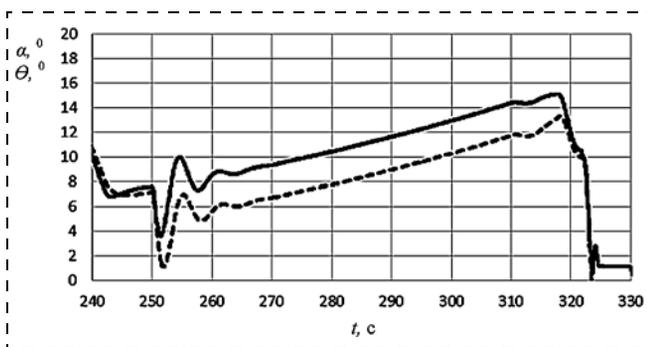


Рис. 5. Изменение углов атаки (сплошная линия) и тангажа (штриховая линия) в процессе полной посадки

имел заданные параметры полета: $V = 320$ км/ч и $H = 250$ м.

По прямому участку глиссады (см. рис. 2) снижение проводилось до точки начала выравнивания с постепенным уменьшением скорости полета. Выравнивание началось на высоте 30 м при скорости 250 км/ч, при этом $X_g = 26\,400$ м. Таким образом, снижение по прямой происходило на участке длиной 4600 м.

Процесс выравнивания закончился в точке касания ($X_g = 27\,220$ м) и длился по времени 12 с. Высота центра массы БЛА над поверхностью ВПП составляла 1,74 м.

После касания основными колесами за счет управления стабилизатором осуществлялось опускание носа БЛА до контакта носового колеса с поверхностью ВПП, уборка носков и закрылков, а также перевод двигателей на режим малого газа. Торможение начиналось автоматически при значении скорости 235 км/ч.

Весь наземный участок качения БЛА по ВПП без выпуска тормозного парашюта составил 1350 м ($X_g = 13\,000$ м), что соответствует данным, приводимым в инструкции летчику для ЛА такого класса.

На рис. 3 более подробно показано изменение высоты центра массы БЛА над поверхностью ВПП в процессе выравнивания траектории.

В точке остановки в конце пробега высота центра массы БЛА над поверхностью ВПП составляла 1,65 м.

На рис. 4 показан график изменения вертикальной скорости БПЛА при снижении на последнем участке прямой глиссады, на участке выравнивания и в момент касания БПЛА ВПП. Как видно из графика, при снижении на последнем участке прямой глиссады вертикальная скорость была равна $-3,3$ м/с, а в точке касания ($X_g = 27\,220$ м) вертикальная скорость имела значение 0,6 м/с.

Как видно из графика на рис. 5, при $t = 242$ с начался процесс перехода из горизонтального полета на участок снижения по прямой глиссаде, что и привело к колебанию угла атаки в этом процессе. При снижении по глиссаде угол атаки постепенно увеличивался, компенсируя уменьшение скорости полета с 320 км/ч до значения 250 км/ч, и достигал максимального значения 15° .

В процессе выравнивания траектории угол атаки монотонно уменьшался и в точке касания имел значение 10° .

На рис. 6 показано изменение угла поворота стабилизатора в процессе выравнивания траектории и качения по ВПП.

Интенсивная работа стабилизатора наблюдается в момент, предшествующий касанию ВПП, и в момент опускания носовой стойки.

Работа привода стабилизатора в данном случае не моделировалась, но ограничивалась максимальной скоростью поворота стабилизатора значением 30° в секунду при ограничении углов поворота диапазоном $-35...+15^\circ$.

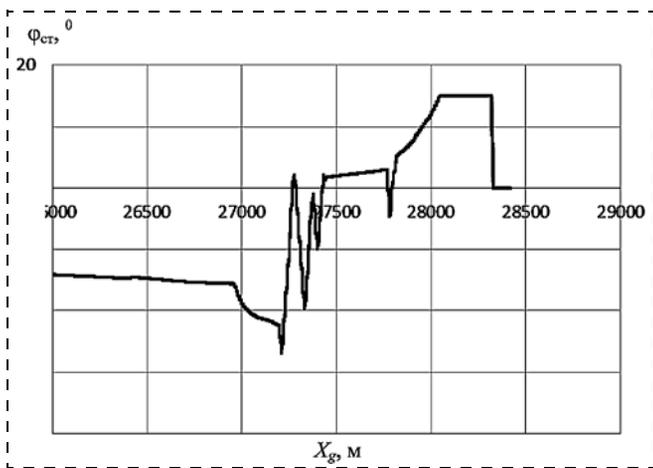


Рис. 6. Изменение угла поворота стабилизатора в процессе выравнивания траектории и качения по ВПП

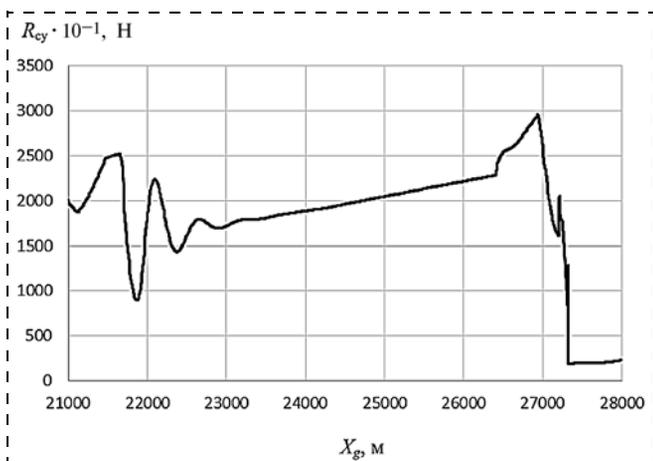


Рис. 7. Изменение тяги силовой установки в процессе полной посадки

На рис. 7 показано изменение тяги силовой установки в процессе полной посадки. Активная работа автомата тяги наблюдается при выходе на посадочную глиссаду, а также при завершении режима выравнивания. На участке торможения при постоянном значении угла поворота РУД ($\delta_{\text{РУД}} = 20^\circ$) наблюдается незначительный рост тяги, обусловленный падением скорости БПЛА при его торможении. Остановка БПЛА происходит за счет его удерживания тормозами основных колес шасси.

Таким образом, результаты моделирования режима полной посадки подтверждают обоснованность выбора траектории выравнивания в виде полинома третьего порядка (2). При таком виде желаемой траектории выравнивания обеспечивается мягкая посадка БЛА, исключая возможность возникновения аварийных ситуаций в момент перехода траектории воздушного полета в движение по поверхности ВПП аэродрома.

Список литературы

1. Аюпов А. И., Алакоз Г. М., Беккиев А. Ю., Кутахов В. П., Пляскота С. И. Беспилотники. Проблемы создания и внедрения // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н. Е. Жуковского. 2015. № 3. С. 22–33.
2. Моисеев В. С. Прикладная теория управления беспилотными летательными аппаратами. Казань: ГБУ "Республиканский центр мониторинга качества образования", 2013. 768 с.
3. Телухин С. В., Матвеев В. В. Беспилотный летательный аппарат как объект управления // Мехатроника, автоматизация, управление. 2008. № 10. С. 54.
4. Александров А. А., Кабанов С. А. Оптимизация посадки беспилотного летательного аппарата с учетом ограничений на управление // Мехатроника, автоматизация, управление. 2008. № 2. С. 50–54.
5. Ерёмин Е. М., Русский А. В. Способ расчета оценки максимально допустимой взлетной массы беспилотного летательного аппарата на этапе его проектирования // Оборонный комплекс — научно-техническому прогрессу России. 2014. № 1 (121). С. 39–42.
6. Харьков В. П. Алгоритм управления относительным положением беспилотных летательных аппаратов // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2015. Т. 13. № 5. С. 33–40.
7. Кулифеев Ю. Б., Алексеев Э. О. Алгоритм обработки заданной траектории движения самолета по взлетно-посадочной полосе // Мехатроника, автоматизация, управление. 2007. № 10. С. 73–78.
8. Косьянчук В. В., Сельвесюк Н. И., Чуянов Г. А. Проблемные вопросы развития технологий создания бортового оборудования летательных аппаратов военного назначения // Вооружение и экономика. 2013. № 4 (25). С. 42–48.
9. Макаренко В. Г., Богомолов А. В., Рудаков С. В., Подорожник А. А. Технология построения инерциально-спутниковой навигационной системы управления транспортными средствами с нейросетевой оптимизацией состава вектора измерений // Мехатроника, автоматизация, управление. 2007. № 1. С. 39–44.
10. Парамонов П. П., Сабо Ю. И., Шукалов А. В., Матвеев В. В., Распопов В. Я. Интегрированная навигационная система для малоразмерного летательного аппарата // Мехатроника, автоматизация, управление. 2010. № 10. С. 60–67.
12. Кукушкин Ю. А., Богомолов А. В., Ушаков И. Б. Математическое обеспечение оценивания состояния материальных систем // Информационные технологии. 2004. № 7 (приложение). 32 с.
13. Крутько П. Д. Обратные задачи динамики управляемых систем. Нелинейные модели. М.: Наука, 1988. 328 с.
14. Техника пилотирования и самолетовождения самолета МиГ-29. Методическое пособие летчику. М.: Воениздат, 1968. 158 с.
15. Котик М. Г. Динамика взлета и посадки самолетов. М.: Машиностроение, 1984. 256 с.

Trajectory Optimization of a Heavy Unmanned Aerial Vehicle at the Stage of Full Landing

Yu. B. Kulifeyev, 7108113@mail.ru✉,

Uspensky Avionics Moscow Research and Production Complex, 127055, Russian Federation,
M. M. Mironova, 7108113@mail.ru, Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125993, Russian Federation

Corresponding author: Kulifeyev Yury B., D.Sc, Professor, Chief Officer,
Uspensky Avionics Moscow Research and Production Complex,
Moscow, 127055, Russian Federation, e-mail: aazhdanov@ipmce.ru

Landing of UAV of an airplane-type is a complicated and potentially dangerous final stage of the flight. Success of landing depends on such factors as UA V flight performance, landing descent trajectory configuration, capabilities of the onboard equipment used for landing, aerodrome characteristics, capabilities of the aerodrome landing systems, as well as the meteorological conditions in the landing area. Generally, now at the stage of field landing UA V descends along a straight glide path with a slope within 2...3 degrees down to a runway contact with the landing gear. In case of such a descent without a flare path UA V landing is hard, which is especially undesirable for heavy UAVs. The technique of optimization of the descent path of a heavy unmanned aircraft of an airplane-type ensures a soft landing on the airfield ground. As the object of the study a heavy class drone of an airplane-type was selected. A mathematical model of the object included aerodynamic and dynamic model of the spatial movement of the unmanned aerial vehicle as a rigid body, a model of the two traction motor propulsion system, an elastic model of the tricycle landing gear with a turning nose strut and models of wind disturbances. For control of the movement of the unmanned aerial vehicle the algorithms for automatic control were used, synthesized by the method of the inverse problems of dynamics. In order to resolve the desired descent path of an unmanned aerial vehicle's landing on the airfield ground to a halt mathematical modeling was used. The results of the mathematical simulation mode fully confirm the validity of the choice of the path alignment as a third-order polynomial. In this type of alignment the desired trajectory ensures a soft landing of an unmanned aircraft, which excludes the possibility of emergency situations in the moment of transition in the flight path of the air traffic on the surface of the runway.

Keywords: drone, flight and navigation system of an unmanned aircraft, longitudinal motion model of an unmanned aerial vehicle, straight stretch of decline, leveling curve, landing of an unmanned aircraft

For citation:

Kulifeyev Y. B., Mironova M. M. Trajectory Optimization of a Heavy Unmanned Aerial Vehicle at the Stage of Full Landing, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2016, vol. 17, no. 1, pp. 67–72.

DOI: 10.17587/mau/17.67-72

References

1. **Ajupov A. I., Alakoz G. M., Bekkiev A. Ju., Kutahov V. P., Pljaskota S. I.** *Bespilotniki. Problemy sozdaniya i vnedreniya* (Drones. Problems of creation and implementation), *Nauchnye chteniya po aviatsii, posvjashchennye pamjati N.E. Zhukovskogo*, 2015, no. 3, pp. 22–33 (in Russian).
2. **Moiseev V. S.** *Prikladnaja teorija upravlenija bespilotnymi letatel'nyimi apparatami* (Applied control theory unmanned aerial vehicle), Kazan': GBU "Respublikanskij centr monitoringa kachestva obrazovaniya", 2013, 768 p. (in Russian).
3. **Teluhin S. V., Matveev V. V.** *Bespilotnyj letatel'nyj apparat kak ob'ekt upravlenija* (Unmanned aerial vehicle as a control object), *Mekhatronika, Avtomatizatsija, Upravlenie*, 2008, no. 10, p. 54 (in Russian).
4. **Aleksandrov A. A., Kabanov S. A.** *Optimizatsija posadki bespilotnogo letatel'nogo apparata s uchetom ogranichenij na upravlenie* (Optimizing landing unmanned aerial vehicle within the constraints of managing), *Mekhatronika, Avtomatizatsija, Upravlenie*, 2008, no. 2, pp. 50–54 (in Russian).
5. **Erjomin E. M., Russkin A. V.** *Sposob rascheta ocenki maksimal'no dopustimoj vzletnoj massy bespilotnogo letatel'nogo apparata na jetape ego proektirovaniya* (The method for calculating the maximum allowable assessment takeoff weight unmanned aerial vehicle at the stage of its design), *Oboronnyj kompleks-Nauchno-Tehnicheskomu Progressu Rossii*, 2014, no. 1 (121), pp. 39–42 (in Russian).
7. **Har'kov V. P.** *Algoritm upravlenija otositel'nyh polozhenij bespilotnyh letatel'nyh apparatov* (The control algorithm relative position drones), *Informacionno-Izmeritel'nye I Upravljajushhie Sistemy*, 2015, vol. 13, no. 5, pp. 33–40 (in Russian).
8. **Kulifeyev Ju. B., Alekseev Je. O.** *Algoritm otrabotki zadannoj traektorii dvizhenija samoleta po vzletno-posadochnoj polose* (The algorithm is working off the desired path of the aircraft on the runway), *Mekhatronika, Avtomatizatsija, Upravlenie*, 2007, no. 10, pp. 73–78 (in Russian).
9. **Kos'janchuk V. V., Sel'vesjuk N. I., Chujanov G. A.** *Problemye voprosy razvitiya tehnologij sozdaniya bortovogo oborudovaniya letatel'nyh apparatov voennogo naznacheniya* (Problematic issues of development technologies for creating on-board equipment of aircraft for military use), *Vooruzhenie i Jekonomika*, 2013, no. 4 (25), pp. 42–48 (in Russian).
10. **Makarenko V. G., Bogomolov A. V., Rudakov S. V., Podorozhnik A. A.** *Tehnologija a postroeniya inercial'no-sputnikovoj navigacionnoj sistemy upravlenija transportnymi sredstvami s nejrosetevoj optimizatsiej sostava vektora izmerenij* (Technology of construction of inertial-satellite navigation system vehicle management with optimization of neural network structure measurement vector), *Mekhatronika, Avtomatizatsija, Upravlenie*, 2007, no. 1, pp. 39–44 (in Russian).
11. **Paramonov P. P., Sabo Ju. I., Shukalov, A. V., Matveev V. V., Paspopov V. Ja.** *Integrirovannaja navigacionnaja sistema dlja malorazmernogo letatel'nogo apparata* (The integrated navigation system for small-sized aircraft), *Mekhatronika, Avtomatizatsija, Upravlenie*, 2010, no. 10, pp. 60–67 (in Russian).
12. **Kukushkin Ju. A., Bogomolov A. V., Ushakov I. B.** *Matematicheskoe obespechenie ocenivaniya sostojaniya material'nyh sistem* (Software of state estimation of material systems), *Informacionnye Tehnologii*, 2004, no. 7 (prilozhenie), 32 p. (in Russian).
13. **Krut'ko P. D.** *Obratnye zadachi dinamiki upravljajemyh sistem. Nelinejnye modeli* (Inverse problems of the dynamics of control systems. Nonlinear models), Moscow, Nauka, 1988, 328 p. (in Russian).
14. **Tehnika pilotirovaniya i samoljotovozhdenija samoljota MiG-29. Metodicheskoe posobie ljotchiku** (Piloting technique and samoljotovozhdeniya MiG-29. Toolkit pilots), Moscow, Voenizdat, 1968, 158 p. (in Russian).
15. **Kotik M. G.** *Dinamika vzleta i posadki samoletov* (Dynamics of takeoff and landing aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 256 p. (in Russian).

Издательство «НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ»

107076, Москва, Стромьинский пер., 4

Телефон редакции журнала: (499) 269-5397, тел./факс: (499) 269-5510

Технический редактор *Е. В. Конова*. Корректор *Т. В. Пчелкина*.

Сдано в набор 02.11.2015. Подписано в печать 11.12.2015. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная.
Усл. печ. л. 8,86. Заказ МН116. Цена договорная.

Журнал зарегистрирован в Комитете Российской Федерации по делам печати, телерадиовещания и средств массовых коммуникаций
Свидетельство о регистрации ПИ № 77-11648 от 21.01.02

Учредитель: Издательство "Новые технологии"

Оригинал-макет ООО "Авансед солюшнз". Отпечатано в ООО "Авансед солюшнз".
119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1.