

*Алтысбай А.
4 курс студенті, академик Е.А. Бөкетов атындағы Қарағанды
университеті
Турсынғалиева Г.Н.
аға оқытушы, академик Е.А. Бөкетов атындағы Қарағанды
университеті*

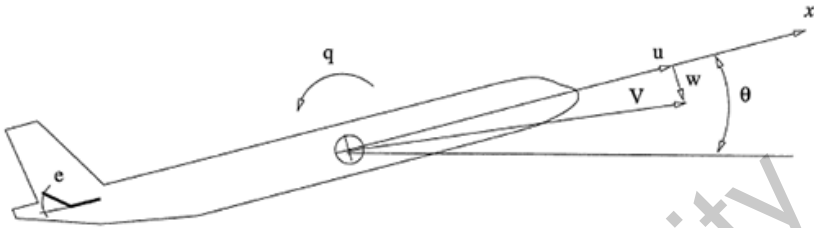
БАСҚАРУ ЖҮЙЕСІН КОМПЬЮТЕРЛІК МОДЕЛЬДЕУ

Компьютерлік модель немесе сандық модель – бұл компьютерлік бағдарлама ол кез-келген жеке компьютерде, суперкомпьютерде немесе өзара байланысатын компьютерлерде, орындалатын абстрактылы кейбір жүйелердің моделі. Екіншіден бұл компьютерлік модельдеу - ақпараттық, схемалық, электрондық құрылғылар мен технологиялар және желілер арқылы жасалған модель; үшіншіден ресурстар арқылы жасалған виртуалды ішкі қасиеттерді сапалы және сандық түрде көрсететін сурет және модельденген объектінің байланыстары, кейде оның сыртқы сипаттамаларын көрсетеді; төртіншіден модельденген объектіні компьютерде программалық құралдармен жобалауға болады.

Динамикалық бақылаудың объективті функциясы - бақылаушы үшін мүмкін болатын барлық шешімдердің арасында ең жақсы шешім табу үшін барынша азайтылатын немесе барынша көбейтілетін математикалық мәлімдеме. Бұл объективті функцияның нысаны жүйені қалаулы күйге дейін немесе қалаған траектория бойынша жүргізудің қалаулы шешімдерін беру үшін өте маңызды. Ортақ объективті мәлімдемелер экономикалық, қауіпсіздік, оперативтілік, экологиялық немесе онымен байланысты мақсаттарға жатады.

Бұл жұмыс ұшақты 12 км ден астам биіктікте басқаруды имитациялаудан тұрады. Бұл қосымша биіктік рөлі (e) мен тарту күшін (тяга) (t) әуе жылдамдығы мен көтерілу жылдамдығына байланыстыру үшін процесстік модель қажет етеді. Модельдік теңдеулер төменде кеңістіктегі күйдің формасы ретінде берілген. Ол сантирадианмен өлшенген биіктік рөлінің бұрышы мен төр күйді: көлденең бағыттағы әуе жылдамдығын ($u - u_w$), тік әуе жылдамдығын ($w - w_w$), ұшақтың айналуын (q) және ұшақ

бұрышын (тета) қоса алғандағы тяганы байланыстырады (1) (1-сурет).



1-сурет. Процессті модельдеудің айнымалылары

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.003 & 0.039 & 0 & -0.322 \\ -0.065 & -0.319 & 7.74 & 0 \\ 0.020 & -0.101 & -0.429 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u - u_w \\ w - w_w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.010 & 1 \\ -0.18 & -0.04 \\ -1.16 & 0.598 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e \\ t \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} y_1(t) \\ y_2(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 7.74 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u(t) - u_w(t) \\ w(t) - w_w(t) \\ q(t) \\ \theta(t) \end{bmatrix}$$

Желдің жылдамдығы ұшақтың номиналды $u_0=774$ фут/сек (0,8 Mach жылдамдық) жылдамдығы кезінде көлденең (u_w) және тік (w_w) бағыттары бойынша берліген.

Ұшақ тұрақты биіктікте және жылдамдықта тұрақты ұшуда деп санаймыз, осылайша тартылыс, салмақ және көтеру күштері бір-бірін координаталық осьтер бағытында теңестіреді. Сондай-ақ, кез-келген жағдайда тангаждың бұрышын өзгерту ұшу жылдамдығын өзгертпейді деп ойлаймыз (бұл мүмкін емес, бірақ шешімді біршама жеңілдетеді). Осы болжамдарда ұшақ үшін бойлық қозғалыс теңдеулерін келесідей жазуға болады:

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} &= \mu\Omega\sigma\left[-(C_L + C_D)\alpha + \frac{1}{(\mu - c_L)}q - (C_W \sin \gamma)\theta + C_L\right] \\ \dot{q} &= \frac{\mu\Omega}{2i_{yy}}\left[[C_M - \eta(C_L + C_D)]\alpha + [C_M + \sigma C_M(1 - \mu C_L)]q + (\eta C_W \sin \gamma)\delta\right] \\ \dot{\theta} &= \Omega q\end{aligned}$$

Айнымалылар белгілері:

α – шабуыл бұрышы, q – тербеліс жиілігі, θ – көлбеу бұрышы, δ – ауытқу бұрышы, ρ – ауа тығыздығы, $\Omega = \frac{2U}{c}$; $\mu = \frac{\rho S c^2}{4m}$; S – канат платформасының ауданы, C – хорданың орташа ұзындығы, m – ұшақтың массасы, U – ұшудың тепе-теңдік жылдамдығы, C_T – тарту коэффициенті, C_D – кедергі коэффициенті, C_L – көтеру коэффициенті, C_W – салмақ коэффициенті, C_M – момент коэффициенті, γ – ұшу траекториясының бұрышы, $\sigma = \frac{1}{1 + \mu c_L}$ – Константа; i_{yy} – қалыпты инерция моменті, $\eta = \mu \sigma C_M$ – Константа;

Бұл жүйе үшін кіріс ауытқу δ бұрышы болады, ал шығыс θ тангаждың бұрышы болады.

Қозғалыс теңдеулеріне сандық мәндерді енгізу

Ғарыштық күй моделінен беріліс функцияларын таппас бұрын, жоғарыда келтірілген модельдеу теңдеулерін жеңілдету үшін кейбір сандық мәндерді қосыңыз:

$$\dot{\alpha} = -0.313\alpha + 56.7q + 0.232\delta$$

$$\dot{q} = -0.0139\alpha - 0.426q + 0.0203\delta$$

$$\dot{\theta} = 56.7q$$

Бұл мәндер Boeing коммерциялық ұшақтарының бірінің деректерінен алынған.

Көрсетілген жүйенің беріліс функциясын табу үшін жоғарыда келтірілген модельдеу теңдеулерінен Лаплас түрлендіруін алу керек. Естеріңізге сала кетейік, беріліс функциясы табылған кезде

нөлдік бастапқы шарттар қабылдануы керек. Төменде келтірілген теңдеулердің Лаплас түрленуі келтірілген.

$$sA(s) = -0.313A(s) + 56.7Q(s) + 0.232\Delta(s)$$

$$sQ(s) = -0.0139F(s) - 0.426Q(s) + 0.0203\Delta(s)$$

$$s\theta(s) = 56.7Q(s)$$

Басқару объектісінің күй кеңістігі

Жоғарыда келтірілген модельдеу теңдеулерінің күй айнымалылары түрінде болатындығын білгендіктен, оларды төменде көрсетілгендей матрица ретінде қайта жаза аламыз:

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.313 & 56.7 & 0 \\ -0.0139 & -0.426 & 0 \\ 0 & 56.7 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.232 \\ 0.0203 \\ 0 \end{bmatrix} [\delta]$$

Келесі қадам дизайнның кейбір өлшемдерін таңдау болады. Бұл мысалда кері байланыс контроллерін әзірлейміз, сондықтан тангаж бұрышының қадам командасына жауап ретінде тангаждың нақты бұрышы 10% - дан аз, өсу уақыты 2 секундтан аз, орнату уақыты 10 секундтан аз және қате 2% - дан аз болады.

Осы модель Python программалау ортасында тексерілді.

Программа нәтижесі:

$$1.151 s + 0.1774$$

$$s^3 + 0.739 s^2 + 0.921 s$$

Күй кеңістігінің моделі

Теңдеуді басқару жүйелері:

$$A = \begin{bmatrix} -3.13e-01 & 5.67e+01 & 0.00e+00 \\ -1.39e-02 & -4.26e-01 & 0.00e+00 \\ 0.00e+00 & 5.67e+01 & 0.00e+00 \end{bmatrix}$$

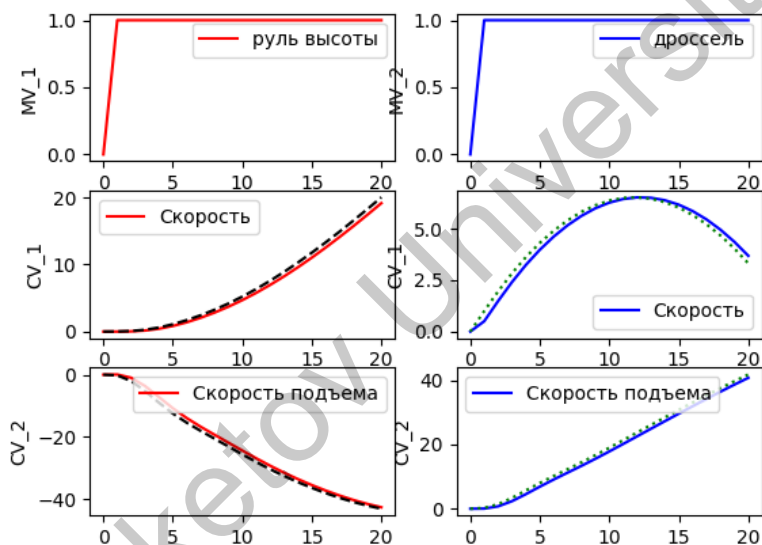
$$B = \begin{bmatrix} 0.232 \\ 0.0203 \end{bmatrix}$$

[0.]]

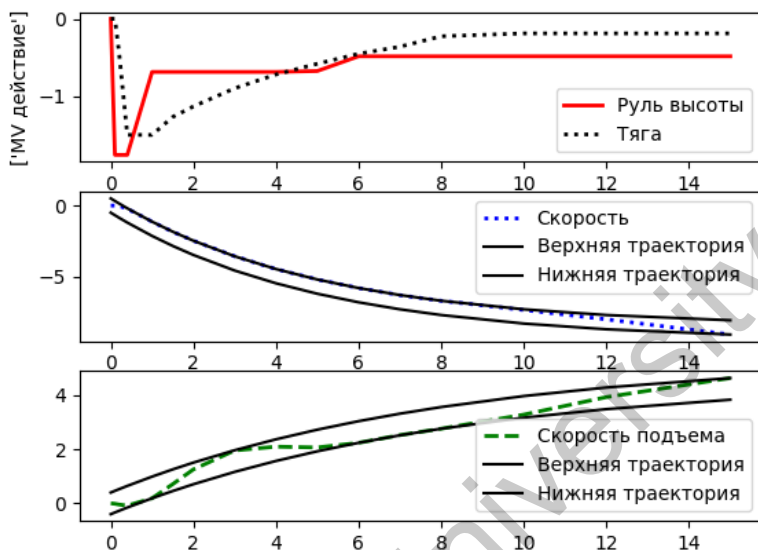
$C = [[0. 0. 1.]]$

$D = [[0.]]$

Егер биіктік рөлін ұлғайтсақ, онда әуе жылдамдығының да өсетінін байқаймыз. Ал, көтерілу жылдамдығын түсірсек те, әуе жылдамдық азаяды. Егер тяганы өсірсек, әуе жылдамдық артады. Биіктікке жоғарлаған сайын әуе жылдамдығы азаяды (2,3-суреттер). Аталған жылдамдықтар берілген траектория бойымен жылжуы қажет.



2-сурет. Ұшақты басқарудағы траекториялар



3-сурет. Берілген өлшемдердің траекториясы

Аталған жұмыс басқару жүйесін модельдеу болып табылады. Бұл жұмысты тыңдаушыға жабдықтың, жүйелердің, құрылғылардың және элементтердің әртүрлі түрлерімен көрнекі түрде танысу үшін, автоматтандыру саласындағы білімін және автоматты жүйелерді құрудың жалпы принциптерін қалыптастыру, сондай-ақ тұрақтылық пен басқарылатын сипаттамаларды түзетуді қамтамасыз ететін борттық автоматты басқару құралдарын зерттеуді үйрену үшін қолдануға болады.

Аманжол Е., Айжарықов Т.
 студенты 1 курса, Карагандинский технический университет
 имени А.Сагинова
 Шаихова Г.С.
 к.т.н, и.о.доцента, Карагандинский технический университет
 имени А.Сагинова