

СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ

УДК 629.735.051: 681.32 (045)

М. К. Філяшкін, канд. техн. наук, проф.,
О. В. Мельников, канд. техн. наук, доц.**АВТОМАТИЧНЕ КЕРУВАННЯ ПОСАДКОЮ ЛІТАКА НА ОСНОВІ АЛГОРИТМУ
З ПРОГНОЗНОЮ МОДЕЛЛЮ**

Інститут електроніки та систем управління, НАУ e-mail: iesy@nau.edu.ua

Запропоновано будувати траєкторію приземлення за способом керування кінцевим станом під час посадки по гнучкій траєкторії. Розглянуто принципи побудови систем автоматичного керування посадкою літака на підставі алгоритмів з прогнозною моделлю з поступовим наближенням до горизонту прогнозування.

Ключові слова: посадкова дистанція, траєкторія приземлення, точка приземлення, прогнозування, прогнозна модель, оптимальне керування.

Вступ. Етап посадки літака є найбільш напруженим та потенційно небезпечним етапом, пов'язаним з великими психофізіологічними навантаженнями на пілота та членів екіпажу. Саме на ньому згідно зі світовою статистикою трапляється більше третини всіх льотних подій. Автоматизація режиму «безпосередньо посадки» є складною проблемою, яку ще не вирішено. Цей етап польоту характеризується значною нестаціонарністю як через зменшення швидкості польоту й збільшення кута атаки, що наближується до критичного, так і внаслідок аеродинамічного впливу землі. Час, що відводиться на виконання цього етапу польоту, дуже малий та сумірний із часом перехідних процесів стабілізації літака на заданій траєкторії під дією різних збурень, що може призвести до неможливості парирования цих збурень і до збільшення помилок керування.

На цьому етапі, окрім вимог до точності керування рухом центра мас літака, ставляться вимоги також до кутових параметрів руху. Це зумовлено тим, що в момент дотику до посадкової смуги літак повинен мати певне кутове положення й певну орієнтацію вектора швидкості відносно злітно-посадкової смуги (ЗПС).

Автоматизація режимів посадки літака значно підвищує безпеку польоту та знижує навантаження на членів екіпажу.

Постановка завдання. На етапі посадки важливо побудувати таку посадкову траєкторію, яка б забезпечувала приземлення літака в заданій точці ЗПС із необхідними параметрами руху.

Натепер пропонуються такі способи побудови траєкторії приземлення й автоматичного керування поздовжнім рухом літака на цій траєкторії:

1. Посадка за заздалегідь заданою (програмною) траєкторією приземлення. Однак реалізація такого способу має труднощі, зумовлені коливальним характером перехідних процесів повернення літака на траєкторію посадки і можливістю жорстких ударів об посадкову смугу, якщо збурення виникає в момент дотику до ЗПС.

2. Посадка літака за експоненціальною траєкторією, не жорстко заданою відносно ЗПС. У разі відхилення літака під впливом збурень від заданої траєкторії траєкторія посадки зміщується вздовж осі ЗПС, тобто та ж сама траєкторія будується вже з нової точки місцеперебування літака. Такий спосіб формування траєкторії під дією збурень призводить до значного розкиду точок приземлення, тому його застосування для посадки на коротку ЗПС викликає певні сумніви. До речі, викочування на кінцеву смугу безпеки ЗПС становить 12 % від кількості льотних подій під час заходу на посадку. Під короткою ЗПС розуміють не лише малу за розмірами ЗПС, але і ЗПС, величина фактичної посадкової дистанції якої з тих чи інших причин (ухил та стан поверхні ЗПС, попутний вітер, тощо) збільшена.

У роботі пропонується побудова траєкторії приземлення на підставі способу керування кінцевим станом під час посадки. Якщо на об'єкт діє зовнішнє збурення, яке зміщує його з первинної траєкторії, то, реалізуючи спосіб керування з нової точки місцеперебування, будується нова траєкторія, що приводить літак в задану кінцеву точку. Необхідним елементом такого методу керування є прогнозування параметрів руху літака. Тому постановка завдання може бути така: для автоматичного керування посадкою літака сформулювати алгоритм керування з використанням прогновної моделі.

Розв'язання завдання. Теорія керування динамічними об'єктами з використанням прогнозних моделей – Model Predictive Control (MPC) є одним із сучасних формалізованих підходів до синтезу систем керування, що базуються на математичних методах оптимізації. Основною перевагою MPC підходу, що сприяє його успішному використанню в практиці побудови систем керування, є відносна простота базової схеми формування зворотного зв'язку, що поєднується з високими адаптивними властивостями.

Суть MPC підходу полягає в такій схемі керування динамічними об'єктами за принципом зворотного зв'язку:

1. Розглядається деяка (відносно проста) математична модель об'єкта, початковими умовами для якої є її поточний стан. За заданого програмного керування виконується інтегрування рівнянь цієї моделі, що дає змогу прогнозувати рух об'єкта на деякому кінцевому відрізку часу (горизонті прогнозу).

2. Виконується оптимізація програмного керування з метою наближення регульованих змінних прогновної моделі до відповідних сигналів, що задають, на горизонті прогнозу. Оптимізація здійснюється з урахуванням усього комплексу обмежень, накладених на керувальні й регульовані змінні.

3. На кроці обчислень, що становить фіксовану малу частину горизонту прогнозу, реалізується знайдене оптимальне керування й вимірюється фактичний стан об'єкта наприкінці кроку.

4. Горизонт прогнозу зрушується на крок уперед, і повторюються п. п. 1 – 3 цієї послідовності дій.

Наведена схема може бути об'єднана з попередньою ідентифікацією рівнянь моделі, що використовується для прогнозу.

На етапі посадки в задану точку ЗПС з використанням прогнозування важливим є вибір незалежної змінної для прогнозування. Очевидно, як незалежну змінну потрібно взяти одну з координат, значення якої визначає закінчення процесу приземлення. Такою координатою для керування поздовжнім рухом доцільно обирати дальність до розрахованої точки приземлення.

Для об'єкта керування математичною моделлю є система звичайних нелінійних диференціальних рівнянь вигляду

$$\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = 0, \quad \mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0, \quad (1)$$

де $\mathbf{x} \in \mathbf{E}^n$ – вектор стану; $\mathbf{u} \in \mathbf{E}^m$ – вектор керування; $t \in [0, \infty]$ – час.

Одночасно з математичною моделлю (1) об'єкта керування розглядається система диференціальних рівнянь вигляду

$$\dot{\bar{\mathbf{x}}}(\tau) + \bar{\mathbf{f}}(\tau, \bar{\mathbf{x}}(\tau), \bar{\mathbf{u}}(\tau)) = 0; \quad \bar{\mathbf{x}}|_{\tau=t} = \mathbf{x}(t), \quad (2)$$

яка є прогножною моделлю відносно математичної моделі (1) об'єкта керування.

Очевидно, що функція $\bar{\mathbf{f}}$ повинна мати такі ж властивості, що й функція $\mathbf{f}$, а вектори $\bar{\mathbf{x}}$ і $\bar{\mathbf{u}}$ набувають значень з припустимих множин $\mathbf{x}$ і $\mathbf{u}$ відповідно.

Крім того, функція $\bar{\mathbf{f}}$ задається так, що для кожного припустимого керування $\bar{\mathbf{u}}(\tau) \equiv \mathbf{u}(\tau)$ векторні функції $\mathbf{x}(\tau)$ і $\bar{\mathbf{x}}(\tau)$, що задовольняють системи (1) і (2), відповідно близькі між собою за нормою для кожного $\tau \in [t, \infty]$.

Модель (1) у процесі функціонування може змінюватися, причому ці зміни апіорі не задано. Водночас фіксована модель вигляду (2), що ініціалізується в момент $\tau = t$ поточним станом реального об'єкта, через певну близькість до нього за будь-яких варіацій неврахованих факторів дозволяє приблизно спрогнозувати його поведінку. Це можна зробити, якщо знайти окремий розв'язок системи (2) за заданого керування на деякому відрізку часу $\tau \in [t, t+T]$, причому прогноз буде тим точніший, чим менша величина $T > 0$. Зазвичай прогнозна модель вибирається досить простою для того, щоб її можна було інтегрувати в реальному масштабі часу й безпосередньо використовувати в контурі керування.

Під час дослідження як математична модель об'єкта керування використовувалась математична модель поздовжнього руху літака:

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= P \cos \alpha - X_a - mg \sin \Theta - m(\dot{w}_x \cos \Theta + \dot{w}_y \sin \Theta); \\ mV\dot{\Theta} &= P \sin \alpha + Y_a - mg \cos \Theta + m(\dot{w}_x \sin \Theta + \dot{w}_y \cos \Theta); \\ J_z \dot{\omega}_z &= M_z; \\ \dot{\vartheta} &= \omega_z; \\ \alpha &= \vartheta - \Theta + \alpha_w; \\ \dot{H} &= V_y = V \sin(\Theta + \alpha_w) + w_y; \\ \dot{D} &= V \cos(\Theta + \alpha_w) + w_x, \end{aligned}$$

де m – маса літака; M_z , J_z – момент сил і момент інерції літака відносно поперечної осі z ; P – сила тяги двигунів; ϑ – кут тангажа; ω_z – кутова швидкість відносно осі z ; w_x , w_y – складові вітрових збурень; α , $\alpha_w = (-w_x \sin \Theta + w_y \cos \Theta) / V$ – кут атаки та приріст кута атаки від вітрового збурення. Керування літаком виконується рулем висоти δ_v шляхом зміни моменту сил $M_z = f(\delta_v)$.

За прогнозну математичну модель може бути обрана спрощена модель руху центра мас літака у вигляді:

$$\begin{aligned} \dot{\Theta} &= (n_{y_3} - \Theta) / T_\Theta; \\ \dot{H} &= V_y = V \sin \Theta; \\ \dot{D} &= V \cos \Theta, \end{aligned}$$

де n_{y_3} – керувальний вплив.

На етапі зниження по «продовженню глісади» керувальний вплив – $n_{y_3} = K_{\dot{H}} (V_y - V_{y_3})$ формується за інформацією про запам'ятовану при польоті по глісаді вертикальну швидкість зниження $V_{y_3} = V \sin \Theta_{\text{гл}}$, а починаючи з висоти $H \approx 8$ м, значення V_{y_3} формується за експоненціальним законом вирівнювання

$$V_{y_3} = -\frac{H + H_{\text{ас}}}{T_{\text{екс}}}.$$

Тут $H_{\text{ас}}$ – глибина залягання асимптоти; $T_{\text{екс}}$ – стала часу експоненти, яка на етапі прогнозування є головним розшукуваним параметром керування. За аналогічним алгоритмом формується керування рулем висоти математичної моделі об'єкта керування.

Будь-яка задача оптимального керування складається з пошуку такого керувального впливу, що забезпечує досягнення цілі

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \|\mathbf{x}(t) - \mathbf{r}_x(t)\| = 0, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} \|\mathbf{u}(t) - \mathbf{r}_u(t)\| = 0 \quad (3)$$

і доставляє мінімум заданому функціоналу якості. Тут $\mathbf{r}_x(t)$ і $\mathbf{r}_u(t)$ – задані векторні функції, що визначають бажаний рух об'єкта з урахуванням обмежень $\mathbf{x}(t) \in \mathbf{X} \quad \forall t \in [0, \infty)$.

Задаючи керування $\bar{\mathbf{u}} = \mathbf{u}(\tau)$ як функцію часу на відрізку $\tau \in [t, t + T_p]$ й інтегруючи систему (2) на зазначеному відрізку з початковими умовами $\bar{\mathbf{x}}|_{\tau=t} = \mathbf{x}(t)$, отримаємо окремий розв'язок $\bar{\mathbf{x}}(t) = \bar{\mathbf{x}}(\tau, \mathbf{x}(t), \bar{\mathbf{u}}(\tau))$, що трактується як прогноз поведінки об'єкта керування з горизонтом прогнозування T_p .

Формулюючи математичну задачу про вибір оптимального керування на підставі прогнозу, будемо вважати, що метою керування є забезпечення деякого заданого поведінки моделі (2), зумовленого аналогічно (3) векторними функціями $\mathbf{r}_x(t)$, $\mathbf{r}_x \in \mathbf{E}^n$ і $\mathbf{r}_u(t)$, $\mathbf{r}_u \in \mathbf{E}^m$.

Оптимальне керування для прогнозової моделі шукається шляхом мінімізації функціонала вигляду

$$J(\mathbf{x}(t), \bar{\mathbf{u}}(\cdot), T_p, T_c) \rightarrow \min_{\bar{\mathbf{u}}(\cdot) \in \Omega_u}, \quad (4)$$

де Ω_u – припустима множина керувань; $T_c \leq T_p$ – горизонт керування, тобто такий момент часу, що

$$\bar{\mathbf{u}}(\tau) = \bar{\mathbf{u}}(t + T_c), \quad \forall \tau \in [t + T_c, t + T_p].$$

Результатом розв'язання задачі (4) є векторна функція

$$\bar{\mathbf{u}}^*(\tau) = \bar{\mathbf{u}}^*(\tau, \mathbf{x}(t), T_p, T_c) = \arg \min_{\bar{\mathbf{u}}(\cdot) \in \Omega_u} J(\mathbf{x}(t), \bar{\mathbf{u}}(\cdot), T_p, T_c) \quad (5)$$

– визначальне оптимальне програмне керування для прогнозової моделі. Ця функція забезпечує мінімальне значення функціонала

$$J(\mathbf{x}(t), \bar{\mathbf{u}}^*(\cdot), T_p, T_c) \rightarrow \min_{\bar{\mathbf{u}}(\cdot) \in \Omega_u}.$$

Уважаючи $T_c = T_p \rightarrow \infty$ й здійснюючи прогноз від точки $t = 0$ на нескінченному інтервалі часу $t \in [0, \infty)$, можна визначити керування вигляду (5), а потім реалізувати його у вигляді $\mathbf{u}(t) \equiv \bar{\mathbf{u}}^*(t)$ для вихідного об'єкта. Очевидно, що за умови $f(\cdot) \equiv \bar{f}(\cdot)$ таке керування буде розв'язанням задачі оптимізації для реального об'єкта щодо заданого функціонала

$$J_0(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) = \int_0^\infty F(\mathbf{x}(t), \mathbf{x}(0), \mathbf{u}(t), \mathbf{u}(t), \mathbf{r}_x(t), \mathbf{r}_u(t)) dt.$$

Виконання тотожності $f(\cdot) \equiv \bar{f}(\cdot)$ з урахуванням факторів, що зумовлюють розбіжність між моделями (1) і (2), у тому числі збудовувальних впливів, на тривалому інтервалі часу (інтервалі прогнозу) неможливо, тому реалізація програмного керування на базі однократного прогнозу призводить до відхилень від оптимального програмного руху.

Однак для побудови траєкторії посадки головне – це точність приземлення (кінцевий стан); як досягається цей стан (за який час), не важливо. Тому при формуванні алгоритмів керування доцільно перейти до концепції керування кінцевим станом об'єкта, а як незалежну змінну для прогнозування вибирати не час, а дальність D . Для цієї концепції мета керування формується як

$$\lim_{D \rightarrow D_k} \|\mathbf{x}(D) - \mathbf{r}_x(D)\| = 0, \quad \lim_{D \rightarrow D_k} \|\mathbf{u}(D) - \mathbf{r}_u(D)\| = 0,$$

де D_k – дальність до розрахованої точки приземлення (ТП).

Оптимальне керування для прогновної моделі у цьому випадку шукається шляхом мінімізації функціонала

$$J(\mathbf{x}(D), \bar{\mathbf{u}}(\cdot), D, D_k) \rightarrow \min_{\bar{\mathbf{u}}(\cdot) \in \Omega_u}.$$

Як розшукуваний параметр керування обирається стала часу експоненти вирівнювання $T_{\text{екс}}$, за якої мінімізується відхилення координати точки дотику літака до ЗПС (точка перетинання експоненти з рівнем ЗПС) від заданої координати точки приземлення. У цьому випадку виконується багаторазовий прогноз з інтервалом $(D_k - D)$, що поступово зменшується. При цьому оптимальне керування $\bar{\mathbf{u}}^*$ (у розгляданому випадку $T_{\text{екс}}^*$), що знайдене для прогновної моделі на відрізку $(D_k - D)$, подається на реальний об'єкт

$$\mathbf{u}(D_k - D) \equiv \bar{\mathbf{u}}^*(D_k - D),$$

або після конкретизації параметрів керування

$$T_{\text{екс}}(D_k - D) \equiv T_{\text{екс}}^*(D_k - D).$$

Потім здійснюється пошук на вже зменшеному інтервалі прогнозу $(D_k - (D + \Delta D))$. Зі зменшенням інтервалу прогнозу точність керування поступово збільшується.

Наведений спосіб оптимізації керування із прогнозуванням використовує прогноз з поступовим наближенням до горизонту. У межах такого підходу керування здійснюється за принципом зворотного зв'язку з дискретним надходженням інформації про поточний стан об'єкта в моменти $(D + \Delta D)$. При цьому компоненти вектора стану можуть бути або безпосередньо вимірювані, або оцінені за допомогою пристроїв спостереження за результатами вимірювань доступних змінних.

Отже як незалежна змінна для прогнозування обирається дальність до розрахованої точки приземлення. Координата ж точки приземлення обчислюється з урахуванням багатьох факторів: висоти аеродрому або зниженого атмосферного тиску, ухилу ЗПС, стану поверхні ЗПС, попутної складової вітру, типу гальмування, відхилення від швидкості кінцевого етапу заходу на посадку тощо. Тому вибір точки приземлення є окремою задачею побудови траєкторії приземлення і в цій роботі не розглядається.

На етапі проведення досліджень при виборі координати точки приземлення враховувалось, що на етапі зниження по «продовженню глісади» літак прямує на глісадний маяк (ГРМ), при цьому дальність до ГРМ обчислюється за формулою

$$D_{\text{ГРМ}} = \frac{H}{\text{tg} \Theta_{\text{гл}}},$$

де H – істинна висота польоту по глісаді в даний момент часу; $\Theta_{\text{гл}}$ – крутизна глісади польоту.

Задаючи дистанцію вирівнювання $D_{\text{вир}}$ (дистанцію за ГРМ), обираємо дальність до розрахованої точки приземлення

$$D_k = D_{\text{ГРМ}} + D_{\text{вир}}.$$

Зменшення дистанції вирівнювання призводить до зменшення посадкової дистанції, що важливо для посадки на коротку ЗПС, але при цьому зростає жорсткість приземлення. Тому,

оптимізуючи керування, необхідно враховувати весь комплекс обмежень, зокрема обмеження на вертикальну швидкість приземлення V_{y_3} , яка не повинна перевищувати 1,2 м/с.

Пропонований алгоритм керування досліджувався за допомогою математичного моделювання у середовищі програмування Delphi. Дослідження показали, що найбільш істотно впливає на посадкову дистанцію швидкість заходу на посадку. Наприклад, швидкість заходу на посадку літака Ан-74 залежно від маси змінюється зі 160 км/год за маси 22 т до 210 км/год за маси 36 т. При цьому посадкова дистанція за незмінної сталої часу експоненти вирівнювання $T_{\text{екс}} = 3,5$ с змінюється (рис. 1) на 200 м.

Тому навіть попереднє оцінювання керування перед етапом вирівнювання дозволяє істотно підвищити точність приземлення літака для змінних швидкостей заходу на посадку. За заданою дистанцією вирівнювання $D_{\text{вир}} = 120$ м були отримані посадкові траєкторії (рис. 1), що виводять літак у ТП. При цьому похибка дотику ЗПС відносно ТП не перевищує 5 м. Знайдені оптимальні значення сталої часу експоненти вирівнювання дорівнюють: $T_{\text{екс}} = 2,55$ с для швидкості 160 км/год; $T_{\text{екс}} = 1,75$ с для швидкості 210 км/год.

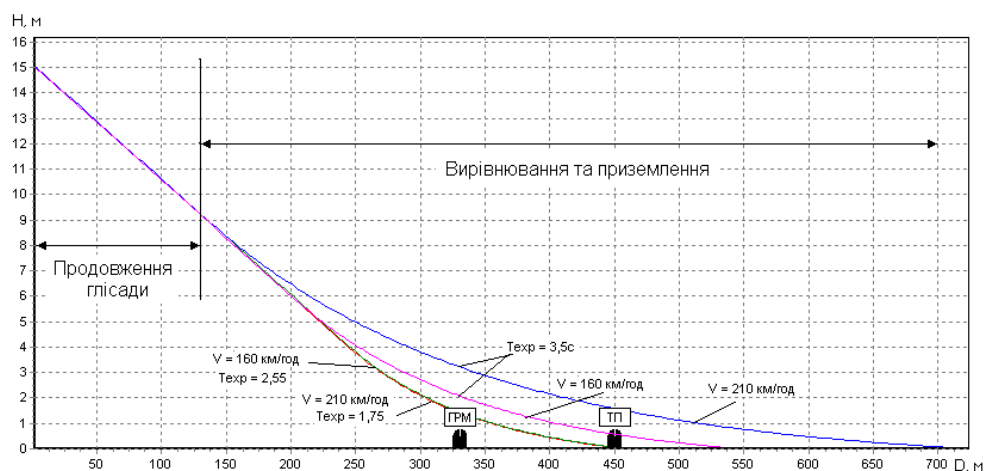


Рис. 1. Посадкові траєкторії літака для різних $T_{\text{екс}}$

Для досліджень впливу діючих збурень на точність приземлення при моделюванні були сформовані математичні моделі вітрових збурень. Профілі вітру цієї моделі дозволяють імітувати атмосферні умови, що відповідають реальним ситуаціям. На графіках (рис. 2) надані результати моделювання етапу приземлення літака при влученні у висхідний та низхідний вітрові потоки. У разі застосування лише попереднього прогнозування похибка дотику ЗПС відносно ТП становить близько 50 м, а в разі керування за прогнозою моделлю похибка дотику ЗПС відносно ТП не перевищує 5 м.

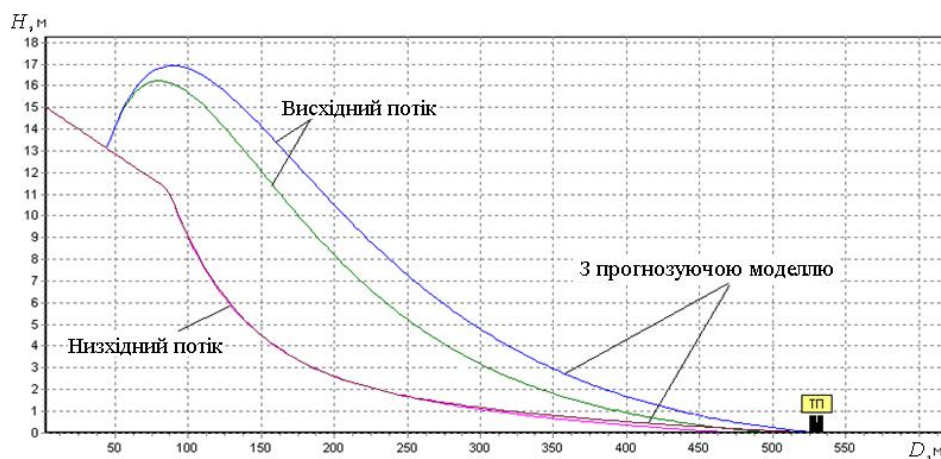


Рис. 2. Посадкові траєкторії для різних вітрових потоків

Висновки. Запропонований підхід до побудови траєкторії приземлення, що базується на способі керування кінцевим станом під час посадки по гнучкій траєкторії дозволяє значно підвищити точність приземлення й попередити викочування літака за кінцеву смугу безпеки у разі посадки на коротку ЗПС, а реалізація керування приземленням на підставі алгоритмів з прогнозною моделлю з поступовим наближенням до горизонту прогнозування зберігає задану точність приземлення навіть в умовах дії на літак певних збурень.

Список літератури

1. *Александров А. Г.* Оптимальные и адаптивные системы / А. Г. Александров. – М.: Высш. шк., 1989. – 263 с.
2. *Батенко А. П.* Управление конечным состоянием движущихся объектов / А. П. Батенко – М.: Сов. радио, 1977. – 256 с.
3. *Домбровский В. В.* Управление с прогнозирующей моделью системами со случайными зависимыми параметрами при ограничениях и применение к оптимизации инвестиционного портфеля / В. В. Домбровский, Д. В. Домбровский, Е. А. Ляшенко // Автоматика и телемеханика. – 2006. – № 12. – С. 71–85.
4. *Решетникова Г. Н.* Построение и использование прогнозирующих моделей пониженного порядка для синтеза цифрового адаптивного управления / Г. Н. Решетникова. – М., – Деп. в ВИНТИ 15.05.96, № 1556-В96. – 1996. – 15 с.
5. *Синеглазов В. М.* Автоматизовані системи управління повітряних суден / В. М. Синеглазов, М. К. Філяшкін – К.: Вид-во НАУ, 2004. – 502 с.
6. *Rawlings J. Tutorial: Model Predictive Control Technology* / Rawlings J. Tutorial // Proc. Amer. Control Conf. San Diego, California, June 1999. – P. 662–676.
7. *Bemporad A.* Model Predictive Control Based on Linear Programming – The Explicit Solution / A. Bemporad, F. Borrelli, M. Morari // IEEE Trans. Automat. Control. – 2002. – V. 47, No 12. – P. 1974–1985.

Н. К. Філяшкін, О. В. Мельников

Автоматическое управление посадкой самолета на основе алгоритма с прогнозирующей моделью

Предложено осуществлять построение траектории приземления способом управления конечным состоянием объекта при посадке по гибкой траектории. Рассмотрены принципы построения систем автоматического управления посадкой самолета на основе алгоритмов с прогнозирующей моделью с постепенным приближением к горизонту прогнозирования.

N. K. Filyashkin, O. V. Melnykov

Automatic landing control plane based on the predictive model algorithm

The landing trajectory based on the object finite state control method at a flexible path landing building proposed. The plane automation landing control systems building principles based on the predictive model algorithms with a gradual approach to the forecasting horizon are considered.