

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ДИНАМИКАТА НА ПОЛЕТА НА САМОЛЕТ DHC -2 “BEAVER”

FLIGHT DYNAMICS IDENTIFICATION OF DHC - 2 “BEAVER” AIRCRAFT

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ДИНАМИКИ САМОЛЕТА DHC -2 “BEAVER”

Ас. инж. Маринов А. А.

Факултет „Авиационен” – НВУ „Васил Левски”, гр. Долна Митрополия, България

Доц. д-р инж. Маринов М. С.

Факултет „Авиационен” – НВУ „Васил Левски”, гр. Долна Митрополия, България

Abstract: A modified method for identification of the total aerodynamic coefficients of aircraft DHC -2 “BEAVER” on the method least mean – square has been proposed.

KEYWORDS: FLIGHT DYNAMICS, IDENTIFICATION

1. Въведение

За моделиране и симулиране на полета на летателните апарати е необходимо да се изследва динамиката на конкретния самолет. Един от начините е да се извършат множество зададени полети в различни режими и да се анализират получените данни. Това е твърде скъп начин и затова се използват компютърни модели за симулиране на полета. Създаването на такъв модел изисква да се знаят редица параметри, които са недостъпни от литературата. За преодоляване на този проблем може да се използва идентификация на необходимите параметри по наличните от измервания или симулация данни. В доклада е предложено модифициране на разработения в [2] модел на самолет Beaver и идентифициране параметрите на новия модел. Предложеният алгоритъм позволява по данните от стандартните системи за регистрация на борда да се идентифицират параметрите на модифицирания модел и той да бъде прилаган за различни самолети.

2. Предпоставки и начини за решаване на проблема

Както е показано в [1], предложеният в [2] модел на самолет “Beaver” е приложим и за други самолети от този тип, като например Pilatus PC-9M. Описаният в [2] модел на самолет Beaver използва заложените аеродинамични коефициенти, валидни само за този модел, което не позволява директното му прилагане за симулиране динамиката на полета на други самолети. Основен проблем в модела е разделното залагане на аеродинамичните характеристики на конструкцията и витлото, докато по данните от Read Out Support Equipment (ROSE) такова разделяне е невъзможно. Основните данни записвани от ROSE са: индикаторна скорост на полета; ъгъл на атака, ъгъл на плъзгане, ъгли на тангаж; ъгъл на рискание; претоварванията по осите и др. По тези данни се извършва идентификация на пълните аеродинамични коефициенти на силите и на моментите. На базата на предложените в [2] модели на аеродинамичните коефициенти и достъпните от ROSE данни са изведени следните модели на пълните аеродинамични коефициенти:

$$C_{x_t} = C_{x1} + C_{x2}\alpha + C_{x3}\alpha^2 + C_{x4}\alpha^3 + C_{x5}\frac{cq}{V} + C_{x6}\delta_r + C_{x7}\frac{P}{\rho V^3} + C_{x8}\alpha\frac{P}{\rho V^3} + C_{x9}\alpha\left(\frac{P}{\rho V^3}\right)^2;$$

$$C_{y_t} = C_{y1} + C_{y2}\beta + C_{y3}\frac{bp}{V} + C_{y4}\frac{br}{V} + C_{y5}\delta_a + C_{y6}\delta_r + C_{y7}\alpha\delta_r;$$

$$C_{z_t} = C_{z1} + C_{z2}\alpha + C_{z3}\alpha^3 + C_{z4}\frac{cq}{V} + C_{z5}\delta_e + C_{z6}\beta^2\delta_e + C_{z7}\frac{P}{\rho V^3};$$

$$C_{l_t} = C_{l1} + C_{l2}\beta + C_{l3}\frac{bp}{V} + C_{l4}\frac{br}{V} + C_{l5}\delta_a + C_{l6}\delta_r + C_{l7}\alpha\delta_a + C_{l8}\alpha^2 + C_{l9}\alpha^2\frac{P}{\rho V^3};$$

$$C_{m_t} = C_{m1} + C_{m2}\alpha + C_{m3}\alpha^2 + C_{m4}\beta^2 + C_{m5}\frac{cq}{V} + C_{m6}\frac{br}{V} + C_{m7}\delta_e + C_{m8}\frac{P}{\rho V^3};$$

$$C_{n_t} = C_{n1} + C_{n2}\beta + C_{n3}\beta^3 + C_{n4}\frac{bp}{V} + C_{n5}\frac{cq}{V} + C_{n6}\frac{br}{V} + C_{n7}\delta_a + C_{n8}\delta_r + C_{n9}\frac{P}{\rho V^3} +$$

$$+ C_{n10}\left(\frac{P}{\rho V^3}\right)^2 + C_{n11}\left(\frac{P}{\rho V^3}\right)^3$$

където: C_{x_t} , C_{y_t} , C_{z_t} са пълните аеродинамичните коефициенти; C_{l_t} , C_{m_t} , C_{n_t} са пълните аеродинамичните коефициенти на аеродинамичните сили; C_{l_t} , C_{m_t} , C_{n_t} са пълните аеродинамичните коефициенти на аеродинамичните моменти; α е ъгълът на атака; β е ъгълът на плъзгане; p, q , и r са ъгловите скорости на въртене около осите; δ_a е ъгълът на отклонение на елероните; δ_e е ъгълът на отклонение на кормилото за височина; δ_r е ъгълът на отклонение на кормилото за направление; P е мощността на двигателя, подавана към витлото; ρ е плътността на въздуха; V е скоростта на самолета; b е разпереност на крилото; c е средната аеродинамична хорда на крилото; $C_{x1} \div C_{x9}$, $C_{y1} \div C_{y7}$, $C_{z1} \div C_{z7}$, $C_{l1} \div C_{l9}$, $C_{m1} \div C_{m8}$, $C_{n1} \div C_{n11}$, са постоянни коефициенти.

Проблемът, който трябва да бъде решен е идентифицирането на постоянните коефициенти в десните страни на съотношения (1) до (6). За целта е използван метода на най-малките квадрати, който намира широко приложение в задачите за идентификация [3].

3. Решение на проблема

При извършване на идентификация по метода на най-малките квадрати е необходимо да се определи векторът на входните величини и изходния параметър. Входни величини за съответните аеродинамични коефициенти са тези, които са умножени с постоянните коефициенти в дясната част на изрази (1) до (6). Изходни параметри са самите аеродинамични коефициенти. Тъй като ROSE не дава директно аеродинамичните коефициенти, а претоварванията, то те трябва да бъдат намерени предварително по получените данни. В [2] е показана връзката между претоварванията и аеродинамичните коефициенти откъдето за аеродинамичните коефициенти на силите C_i и на моментите C_j, C_m се получава:

$$(7) C_i = \frac{2mgA_i}{\rho V^2 S}; \quad C_j = \frac{J}{b\rho V^2 S}; \quad C_m = \frac{M}{c\rho V^2 S},$$

където: $i=x,y,z$ е индекс за съответната ос на координатната система; A_i са съответните претоварвания; $j=l,n$ е индекс за моментите по крен и плъзгане; $J=L,N$ са съответните моменти; M е надлъжния момент; m е масата на самолета; g е земното ускорение; S е площта на крилото.

Алгоритъмът за идентификация на постоянните коефициенти в модела на аеродинамичния коефициент C_x , по метода на най-малките квадрати се описва от съотношението [3]:

$$(8) C_x = (X_x^T X_x)^{-1} X_x Y_x,$$

където: $C_x = [C_{x1}, C_{x2}, C_{x3}, C_{x4}, C_{x5}, C_{x6}, C_{x7}, C_{x8}, C_{x9}]^T$ е векторът на идентифицираните постоянни коефициенти; $Y_x = [C_{x1}(0), C_{x1}(\Delta t), C_{x1}(2\Delta t), \dots, C_{x1}(N\Delta t)]^T$ е векторът със стойностите на аеродинамичния коефициент в дискретните моменти на отчитане; N е броят на отчетените стойности; X_x е матрица с дискретните отчети на входните величини

$$X_x = \begin{bmatrix} 1 & \alpha(0) & \alpha^2(0) & \alpha^3(0) & \frac{c\dot{\alpha}(0)}{V(0)} & \delta(0) & f(0) & \alpha(0)f(0) & \alpha(0)f^2(0) \\ 1 & \alpha(\Delta t) & \alpha^2(\Delta t) & \alpha^3(\Delta t) & \frac{c\dot{\alpha}(\Delta t)}{V(\Delta t)} & \delta(\Delta t) & f(\Delta t) & \alpha(\Delta t)f(\Delta t) & \alpha(\Delta t)f^2(\Delta t) \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 1 & \alpha(N\Delta t) & \alpha^2(N\Delta t) & \alpha^3(N\Delta t) & \frac{c\dot{\alpha}(N\Delta t)}{V(N\Delta t)} & \delta(N\Delta t) & f(N\Delta t) & \alpha(N\Delta t)f(N\Delta t) & \alpha(N\Delta t)f^2(N\Delta t) \end{bmatrix}.$$

$$f = P / \rho V^3$$

Аналогично се получават съотношенията за другите аеродинамични коефициенти:

$$(9) C_y = (X_y^T X_y)^{-1} X_y Y_y;$$

$$(10) C_z = (X_z^T X_z)^{-1} X_z Y_z;$$

$$(11) C_l = (X_l^T X_l)^{-1} X_l Y_l;$$

$$(12) C_m = (X_m^T X_m)^{-1} X_m Y_m;$$

$$(13) C_n = (X_n^T X_n)^{-1} X_n Y_n,$$

където размерностите на матриците и векторите са следните: $C_y, C_z - 7 \times 1$; $C_l - 9 \times 1$; $C_m - 8 \times 1$; $C_n - 11 \times 1$; $X_y, X_z - N \times 7$; $X_l - N \times 9$; $X_m - N \times 8$; $X_n - N \times 11$; $Y_y, Y_z, Y_l, Y_m, Y_n - N \times 1$.

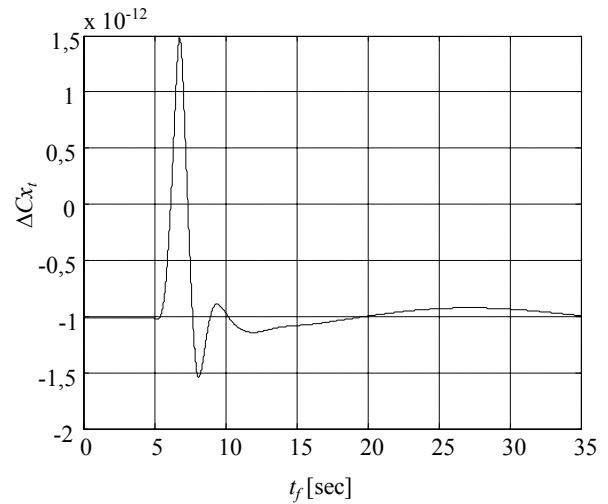
Предложеният алгоритъм, описан от съотношения (7) до (13) позволява само по данните, достъпни от ROSE, да се идентифицират постоянните коефициенти в десните страни на уравнения (1) до (6). След идентификацията на постоянните коефициенти те се залагат в модифицирания модел, описващ

динамиката на самолета, и с негова помощ се симулират различни полети.

4. Резултати от изследванията

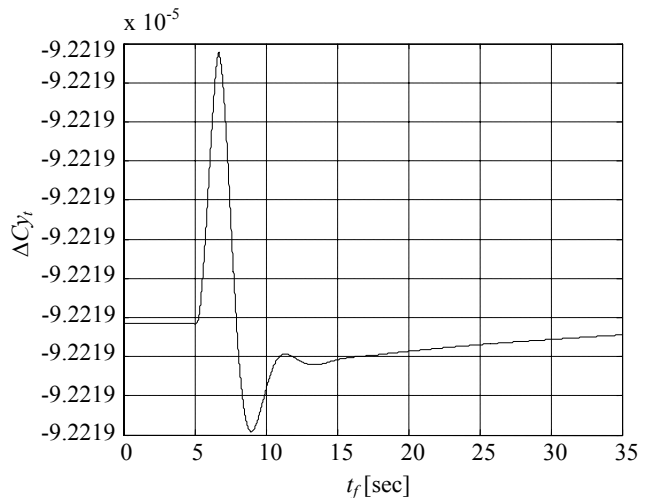
Направени са изследвания за грешките при идентификация на аеродинамичните коефициенти. За целта се задават отклонения на кормилата за управление в модела, описан в [2]. От получените след симулацията на полета данни се взимат само тези, които са достъпни от черната кутия на самолетите. Намират се векторите с коефициентите по предложени алгоритъм. По идентифицираните коефициенти се намират оценените стойности на пълните аеродинамични коефициенти. При идентификацията се симулира полет на 1000m височина със скорост 65m/s и отклоняване на кормилата за управление на 7° в продължения на 1 секунда и след това връщането им в изходно положение. Отклоняването се извършва на петата секунда от началото на полета.

На фигури 1 до 6 са показана графиките на разликите между пълните аеродинамични коефициенти, получени от предложени в [2] модел на Бийвър и след идентификацията по предложени алгоритъм, в зависимост от времето t_f от началото на симулирания полет.



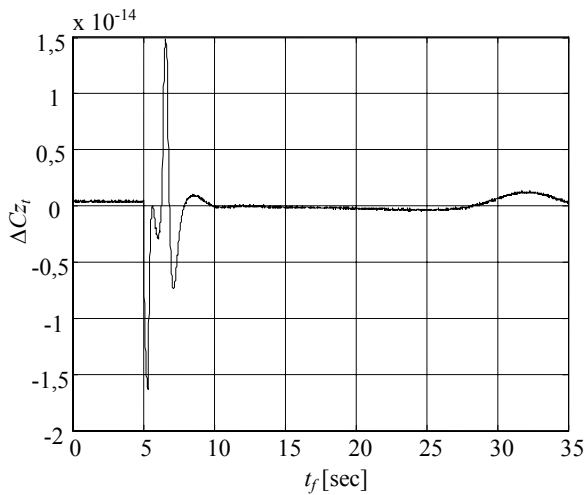
Фиг. 1. Идентификация на аеродинамичния коефициент C_x .

Както се вижда от фигура 1 разликата между идентифицирания пълнен аеродинамичен коефициент C_x и изчисления от оригиналния модел не превишава 2×10^{-12} .



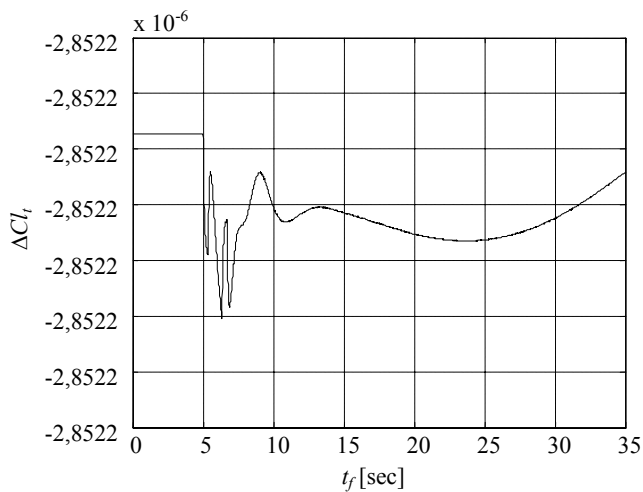
Фиг. 2. Идентификация на аеродинамичния коефициент C_y .

Както се вижда от фигура 2 разликата между идентифицирания пълнен аеродинамичен коефициент C_y и изчисления от оригиналния модел не превишава 10^{-4} .



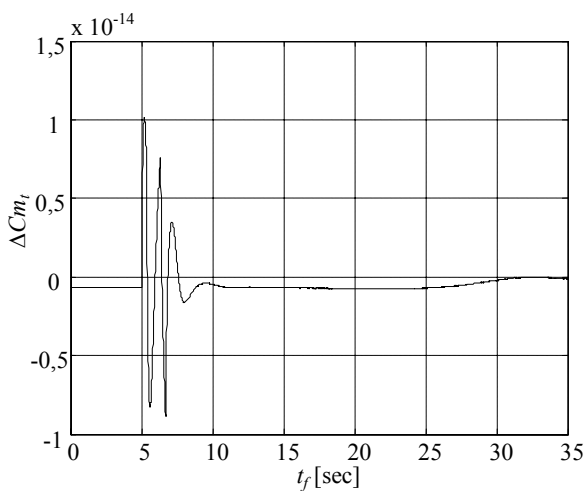
Фиг. 3. Идентификация на аеродинамичния коефициент Cz_t .

Както се вижда от фигура 3 разликата между идентифицирания пълен аеродинамичен коефициент Cz_t и изчисления от оригиналния модел не превишава 2×10^{-14} .



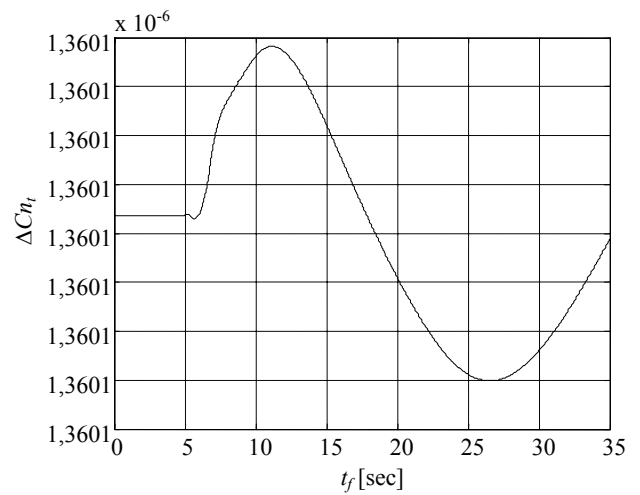
Фиг. 4. Идентификация на аеродинамичния коефициент Cl_t .

Както се вижда от фигура 4 разликата между идентифицирания пълен аеродинамичен коефициент Cl_t и изчисления от оригиналния модел не превишава 3×10^{-6} .



Фиг. 5. Идентификация на аеродинамичния коефициент Cm_t .

Както се вижда от фигура 5 разликата между идентифицирания пълен аеродинамичен коефициент Cm_t и изчисления от оригиналния модел не превишава $1,5 \times 10^{-14}$.



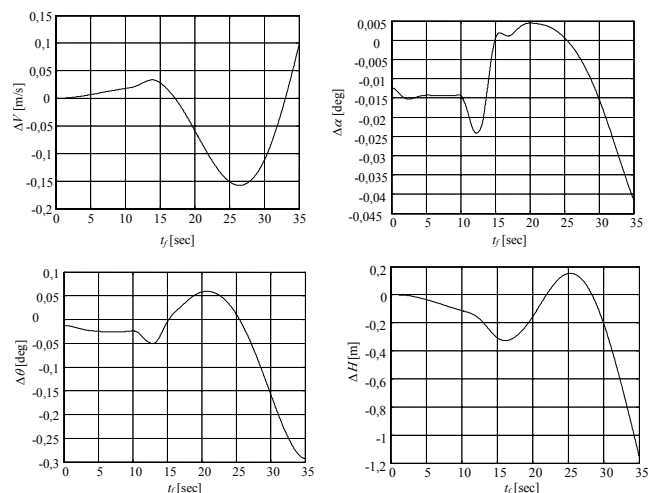
Фиг. 6. Идентификация на аеродинамичния коефициент Cn_t .

Както се вижда от фигура 6 разликата между идентифицирания пълен аеродинамичен коефициент Cn_t и изчисления от оригиналния модел не превишава $1,5 \times 10^{-6}$.

Получените резултати показва, че предложения алгоритъм осигурява висока точност на идентификация на пълните аеродинамични коефициенти. Това позволява той да се прилага за идентифициране на моделите на пълните аеродинамични коефициенти.

За сравняване достоверността на идентификация е симулиран полет с едни и същи отклонения на кормилата за управление чрез оригиналния модел на Бийвър, описан в [2] и предложени в доклада модифицирания модел с идентифицираните стойности на коефициентите. Симулира се полет на височина 4000m със скорост 65m/s и отклоняване на кормилата за управление на 3° в продължения на 3 секунди и след това връщането им в изходно положение. Отклоняването се извършва на десетата секунда от началото на полета. Симулациите са извършени в средата на SIMULINK и MATLAB.

На фигура 7 са показани резултатите от симулацията по двата модела при отклонение на кормилото за височина. На фигурата са показани графиките на разликата между симулираните скорости ΔV , разликата между симулираните ъгли на атака $\Delta \alpha$, разликата между симулираните ъгли на тангажа $\Delta \theta$ и разликата между симулираните височини ΔH в зависимост от времето от началото на полета.

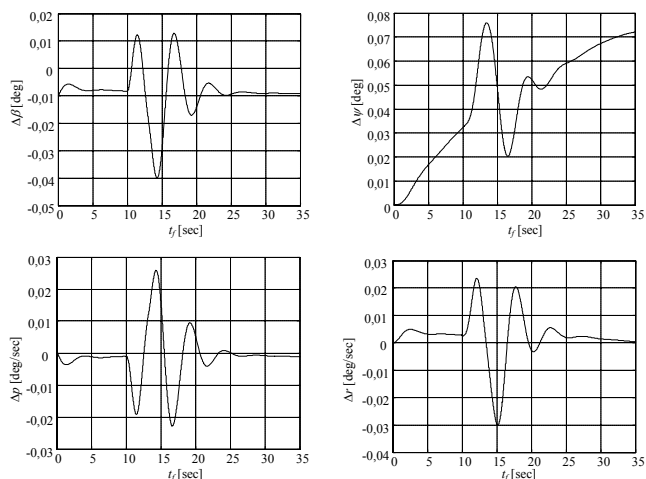


Фиг. 7. Разлика в симулираните параметри при отклонение на кормилото за височина.

От фигура 7 се вижда, че разликата ΔV между симулираните по двата модела скорости не превишава 0,2m/s. Разликата $\Delta \alpha$

между симулираните по двата модела ъгли на атака не превишава $0,045^\circ$, а тази между симулираните ъгли на тангажа $0,3^\circ$. Графиката за разликата между симулираните височини ΔH показва, че тя не превишава $1,2m$.

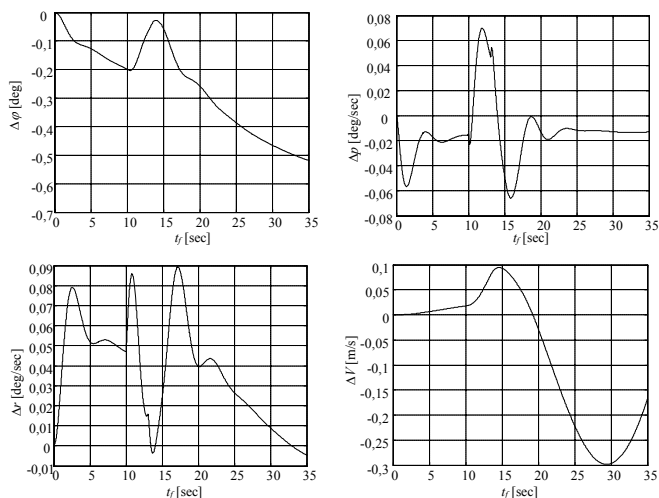
На фигура 8 са показани резултатите от симулацията по двата модела при отклонение на кормилото за направление. На фигурата са показани разликата между симулираните ъгли на плъзгане $\Delta\beta$, разликата между симулираните курсови ъгли $\Delta\psi$, разликата между симулираните ъгли скорости на въртене около вертикалната ос Δp и разликата между симулираните ъгли скорости на въртене около надлъжната ос Δr .



Фиг. 8. Разлика в симулираните параметри при отклонение на кормилото за направление.

От фигура 8 се вижда, че разликата между симулираните по двата модела ъгли на плъзгане не превишава $0,04^\circ$, тази между симулираните курсови ъгли $0,08^\circ$. Графиките на фигурата показват, че разликите между симулираните по двата модела ъгли скорости на въртене по вертикалната и надлъжни оси не превишават $0,03\text{deg/s}$.

На фигура 9 са показани резултатите от симулацията по двата модела при едновременно отклонение на кормилото за направление и елероните. На фигурата са показани разликата между симулираните ъгли на крен $\Delta\varphi$, разликата между симулираните ъгли скорости на въртене около вертикалната ос Δp , разликата между симулираните ъгли скорости на въртене около надлъжната ос Δr и разликата между симулираните скорости на самолета ΔV .



Фиг. 9. Разлика в симулираните параметри при едновременно отклонение на кормилото за направление и елероните.

От фигура 9 се вижда, че разликата в симулираните по двата модела ъгли на крен не превишава $0,07^\circ$. Резултатите от изследванията показват, че разликите между симулираните ъгли скорости по вертикалната и надлъжни оси не превишават $0,09\text{deg/s}$. Графиките на фигурата показват, че разликата между симулираните скорости не превишава $0,3m/s$.

Направените изследвания на предложени модифициран модел на самолет Beaver показват, че той може да се използва за симулиране на динамиката на полет. Сравнението между него и описания в [2] показва, че разликата от симулациите между двата модела са незначителни. Част от тези разлики се дължат на разликите в началните тримувани стойности на параметрите на полета. Направените изследвания при комбинацията от различни височини, скорости на полета и отклонения на кормилата за управление показват, че разликите в получаваните данни от симулациите на двата модела са малки.

5. Заключение

Направените изследвания доказват, че предложени алгоритъм за идентификация на пълните аеродинамични коефициенти на самолет Beaver осигурява висока точност. Предимство на предложени алгоритъм е използването само на параметри на полета, които се записват в стандартните системи за регистриране на полетна информация. Това позволява описания в доклада алгоритъм да се използва за идентифициране на пълните аеродинамични коефициенти и на други самолети от подобен тип, като например Pilatus PC-9M. При използване на данните от бордна система за регистриране на полетна информация трябва да се отчита, че в тях се съдържат и шумове. Преди да се приложи към тях разработеният алгоритъм е необходимо да се извърши филтрация на параметрите, които участват в уравнения (7) до (13).

Изследванията на предложени модифициран модел на самолет Beaver показват, че той работи устойчиво и надеждно. За разлика от описания в [2] модел, в модифицирания не се използват отделни аеродинамични коефициенти на конструкция и витлото, а директно пълните аеродинамични коефициенти. Използването на модифицирания модел, съвместно с предложени алгоритъм за идентификация, дава възможност за симулиране динамиката на полета на различни самолети от типа на Beaver, за които се разполага с данни от бордната система за регистриране на полетна информация.

Използването на предложени модифициран модел на Beaver може да бъде използван като основа за създаване на модели на различни самолети. Тези модели могат да се използват за по-нататъшно разработване на тренажори, работещи на персонални компютри. Такива тренажори могат да подпомогнат първоначалното обучение на пилоти на самолети Beaver, Pilatus PC-9M и др.

Литература

1. Маринов А. А., Модел на динамиката на самолет Beaver, ЮНС „130 години от априлското въстание”, гр. Д. Митрополия, 20-21.04.2006, том 1.
2. Rauw M. O., FDC1.4-A SIMULINK Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis, Delft University of Technology, 2005, 253ps.
3. Sage A. P., J. L. Melse, Estimation Theory with Application to Communication and Control, N.Y., McGraw-Hill, 1972.