

ПРОЕКТИРАНЕ И ИЗСЛЕДВАНЕ НА СИСТЕМА “БЕЗПИЛОТЕН САМОЛЕТ – АВТОПИЛОТ”

Димитър Йорданов

*Институт за космически изследвания и технологии – Българска академия на науките
e-mail: djordanov@space.bas.bg*

Ключови думи: проектиране на самолети, управление в затворен контур, автопилот.

Резюме: Представени са резултати от изследване на системата “Безпилотен самолет – автопилот” (БС-АП) при модернизация чрез замяна на автопилота.

PROJECT AND RESEARCH OF THE SYSTEM “UNMANNED AERIAL VEHICLE - AUTOPILOT”

Dimitar Yordanov

*Space Research and Technology Institute – Bulgarian Academy of Sciences
e-mail: djordanov@space.bas.bg*

Keyword: Aircraft design, Control loop, Automatic pilot

Abstract: Results are presented from a research of the system “Unmanned Aerial Vehicle - Autopilot” by modernization through exchange of the Autopilot.

Цели и основни методи на проекта

Една от често срещаните задачи на практиката е построяването на безпилотен самолет с максимално близки габаритно–масови характеристики до някакъв прототип, за който има най-общи данни и сведения за успешна реална експлоатация. Съществуват възможности за експериментиране на идеи, свързани с модернизацията на апарата на базата на нови технологии и изделия. Най-често се срещат случаите със замяната на двигатели и автопилоти, а така също и с промяната на начина на стартиране за самолета. В настоящата разработка е показана една възможна методологията за постигане на целите с използване на компютърна техника и съвременни програмни продукти. Най-общо целите може да бъдат формулирани кратко до две, които в конкретния случай са базирани върху конструкцията на българска авиомишена.:

Цел 1: Да се разработи компютърен модел - аналог на безпилотен самолет (БС), максимално близък до българската авиомишена “Ястреб”, като се извърши оценка на възможностите за замяна на оборудването, двигателя и поставяне на колесник на авиомишената, за да може да се използва многоцелево за наблюдение на земната повърхност и състоянието на обектите върху нея.

Цел 2: Да се изчислят предавателните числа на автопилота и се моделират движения в “Matlab-Simulink” за проверка на подобрените предавателни числа на автопилот с кръстосана схема (изменението на курса се извършва с отклонение на елероните). Да се илюстрират с реални резултати последствията от неудачна комплектровка с автопилот.

Чрез решението на поставените задачи в изследването се получава и представа за полета и възможните неудачни решения (конфликти в системата БС-АП) преди реалното построяване на първия образец и неговото изпитание в полет. Разбираема е икономическата изгода от проверката на идеите по предлаганата методика.

Методът на изследването е предварително проектиране на компютърен модел - аналог по прототипа чрез решение на уравнението за масовия баланс. В ИКИТ е разработен продукт, базиран на стандартен "Excel", с който са снабдени всички компютри. След удовлетворяване на условията за точност на решението (обикновено до 0,5-1 % от зададената маса на самолета) се получава приблизителен геометричен, масов и аеродинамичен аналог на прототипа при предварителен избор на двигател от каталог. В конкретния случай е избран двутактов двигател с вътрешно горене, производство на Германия:

3W106 i B2F classic/CS; 106.4ccm; 8.1KW (11Ph) ; 2.865kg;

Основни резултати

Най-общо резултатът от работата по тази методология дава облика на самолета-аналог с пълна стартова маса от 67 kg и натоварване 25kg (гориво 15kg + полезен товар 10kg). Относителната маса на конструкцията е 0.627. Тази стойност отразява нивото на технологиите и вложените композитни материали. При най-добрите конструкции (планер, силова уредба, системите излитане, кацане и за спасение, оборудването и управлението) относителната маса на конструкцията се стреми към 0.5. В таблица 1 са изходните данни за решението на уравнението за масов баланс.

Таблица 1

ЗАДАДЕНИ ПАРАМЕТРИ-НАЧАЛНИ УСЛОВИЯ НА ИТЕРАЦИОННИЯ ПРОЦЕС	
Мощност в киловати на избрания двигател (3W106iB2Fclassic/CS)	8.1
Маса на избрания двигател (kg)	2.865
Маса на спасителни системи за кацане (парашут) - (kg)	9
Удължение на крилото $\lambda_{кр}$	8
Експлоатационно претоварване	4
Маса на полезния товар (kg)	10
Маса на горивото (kg)	15
Резерв на масата в проценти	5%
Ъгъл между двете опасни плоскости на V-обр. схема на опашката (deg)	100
Удължение на тялото	8

РАЗПРЕДЕЛЕНИЕ НА ЛИМИТА ОТ МАСИ НА ГЛАВНИТЕ ЧАСТИ

ПЛАНЕР - до 22.944 kg

Фюзелаж, Крило, Опашни плоскости; Колесник; Съединителни елементи

Тяги от управлението

СИЛОВА УРЕДБА - до 3.438 kg

Двигател, въздушно витло, система за запалване; елементи за закрепване и обтекаемост

ГОРИВО за двигател с вътешно горене - **до 15 kg**

УПРАВЛЕНИЕ И ОБОРУДВАНЕ - до 12.355 kg

Акумулатори; генератори; кормилни машини; електронно оборудване; електропроводна мрежа Бордови компютър; навигационна апаратура; средства за комуникация; екранизация, парашут Двуканален автопилот (елерони и корм. за височина)

ПОЛЕЗНО НАТОВАРВАНЕ: камери за наблюдение и оборудване. към тях - **до 10 kg**

РЕЗЕРВ - 3.354 kg

Обща маса 67.09 kg

ОСНОВНИ ЛЕТАТЕЛНИ ХАРАКТЕРИСТИКИ НА САМОЛЕТА-АНАЛОГ

МАКСИМАЛНА СКОРОСТ в <i>km/h</i>	230
РАЗБЕГ ПРИ ИЗЛИТАНЕ от бетонна писта без ускорител (<i>m</i>)	169
РАЗБЕГ ПРИ ИЗЛИТАНЕ в <i>m</i> с ракетен ускорител (допълнителна тяга от 500 нютона)	37
СКОРОСТ НА ИЗЛИТАНЕ в <i>km/h</i>	96
РЕАЛНА СКОРОСТ НА КАЦАНЕ в <i>km/h</i>	94

Уравнение на полярата: $C_x = 0.021 + 0.22C_y^2$; Най-изгоден ъгъл на атака $\approx 4^\circ$.

Режим на полета за моделиране: Височина на полета е до 3000m и работна скорост 185km/h (51.2m/s). Самолетът е спирално устойчив. Честотата на колебания в надлъжния канал е около 1 Hz, а относителният коефициент на затихване на колебанията е 0.5. Показателят за колебания тип "холандска стъпка" е 2.3 на работен режим.

В продукта на ИКИТ в “Excel” по методика от [6] са определени предавателните числа на автопилота, които окончателно са проверени по вида на преходните процеси. Определен е диапазонът на възможни изменения на настройката на автопилота след моделиране на реални траектории.

Рационални предавателни числа (препоръчителен диапазон за настройка на модела) на двуканален автопилот кръстосана схема:

Елерони:

$$K_e^\psi = 1 \div 2.2 \quad K_e^Z = 0.1 \div 0.21 \text{ deg/m} \quad K_e^\gamma = 0.48 \div 0.95 \quad K_{f_e} = 0.26 \div 0.5$$

Кормило за височина на опашните плоскости:

$$K_e^H = 0.05 \div 0.1 \text{ deg/m}; \quad K_e^\vartheta = 0.6 \div 1.16 \quad K_e^{\omega_z} = 0.066 \div 0.133 \text{ s}$$

Закопи за управление в ГОСТ 20058-80:

$$\delta_e = K_e^\gamma (\gamma - \gamma_{зад}) + K_{f_e} \int (\gamma - \gamma_{зад}) dt + K_e^{\omega_x} \omega_x$$

$$\gamma_{зад} = K_e^\psi (\psi - \psi_{програмно}) - K_Z (Z - Z_{програмно}) + \gamma_{пилот}$$

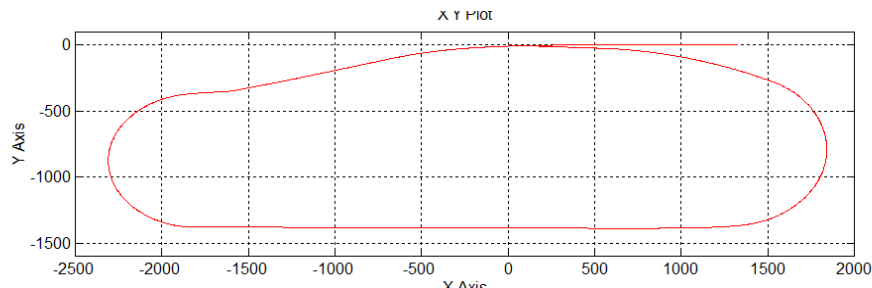
$$\delta_\delta = K_e^\vartheta (\vartheta - \vartheta_{зад}) + K_e^{\omega_z} \omega_z + K_e^H (H - H_{зад}); \quad \vartheta_{зад} = \vartheta_{програмно} + \vartheta_{пилот}$$

ψ – ъгъл на ристание; γ – ъгъл на наклона; ϑ – ъгъл на тангажа.

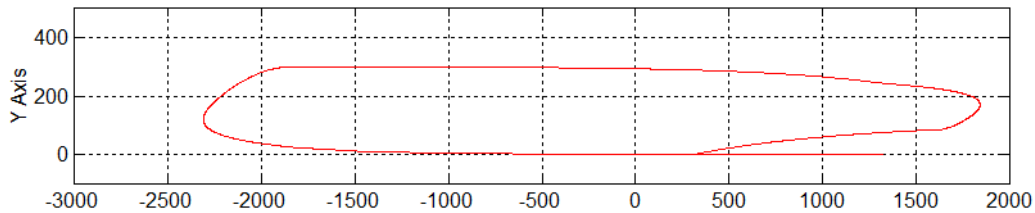
В символа на предавателното число е включено следното разбиране. Например $K_e^\gamma = 0.48 \div 0.95$ представлява безразмерно предавателно число за отклонение на елероните с два символа: орган за управление – параметър на полета. Индексът “е”- елерони, като долен символ означава , че кормилната машина движи елероните. Индекс γ в горната част на символа означава, че управляващата команда е по сигнал от изчислителя за разлика от реален и зададен крен (наклон в радиани). Предавателното число $K_{f_e} = 0.26 \div 0.5$ е пред интегралния член на командата. Този член прави автопилота астатичен по крен (без статични грешки).

Командата по страничното изместване $Z_{програмно}$ в структурата на закона за управление се включва от пилота-оператор в командния пункт, който оценява визуално траекторията на автоматичното кацане при видимо и субективно чувство за отклонение вследствие на атмосферни смущения. С нея се въвежда новото положение на зададената координата $Z_{програмно}$. В конкретния моделиран маньовър (по долу на графиките) това е въведено в $t=155s$ от полета при подхода за кацане на височина $H=20m$, като $Z_{програмно}$ става равно на нула, за да се извърши автоматично кацане върху пистата без значимо странично изместване от линията на излитане (от статична грешка на автопилота). Автопилотът в тази структура е астатичен по крен, но не и по странично изместване от зададена посока на полета. Законът за управление показва, че при следене на траекторията върху карта операторът може да въвежда корекции на страничното изместване по свое желание, с което препрограмира работата на автопилота в страничния канал. Основният фактор, който влияе на статичната грешка е големината на предавателните числа (въведеното условие за време за изпълнение на страничния маньовър е възможно най-краткото – около 25-30сек.).

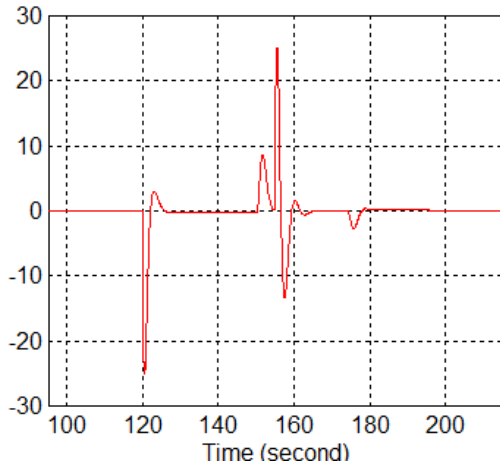
Проверка чрез моделиране на “полет по кръга” за оценка на получените аеродинамични характеристики и рационални предавателни числа на автопилота



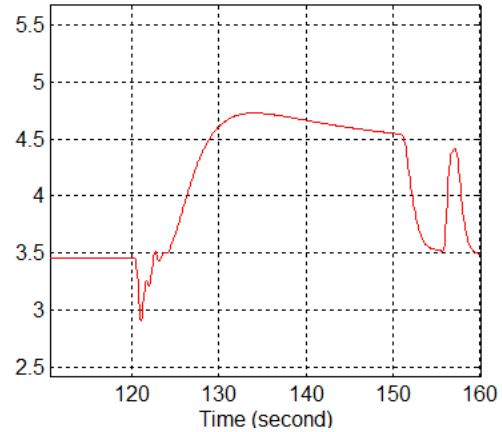
Фиг. 1. Проекция на траекторията върху хоризонтална плоскост при изпълнение на полетна задача от типа “полет по кръга”



Фиг. 2. Проекция на траекторията върху вертикална плоскост на “полет по кръга” с набор на височина от 300 метра по възходяща спирала, хоризонтален участък, снижение по спирала и кацане



Фиг. 3. Отклонение на елероните за въвеждане в низходяща дясна спирала с 30° наклон (120s) и корекция на страничното изместване с ляв крен (155s)



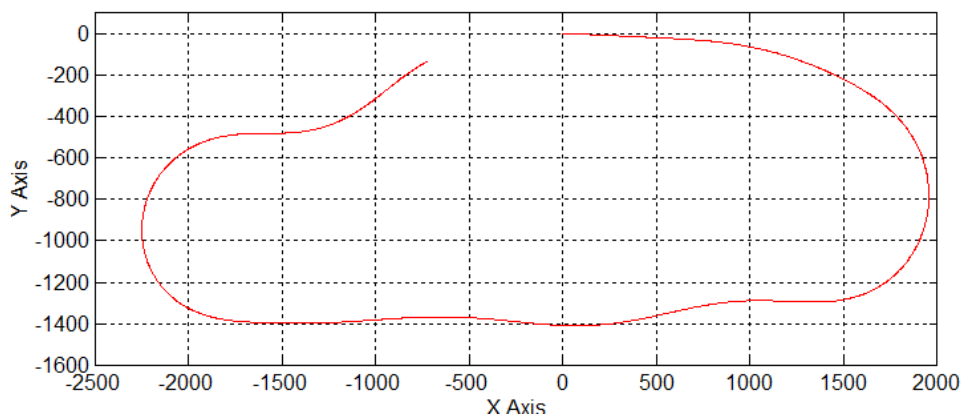
Фиг. 4. Реакция на самолета по ъгъл на атака при влизане в низходяща спирала (120s) и преминаване от десен в ляв наклон за корекция на траекторията (155s)

Конфликти в системата "БС-АП"

Най-често срещания конфликт в системата “БС-АП” е работата на двуканалния автопилот с неподходяща настройка. Този случай е илюстриран на фиг.5 чрез моделиране при настройка с малки предавателни числа в канала на елероните (зададена продължителност на краткото странично движение 15 s, а на страничния маньовър 60s):

$$K_e^\psi = 0,83 ; K_e^Z = 0,036 \text{ deg/m} ; K_e^\gamma = 0,106 ; K_{f_e} = 0,0189$$

X Y Plot

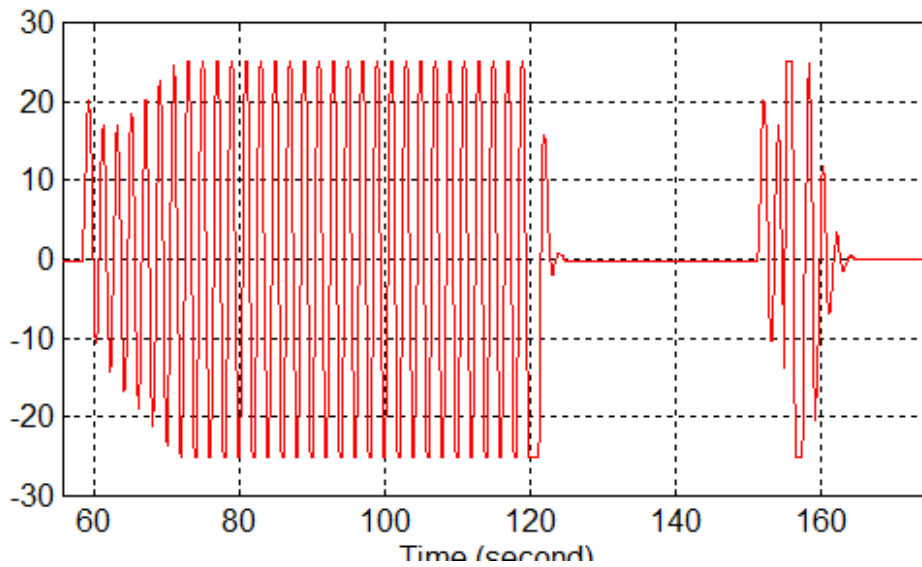


Фиг. 5. Проекция на траекторията в хоризонтална плоскост (авария преди кацане – падане върху земната повърхност)

При работа на двуканалния автопилот с големи (надкритични) предавателни числа в канала на елероните (зададена продължителност на краткото странично движение 3 s, а на страничния маньовър 15s) се развиват автоколебателни процеси с голяма продължителност. Елероните работят в целия диапазон, разрешен от конструкцията. Моделиран е същият полет, но с настройка на автопилота както следва:

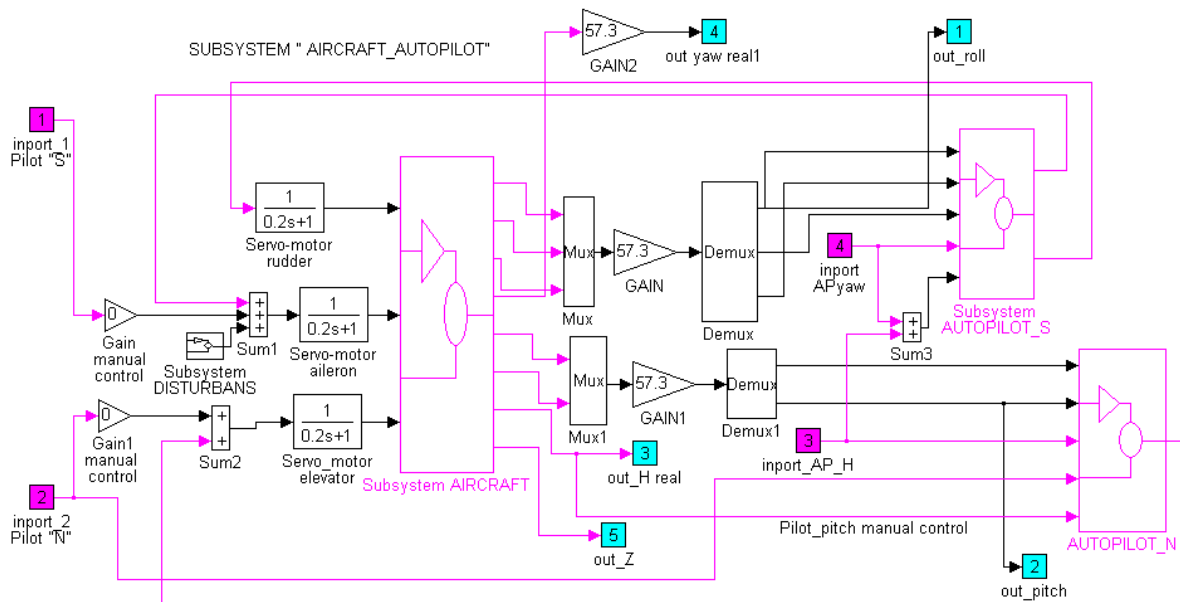
$$K_e^\psi = 3,3 ; K_e^Z = 0,6 \text{ deg/m} ; K_e^\gamma = 2.65 ; K_{f_e} = 2.3; K_e^{\omega_x} = 0.1$$

Резултат за работата на елероните е показан на фиг.6. Колебанията по наклон са в диапазона ± 10 градуса.

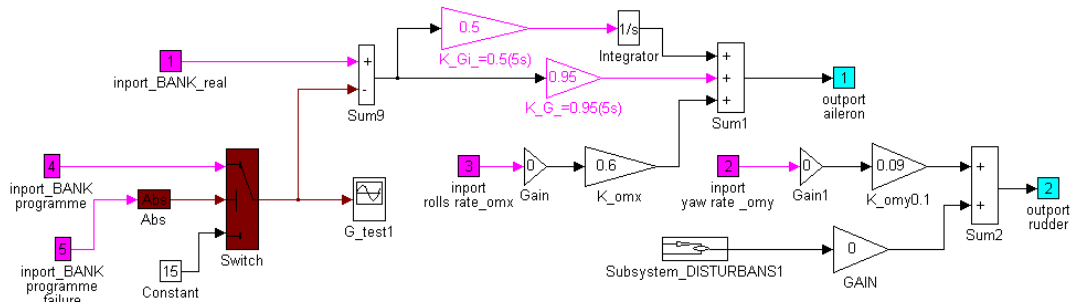


Фиг. 6. Отклонение на елероните с ограничение до $\pm 25^\circ$ в автоколебателен процес в праволинейната част от траекторията

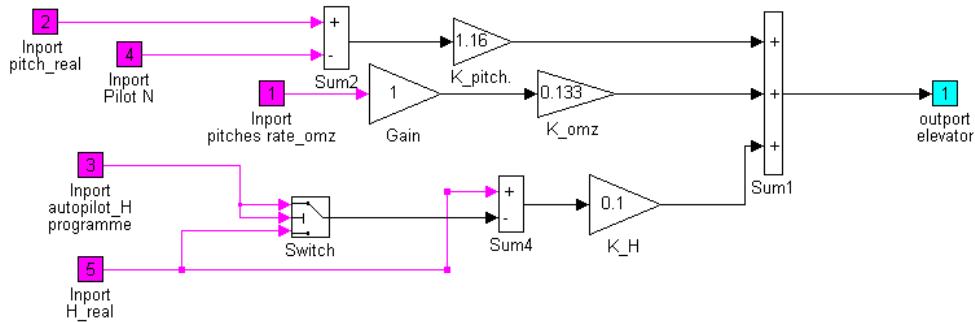
Компютърният модел - аналог на системата е показан на фигури 7, 8 и 9 в Matlab-Simulink.



Фиг. 7. Подсистема «САМОЛЕТ-АВТОПИЛОТ»



Фиг. 8. Подсистема от модел на автопилота в страничния канал за управление на елероните



Фиг. 9. Подсистема от модел на автопилота в надлъжния канал за управление на кормилото за височина

Заклучение:

Самолетът-прототип има продължителна експлоатация като авиомишена и е достатъчно доработен като аеродинамика и конструкция.

Резултатите от проведеното изследване по компютърен модел-аналог дават основание да се твърди, че самолетът има добри летателни свойства и с подбраните рационални предавателни числа може да бъде управляван от двуканален, астатичен по крен автопилот с въздействие върху елероните и кормилото за височина. Отсъствието на команди по ъглови скорости в страничния канал (за демпфиране на смутените движения) не се отразява съществено върху полета и това опростява значително техническата реализация на автопилота. Автоматизираното кацане (с намеса на оператора за корекция преди последния завой) може да се осъществява по предварително програмирана траектория с малка вертикална скорост на приземяване и минимално отклонение от оста на пистата при наличие на смущения (страничен вятър).

Литература:

1. Бадягин, А. А., С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Ф. И. Склянский, Н. А. Фомин – Проектирование самолетов, "Машиностроение", Москва, 1972 г.
2. Бадягин, А. А., Ф. А. Мухамедов. Проектирование легких самолетов, "Машиностроение", Москва, 1978 г.
3. Бадягин, А. А. Мотор ест, что дальше журнал Крылья Родины – 7/1987
4. Остославский, И. В. Аэродинамика самолета 1957г, Оборонгиз, Москва
5. Мартынов, А. К. Экспериментальная аэродинамика, Москва 1950, Оборонгиз
6. Михалев, И. А., Б. Н.Окоемов, И. Г.Павлина, М. С.Чичулаев, Н. М.Эйдинов. Системы автоматического управления самолетом – методы анализа и расчета, изд. "Машиностроение", Москва 1971 г.