

УДК 629.7.015

052-0156641.0

¹С.В. Жданов, канд. техн. наук²С.Н. Єгоров, канд. техн. наук

МОДЕЛЮВАННЯ ПОДОВЖНЬОГО БАЛАНСУВАННЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА В СИСТЕМІ МАТЛАВ

¹Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних сил України²Науковий центр Військово-повітряних сил Збройних сил України

Розглянуто задачу моделювання подовжнього балансування літального апарата. Розроблено алгоритм розв'язання поставленої задачі. Наведено блок-схему моделювання, листинг основного блоку і результати моделювання для літака Іл-76Т.

Вступ

Під час проведення попередніх оцінок характеристик стійкості і керованості літального апарата (ЛА) на етапі комп'ютерного моделювання виникає ситуація, коли треба здійснити балансування ЛА при переході з одного режиму польоту на інші. У цьому зв'язку актуальною стає задача моделювання процесу пошуку балансувальних значень кута відхилення руля висоти, кута відхилення стабілізатора, кута атаки і тяги двигуна на різних усталених режимах польоту.

Зрівноважування сил і моментів, що діють на літак, називається балансуванням.

У загальному випадку для подовжньої рівноваги необхідно, щоб сума сил, що діють на ЛА в площині симетрії, і сума моментів тангажа дорівнювали нулю [1]:

$$\begin{aligned} \sum F_x &= P \cos \alpha - X - G \sin \theta = 0; \\ \sum F_y &= P \sin \alpha + Y - G \cos \theta = 0; \\ \sum M_z &= 0, \end{aligned} \quad (1)$$

де P – сила тяги двигуна; α – кут атаки; X – сила лобового опору; G – сила ваги; θ – кут нахилу траєкторії; Y – піднімальна сила; M_z – момент тангажа.

Сили і сумарний момент тангажа, діючи на ЛА у вертикальній площині в спокійній атмосфері, зображено на рис. 1.

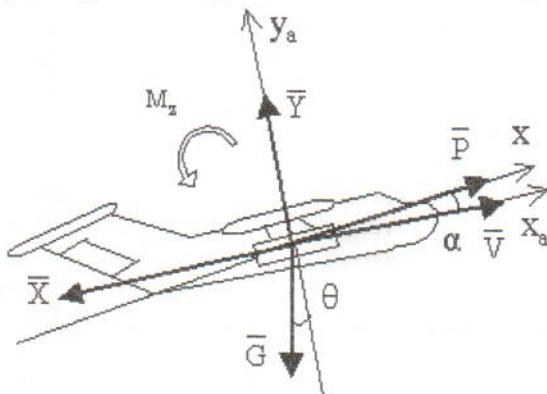


Рис. 1. Сили і момент, діючі на ЛА у вертикальній площині

Проведемо перетворення рівнянь (1) і остаточно одержимо рівняння подовжнього балансування:

$$\begin{aligned} \frac{nP}{m} \cos \alpha - \frac{\rho V^2 S}{2m} C_x - g \sin \theta &= 0; \\ \frac{nP}{mV} \sin \alpha + \frac{\rho V^2 S}{2m} C_y - \frac{g}{V} \cos \theta &= 0; \\ m_z &= m_{z0} + m_{zp} + m_z(\alpha, M) + m_z^\varphi \varphi + \\ &+ m_z^{\delta_B} \delta_B = 0, \end{aligned} \quad (2)$$

де n – кількість двигунів; m – маса літака; ρ – густина повітря; V – швидкість польоту; S – площа крила; C_x – коефіцієнт лобового опору; g – прискорення вільного падіння; C_y – коефіцієнт піднімальної сили; m_z – коефіцієнт подовжнього моменту; m_{z0} – коефіцієнт подовжнього моменту при нульовій піднімальній силі; m_{zp} – коефіцієнт тяги; $m_z(\alpha, M)$ – коефіцієнт подовжнього моменту по куту атаки; m_z^φ – коефіцієнт ефективності стабілізатора; φ – кут відхилення стабілізатора; $m_z^{\delta_B}$ – коефіцієнт ефективності руля висоти; δ_B – кут відхилення руля висоти.

Рівновага сил по дотичній до траєкторії забезпечується підбором режиму роботи двигунів, а рівність нулю сил по нормалі до траєкторії через установлення відповідного кута атаки і сумарного моменту тангажа відхиленням стабілізатора (руля висоти) [1].

Постановка задачі

Розглянемо задачу моделювання процесу пошуку балансувальних значень кута відхилення руля висоти, кута відхилення стабілізатора, кута атаки і тяги двигуна ЛА для прямолінійного усталеного польоту.

Вимоги щодо моделювання: розв'язання системи рівнянь (2) одержувати з заданою точністю, визначати похибку обчислення для кожного рівняння системи.

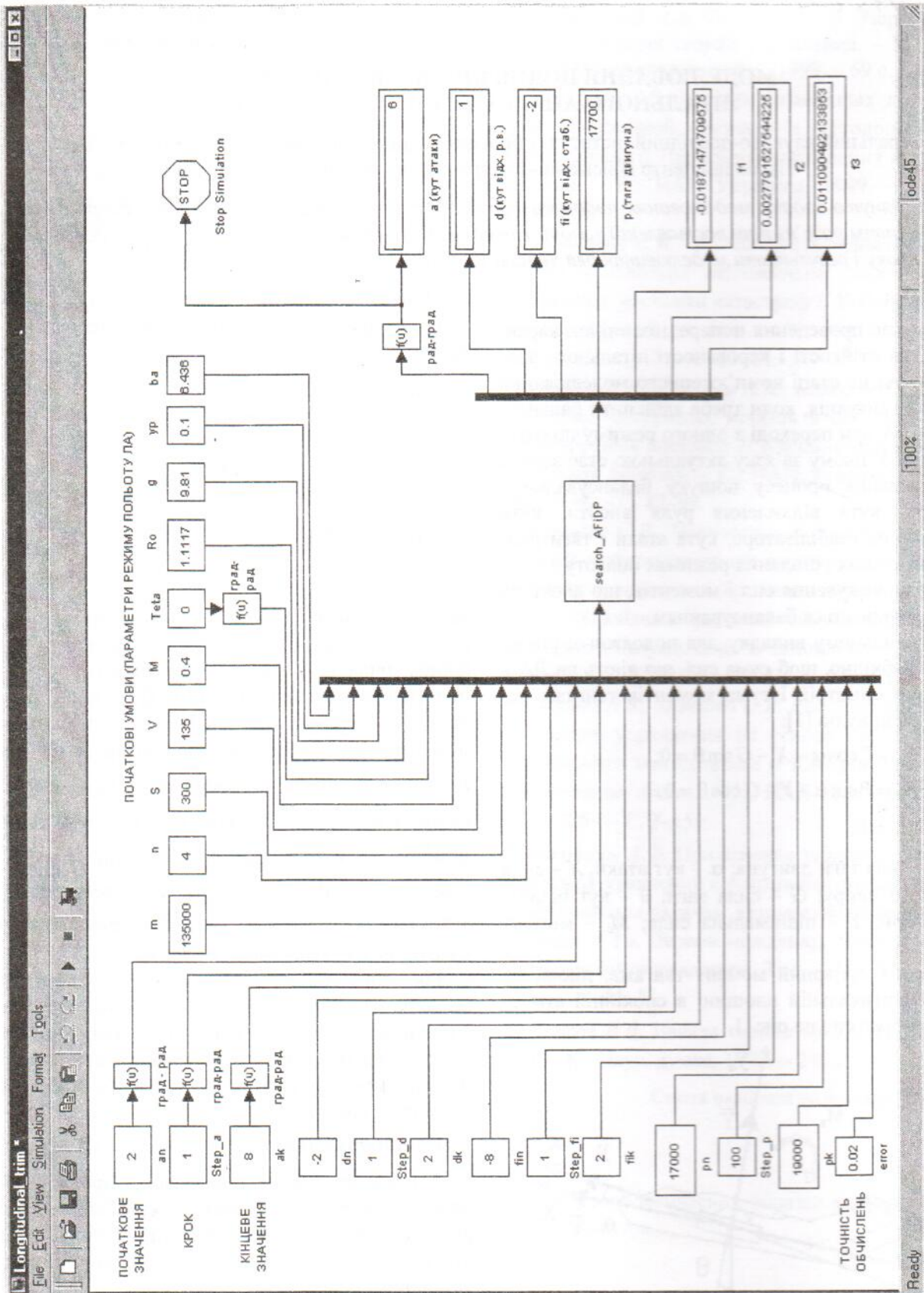


Рис. 2. Блок-схема моделювання

Задача розглядається для ЛА, обладнаного суцільноповоротним стабілізатором і рулем висоти, у разі припущення рівності нулю кута установки двигунів.

Алгоритм розв'язання задачі

Рівняння подовжнього руху ЛА в усталеному прямолінійному польоті (2) являють собою систему трансцендентних нелінійних рівнянь третього порядку з чотирма невідомими (кутом атаки α , кутом відхилення руля висоти δ_v , кутом відхилення стабілізатора φ , тягою двигуна P).

У загальному випадку така система рівнянь може бути розв'язана одним із відомих числових методів розв'язання систем нелінійних рівнянь, наприклад, методом ітерації, методом Ньютона, методом найшвидшого спуску.

Недоліком зазначених методів є те, що під час неточного вибору початкових наближень невідомих величин розв'язок може бути не знайдений, тобто існує так звана проблема збіжності числового розв'язку.

З огляду на недолік числових методів, для розв'язання системи рівнянь (2) пропонується організувати чотири вкладених один в одний циклів за значенням кута атаки, кута відхилення руля висоти, кута відхилення стабілізатора і тяги двигуна ЛА з перевіркою з заданою точністю обчислень (error) на кожному кроці. Отже, вдається охопити весь діапазон зміни значень змінних і виключити проблему збіжності розв'язку.

Програмна реалізація

Запропонований алгоритм розв'язання поставленої задачі реалізований засобами пакета Simulink системи MatLab.

Блок-схему моделювання процесу пошуку балансувальних значень кута відхилення руля висоти, кута відхилення стабілізатора, кута атаки і тяги двигуна ЛА, похибок f_1, f_2, f_3 розв'язку рівнянь подовжнього балансування ЛА показано на рис. 2.

У блок-схемі використовуються компоненти бібліотеки Simulink, опис яких можна знайти в праці [2].

Блок "град-рад" виконує переклад градусів у радіани. Реалізацію блока "град-рад" показано на рис. 3.

Основним у блок-схемі є блок "search_AFiDP" у якому реалізований запропонований алгоритм розв'язання задачі. Під час розробки блока використовувався англomовний опис у вигляді PDF- файлу "S-Function".

У разі програмної реалізації необхідно звернути увагу на те, щоб файл "search_AFiDP.m" знаходився в робочій директорії пакета Simulink, за замовчуванням це директорія "work".

Лістинг блока "search_AFiDP" має такий вигляд:

```
function[sys,x0,str,ts]=...
search_AFiDP(t,x,u,flag) % ім'я S-функції.
Функція search_AFiDP призначена для розрахунку балансувальних значень і похибок.
i=0.4:0.35:0.75;% число M
j=pi/90:pi/180:2*pi/45;% кут атаки a
f=[0.016 0.021
0.017 0.022
0.018 0.026
0.020 0.03
0.024 0.0355
0.030 0.046
0.037 0.067];% Cx (a, M)
k=0.4:0.35:0.75;% число M
l=pi/90:pi/180:2*pi/45;% кут атаки a
z=[0.05 0.1
0.12 0.2
0.25 0.3
0.32 0.4
0.45 0.5
0.55 0.6
0.60 0.68];% Cy(a, M)
q=0.4:0.35:0.75; % число M
h=pi/90:pi/180:2*pi/45;% кут атаки a
w=[0.075 0.07
0.030 0.05
0.000 0.015
-0.02 0.0
-0.05 -0.03
-0.075 -0.05
-0.100 -0.075];% mz (a, M)
e=0.4:0.35:0.75;
o=[-0.01
-0.0056];% mz0
switch flag,% початок блока службових параметрів S-функції
case 0
[sys,x0,str,ts]=mdlInitializeSizes(i,j,f,k,l,z,q,h,w,e,o);
case 3
sys=mdlOutputs(t,x,u,i,j,f,k,l,z,q,h,w,e,o)
case {1,2,4,9}
sys=[];
```

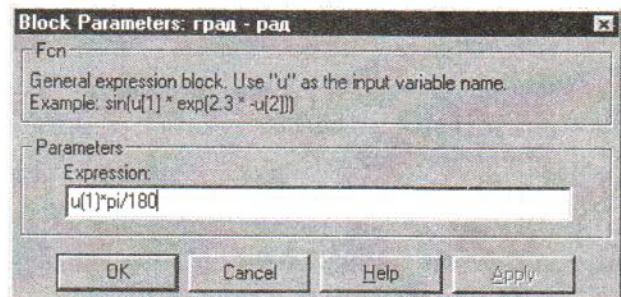


Рис. 3. Блок "град-рад"

```

otherwise
    error(['Unhandled flag=',num2str(flag)]);
end;
function [sys,x0,str,ts]=
    mdlInitializeSizes(i,j,f,
    k,l,z,q,h,w,e,o)
    sizes=simsizes;
    sizes.NumContStates=0;
    sizes.NumDiscStates=0;
    sizes.NumOutputs=7;
    sizes.NumInputs=23;
    sizes.DirFeedthrough=1;
    sizes.NumSampleTimes=1;
    sys=simsizes(sizes);
    x0=[];
    str=[];
    ts=[-1 0];% кінець блока службових параметрів S-функції
    function sys=mdlOutputs(t,x,u,
    i,j,f,k,l,z,q,h,w,e,o)% функція
    mdlOutputs виконує обчислення
    for a=u(11):u(12):u(13)% цикл по куту атаки
    for fi=u(17):u(18):u(19)% цикл по куту відхилення стабілізатора
    for d=u(14):u(15):u(16)% цикл по куту відхилення руля висоти
    for p=u(20):u(21):u(22)% цикл по відхиленню тяги двигуна
        Cx1=interp2(i,j,f,u(6),a)
        Cx2=fi*0
        Cx=Cx1+Cx2
        f1=u(9)*p*cos(a)/u(10)-u(4)*...
        u(7)^2*u(8)*Cx/(2*u(10))-u(3)*...
        sin(u(5))% перше рівняння системи (2)
        Cy1=interp2(k,l,z,u(6),a)
        Cy2=fi*0
        Cy=Cy1+Cy2
        f2=u(9)*p*sin(a)/(u(10)*...
        u(7))+u(4)*u(7)*u(8)*Cy/(2*...
        u(10))-u(3)*cos(u(5))/u(7)% друге рівняння системи (2)
        mz1=interp1(e,o,u(6))
        mz2=p*u(2)/((u(4)*...
        u(7)^2/2)*u(8)*u(1))
        mz3=interp2(q,h,w,u(6),a)
        mz4=d*(-0.024)
        mz5=fi*(-0.0475)
        mz=mz1+mz2+mz3+mz4+mz5
        f3=mz% третє рівняння системи (2)
    if u(23)>=abs(f1)&u(23)>=...
    abs(f2)&u(23)>=abs(f3), break, end
    end% умова виходу з циклу по куту атаки
    if u(23)>=abs(f1)&u(23)>=...
    abs(f2)&u(23)>=abs(f3), break, end

```

```

    end% умова виходу з циклу по куту відхилення руля висоти
    if u(23)>=abs(f1)&u(23)>=...
    abs(f2)&u(23)>=abs(f3), break, end
    end% умова виходу з циклу по куту відхилення стабілізатора
    if u(23)>=abs(f1)&u(23)>=...
    abs(f2)&u(23)>=abs(f3), break, end
    end% умова виходу з циклу по відхиленню тяги двигуна
    sys=[a d fi p f1 f2 f3]% повернення вихідних параметрів
    if u(23)<abs(f1)|u(23)<...
    abs(f2)|u(23)<abs(f3)|f1==NaN|f2==NaN|...
    f3=NaN% умова виходу з блока, якщо розв'язок не знайдений
    sys=[11 11 11 11 11 11];% повідомлення виводиться, якщо розв'язок не знайдений
    У цьому випадку необхідно "огрубити" точність обчислень і перевірити діапазон зміни параметрів у циклах.
    end % кінець лістингу блока search_AFiDP

```

Приклад

Провести моделювання балансування літака Ил-76Т при таких параметрах усталеного прямолінійного режиму польоту:

- маса літака $m = 135\ 000$ кг;
- кількість двигунів $n = 4$;
- площа крила $S = 300$ м²;
- швидкість літака $V = 135$ м/с;
- число Маха $M = 0,4$;
- кут нахилу траєкторії $\theta = 0$ град;
- густина повітря ($H=1000$ м) $R_0=1,1117$ кг/м³;
- прискорення вільного падіння $g=9,81$ м/с²;
- відстань між лінією дії тяги силової установки і центром мас $z_p = 0,1$ м;
- середня аеродинамічна хорда (САХ) $ba=6,436$ м.

Значення коефіцієнтів аеродинамічних сил $C_x \approx C_x(\alpha, M)$, $C_y \approx C_y(\alpha, M)$ і коефіцієнтів моментів m_{z_0} , $m_z(\alpha, M)$, m_z^0 , $m_z^{z_0}$, m_z^p для крейсерської конфігурації $X_7 = 25\%$ САХ, узяті з праці [3], вводяться у вигляді масивів даних у блок "search_AFiDP".

Після підстановки параметрів режиму польоту, вибору початкового і скінченного значення невідомих величин, кроку їхньої зміни а також визначення заданої точності обчислень (ε_{тог}) модель запускають натисненням кнопки пуску (трикутник) на панелі інструментів.

Після завершення процесу моделювання на екрані блоків Display (рис. 2) відображаються отримані результати балансувальних значень:

- кута атаки $\alpha = 6$ град;
 - кута відхилення руля висоти $d = 1$ град;
 - кута відхилення стабілізатора $f_i = -2$ град;
 - тяги двигуна $p = 17\,700$ Н;
- похибок розв'язання рівнянь балансування:
- першого рівняння $f_1 = -0,0187$;
 - другого рівняння $f_2 = 0,00277$;
 - третього рівняння $f_3 = 0,011$.

Висновки

Задачу моделювання процесу пошуку балансувальних значень кута відхилення руля висоти, кута відхилення стабілізатора, кута атаки і тяги двигуна ЛА для прямолінійного усталеного режиму польоту при різних експлуатаційних умовах розв'язано на основі запропонованого алгоритму.

Головна відмінність програмного продукту від програмних реалізацій, близьких за постановкою задач, – у можливості визначення похибок розв'язку рівнянь балансування.

Блок-схема моделювання процесу пошуку балансувальних значень кута відхилення руля висоти, кута відхилення стабілізатора, кута атаки і тяги двигуна ЛА, похибок розв'язку рівнянь подовжнього балансування ЛА і листинг розробленого блоку дозволяють використовувати запропонований авторами програмний продукт, який створювався під конкретну задачу і не претендує на універсальність при розв'язанні широкого кола задач дослідження характеристик подовжньої стійкості і керованості ЛА. Однак запропонована блок-схема моделювання може без великих зусиль нарощуватися під інші задачі, такі, як визначення стійкості ЛА по швидкості, чи входить

складовою частиною в більш складні схеми моделювання динаміки подовжнього руху ЛА.

Стаття буде цікава насамперед фахівцям у галузях динаміки польоту, систем автоматичного керування ЛА і моделювання технічних систем.

Система MatLab є могутнім середовищем моделювання складних динамічних систем. Вивчення, поширення і створення на її основі програмних продуктів є актуальним і перспективним напрямом використання інформаційних технологій при вирішенні наукових задач у різних галузях знань.

Систему MatLab використовують більш ніж у 2000 університетах, а загальна кількість проданих ліцензій перевищила 500 000 [4].

Список літератури

1. Тарасенков А.М., Брага В.Г., Тараненко В.Т. Динамика полета и боевого маневрирования летательных аппаратов. – М.: ВВИА имени проф. Н.Е. Жуковского, 1984. – 512 с.
2. Лазарев Ю.Ф. MatLab 5.x. – К.: “Ирина”, ВНУ, 2000. – 383 с.
3. Васин И.С., Егоров В.И., Муравьев Г.Г. Аэродинамика самолёта Ил-76Т. – М.: Транспорт, 1983. – 150 с.
4. Зелік Я.І., Личак М.М. Про створення TOOLBOX'S “Цифрові адаптивні системи керування за умов множинно заданої невизначеності” в системі MatLab // Матеріали міжнар. конф. з управління “Автоматика-2001”: В 2 т., 10–14 верес. 2001 р. – Одеса: Одес. держ. політехн. ун-т, 2001. – Т.1. – С. 97.

Стаття надійшла до редакції 19.09.03.

С.В. Жданов, С.Н. Егоров

Моделирование продольной балансировки летательного аппарата в системе MatLab

Рассмотрена задача моделирования продольной балансировки летательного аппарата. Разработан алгоритм решения поставленной задачи. Приведены блок-схема моделирования, листинг основного блока и результаты моделирования для самолета Ил-76Т.

S.V. Zhdanov, S.H. Egorov

Modeling of longitudinal balancing the flying machine in system MatLab

It is considered problem of modeling of longitudinal balancing the flying machine. Algorithm of decision of supplied problem is developed. It is brought block diagram of modeling, listings of the main block and results of modeling for plane IL-76T.