



СИМУЛАЦИОНЕН МОДЕЛ НА ДИНАМИКАТА НА ПОЛЕТА НА САМОЛЕТ СЪС СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО

ЙОРДАН ХАДЖИЕВ

Резюме: В доклада се разглежда симулационен модел на безпилотен летателен апарат със съчленено крило. Накратко е описан математичния модел на динамиката на полета на изследвания самолет. Този математичен модел е използван за създаването на симулационен модел в средата Simulink на MATLAB. Използваните аеродинамични коефициенти в модела са пресметнати по метода на дискретните вихри. Представени са резултати от извършени изследвания със създадения симулационен модел.

Ключови думи: динамика на полета, математичен модел, симулация, matlab, simulink, безпилотни летателни апарати, съчленено крило

SIMULATION MODEL OF THE FLIGHT DYNAMICS OF JOINED WING AIRCRAFT

YORDAN HADZHIEV

Abstract: In the present paper is described the simulation model of joined wing aircraft. The mathematical model of the flight dynamics of the researched aircraft is briefly described. This mathematical model is used for creating a simulation model in the Simulink environment of MATLAB. The aerodynamic coefficients for the model are calculated using a vortex lattice computational method. Results from research with the simulation model are presented in this paper.

Key words: flight dynamics, mathematical model, simulation, matlab, simulink, unmanned aerial vehicle, joined wing

1. Въведение

За изпълнението на проект №142ПД0025-24 от НИС при ТУ-София - „Изследвания за реализация на автономен полет на безпилотен летателен апарат със съчленено крило” е предвидено да се извършат експериментални полети на самолет със съчленено крило. Общоприета практика е преди да се пристъпи към действителни полетни изпитвания, въпросният летателен апарат да бъде физично и/или математично изследван. Една от възможностите за математично изследване е чрез компютърни симулации в математично моделирана среда. Тези симулации дават възможност да се решат редица въпроси,

важни за успешното извършване на полетните изпитвания, като например да се подберат съответните параметри на органите за управление, да се изпита самолета при смутено движение и т.н. С тази цел е създаден математичен модел на самолет със съчленено крило, който е описан в този доклад.

2. Математичен модел

За да симулираме движението на летателен апарат със съчленено крило са използвани уравненията за движение на самолет с шест степени на свобода. Математичния модел на динамиката на полета на самолета е реализиран в средата Simulink на MATLAB.

Аеродинамичните коефициенти на изследвания самолет са пресметнати с продукта AVL по метода на дискретните вихри [1]. Коефициентът на челно съпротивление при нулева подемна сила C_{D0} е зададен предварително в AVL, а продукта изчислява индуктивното съпротивление по метода на дискретните вихри. Коефициентът на челно съпротивление при нулева подемна сила за конкретния самолет със съчленено крило е изчислен по методика, описана в [2].

Пространственото движение на летателния апарат може да се опише със следната система диференциални уравнения [3] (работи се със означения по ISO 1151 [4, 5]):

$$\begin{aligned} \frac{d\alpha}{dt} &= q - \frac{L}{mV} - \frac{dV}{dt} \frac{1}{V} \sin \alpha + \beta(r \sin \alpha - p \cos \alpha) + \frac{g}{V} (\cos \Theta \cos \Phi + \sin \alpha \sin \Theta) \\ \frac{d\beta}{dt} &= \frac{Y}{mV} - \frac{dV}{dt} \frac{1}{V} \beta + p \sin \alpha + r \cos \alpha + \frac{g}{V} \left[\cos \Theta \sin \gamma - \beta \left(\frac{\cos \Theta \cos \gamma \sin \alpha}{\sin \Theta \cos \alpha} \right) \right] \\ \frac{dp}{dt} &= \frac{I_z - I_y}{I_x} r q + \frac{L^A}{I_x} \\ \frac{dr}{dt} &= \frac{I_y - I_x}{I_z} q p + \frac{N^A}{I_z} \\ \frac{dq}{dt} &= \frac{I_x - I_z}{I_y} p r + \frac{M^A}{I_y} \\ \frac{d\Theta}{dt} &= q \cos \gamma + r \sin \gamma \\ \frac{d\gamma}{dt} &= p - \tan(\gamma) (r \cos \gamma - q \sin \gamma) \\ \frac{d\Psi}{dt} &= \frac{r \cos \gamma - q \sin \gamma}{\cos \Theta} \\ \frac{dH}{dt} &= V \sin(\Theta - \alpha) \end{aligned} \quad (1)$$

За аеродинамичните сили и моменти влизащи в системата (1) можем да запишем:

$$D = C_D \frac{\rho V^2}{2} S \quad (2)$$

$$L = C_L \frac{\rho V^2}{2} S \quad (3)$$

$$Y = C_Y \frac{\rho V^2}{2} S \quad (4)$$

$$L^A = c_l \frac{\rho V^2}{2} S l \quad (5)$$

$$N^A = c_n \frac{\rho V^2}{2} S l \quad (6)$$

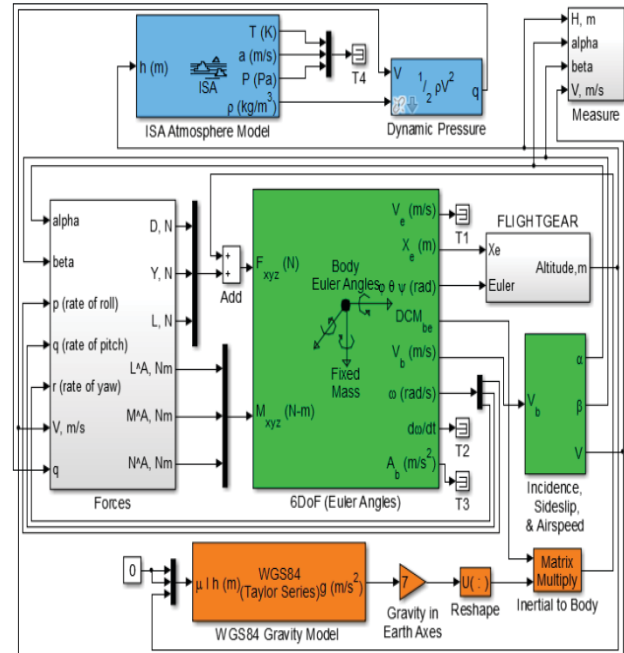
$$M^A = c_m \frac{\rho V^2}{2} S b_A \quad (7)$$

За коефициентите на аеродинамичните сили и моменти са в сила следните зависимости [6]:

$$\begin{aligned} C_D &= C_{D0} + A(C_{L\alpha})^2 \\ C_L &= C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta_{elev}} \delta_{elev} + C_{L\delta_{fl}} \delta_{fl} \\ C_Y &= C_{Y\beta} \beta + C_{Y\delta_{rudd}} \delta_{rudd} \\ c_l &= c_{l\beta} \beta + c_{l\delta_{ail}} \delta_{ail} + c_{l\delta_{rudd}} \delta_{rudd} + c_{lp} p + c_{lR} r \\ c_n &= c_{n\beta} \beta + c_{n\delta_{rudd}} \delta_{rudd} + c_{nR} r + c_{np} p \\ c_m &= c_{m\alpha} \alpha + c_{m\delta_{elev}} \delta_{elev} + c_{m\delta_{fl}} \delta_{fl} + c_{mq} q \end{aligned} \quad (8)$$

3. Симулационен модел

На Фиг. 1. е представен Simulink модела на динамиката на полета на самолет със съчленено крило.

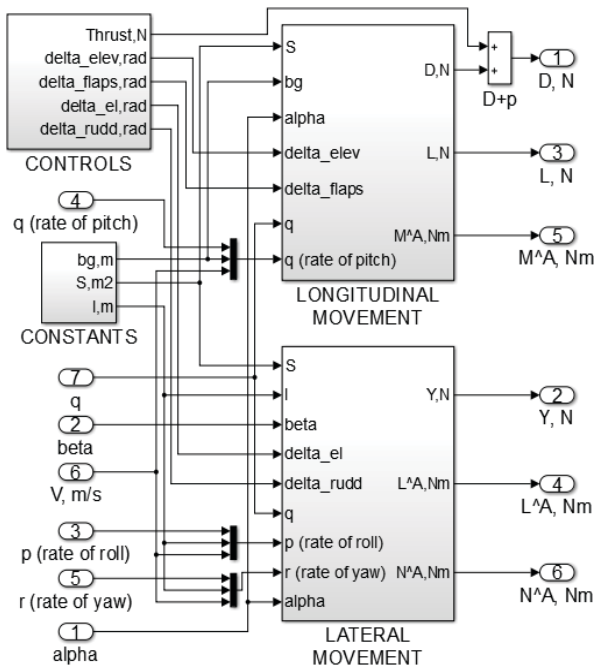


Фиг. 1. Симулационен модел на самолет със съчленено крило в MATLAB

Състои се от пет основни блока, които преобразуват входящите сигнали по зададени формули и ги превръщат в желаните изходни

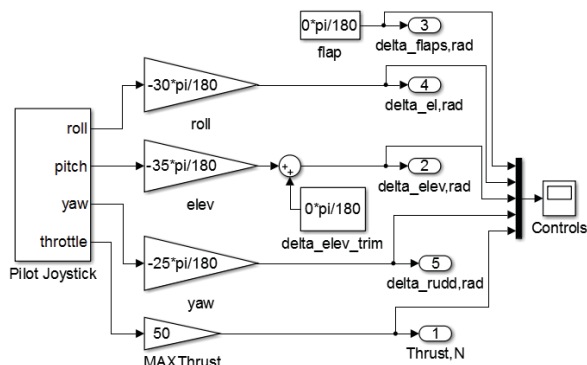
сигнали необходими за симулация на полета при пространственото движение на самолета.

В блока "Forces" (Фиг. 1., Фиг. 2.) пресмятаме силите и моментите, които действат на летателния апарат по математичния модел (1).



Фиг. 2. Блок "Forces" на симулационния модел

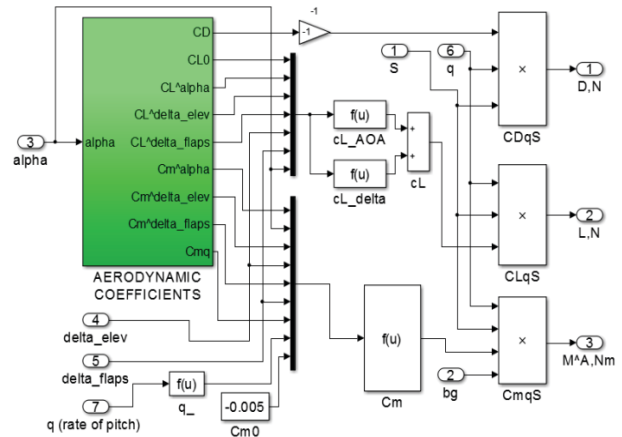
В този блок се съдържат три основни подблока – "Controls", "Longitudinal movement", и „Lateral movement". В блока "Controls"(Фиг. 3.) се извършва управление на модела с джойстик, както и възможност за тримувание на управляващите сигнали по крен, тангаж, рискание и тяга (roll, pitch, yaw, throttle).



Фиг. 3. Блок "Controls" на симулационния модел

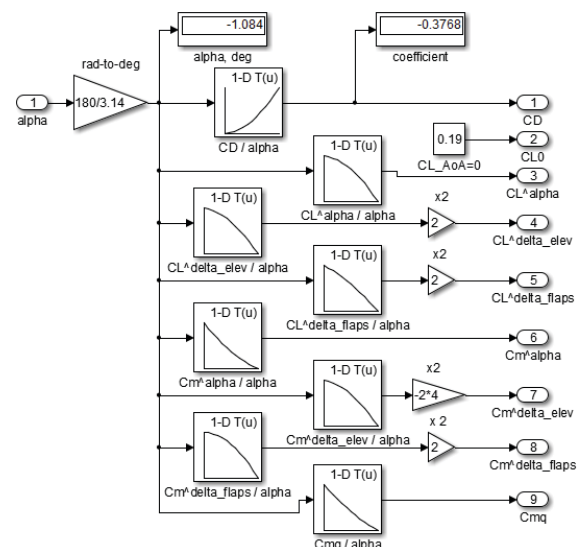
В блока "Longitudinal movement" (Фиг. 4.) се извършва пресмятането на надлъжното движение на самолета. Входни сигнали в този блок са аеродинамичните коефициенти на самолета, геометричните му характеристики,

ъгъла на атака, надлъжната ъглова скорост, динамичното налягане и управляващите сигнали на кормилото за височина и клапите. Изходните сигнали са силата на челно съпротивление D , подемната сила L и надлъжния момент M^A . За изчислението на тези сили и моменти използваме формулите от математичния модел в точка 2.



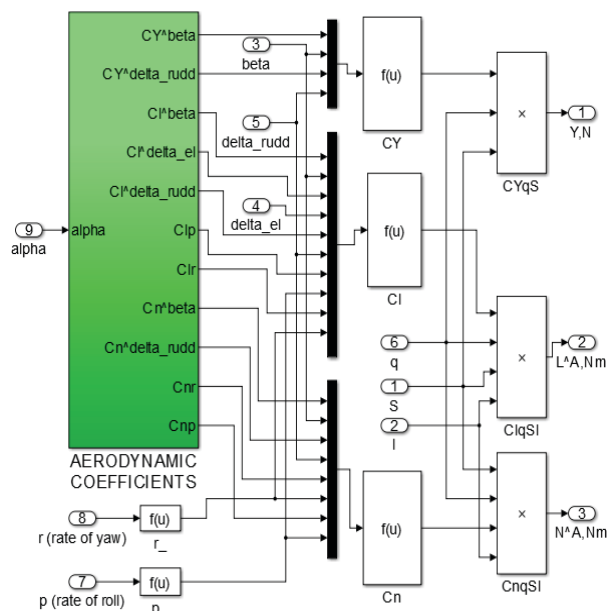
Фиг. 4. Блок "Longitudinal movement" на симулационния модел

Аеродинамичните коефициенти на конкретния летателен апарат JoWi-2 са пресметнати по метода на дискретните вихри при различни ъгли на атака: $\alpha = -2^0 \div 10^0$. Посредством Simulink блок от типа "Lookup Table" коефициентите в блока "Aerodynamic coefficients" (Фиг. 5.) са въведени таблично със съответните им стойности при различните ъгли на атака. Така входния сигнал (α) определя какви да бъдат изходящите стойности на аеродинамичните коефициенти. Това допринася за нелинейността на модела.



Фиг. 5. Аеродинамични коефициенти за надлъжното движение на самолета

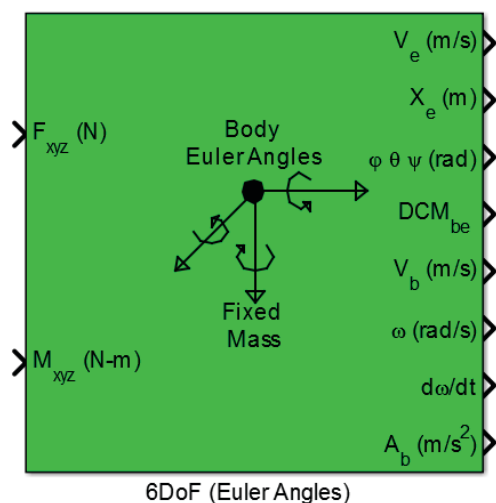
По аналогичен начин е моделирано и страничното движение на летателния апарат в блока "Lateral movement" (Фиг. 6.). Входни сигнали са аеродинамичните коефициенти на самолета, геометричните му характеристики, ъгъла на атака, ъгъла на плъзгане, напречната и попътната ъглова скорост, динамичното налягане и управляващите сигнали на кормилото за направление и елероните. Изходни



Фиг. 6. Блок "Lateral movement"

сигнали са страничната сила Y , напречния момент L^A и попътния момент N^A .

Изходните сили и моменти от блока "Forces" постъпват в блок "6DoF" (Фиг. 7.), който представя движението на тяло с шест степени на свобода в свързаната координатна система, изразено чрез уравненията на Ойлер.



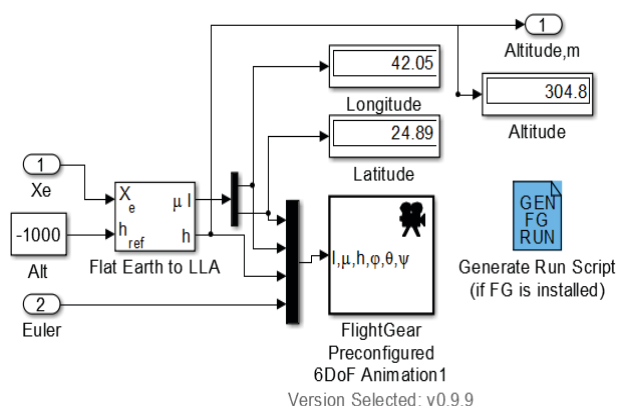
Фиг. 7. Блок "6DoF" на симулационния модел

Изходните сигнали от блока 6DoF, които се използват за модела са:

- X_e - положението на самолета спрямо земната координатна система
- ϕ, θ, ψ (rad), представят движението по крен, тангаж и рискание в радиани
- DCMbe - извършва преобразуването на координатите от земна координатна система в свързана координатна система
- V_b - вектор на скоростта в свързаната координатна система, който разбиваме на изходни сигнали за ъгъл на атака, ъгъл на плъзгане и скаларна величина на скоростта посредством блока „Incidence, Sideslip, & Airspeed“
- ω - ъгловата скорост в свързаната координатна система, измервана в rad/s

Гравитационния и атмосферния модел, които са използвани са стандартни блокове от Simulink на MATLAB [7]. Чрез тях изчисляваме силата на земното притегляне и динамичното налягане в зависимост от височината на летателния апарат.

За визуализиране на симулациите използваме продукта FlightGear. От блока "6DoF" в блока "Flat Earth to LLA" (Фиг. 8.) постъпват сигнали за положението на самолета спрямо земната координатна система, чрез които се изчисляват височината и географските координати на самолета. Тези координати, както и ойлеровите ъгли на движението на самолета постъпват в блока за връзка между Matlab и FlightGear, който изпраща данни към продукта за визуализация на полета.

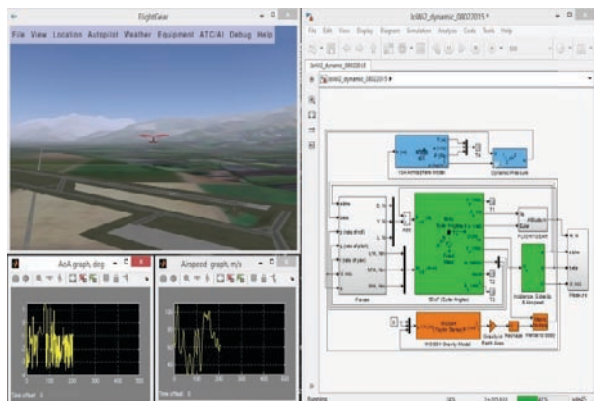


Фиг. 8. Блок "FlightGear" на симулационния модел

4. Изследване на динамиката на полета на JoWi-2 със симулационния модел

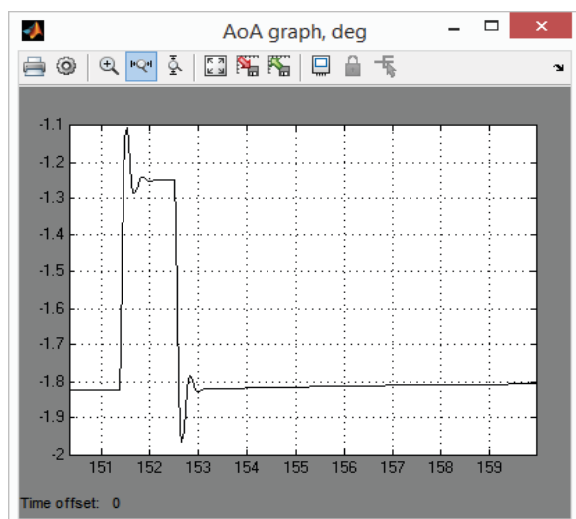
С гореописания симулационен модел са проведени няколко експериментални полета за да се изследва устойчивостта и управляемостта

на описания в математичния модел самолет със съчленено крило JoWi-2. За визуално възпроизвеждане на експериментите е използван продукта FlightGear (Фиг. 9.)



Фиг. 9. Визуализиране на полета с FlightGear

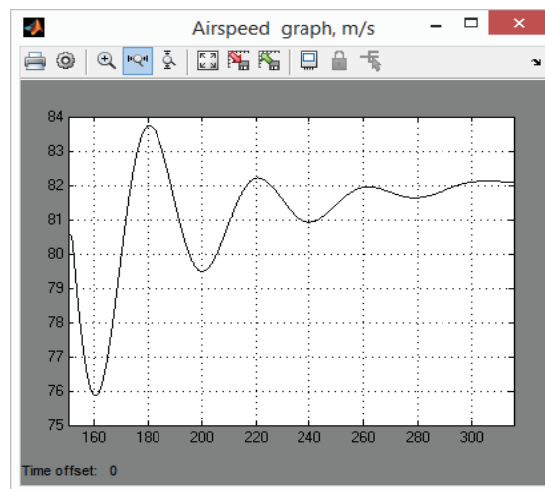
При първия експериментален полет е изследвано надлъжното смутено движение на летателния апарат със съчленено крило. Самолета е изведен на нужната височина и управлението е тримувано до постигане на устойчив хоризонтален полет. В определен момент е подаден сигнал за отклонение на кормилото за височина на ъгъл $\delta_{\text{elev}} = 5^\circ$ за период $T = 1$ sec, след което се преустановява управлението и самолета заема равновесно положение поради собствената си устойчивост. Изменението на ъгъла на атака α след тази намеса е показан на Фиг. 10., а изменението на въздушната скорост на Фиг.11.



Фиг. 10. Изменение на ъгъла на атака при 5° отклонение на кормилото за височина за 1 sec

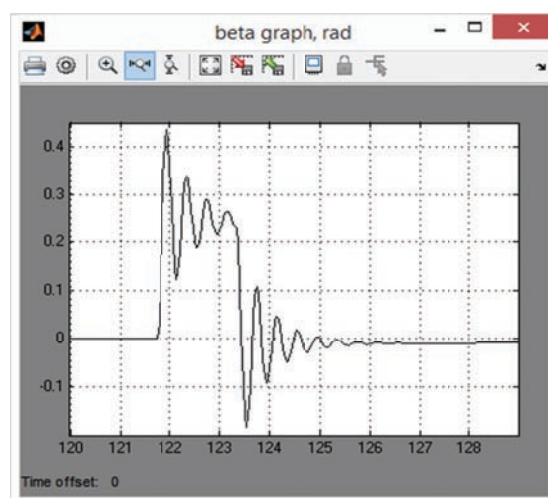
Вижда се, че самолета поддържа отрицателни ъгли на атака. Това се дължи на

високата скорост на полета, която е около 80 m/s. За избрания за самолета крилен профил тези ъгли на атака са нормални при тези скорости.

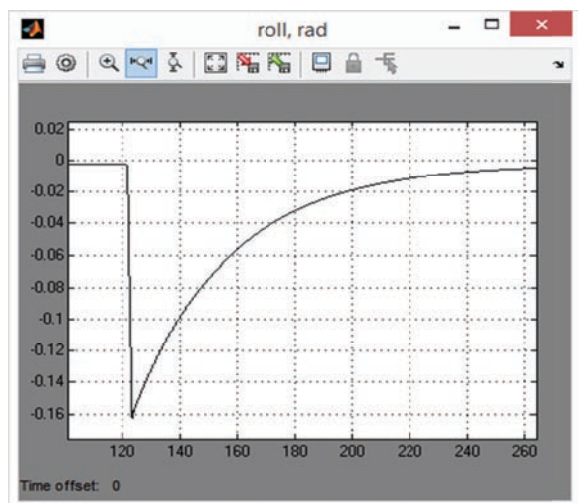


Фиг. 11. Изменение на въздушната скорост при 5° отклонение на кормилото за височина за 1 sec

При втория експериментален полет е изследвано страничното смутено движение на летателния апарат. Отново, самолета е изведен до необходимата височина и управлението е тримувано до постигане на устойчив хоризонтален полет. След това е подаден сигнал за отклонение на кормилото за направление на ъгъл $\delta_{\text{rudd}} = 5^\circ$ за период $T = 1$ sec. Преустановява се управлението и самолета заема равновесно положение поради собствената си устойчивост. На Фиг. 12. е показано изменението на ъгъла на плъзгане β , а изменението на ъгъла на напречния наклон е показано на Фиг. 13.



Фиг. 12. Изменение на ъгъла на плъзгане при 5° отклонение на кормилото за направление за 1 sec



Фиг. 13. Изменение на ъгъла на напречния наклон при 5^0 отклонение на кормилото за направление за 1 sec

5. Заключение

От направените експериментални изследвания може да се заключи че безпилотния самолет JoWi-2 е устойчив при надлъжно смутено движение, както и при странично смутено движение. Данните от графиките ще бъдат използвани за определяне на характеристиките на устойчивост и управляемост на самолета в по-нататъшната работа на докторанта.

Така създадения симулационен модел дава задоволителни резултати за устойчивостта и управляемостта на летателния апарат и ще послужи за бъдещи изследвания и изучаване на аеродинамичната схема съчленено крило.

6. Благодарности

Авторът изказва благодарности за финансирането на проект №142ПД0025-24 от НИС при ТУ-София, по който са извършени изследванията.

ЛИТЕРАТУРА

1. Панайотов, Х. Хаджиев, Й. (2011). Изследване на аеродинамиката на безпилотен самолет за реализация на автономен полет. *BulTrans-2011*, Созопол.
2. Панайотов, Х. (2007). Методика за определяне на аеродинамичните характеристики на съчленено крило при предварителното проектиране на безпилотни летателни апарати, Дисертация, Пловдив.
3. Маджаров, М.И. (2000). *Динамика на полета. Устойчивост и управляемост на летателните апарати*. Издателство Актив комерс, София.
4. Зафиров, Д. И. (2014). *Проектиране на летателните апарати (Концептуален подход)*. Автоспектър, Пловдив.
5. Панайотов Х. П., Зафиров, Д. И. (2014). *Ръководство за курсово проектиране на летателни апарати*. Автоспектър, Пловдив.
6. Гешев, Д.Н. (2002). *Аеродинамика на летателните апарати*. Издателство „Кинг-2001“, София.
7. <http://www.mathworks.com/help/simulink/index.html>, © 1994-2015 The MathWorks, Inc.

Department of Transport and Aircraft
Equipment and Technologies
Technical University–Sofia, Branch Plovdiv
25 Tsanko Dyustabanov St.
4000 Plovdiv
BULGARIA
E-mail: yordan.hadzhiev@big97.com