

УДК 629.734.7

САМОЙЛЕНКО О.В., старший науковий співробітник, кандидат технічних наук,
старший науковий співробітник

СОРОКІН Д.М., провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук

БАБКІН С.М., доцент Національного авіаційного університету

СИНТЕЗ АЛГОРИТМУ ПОВЗДОВЖНЬОГО КАНАЛУ ПРИ ПРОЕКТУВАННІ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА

Розглянута структура математичного забезпечення при проектуванні системи автоматичного керування перспективного військово-транспортного літака. Запропонований варіант реалізації алгоритму повздовжнього каналу системи автоматичного керування

В останні роки практика проектування і реалізації алгоритмів автоматичного керування для військової авіаційної техніки набула значних змін, що обумовлені суттєвим удосконаленням виробничих технологій, революційними досягненнями в області отримання, передачі й обробки інформації. Також в теперішній час активно розвиваються комп'ютерні програми моделювання та імітації, які в більшості випадків усувають обчислювальні проблеми, що пов'язані з дослідженням та розробкою таких систем.

Історично склалося так, що накопичений досвід розробки та проектування систем автоматичного керування (САК), кадрові та інформаційні ресурси для найкращих зразків літальних апаратів залишилися в Російській Федерації. Тому в найближчому майбутньому актуальним питанням залишається кваліфіковане проектування систем автоматичного керування для військових літальних апаратів в Україні, накопичення необхідного досвіду та усунення інформаційного вакууму.

В класичній технології проектування виділяють три великі компоненти:
створення математичного забезпечення (МЗ) для моделювання динаміки керуючого руху літака;

синтез алгоритмічного забезпечення (бортових алгоритмів) та його реалізація;
проектування стендового забезпечення для напівнатурного моделювання, на якому завершується етап розробки перед льотними випробуваннями.

Розглянемо більш детально сучасний підхід до розробки математичного забезпечення для моделювання динаміки керуючого руху та синтезу алгоритмічного забезпечення перспективного військово-транспортного літака.

Основну роль в проектуванні САК відіграє МЗ, яке передбачає вибір і обґрунтування структури САК, налаштування, аналіз стійкості системи [1].

Авторами пропонується розробку МЗ здійснювати в програмі Simulink, яка реалізує принципи візуального програмування МЗ для моделювання динаміки керуючого руху літака на екрані із бібліотеки стандартних блоків. При цьому є можливість модернізувати стандартні блоки в залежності від задачі, яка вирішується. Перевагою використання програми Simulink є можливість спостерігати за процесами, що відбуваються в замкнутій динамічній системі автоматичного керування літаком [2].

Структурна схема МЗ представлена на рис. 1.

Блок аеродинамічних характеристик містить числові дані по складовим коефіцієнтам підйомної сили та лобового опору, інерційні характеристики об'єкту дослідження та ін. Коефіцієнти аеродинамічних сил та моментів в загальному випадку знаходяться в функціональній залежності від кінематичних параметрів руху літака і режиму польоту. Для побудови блоку аеродинамічних характеристик пропонується використовувати блоки двумірної таблиці Look-Up Table (2D) програми Simulink, які задаються в табличній формі функцією двох чи трьох змінних відповідних коефіцієнтів.

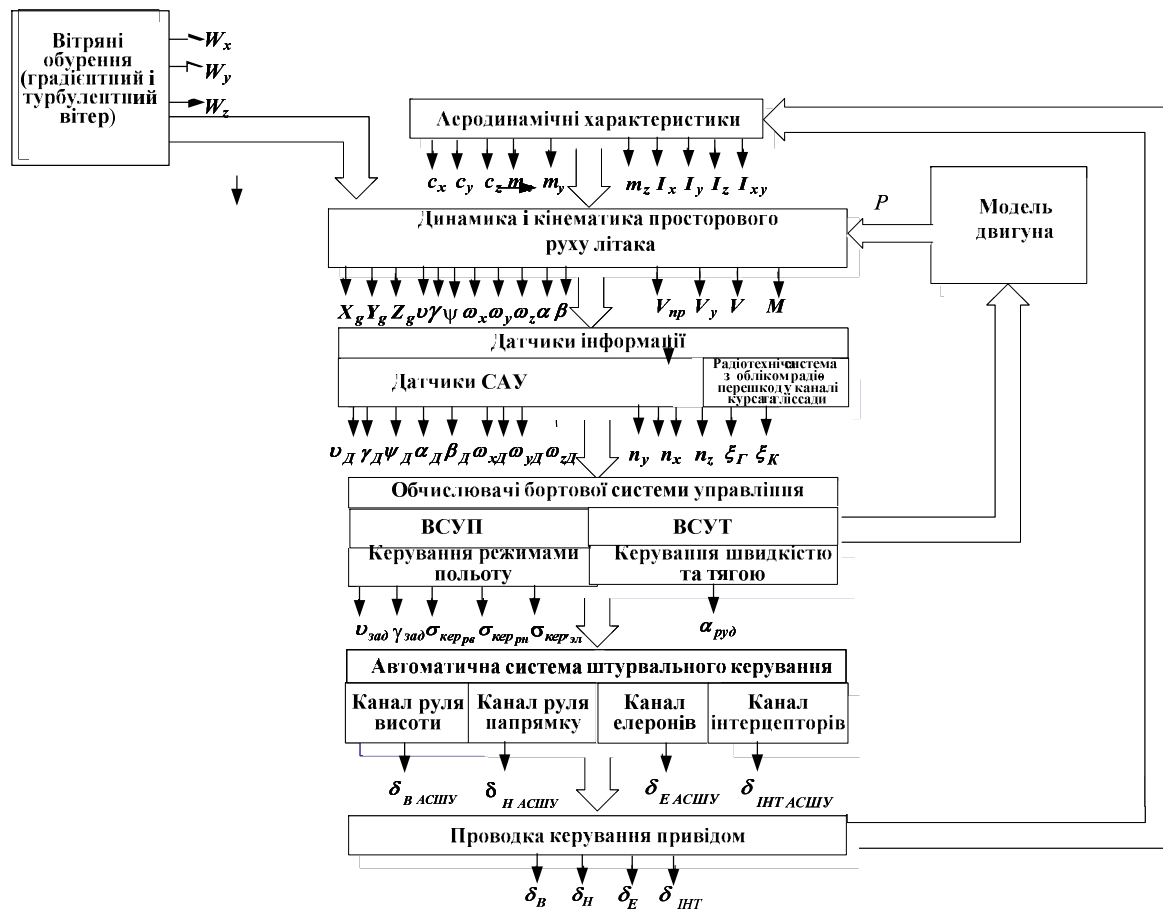


Рис.1. Структурна схема математичного забезпечення

Блок динаміки та кінематики просторового руху літака повинен включати в себе нелінійні диференційні рівняння сил, моментів, кутових швидкостей, кінематичні співвідношення, що пов'язують похідні від координат та швидкості польоту, які повністю описують просторовий рух об'єкту дослідження. Виходом даного блоку є сигнали, які передаються на керуючі органи літака. Для опису даного

блоку в програмі Simulink можна використовувати блок “Fcn”, в який закладаються нелінійні диференційні рівняння та блок “Integrator” для чисельного інтегрування.

Для опису датчиків, які повинні перетворювати різні фізичні параметри в електричні сигнали, використовуються наступні параметри польоту:

тиск статичний та динамічний (датчик абсолютного тиску, датчик диференційного тиску) для замірів швидкості та висоти польоту. Ці параметри необхідно враховувати, тому що на різних висотах густина повітря змінюється, а при різній швидкості і різний опір. Для опису даного блоку може бути використаний блок стандартної атмосфери зі зміною густини повітря на висотах від 0 до 20 км, який входить в бібліотеку стандартних блоків програми Simulink.

кутові швидкості (датчик кутових швидкостей, блок датчиків гіроскопічних).

Сила тяги двигуна залежить від положення органу керування двигуном, швидкості і висоти польоту та може бути визначена співвідношенням:

$$P \approx P(V, H, \delta_p), \quad (1)$$

де δ_p – відхилення органу керування тягою.

При дослідженні схеми безперервної турбулентності випадкові впливи атмосферних збурень на літак можуть бути описані як одномірні випадкові процеси, а їх спектральна щільність для вертикальної (бокової) складової швидкості вітру має вид [3]:

$$S_y(\omega) = LV^{-1} \sigma_y^2 \frac{1 + 3\omega^2 L^2 V^{-2}}{(1 + \omega^2 L^2 V^{-2})^2}, \quad (2)$$

де ω – кутова частота; σ_y – середньоквадратичне відхилення вертикальної складової швидкості вітру; L – масштаб турбулентності.

Ядром структурної схеми МЗ є обчислювач бортової системи управління, який здійснює обробку сигналів від датчиків і видає виконавчі сигнали на керуючі органи літака (руль висоти, елерони, інтерцептори, руль напрямку).

Розробка математичного забезпечення закінчується синтезом алгоритмів управління. Для синтезу законів автоматичного керування перспективним літаком можна використовувати різні підходи, але класична теорія автоматичного керування дотепер є найбільш випробуваним і надійним інструментом попереднього аналізу та синтезу контурів автоматичної стабілізації на стадії проектування. Тому для синтезу набору алгоритмів керування для різних режимів польоту пропонується використовувати математичний апарат, заснований на формалізації простору стану, а саме метод аналітичного конструювання регуляторів за критерієм узагальненої роботи, запропонований О.А.Красовським.

Для синтезу системи автоматичного керування літаком на заданих траєкторіях пропонується використовувати лінеаризовану модель повздовжнього руху:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V} + a_x^V \Delta V + a_x^\Theta \Delta \vartheta + (a_x^\alpha - a_x^\Theta) \frac{gT_\Theta}{V} \Delta n_y &= a_x^{\delta_{im}} \Delta \delta_{im}; \\ \Delta \dot{\omega}_z + a_{m_z}^V \Delta V + a_{m_z}^\Theta \Delta \vartheta + a_{m_z}^{\omega_z} v \omega_z + (a_{m_z}^\alpha - a_{m_z}^\Theta) \frac{gT_\Theta}{V} \Delta n_y &= a_{m_z}^{\delta_{im}} \Delta \delta_{im} + a_{m_z}^{\delta_\epsilon} \Delta \delta_\epsilon; \\ \Delta \dot{n}_y - \frac{V}{gT_\Theta} (a_y^V \Delta V - a_y^\Theta \Delta \vartheta - \Delta \omega_z) - (a_y^\alpha - a_y^\Theta) \Delta n_y &= \frac{V}{gT_\Theta} (a_y^{\delta_{im}} \Delta \delta_{im} + a_y^{\delta_\epsilon} \Delta \delta_\epsilon); \end{aligned} \quad (3)$$

$$\Delta \dot{\mathcal{G}} - \Delta \omega_z = 0,$$

де $\Delta V, \Delta \omega_z, \Delta n_y, \Delta \mathcal{G}$ – відповідно відхилення швидкості польоту, кутової швидкості, перевантаження, тангажу; $\Delta \delta_e, \Delta \delta_{int}$ – відповідно відхилення руля висоти та інтерцепторів; решта позначень є загальноприйнятими і відповідають ГОСТ 20058-80.

При таких допущеннях:

не враховуються складові, обумовлені кривизною та обертанням Землі; розглядається тільки повздовжній канал руху, параметри бокового руху у процесі руху не змінюються та дорівнюють нулю;

повітряні маси нерухомі;

за інерційний простір приймається нормальна земна система координат.

Особливістю даної ММ є те, що для безпосереднього керування нормальним перевантаженням до вектору стану вводиться цей параметр. Зв'язок між кутом атаки та нормальним перевантаженням задається у вигляді формули:

$$n_y \approx -\frac{V}{g} a_y^\alpha \alpha = -\frac{V}{g T_\Theta} \alpha, \quad (4)$$

де $\alpha = \Delta \alpha$; $T_\Theta = -\frac{1}{a_y^\alpha}$; V - швидкість незбуреного польоту літака.

Функціонал, що оптимізується, для нетермінальної задачі без граничної умови задається у вигляді [4]

$$I = \frac{1}{2} \sum_{i,k=1}^n \exp\left(-\frac{2t_2}{T^*}\right) a_{ik} x_i(t_2) x_k(t_2) + \frac{1}{2} \int_{t_1}^{t_2} \exp\left(-\frac{2t}{T^*}\right) \sum_{i=1}^n \beta_{ii} x_i^2 dt + \frac{1}{2} \int_{t_1}^{t_2} \exp\left(-\frac{2t}{T^*}\right) \sum_{k_r} \frac{u_r^2}{k_r^2} dt + \frac{1}{2} \int_{t_1}^{t_2} \exp\left(-\frac{2t}{T^*}\right) \left(\sum_{j,k=1}^n k_j b_{k,j} \sum_{i=1}^n a_{ki} x_i \right)^2 dt, \quad (5)$$

де a_{ik} та b_{kj} – коефіцієнти об'єкта керування, $x_{i,k}$ – фазові координати вектора стану, β_{vv} – вагові коефіцієнти; u_r – керування; k_r – коефіцієнти підсилення.

Оптимальні керування знаходяться за формулою:

$$u_{opt} = -k^2 \sum_{i,k=1}^n (\beta_{vv} A_{ik} x_k), \quad (6)$$

де коефіцієнти оптимальних керувань A_{ik} визначаються за формулою

$$A_{ik} = \int_0^\infty \exp\left(-\frac{2t}{T^*}\right) \sum_{v=1}^8 \beta_{vv} \omega_{vi}(t) \omega_{vk}(t) dt. \quad (7)$$

Для отримання фундаментальної матриці $\omega = \|\omega_{ik}\|$ на входи систем рівнянь узагальненого об'єкта подаються по черзі δ -імпульси. При цьому $u_r = 0$. Значення імпульсних перехідних функцій $\omega_{vi}(t), \omega_{vk}(t)$ отримуються шляхом моделювання на обчислювальній машині в середовищі MATLAB. Чисельне рішення системи

диференційних рівнянь $\dot{\omega} + a\omega = \delta(t)E$ може бути виконано методом Рунге-Кутта. Змінними величинами при визначенні коефіцієнтів A_{ik} є числа β_{VV} .

Оптимальні закони керування руля висоти та інтерцепторів мають вигляд:

$$\begin{aligned} \Delta\delta_\epsilon &= K_V^6 \Delta V + K_{\omega_z}^6 \Delta\omega_z + K_{n_y}^6 (n_y - n_{y_{зад}}) + K_g^6 \Delta\vartheta, \\ \Delta\delta_{int} &= K_V^{int} \Delta V + K_{\omega_z}^{int} \Delta\omega_z + K_{n_y}^{int} (n_y - n_{y_{зад}}) + K_g^{int} \Delta\vartheta. \end{aligned} \quad (8)$$

Аналіз якості функціонування розроблених алгоритмів повздовжнього каналу САК, що перевірявся на нелінійній моделі просторового руху військово-транспортного літака (ВТЛ), показав, що кінцеві значення стабілізуємих параметрів польоту задовольняють заданим, як при польоті в нормальних умовах, так і в умовах збуреної атмосфери (рис.2).

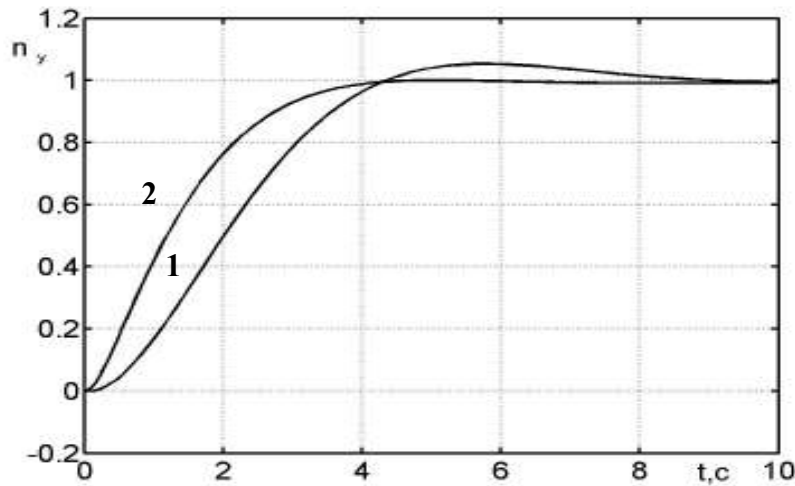


Рис.2. Перехідний режим стабілізації заданого перевантаження:

1- при керуванні РВ;

2- при керуванні РВ та та інтерцепторами.

Синтезовані закони автоматичного керування покращують показники якості переходного процесу: час переходного процесу при керуванні безпосередньо підйомною силою ВТЛ зменшився на 44%, з'явився аперіодичний переходний процес.

В рамках технології проектування системи автоматичного керування перевірка розроблених алгоритмів повинна здійснюватися на стендовому комплексі, який має представляти собою симбіоз апаратури та програмного забезпечення. Він повинен бути універсальним і дозволяти досить спрощено здійснювати перенастроювання його під будь-який літак з його аеродинамікою, тяговими і інерційними характеристиками, проводкою керування, системою штурвального управління.

Таким чином, запропонований підхід до синтезу алгоритмічного забезпечення повздовжнього каналу може бути реалізований при проектуванні системи автоматичного керування перспективного військово-транспортного літака.

ЛІТЕРАТУРА

1. Асланян А.Е. Системы автоматического управления полетом летательных аппаратов Ч.-1. – К.: КВВАИУ, 1984. – 435с.
2. Дьяконов В.П. MATLAB 6.5 SP1/7 + Simulink 5/6 в математике и моделировании. – М.: СОЛОН – Прес, 2005. – 576 с.
3. Доброленский Ю.П. Динамика полета в неспокойной атмосфере. – М.: Машиностроение, 1969. – 257 с.
4. Справочник по теории автоматического управления// под ред. А.А.Красовского. – М.: Наука, 1987. – 711с.

Надійшла до редакції 29.10.2010