

coefficient almost does not depend on numerical values of those coefficients, and influence of ΔY_B error depends from those coefficients numerical values inversely. This fact makes the ensuring of MM's NA coefficients identification tolerance much more complicated because identification of the small numerical values of MM's coefficients require calibration equipment with higher tolerance.

Choosing of stand equipment that is used for calibration of NA by its non-linear metrological model (1) accordingly to the conditions (12...14), ensures identification with assigned accuracy of all its metrological model coefficients.

References

1. Устюгов М. Н. Калибровка акселерометра бесплатформенной инерциальной навигационной системы / М. Н. Устюгов, М. А. Щипицына// Вестник ЮУрГУ, №14, 2006 – С. 140-143.
2. Черняк Н. Г., Хазинедарлу Э. Калибровка навигационного маятникового акселерометра методом тестовых поворотов в гравитационном поле Земли// Механіка гіроскопічних систем.- научн.-техн. збірник.- Київ, 2009.-Вип. 20.- С.81-91.
3. Черняк Н. Г., Хазинедарлу Э. Исследование метрологических характеристик навигационного маятникового компенсационного акселерометра с трансформаторным датчиком угла// Інформаційні системи, механіка та керування.- наук.-техн. збірник.- Київ, 2009.-Вип. 3.- С.5-20.

УДК 629.73

П. С. Семидел , В. В. Бурнашев

СИНТЕЗ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ АВТОМАТИЧЕСКИМ ПРИЗЕМЛЕНИЕМ САМОЛЕТА НА ШАССИ

Введение

Современные беспилотные летательные аппараты (БПЛА) широко используются в разных отраслях экономики и в сфере безопасности. От способа и качества реализации посадки зависит их универсальность, ресурс и стоимость эксплуатации. Поэтому актуально усовершенствование систем управления посадкой.

В настоящее время используются различные способы посадки беспилотных самолётов [1], [2]. Классическая посадка на шасси не создаёт

столь больших нагрузок на конструктивные элементы самолёта по сравнению с другими видами [3]. Однако при этом система управления должна обеспечить выполнение строгих требований к параметрам движения [4], а также ограничение использования органов управления, что недостаточно рассмотрено в литературе [3], [4]. Потому необходимо создание эффективных законов формирования траектории приземления и законов стабилизации, способных обеспечить высокую точность управления.

Постановка задачи

Рассмотрим задачу разработки и усовершенствования законов управления автоматической посадкой беспилотного самолёта на шасси, обеспечивающих необходимую точность при наиболее эффективном и ограниченном использовании органов управления.

Траектория выравнивания беспилотного самолета

Для синтеза траектории приземления самолёта использовалась линеаризованная модель его продольного движения [5]. После перехода в системе уравнений к изображениям были найдены зависимости изображений отклонений руля высоты, а также других параметров движения от искомого закона изменения высоты (1):

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta V(p) = \frac{a_{v3}p^3 + a_{v2}p^2 + a_{v1}p + a_{v0}}{b_3p^3 + b_2p^2 + b_1p + b_0} \left(pH_3(p) - H_0 - \frac{V_0\theta_0}{p} \right); \\ \Delta\theta(p) = \frac{a_{\theta3}p^3 + a_{\theta2}p^2 + a_{\theta1}p + a_{\theta0}}{b_3p^3 + b_2p^2 + b_1p + b_0} \left(pH_3(p) - H_0 - \frac{V_0\theta_0}{p} \right); \\ \Delta\vartheta(p) = \frac{a_{\vartheta2}p^2 + a_{\vartheta1}p + a_{\vartheta0}}{b_3p^3 + b_2p^2 + b_1p + b_0} \left(pH_3(p) - H_0 - \frac{V_0\theta_0}{p} \right); \\ \Delta\delta_B(p) = \frac{a_4p^4 + a_3p^3 + a_2p^2 + a_1p + a_0}{b_3p^3 + b_2p^2 + b_1p + b_0} \left(pH_3(p) - H_0 - \frac{V_0\theta_0}{p} \right), \end{array} \right. \quad (1)$$

где H_0, V_0, θ_0 – высота, скорость и угол наклона траектории на глиссаде;

$\Delta V, \Delta\theta, \Delta\vartheta, \Delta\delta_B$ – отклонения скорости, углов тангажа, наклона траектории и руля высоты соответственно,

$a_i, a_{\theta i}, a_{\vartheta i}, a_{vi}, b_i$ – коэффициенты линеаризованной модели самолёта.

Затем в эти выражения подставили закон изменения высоты в виде полинома времени t шестого порядка с неизвестными коэффициентами:

$$H_3(t) = H_0 + V_0 \sin \theta_0 t + A_2 t^2 + A_3 t^3 + A_4 t^4 + A_5 t^5 + A_6 t^6,$$

где A_i – искомые коэффициенты.

На основе выражений (1), исходя из требований к значениям параметров продольного движения в точке касания и начальной точке [6], [7], [8], составлена система линейных уравнений относительно неизвестных коэффициентов A_i функции высоты. После её решения для момента времени касания были определены закон отклонения руля высоты и законы изменения скорости, высоты, угла наклона траектории, и тангажа. Закон изменения высоты получен в следующем виде:

$$\Delta\delta_B(t) = 4.01307t^2 - 1.39895 \cdot 10^{-2}e^{-29.9334t} - 234.439e^{-0.184852t} + 1.11191 \cdot 10^{-2}t^4 - 43.3693t - 0.246136t^3 - 3.73916 \cdot 10^{-4}t^5 + 234.437 \quad (2)$$

Далее выражение (2) было адаптировано под возможности бортовых вычислителей:

$$\Delta\delta_B(t) = 2.16107 \cdot 10^{-7}t^7 - 0.0000119654t^6 + 0.0000428263t^5 - 0.000271405t^4 + 0.000637811t^3 + 0.00768548t^2 - 0.0328078t \quad (3)$$

Визуализируя выражения (3) и (2), можно убедиться в их эквивалентности (рис. 1). Графики (3) и (2) совпадают. При этом закон управления (3) реализует программу движения БПЛА в соответствии с требованиями к параметрам траектории посадки (рис. 2 – рис. 5).

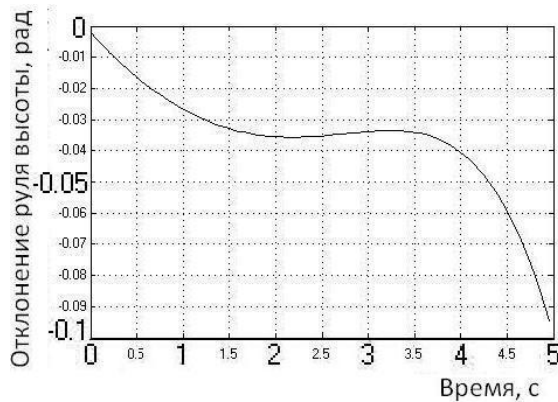


Рис. 1. Отклонение руля высоты от балансирующего положения на глиссаде

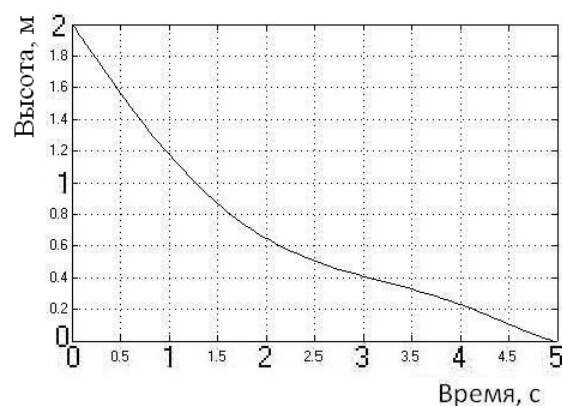


Рис. 2. Программа изменения высоты при автоматическом выравнивании

Параметры движения самолёта в точке касания определяются не только их программными значениями, но и ошибками стабилизации.

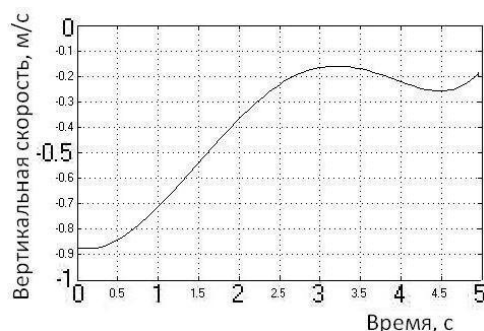


Рис. 3. Программа изменения вертикальной скорости при автоматическом выравнивании

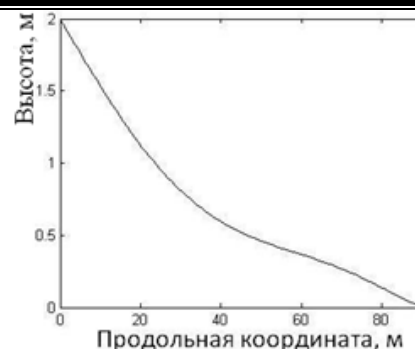


Рис. 4. Траектория выравнивания

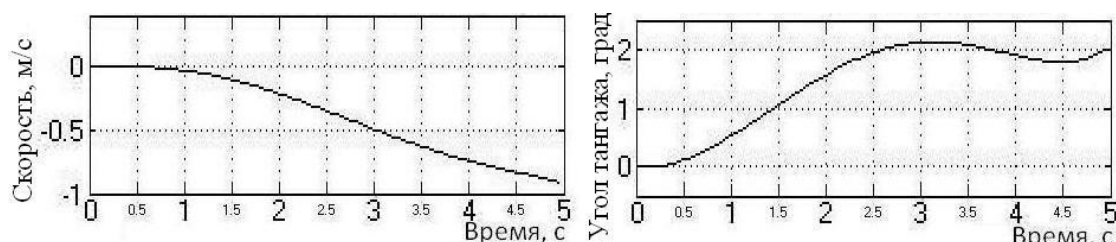


Рис. 5. Отклонения параметров полёта от программных значений при заходе на посадку

Синтез законов стабилизации самолета на траектории посадки

Рассмотрим процедуру синтеза законов стабилизации методом аналитического конструирования. Этот метод основан на минимизации интегрально-квадратичного критерия:

$$I = \int_0^{\infty} x(t)^T \cdot Q \cdot x(t) + u^T(t) \cdot R \cdot u(t) dt, \quad (4)$$

где $x(t) = (\Delta V \quad \Delta \theta \quad \Delta \vartheta \quad \Delta \omega_z \quad \Delta H \quad \Delta X \quad \Delta \Omega)^T$ – вектор состояния объекта, в который входят параметры полёта: $\Delta \omega_z, \Delta H, \Delta X, \Delta \Omega$ – отклонения от программных значений угловой скорости тангажа, высоты, продольной координаты и угловой скорости вращения пропеллера соответственно;

Q и R – матрицы весовых коэффициентов;

$u(t)$ – вектор управления.

Одним из недостатков метода является полуопределённый функционал (4). В нём известны векторы состояния и управления, а матрицы весовых коэффициентов, могут принимать различные значения. При этом от этих значений напрямую зависит качество управления. В литературе предлагаются различные способы их нахождения [9], [10], однако все они не учитывают специфику режима посадки, и сводятся к угадыванию.

Матрицы коэффициентов функционала необходимо выбирать таким образом, чтобы удовлетворить требованиям к точности стабилизации при посадке. На основе этих требований целесообразно сформулировать дополнительный критерий для выбора матриц Q и R .

Ошибки стабилизации ограничиваются с учётом прочности планера, размеров взлетно-посадочной полосы и качества её покрытия, траектории выравнивания, а также допустимой вероятности аварии. Эмпирическим путём определено, что выполнению ограничений и повышению вероятности успешной посадки способствует минимизация дополнительного критерия

$$K = \max(|\Delta\delta_B|) \cdot 10^{-5} + D_L(\Delta\theta), \quad (5)$$

где $\Delta\delta_B$ – величина управления рулём высоты,

$D_L(\Delta\theta)$ – дисперсия ошибки стабилизации угла наклона траектории, найденная по уравнению Ляпунова для дисперсии.

Нахождение матриц функционала (4), соответствующих минимуму выражения (5), аналитически является сложной вариационной задачей. При этом ее решение (если оно существует) может не быть универсальным в смысле применимости к функциям цели, отличным от (5). Поэтому целесообразным представляется создание и последующее применение надежного универсального алгоритма автоматизированного поиска численного решения.

Многомерная нелинейная оптимизация регулятора

Рассмотрим многомерную нелинейную неограниченную оптимизационную задачу в приближенном к практике синтеза законов управления случае.

Дана нелинейная функция нескольких переменных, которую необходимо минимизировать. У неё могут быть произвольные свойства нелинейной функции, в том числе много локальных экстремумов и разрывов.

Так как параметры системы могут изменяться, необходимо найти решение, близкое по величине к минимуму, в точке с большой окрестностью, в которой функция цели принимает удовлетворительно малые значения (например, другой локальный экстремум, с более пологими спусками). Такое решение будет обладать повышенной грубостью, по сравнению со строго оптимальным.

Минимизация совершается путём поиска локальных экстремумов с последующим выбором наименьшего. Выбранный экстремум может и не быть глобальным, но быть при этом близким к нему по величине и шире его.

Таким образом, задача разбивается на два последовательных этапа: нахождение локальных экстремумов и выбор из массива найденных результатов подходящего экстремума, с учётом ограничений.

Применение методов линейного программирования для нахождения каждого локального экстремума в отдельности приводит к перебору всех возможных начальных точек поиска, с некоторым шагом. Существующие методы нелинейного поиска [10], [11] разработаны либо для конкретных задач, либо для задач, близких к линейным, и поэтому также являются неприемлемыми.

Рассмотрим действенный алгоритм поиска экстремума дополнительного критерия. Операции этого алгоритма необходимо проводить итеративно для каждого текущего интервала поиска в отдельности, последовательно для каждой переменной.

Увеличим данный интервал в нецелое число раз от 1 до 2 и разделим его на четное количество меньших интервалов. Найдём значения критерия на краях всех интервалов, считая при этом значения других переменных на первой итерации серединами их интервалов. Затем выберем и запомним пару значений, соответствующих наименьшим величинам критерия, определяющим новый интервал поиска по этой переменной, и перейдём к следующей переменной. Таким образом, область поиска экстремума может, как сужаться, так и увеличиваться, а делая и то и другое – двигаться по всей области существования функции, обходя области её не существования.

Такой цикл имеет смысл продолжать, пока какая-то из ситуаций не повторится, или не окончится время расчёта.

На основе предложенного алгоритма была разработана специальная программа, подбора нелинейно зависящих параметров в неограниченной области значений. В отличие от существующих, данный алгоритм несёт в себе заложенные возможности по применению для нелинейных многомерных функций цели, а именно: по выходу из зон овражности функции, по обходу областей несуществования функции, по выбору более перспективного пика функции, по робастности полученной системы, и т.д. Тестирование алгоритма на известных задачах подтвердило его эффективность при многомерном поиске, в том числе на границах областей неопределённости.

В результате работы алгоритма получены параметры функционала, а также законы управления, удовлетворяющие требованиям точности стабилизации при посадке. Следует отметить, что дисперсии ошибок стабилизации траектории посадки самолета с регулятором, полученным на основе разработанного алгоритма (таблица), получаются значительно меньше, чем при использовании других коэффициентов. При этом также несколько уменьшается расход органов управления.

Таблиця

Дисперсии ошибок стабилизации параметров движения при посадке

| | |
|---|----------------------|
| Горизонтальная скорость, $\text{м}^2/\text{с}^2$ | 0.262 |
| Угол наклона траектории, рад^2 | $3.35 \cdot 10^{-4}$ |
| Угол тангажа, рад^2 | $1.06 \cdot 10^{-4}$ |
| Угловая скорость тангажа, $\text{рад}^2/\text{с}^2$ | $1.06 \cdot 10^{-3}$ |
| Высота, м^2 | 0.44 |
| Вертикальная скорость, $\text{м}^2/\text{с}^2$ | 0.11 |
| Отклонение руля высоты, рад^2 | $2.3 \cdot 10^{-3}$ |
| Отклонения сектора газа | 0.033 |

Успешность посадки определяется параметрами движения в точке касания. Для одной из реализаций автоматического приземления при действии ветра их можно увидеть на рис. 6 – рис. 10.

Из рис. 6 – рис. 10 следует, что даже, если касание произойдет раньше расчетного времени в результате возникновения ошибки стабилизации высоты, равной трем среднеквадратическим отклонениям (СКО) (таблица), то есть через 1 с после начала выравнивания (рис. 6), а также в этот момент ошибки стабилизации остальных параметров движения будут равны своим трем СКО (таблица), произойдет успешная посадка.

При этом графики отклонения руля высоты (рис. 1, рис. 10) свидетельствуют о преобладании сигнала траекторного управления над сигналом стабилизации, а также наличии значительного запаса его хода. Такой эффективности использования руля удастся достигнуть, благодаря введению дополнительного критерия качества (5), а также применению разработанного алгоритма автоматизированного подбора коэффициентов функционала.

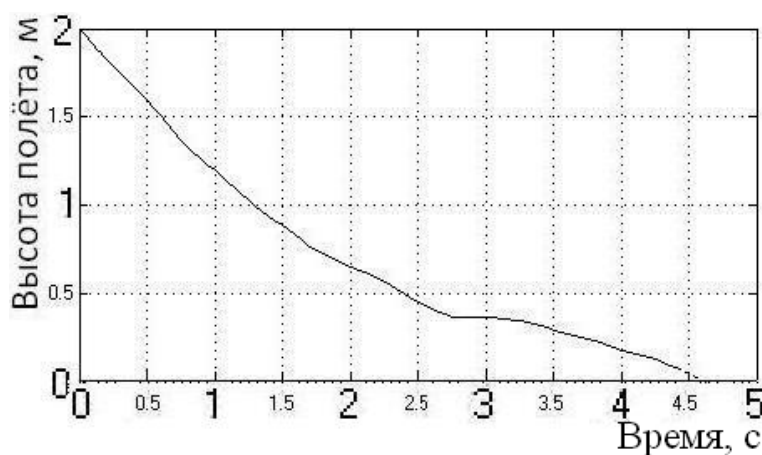


Рис. 6. Изменение высоты, с учётом влияния ветра

Выводы

Получен закон формирования невозмущенной траектории выравнивания беспилотного самолета, который позволяет обеспечить равенство параметров движения в точке касания требуемым значениям.

Усовершенствована методика аналитического конструирования законов стабилизации самолета на траектории посадки, которая позволяет получить эффективные законы управления, реализуемые при ограниченном использовании органов.

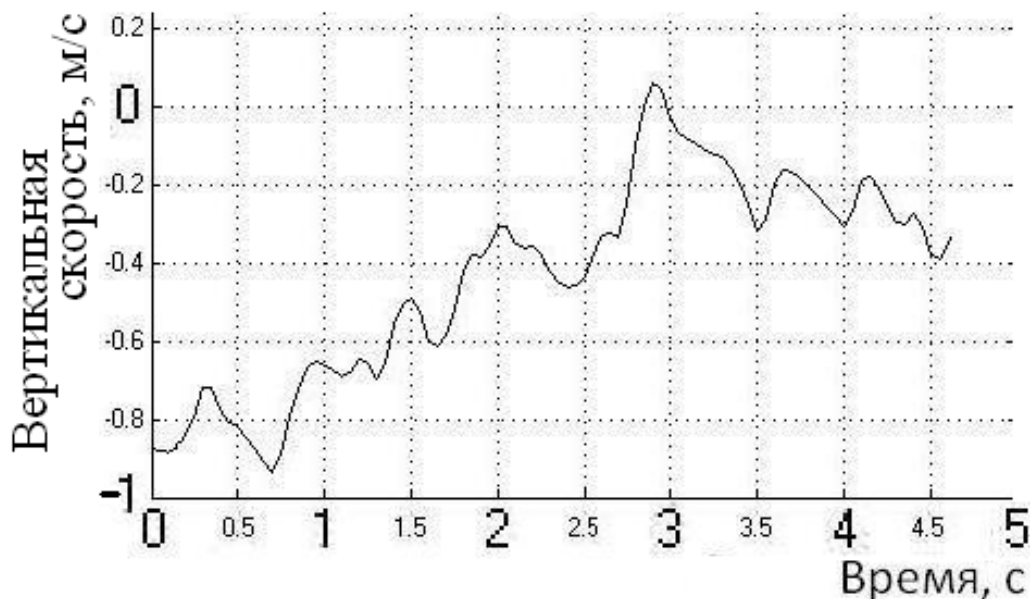


Рис. 7. Вертикальная скорость при выравнивании, с учётом влияния ветра

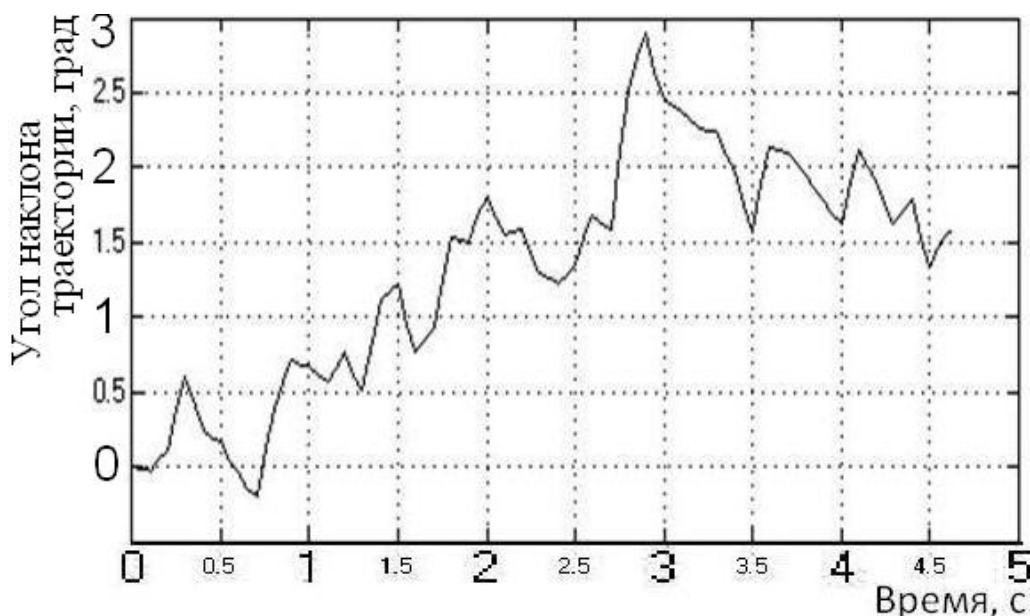


Рис. 8. Отклонение угла наклона траектории от угла наклона глиссады во время выравнивания при действии ветра

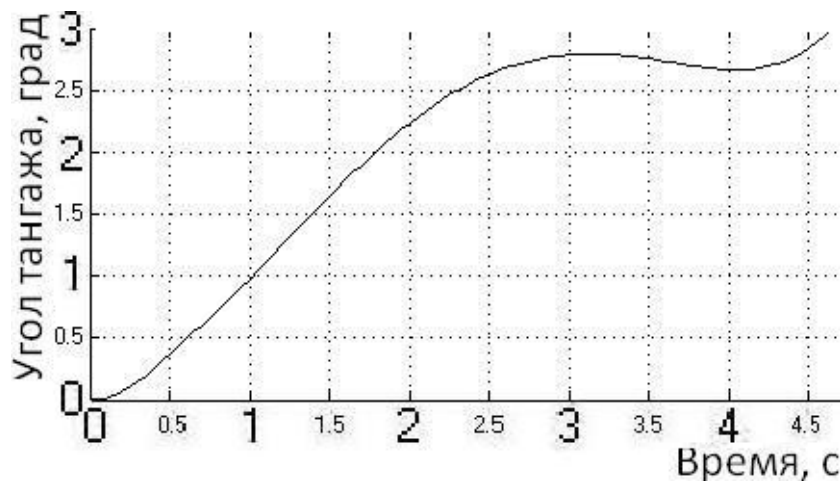


Рис. 9. Отклонение угла тангажа от балансировочного значения на глиссаде при выравнивании в условиях ветра

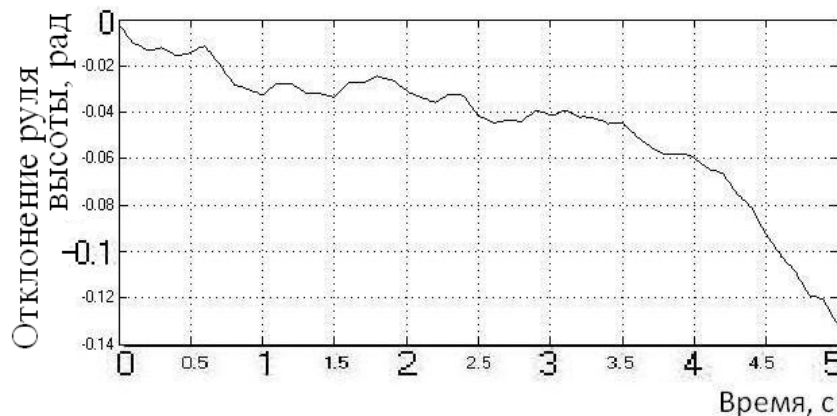


Рис. 10. Отклонение руля высоты от балансировочного положения на глиссаде при выравнивании в условиях ветра

Показано, что предложенный эвристический критерий качества (5) повышает точность стабилизации самолёта на траектории посадки.

Установлено, что алгоритм автоматизированного поиска глобального экстремума эвристического критерия качества на множестве параметров функционала Калмана-Летова имеет улучшенную надёжность и повышенное быстродействие. Он применим и для других задач поиска экстремума. Его эффективность подтверждается тестированием на задачах с известными решениями.

Результаты имитационного моделирования автоматического приземления беспилотного самолета при действии ветра свидетельствуют о работоспособности полученных законов управления и целесообразности применения предложенных методик.

Список использованной литературы

1. Синьглазов В. М., Тупіцин М. Ф., Удовенко О. О. Пат. №53306 Україна, МКИ В64С 25/00. Пристрій для посадки безпілотної літальної апаратури //№ u200909337; заявл. 11.09.09; опубл. 11.10.10, Бюл. №19. – 4 с.

2. Патент Российской федерации на полезную модель 43845. Система посадки летательного аппарата на трос. В 64 F 1/02, 2005 // В.В. Редников.
3. *Иванов А.Г.* Моделирование движения самолета на этапе посадки. // Проблемы управления с гарантированным результатом. – Е.: - 1992 - С.15-26.
4. *Кузьмин В. П., Ярошевский В. А.* Оценка предельных отклонений параметров траекторий самолета при автоматической посадке // Уч. зап. ЦАГИ, 1984. - С. 43-56.
5. *Асланян А. Э.* Системы автоматического управления полётом летательных аппаратов. – К.: КВВАИУ, 1983 – 430с.
6. *Боткин Н. Д., Пацко В. С., Турова В. Л.* Разработка алгоритмов построения экстремальных ветровых возмущений. – С.: ИММ УрО АН СССР, 1987 - 57с.
7. *Боткин Н. Д., Кейн В. М., Пацко В. С., Турова В. Л.* Управление самолетом на посадке при сдвиге ветра. – П.: ПУТИ, 1989 - 235с.
8. *Бурнашев В. В., Збруцький О. В.* Синтез траєкторії вирівнювання літака в режимі автоматичного приземлення – К.: "Вести КПИ" №1, – 2008 – С. 81 – 87.
9. *Корнеев В. А., Меликян А. А., Титовский И. Н.* Стабилизация глиссады самолета при ветровых возмущениях в минимаксной постановке // Изв. АН СССР. - 1985. - № 3. С. 132-139.
10. *Пантелеев А. В., Летова Т. А.* Методы оптимизации в примерах и задачах: Учеб. пособие. — М.: Высш. шк., 2008 - 242с.
11. *Алёшина Е. А., Пантелеев А. В.* Разработка алгоритмического и программного обеспечения метаэвристических методов оптимизации. /Проектно-конструкторские и производственные вопросы создания перспективной авиационной техники // Под ред. проф. Ю. Ю. Комарова. — М.: Изд-во МАИ, 2009. — 424 с.

УДК 629.7.025.73

В. В. Сухов, Я. С. Козей, А. С. Гетьман

АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ КРИЛА З СОНЯЧНИМИ ЕЛЕМЕНТАМИ

Вступ

Використання сонячних батарей в літакобудуванні розпочалося у середині сімдесятих років минулого століття і стало важливим досягненням [1]. Завдяки сонячній енергії літаки в небі можуть перебувати досить