Bauer Péter

REPÜLŐGÉP NEMLINEÁRIS MOZGÁS – SZIMULÁCIÓJÁNAK FELÉPÍTÉSE ÉS TESZTELÉSE MATLAB FELHASZNÁLÁSÁVAL

BEVEZETÉS

Számos repülésmechanikai probléma analízisét és későbbi szintézisét teszi lehetővé, a modell alapú szimuláció. A számítógép alapú szimulációs eljárások elvégzése a tudományos és mérnöki munkát elősegítő *MATLAB* programnyelv segítségével viszonylag egyszerűen lehetséges.

MATLAB Simulink felhasználásával, felépíthető egy olyan struktúra, mely lehetőséget biztosít repülőgépek nemlineáris mozgásegyenleteinek megoldására, és így a bonyolult térbeli mozgás szimulációjára.

Ilyen nemlineáris-mozgásszimuláció sok területen felhasználható. Az oktatásban, repülőgépek olyan mozgásformáinak vizsgálatára és szemléltetésére, melyek egyszerű módszerek alkalmazásával nehezen láthatók át. Ezen túl a *MATLAB*-ban elkészített szimuláció – segédprogramok és megfelelő perifériák segítségével – futtatható a Budapesti Műszaki és Gazdaságtudományi Egyetem, Közlekedésmérnöki Kar, Repülőgépek és Hajók Tanszéke szimulátorán. Így a beprogramozott típuson valós repülési élmények szerezhetők (emellett az adott típushoz elkészített különböző szabályzók a pilóta szemszögéből „élőben" tesztelhetők). Végül az elkészült modell számtalan szabályozástechnikai feladat alapját képezheti..

Jelen cikkben kétféle szimulációs struktúra felépítéséről esik szó. Az egyik, merev repülőgép súlypontvándorlás nélküli mozgásainak vizsgálatára alkalmas, a másik a súlypontvándorlás hatását is figyelembe veszi. Mindkét struktúra tetszőleges, hagyományos felépítésű repülőgép vizsgálatára alkalmas, csak az adott gépre vonatkozó speciális részeket kell benne kicserélni.

Tesztelés céljából az F-16 típusú harci repülőgép szerepel példaként. Ennek két oka van: egyrészt a legtöbb hozzáférhető adat erről áll rendelkezésre (tömeg és aerodinamikai jellemzők, tüzelőanyag tartályok elhelyezkedése, geometriai méretek), másrészt későbbi szabályozástechnikai munka szempontjából, jó iskolapélda lehet ez, az eredetileg instabilra készített típus.

A cikkben a bevezető után elsőként szó esik a vizsgálatok során alkalmazott koordinátarendszerek jellemzőiről és kapcsolatukról.

Ezeket az információkat felhasználva, már levezethetők a merev repülőgépre vonatkozó általános mozgásegyenletek, melyek a súlypontvándorlás hatását is tartalmazzák (a gép rugalmasságából adódó hatásokat azonban *nem*).

Következő lépésben a súlypontvándorlás létrehozására, és hatásának vizsgálatára alkalmas – F-16 – os repülőgépre érvényes – tehetetlenségi modell előállítása kerül ismertetésre.

Ezután a szakirodalomban talált, és a munkához felhasznált aerodinamikai adatbázis bírálata következik, megemlítve a korrekciós lehetőségeket.

Következő lépésben a szimulációs struktúra felépítéséről esik szó.

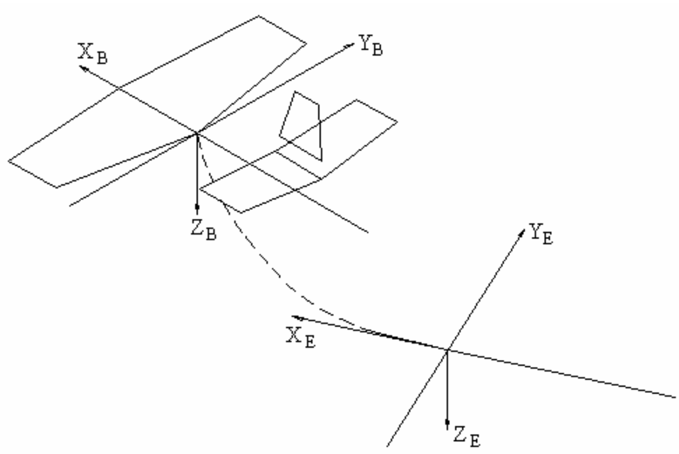
Végül az elvégzett tesztelési munka felvázolása és értékelése után, a továbblépés és továbbfejlesztés lehetőségei kerülnek említésre.

1. AZ ALKALMAZOTT KOORDINÁTARENDSZEREK ÉS KAPCSOLATUK

Jelen munkában az irodalomban [3,4,6,10] is számtalan helyen említett *test* és *föld* koordinátarendszerek kerültek felhasználásra (lásd a túloldali 1. ábrát). Mindkettő Descartes-féle derékszögű koordinátarendszer.

A *föld* rendszer Z_E tengelye a Föld középpontja felé mutat, X_E tengelye az északi pólus felé, Y_E tengelye pedig ezekkel jobbrendszert alkot (bár ennek a munka jelenlegi része szempontjából nincs nagy jelentősége). Origója a Föld felszínén helyezkedik el.

A *test* rendszer X_B tengelye a repülőgép orra irányába mutat, és a törzs építési vízszintesén fekszik. Y_B tengelye a jobb szárny felé mutat, Z_B tengelye pedig ezekkel jobbrendszert alkot (tehát „lefelé" mutat). Origója a repülőgép egy kijelölt pontjában helyezkedik el, mely lehet az aerodinamikai középpont egyik helyzete.



1. ábra. A *föld* (E = Earth) és a *test* (B = Body) koordinátarendszer

1.1 A koordinátarendszerek kapcsolata, és a köztük végezhető transzformációk

A szakirodalom alapján [3,4], a *föld* rendszerből a *test* rendszer egy eltolással, és három egymás utáni kötött sorrendű elforgatással kapható meg. Az elforgatási szögek rendre:

- ψ azimutszög
- θ bólintási szög
- ϕ bedöntési szög

Jelölje az adott szöghöz tartozó transzformációs (forgatási) mátrixokat rendre $T_\psi \quad T_\theta \quad T_\phi$. Így egy *föld* rendszerbeli vektor *test* rendszerbe (1), és egy *test* rendszerbeli vektor *föld* rendszerbe (2) való transzformációja már felírható.

$$\overline{v}_B = T_\phi \cdot T_\theta \cdot T_\psi \cdot \overline{v}_E \tag{1}$$

$$\overline{v}_E = T_\psi^T \cdot T_\theta^T \cdot T_\phi^T \cdot \overline{v}_B \tag{2}$$

Az ily módon végrehajtott transzformációkhoz azonban szükséges ψ, θ, ϕ ismerete. Mivel a *test* rendszer forog a *föld* rendszerben, ezért ezek a szögek folyamatosan változnak. A mozgás szimulálása során azonban nincs szükség a szögek ismeretére, ezért érdemes megpróbálni egy egyszerűbb transzformációs módszert keresni.

Végül a kialakított egyszerűsített transzformációhoz csak a *test* koordinátarendszer tengelyeinek *föld* rendszerben felírt egységvektorait szükséges ismerni. Jelölje ezeket rendre: $\overline{e}_{1E} \quad \overline{e}_{2E} \quad \overline{e}_{3E}$.

Belátható, hogy ezekkel a *test* $\rightarrow$ *föld* (3) és a *föld* $\rightarrow$ *test* (4) transzformáció az alábbi alakban írható fel:

$$\overline{v}_E = \left[\overline{e}_{1E} \quad \overline{e}_{2E} \quad \overline{e}_{3E}\right] \cdot \overline{v}_B \tag{3}$$

$$\bar{v}_B = \begin{bmatrix} \bar{e}_{1E}^T \\ \bar{e}_{2E}^T \\ \bar{e}_{3E}^T \end{bmatrix} \cdot \bar{v}_E \tag{4}$$

A számítások során szükség van még a *test* rendszer, azaz tulajdonképpen a repülőgép elforgatására a pillanatnyi szögsebességgel. Erre is kidolgozható egy, az irodalomtól eltérő jobban áttekinthető megoldás.

A pillanatnyi szögsebesség vektora a *test* rendszerben általános helyzetű lehet. Így erre felépíthető minden pillanatban egy *szögsebesség* koordinátarendszer, a következő módon:

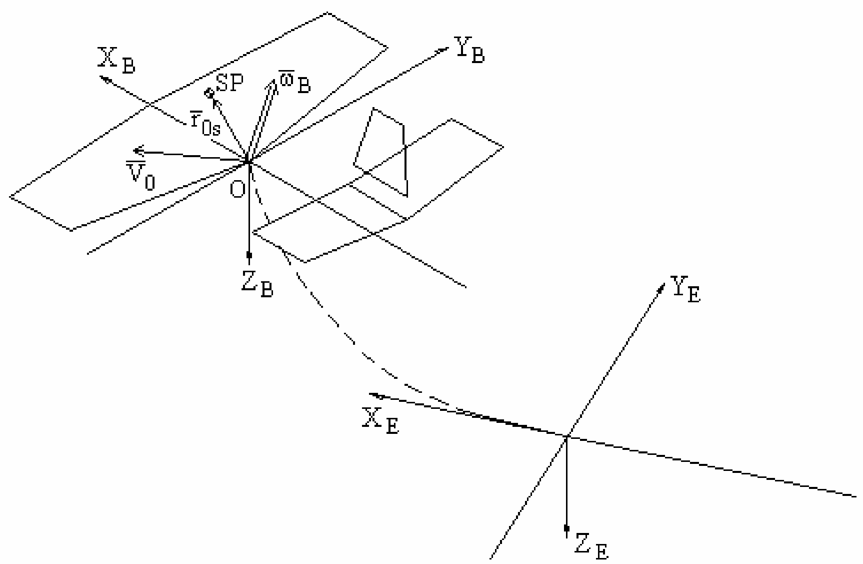
- X tengelye egybeesik a pillanatnyi szögsebesség vektorral.
- Y tengelye az X tengellyel és a *test* rendszer X tengelyével jobbrendszert alkot.
- Z tengelye az X és Y tengellyel jobbrendszert alkot.

Ezután a *test* rendszer egységvektorai a *föld* → *test* transzformáció analógiájára *szögsebesség* rendszerbe transzformálhatók. Itt pedig az elforgatás egyszerűen az X tengely (szögsebesség vektor) körüli forgatást jelenti. A transzformáció után lehetséges a visszatérés *test*, vagy akár *föld* rendszerbe.

Megalkotásukat követően mindkét új transzformációs módszer részletes tesztelése megmutatta, hogy azok a megfelelő módon működnek.

2. MEREV REPÜLŐGÉP ÁLTALÁNOS MOZGÁSEGYENLETEINEK LEVEZETÉSE

A koordinátarendszerek kapcsolatának tisztázása után, előállíthatók a merev repülőgépre vonatkozó mozgásegyenletek, melyek a súlypont vándorlását is figyelembe veszik. A levezetéshez használt jelölések a 2. ábrán láthatók:



2. ábra. A mozgásegyenletek levezetéséhez használt jelölések

- $\bar{V}_0$: a *test* koordinátarendszer origójának sebességvektora *test* rendszerben felírva.
- $\bar{\omega}_B$: a repülőgép szögsebességének vektora *test* rendszerben felírva.
- $\bar{r}_{0s}$: a *test* rendszer origójából a repülőgép pillanatnyi súlypontjába mutató vektor.
- SP: a repülőgép pillanatnyi súlypontja.

- O: a *test* rendszer origója.

Az ábrán nem jelölt, de a levezetéshez szükséges mennyiségek:

- M_{ac}: a repülőgép pillanatnyi tömege.
- $\underline{\underline{J_0}}$: a repülőgépnek a *test* rendszer origójához tartozó pillanatnyi tehetetlenségi tenzora.

A mozgásegyenletek levezetésére a mozgó, *test* rendszerre vonatkozóan került sor. A merev repülőgép térbeli mozgása hat szabadságfokú, ehhez még hozzá kellett venni a mozgó súlypont plusz három szabadságfokát. Így végül egy kilenc szabadságfokú rendszer adódott. Fontos szem előtt tartani, hogy a súlypontvándorlást a tüzelőanyag fogyása, vagy teherledobás idézheti elő, így a repülőgép tömeg és tehetetlenségi jellemzői időben változó mennyiségek!

Az egyenletek előállításához az irodalomban [1,2] megtalálható, a koordinátarendszer origójára vonatkozó impulzus- és perdülettétel használható. Ezekből a mozgásegyenletek kifejthetők:

$$\begin{aligned}\overline{F}_0 = {} & \frac{dM_{ac}}{dt}\cdot\left(\overline{V}_0+\overline{\omega}_B\times\overline{r}_{0s}+\frac{\delta\overline{r}_{0s}}{\delta t}\right)+M_{ac}\cdot\left(\frac{\delta\overline{\omega}_B}{\delta t}\times\overline{r}_{0s}+\overline{\omega}_B\times\frac{\delta\overline{r}_{0s}}{\delta t}+\overline{\omega}_B\times\left(\overline{\omega}_B\times\overline{r}_{0s}\right)\right)+ \\ & +M_{ac}\cdot\left(\frac{\delta\overline{V}_0}{\delta t}+\overline{\omega}_B\times\overline{V}_0\right)+M_{ac}\cdot\left(\frac{\delta^2\overline{r}_{0s}}{\delta t^2}+\overline{\omega}_B\times\frac{\delta\overline{r}_{0s}}{\delta t}\right)\end{aligned}\tag{5}$$

$$\begin{aligned}\overline{M}_0 = {} & \frac{\delta \underline{\underline{J_0}}}{\delta t}\cdot\overline{\omega}_B+\underline{\underline{J_0}}\cdot\frac{\delta\overline{\omega}_B}{\delta t}+\overline{\omega}_B\times\left(\underline{\underline{J_0}}\cdot\overline{\omega}_B\right)+\overline{r}_{0s}\times\frac{\delta\overline{V}_0}{\delta t}\cdot M_{ac}+\overline{r}_{0s}\times\overline{V}_0\cdot\frac{dM_{ac}}{dt}+ \\ & +\overline{r}_{0s}\times\left(\overline{\omega}_B\times\overline{V}_0\right)\cdot M_{ac}\end{aligned}\tag{6}$$

3. A TEHETETLENSÉGI MODELL ELKÉSZÍTÉSE

Ahhoz, hogy a szimuláció során a súlypontvándorlás hatása vizsgálható legyen, szükség van a repülőgép különböző súlyponthelyzeteihez tartozó tömeg- és tehetetlenségi adatokra. Sajnos ilyen adatok még a viszonylag bőséges irodalommal rendelkező F-16 típusról sem állnak rendelkezésre. Az irodalomban [6] csak egy adott súlyponthelyzethez tartozó tömeg- és tehetetlenségi adatok találhatók. E mellett viszont szerepelnek eredmények más súlyponthelyzettel végzett számításokból is.

A nehézségeket fokozza, hogy ha a súlypontvándorlás hatását nem is kell figyelembe venni, akkor is az irodalomban fellelhető más súlyponthelyzetekre vonatkozó számítások reprodukálásához, szükség van az ezekhez tartozó tömeg- és tehetetlenségi adatokra.

Így több indok is amellett szólt, hogy szükség van az F-16 típusra vonatkozóan egy minél pontosabb tehetetlenségi modell megalkotására. Ehhez felhasználhatók az irodalomban [11,12,13] talált adatok a repülőgép üzemanyag tartályainak elhelyezkedéséről, és az üzemanyag tömegekről. E mellett egy röntgenrajz, egy átnézeti rajz és egy méretarányos háromnézeti rajz is rendelkezésre áll [12]. Mindezek felhasználásával megkísérelhető a tehetetlenségi modell létrehozása.

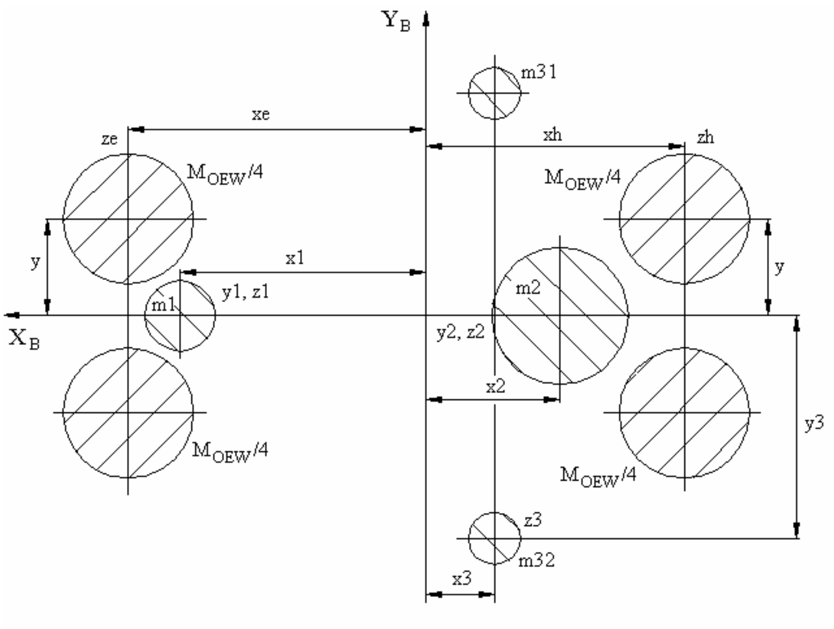
A létrehozandó modellnek több követelményt is ki kell elégítenie:

- A repülőgép össztömege a megfelelő tömeghatárok között változhasson.
- Az irodalomban talált referencia súlyponthelyzet, tömeg- és tehetetlenségi adatok megvalósíthatók legyenek.
- Az irodalomban fellelt legelső- és leghátsó súlyponthelyzetek is létrejöhessenek.
- Egyszerűen használható legyen a szimuláció során.

A követelmények átgondolása után, a rendelkezésre álló adatok figyelembevételével elkezdődhet a modell kidolgozása.

3.1 A kidolgozott modell végső formája

A rendelkezésre álló kevés adat miatt, a tüzelőanyag tartályokban lévő üzemanyag tömegek csak tömegpontokként modellezhetők. A repülőgép üres tömege pedig négy tömegpontra osztandó, hogy a megfelelő tengelyekre vonatkozó tehetetlenségi nyomatékok előállíthatók legyenek. Az így kialakult tehetetlenségi modell vázlata a 3. ábrán látható:



3. ábra. A létrehozott tehetetlenségi modell

Az irodalomban [6] adatok találhatók egy adott súlyponthelyzetre vonatkozóan a repülőgép üres tömegéről, a tüzelőanyag tömegről és az inerciákról. Egyes, a modell vázlatán látható adatok ebből számíthatók. Más adatok (főként tömegpont távolságok) a rendelkezésre álló ábrákról [12] 6.-9. oldal meghatározhatók. A maradék ismeretleneket (7 db.) a súlyponthelyzetre és a tehetetlenségi adatokra vonatkozó egyenletrendszer alapján kell meghatározni (az irodalomban talált referencia adatokat felhasználva). Végül hét olyan nemlineáris egyenlet adódik, melyekben az ismeretlenek négyzete és vegyes szorzatai is szerepelnek. Az egyenletrendszer numerikus megoldása (Newton-Raphson módszerrel) nem vezet eredményre, mert irreális adatokat szolgáltat (negatív tüzelőanyag tömeget). Ezért iteratív módon a hibák minimalizálásával kell megoldani az egyenletrendszert.

Végül a megalkotott modell eltérése a felhasznált referencia adatoktól maximum 2.7 %-ra adódott. Az ettől eltérő súlyponthelyzetek beállítása esetén, persze ennél nagyobb hibák is előfordulhatnak, de szimulációs feladatokra a modell kielégítő pontosságú.

A modell könnyű alkalmazására Delphi 5 rendszerben készült program, mely a MATLAB által beolvasható text file-ba menti el a beállított súlyponthelyzethez tartozó tömeg és tehetetlenségi adatokat.

4. A LÉGERŐ- ÉS NYOMATÉKI TÉNYEZŐKET SZÁMÍTÓ FORMULÁK VIZSGÁLATA

A légerő- és nyomatéki tényezőket adó formulák az irodalomból [5] vehetők. A hivatkozott anyag egy másik, megelőző munkára épül, amelyben az F-16 repülőgép átesési és átesés utáni viselkedését vizsgálják, szélcsatorna tesztek segítségével [6]. Így rendelkezésre áll egy adatbázis a légerő- és a nyomatéki tényezőkre vonatkozóan, széles állásszög tartományban, és a kormányfelületek (csűrőkormány, magassági kormány, oldalkormány, orrsegédszárny és törzsféklap) kitérítését is figyelembe véve. Ennek hibája, hogy csak a kis sebességű repülés tartományában (M<0.6) érvényes.

[5]-ben, egy ebből összeállított egyszerűsített formájú adatbázis található. Az egyszerűsítés lényege, hogy az orrsegédszárny és a törzsféklap hatását nem veszi figyelembe, és a táblázatos adatmegadás helyett, az egyes tényezőket polinomfüggvényekkel közelíti. Ezt az ortogonális függvényekre épülő modellező technika segítségével végzi el (ortogonálisak azok a függvények, melyek skalár szorzata zérus). A szimulációban ezek a polinomos modellek kerültek felhasználásra.

A modellezés pontosságát illetően érdemes vizsgálatokat végezni, melyek során összehasonlítandók a polinomokból kapott légerő tényezők a táblázatos (szélcsatorna mérésekből származó) adatokkal.

Sajnos a polinomok által szolgáltatott tényezők sok helyütt jelentősen eltérnek a táblázatos adatoktól. Legnagyobb hibájuk, hogy általában, azonos nagyságú pozitív és negatív csúszási szögekre nem azonos nagyságú tényezőket adnak, pedig a szélcsatorna tesztekkel előállított adatbázisban még az elvi elvárásoknak megfelelően a csúszási szögre szimmetrikusan alakulnak a tényezők.

Mindezek miatt a későbbiekben a szélcsatorna adatbázis felhasználásával kell elkészíteni az aerodinamikai modellt.

5. A SZIMULÁCIÓS STRUKTÚRA FELÉPÍTÉSE

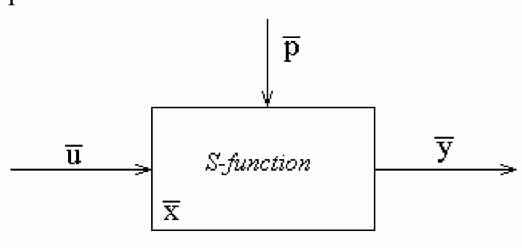
Az eddig elvégzett feladatok és vizsgálatok után megkezdhető a szimulációs struktúra felépítése. Ezt javasolt *MATLAB Simulink* felhasználásával végezni. A *MATLAB* a mérnöki gyakorlatban egy igen elterjedt software, és a későbbiekben a modellre tervezett szabályzók is ezzel készíthetők.

A *Simulink*-ben tetszőleges rendszermodell építhető, egyszerű vagy bonyolultabb blokkok (akár alrendszerek) összekapcsolásával, tulajdonképpen egy folyamatábrát felrajzolva. Repülőgépek mozgásának szimulációjához két blokkgyűjtemény is rendelkezésre áll. Az egyik a beépített *Aerospace blockset*, a másik az internetről letölthető *Aerosim blockset*. Mindkettő tartalmaz kész blokkokat a *hat szabadságfokú* mozgásegyenletek megoldásához. Ezeken kívül az *Aerosim blockset* erők, nyomatékok, valamint tehetetlenségi jellemzők számításához is felkínál blokkokat. Ezek lehet, hogy némi átalakítással megfelelők lettek volna jelen munka céljaira. A *Simulink*-ben azonban lehetőség van *S-function (System function*) és egyszerű blokkok felhasználásával egy saját struktúra kialakítására. Adott esetben érdemesebb ezt az utat választani, ugyanis jobban megérti az ember az egész rendszer működését, hogyha egyszer „végigküzdi" magát a részletekbe menő felépítésén. Ezen túl, így minden számítás működése ismert, és nincsenek a modellben „homályos", ismeretlen területek. További előny, hogy így a modell összehasonlítható, a mások által másképpen felépített azonos célú struktúrákkal.

5.1 Az S-function felépítésének bemutatása

A *Simulink* által felkínált *S-function* tulajdonképpen *Simulink* blokk, mely „mögött" egy tetszőleges belső tartalommal rendelkező, a felhasználó által készített *MATLAB* függvény működik. Az *S-function* blokk általános struktúrája a 4. ábrán látható.

A blokk, és egyben a függvény bemenő adatait az $\overline{u}$ vektor adja meg, a kimenő adatok az $\overline{y}$ vektorba kerülnek, a függvényben használt esetleges paraméterek (célszerűen a kezdeti belső állapotok, illetve a konstansok) a $\overline{p}$ vektor révén adhatók meg. $\overline{x}$ a blokk (egyben a függvény) belső állapotainak vektora. A bemenő és kimenő adatokat mindig igényli, illetve kiadja a blokk, a belső állapotok és a paraméterek opcionálisak.



4. ábra. *S-function* általános felépítése

A *Simulink* a blokk működtetése során első lépésben elvégzi az inicializálást, ami a be- és kimenő adatok számának felmérését, a kezdeti belső állapotok megadását, és a blokknak a szimulációs sorban való elhelyezését jelenti (melyik blokk után következik). Utána ciklikusan (minden időlépésben) integrálja a belső állapotokat (ha vannak), és generálja a kimeneteket, amíg a szimuláció tart.

Ilyen *S-function*-ök, legkönnyebben a *Simulink* által biztosított sablon függvény (*sfuntmpl.m*) más néven való elmentésével, és megfelelő átalakításával készíthetők. Ebben a munkában is így történt.

5.2 A létrehozott blokkok, és főbb jellemzőik

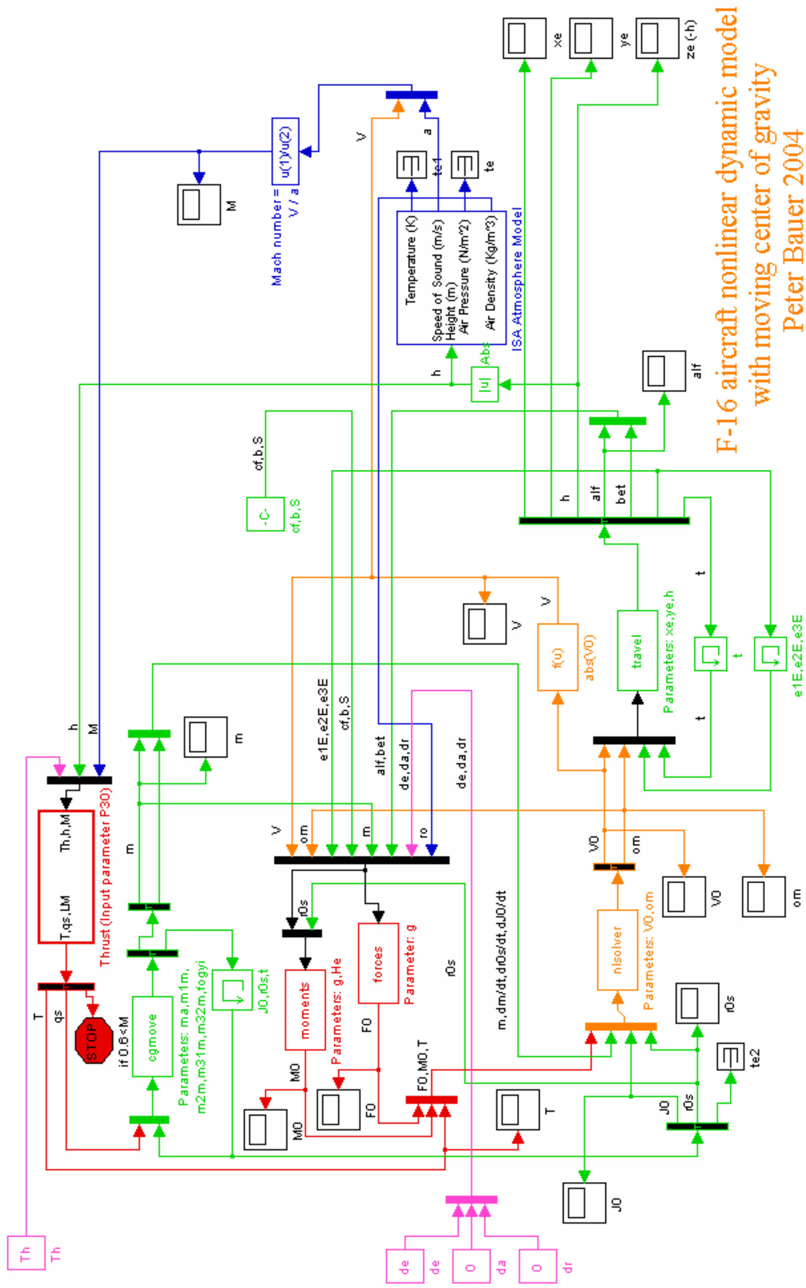
Ebben a részben felsorolásra kerülnek a létrehozott *S-function*-ök, és rövid ismertetés található feladatukról.

- ***forces.m*** Ez a függvény számítja a repülőgépre ható külső erőket; a gravitációs erőt is figyelembe véve (a tolóerőt azonban nem, mert azt egy külön blokk generálja).
- ***moments.m*** Ez a függvény számítja a repülőgépre ható külső nyomatékokat; a súlypontban ható gravitációs erő nyomatékát és a hajtómű precessziót is figyelembe véve. A gravitációs erő nyomatékát azért kell számolni, mert a nyomatékok a *test* rendszer origójára vonatkoznak, a súlypont pedig nem feltétlenül esik ezzel egybe. A hajtómű precesszió azt jelenti, hogy a sugárhajtómű forgórésze, mint jelentős nagyságú forgó tömeg, a repülőgép forgása hatására giroszkópikus nyomatékokat gerjeszt. Ezek figyelembe vételéről, illetve elhanyagolásáról a tesztelés során lesz szó.
- ***thrust.m*** Ez a függvény számítja a pillanatnyi tolóerő értékét, és a pillanatnyi tüzelőanyag fogyasztást, valamint korlátozza a Mach számot, azaz ha M>0.6 akkor leállítja a szimulációt.
- ***nlsolver.m*** Ez a függvény oldja meg a nemlineáris mozgásegyenleteket, és adja ki a repülőgép *test* rendszerbeli sebességének és szögsebességének az aktuális értékét.
- ***travel.m*** Ez a függvény számítja a repülőgép, azaz a *test* koordinátarendszer *föld* rendszerben való elmozdulását, elfordulását, az állásszöget és a csúszási szöget a gép sebessége és szögsebessége alapján.
- ***cgmove.m*** Ez a függvény számítja a repülőgép súlypont vándorlását, és az ezzel kapcsolatos paraméterek változását, a tehetetlenségi modell és az üzemanyag fogyasztás figyelembe vételével.
- ***nel.m*** Ezzel a függvénnyel a Nemzetközi Egyezményes Légkör (NEL) számítása, (levegő sűrűség és hangsebesség a magasság függvényében) lett volna a cél. Mivel azonban csak 12000 m-ig találhatók érvényes függvények a számításhoz, ezért érdemesebb a *MATLAB Aerospace Blockset* által felkínált *ISA Atmosphere Model* blokkot beépíteni. Ez 20000 m-ig képes az adatok számítására.

A blokkok elkészítése után önálló tesztelésükre került sor, mert így könnyebb a hibákat kiszűrni, mint az egész szimuláció vizsgálatával. A *travel.m* blokkban adódott is hiba, ugyanis eredetileg a repülőgép haladását a pillanatnyi sebességvektorral számította. Ekkor azonban stacionárius fordulót modellezve, a gép nem körpályán haladt, hanem bővülő spirális pályán. Ha azonban a haladás, a pillanatnyi szögsebességvektor körül már elforgatott sebességvektorral kerül kiszámításra, akkor megvalósul a körpályán való mozgás. Ebből következően a repülőgép haladását mindig a már elforgatott sebességvektorral kell számítani!

5.3 A teljes szimulációs struktúra összeállítása

Az önálló blokkok elkészítése és tesztelése után, összeállítható a teljes szimulációs struktúra. Ebből kétféle készült, egyik a tüzelőanyag-fogyasztás következtében fellépő súlypontvándorlást is számítja, a másik a súlypontvándorlással nem számol. A súlypontvándorlást is számító szimuláció blokkdiagramja a következő oldalon, az 5. ábrán látható. A másik struktúra ettől annyiban különbözik, hogy a *cgmove* blokk nincsen benne, ehelyett a tehetetlenségi adatokat konstans bemenetekként kapja meg.



5. ábra. A szimulációs struktúra felépítése (*MATLAB Simulink*)

A jobb áttekinthetőség érdekében, az egyes területekhez kapcsolódó jellemzőket továbbító „drótokat” és az ezekkel számoló blokkokat érdemes különböző színekkel jelölni. A cikkben a jelöléshez használt színek és jelentésük a következő:

- *PIROS:* A ható erők és nyomatékok, illetve ezek számítása (és a szimuláció leállítása).
- *NARANCSSÁRGA*: Mozgásjellemzők (sebesség szögsebesség), illetve a mozgásegyenletek megoldása.
- *ZÖLD*: Geometriai, tömeg és tehetetlenségi jellemzők, illetve ezek számítása. A geometriai jellemzők körébe a *föld* rendszerben való haladás is beletartozik (*travel*).
- *KÉK:* A Nemzetközi Egyezményes Légkör számítása, és az ezzel kapcsolatos jellemzők.
- *LILA:* Vezérlő bemenetek (gázkar állás, illetve kormányfelület kitérítések).

6. AZ ELKÉSZÜLT MODELL TESZTELÉSE ÉS AZ EREDMÉNYEK ÉRTÉKELÉSE

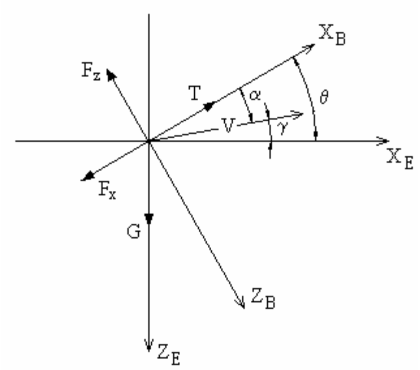
A szimulációra használható *MATLAB Simulink* modell elkészülte után, megkezdhető a tesztelés az F-16 típusú repülőgép adatait felhasználva, (a modell a megfelelő paraméterek átírásával más repülőgép típusra is használható).

A tesztelés során, vízszintes egyenes vonalú repülés, emelkedés és süllyedés vizsgálatára került sor különböző repülési magasságokban. E mellett, csak a *travel.m* függvény felhasználásával kirajzolásra került a repülőgép pályája „stacionárius forduló” esetében. A munka jelen szintjén a stacionárius forduló azért nem volt a teljes szimulációval tesztelhető, mert itt a légerők és nyomatékok közt már olyan bonyolult összefüggés áll fenn, hogy szemlélet alapján a repülőgép trimmelése nem lehetséges. Erre az esetre ezért a későbbiekben érdemes vizsgálatokat végezni.

6.1 A vizsgált manőverek előkészítése

A tesztelés során minden manőver a repülőgép egy trimmelt helyzetéből indult, amikor a gépre egyensúlyi erőrendszer hat. Ehhez egy inicializációs függvény szükséges, amely a trimmhelyzet elméleti képletek alapján való számítása után, kiadja a szimuláció által bekért paramétereket. Így a függvény futtatását követően a szimuláció máris elvégezhető.

A trimmhelyzetek számításához használt vázlat a 6. ábrán látható:



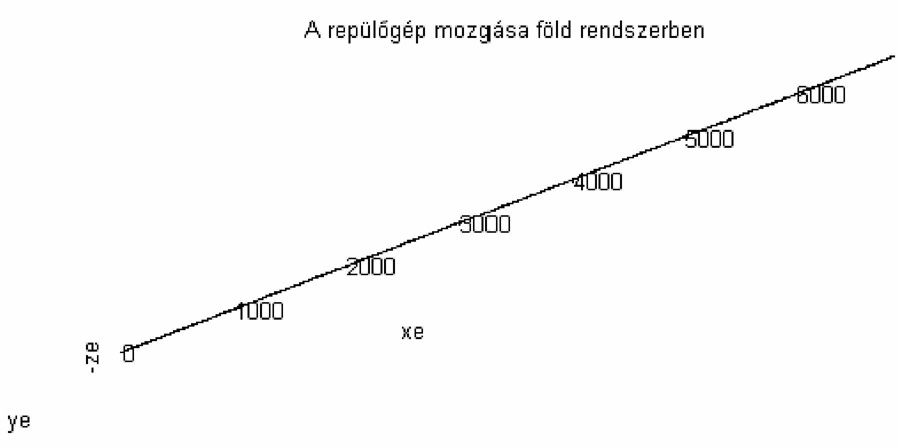
6. ábra. A trimmhelyzetek számításához felhasznált vázlatrajz

A vázlat alapján emelkedésre, süllyedésre és vízszintes egyenes vonalú repülésre egyaránt számítható a gépre ható erők egyensúlya. A szimuláció trimm pozícióból való indításához, az erőegyensúlyt létrehozó kormányfelület kitérítéseket és gázkar állást (tolóerőt) kell meghatározni. Ezekkel a bemenő adatokkal a szimuláció már elindítható.

6.2 Vízszintes, egyenes vonalú repülés

Ennek tesztelése széles magasság- és állásszög tartományban került elvégzésre. A szimuláció elvégezhetőségét a Mach szám határ (0.6) és az adott magasságban rendelkezésre álló maximális tolóerő korlátozta. Egyes esetekben e két ok valamelyike miatt nem sikerült érvényes trimm pozíciót találni. A problémamentesen lefutott szimulációk esetében a repülés során minden paraméter a trimmhelyzetbeli konstans értéken maradt, azaz a gép vízszintes egyenes vonalú repülést végzett.

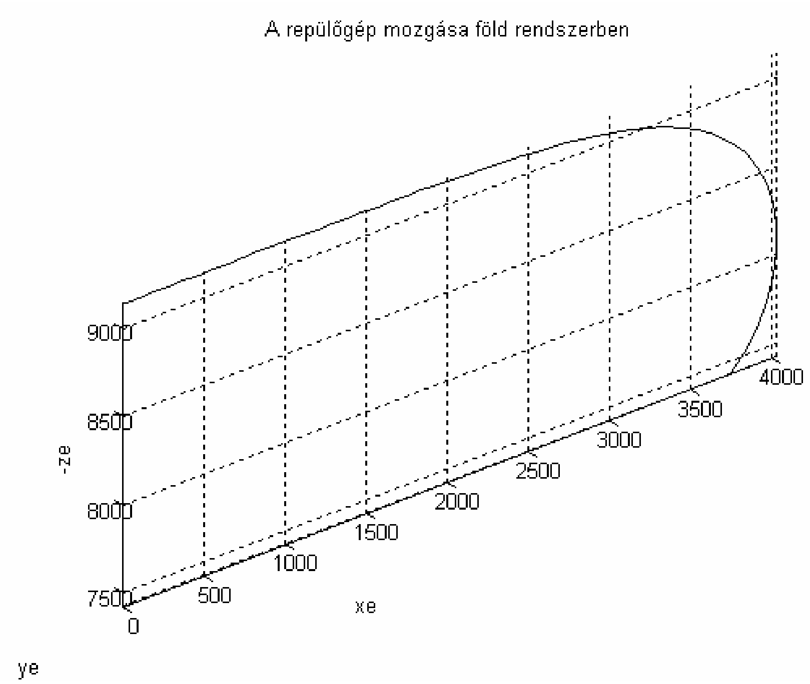
9144 m magasságban 15°-os állásszögön végzett repülés pályáját láthatjuk a 7. ábrán:



7. ábra. Vízszintes, egyenes vonalú repülés

6.3 Vízszintes, egyenes vonalú repülés, tüzelőanyag-fogyasztással

Az előző pontban tesztelt esetek közül, a részletesen bemutatott eset tüzelőanyag-fogyasztás figyelembevételével való vizsgálata is megtörtént (azonos kiinduló trimmhelyzettel). A vizsgált esetben az üzemanyagot a repülőgép kizárólag a hátsó törzstartályból fogyasztja, így a gép súlypontja előrefelé tolódik el. Jól látszik, hogy a súlypont vándorlás figyelembe vétele, mekkora változást okoz a szimuláció lefolyásában (8. ábra).



8. ábra. Vízszintes, egyenes vonalú repülés tüzelőanyag fogyasztással

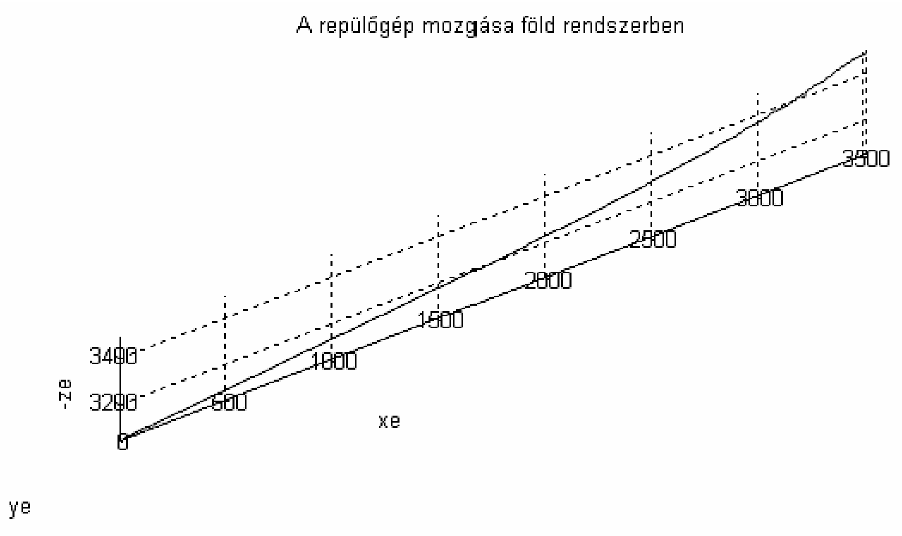
Már kis mértékben előrefelé vándorló súlypont következtében is, a repülőgép egy orra bukfenc manővert hajt végre. Ez megmutatja a súlypont vándorlás nélküli, és súlypont vándorlást figyelembe vevő szimulációk közötti jelentős különbséget.

A 8. ábrán ugyan nem igazán látszik, de kinagyítva megfigyelhető, hogy az Y tengely körüli nyomaték hatására a gép egy kicsit oldalra is elhúz (Y irányba). Ez a hajtómű figyelembe vett precessziós hatásának következménye. A hatás elhanyagolása oda vezet, hogy csak az Y tengely körüli forgások, és az X és Z irányú mozgások valósulnak meg. Ez az eredmény rámutat a hajtómű pörgettyű hatás figyelembe vételének szükségességére, ha pontos dinamikai szimulációra van szükség.

6.4 Emelkedő repülés

Ennek tesztelése is megtörtént széles magasság tartományban, többféle emelkedési és állásszög mellett. A vízszintes egyenes vonalú repüléshez hasonlóan a trimm pozíció létrejöttét néhány esetben itt is a Mach szám korlát, vagy a tolóerő hiány gátolta meg.

3048 m magasságban, 5°-os emelkedési- és 10°-os állásszöggel végzett repülés pályája a 9. ábrán látható:

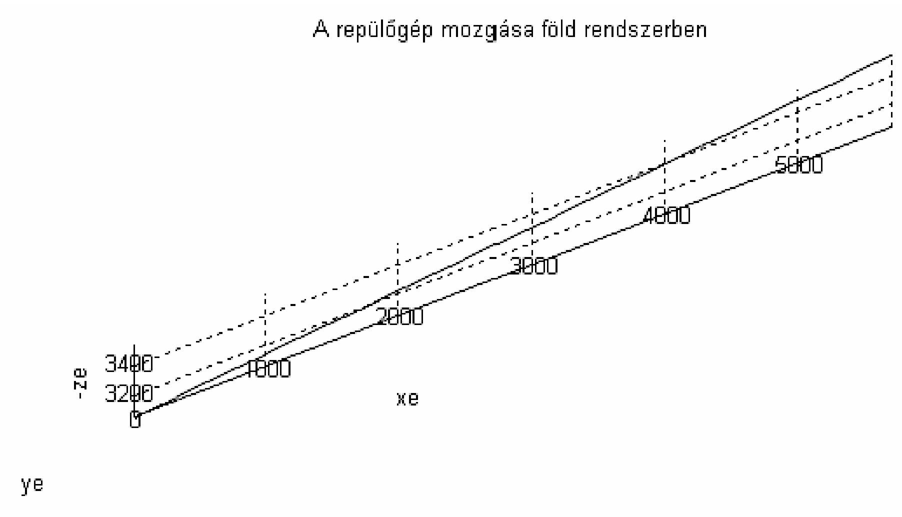


9. ábra. Emelkedő repülés

A magasság növekedés hatására a tolóerő csökken, és ez valahogy orremelő nyomatékot generál. Ennek következtében az állásszög növekszik, így a Z irányú erő nő, a gravitációs erő egyre nagyobb komponense miatt a -X irányú erő is nő. Így aztán az X irányú sebesség csökken, a Z irányú sebesség pedig nő. A gép abszolút sebessége, és ezért a Mach szám, valamint a tolóerő csökken. Lényegében a gép egy orrfelkapási manővert végez, ami tovább számolva $\alpha = 90°$ környezetében instabilitásba csap át (ekkor az X irányú sebesség zérus lesz!). Itt kell megjegyezni, hogy a felhasznált aerodinamikai modell csak $\alpha = 45°$-ig érvényes, tehát ennél tovább nem érdemes a szimulációt folytatni.

6.5 Emelkedő repülés konstans paraméterekkel

Annak igazolására, hogy az előző pontban tapasztalt orrfelkapás, és instabil viselkedés ténylegesen a magasság növekedés hatására bekövetkező tolóerő és légerő változás miatt jön létre, érdemes elvégezni egy újabb vizsgálatot. Ennek lényege, hogy a szimuláció során a tolóerő és a levegő sűrűség számításakor a magasság konstans értékű. A következő oldali 10. ábrán látható, hogy ekkor a repülőgép stacionárius emelkedést hajt végre.

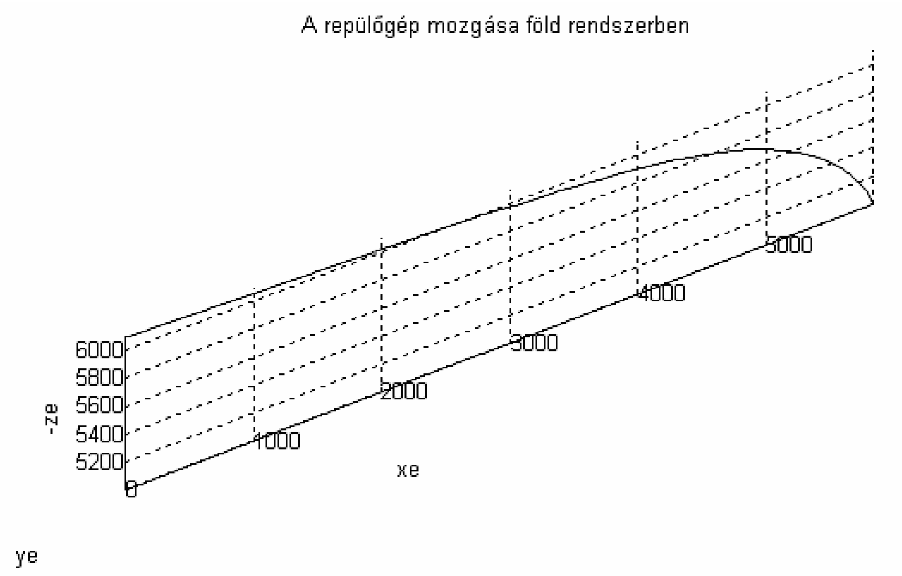


10. ábra. Emelkedő repülés konstans paraméterekkel

6.6 Süllyedő repülés

Az emelkedő repüléshez hasonlóan, ennek vizsgálata is többféle süllyedési és állásszög mellett, széles magasság tartományban zajlott. A Mach szám – mint korlátozó tényező – mellett, itt a negatív tolóerő igény jelent meg, túlzottan meredek süllyedés esetén. Ilyen repülési helyzetek csak fékszárnnyal, vagy törzsféklappal állíthatók elő.

6096 m-ről, –2°-os pályaszöggel és 5°-os állásszöggel végzett süllyedő repülés látható a 11. ábrán:



11. ábra. Süllyedő repülés

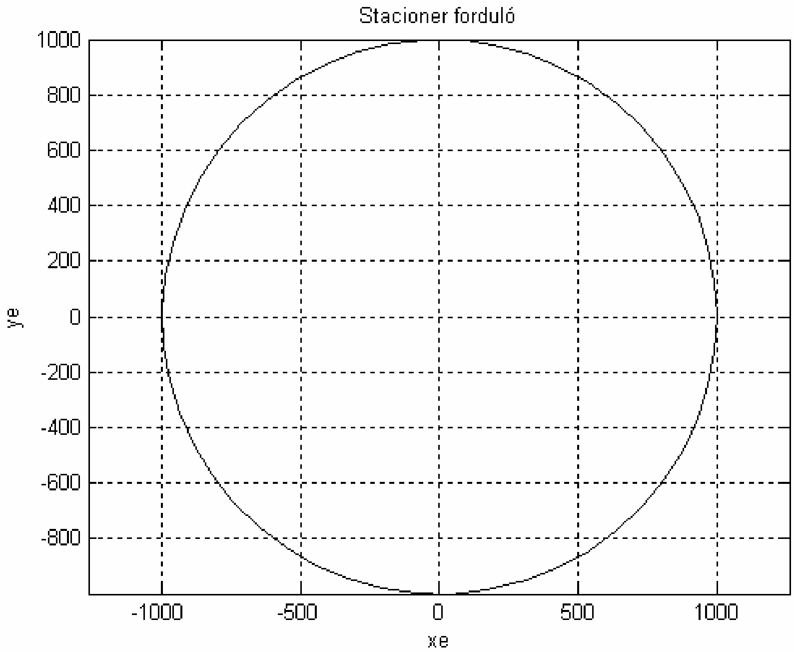
Ebben az esetben az előrefelé vándorló súlyponttal repülő gép viselkedésével megegyező karakterisztikák adódnak, azzal a különbséggel, hogy itt csökken a tolóerő. Ennek oka, hogy ilyen alacsony teljesítményszint esetében az üresjárati tolóerő dominál, és erre adott magasság és Mach szám értékek mellett negatív adatok is találhatók a felhasznált adatbázisban.

Erre a manőverre is elvégezhető a módosított tesztelés, amikor a tolóerő és légerők szempontjából a magasság konstans értékű. A tapasztalat az előző esettel megegyező, a magasság kivételével itt is minden paraméter megőrzi kiinduló értékét.

6.7 Forduló

Ebben a lépésben csak a repülőgép mozgását számító *travel.m* függvény tesztelésére került sor, egy feltételezett stacionárius forduló számításával.

A felvett sebesség, szögsebesség és koordináta adatok *3000m* magasságban, *1000m* sugarú körön, a koordinátarendszer középpontja körül adnak meg egy fordulót. A futtatás után látható, hogy a repülőgép tényleg „lerepüli" a kört (lásd 12. ábra).



12. ábra. Stacionárius forduló

VÉGKÖVETKEZTETÉSEK

Jelen cikkben, repülőgép nemlineáris mozgás-szimulációjára alkalmas modell *MATLAB Simulink* felhasználásával való felépítéséről esett szó, a tüzelőanyag fogyasztásból eredő súlypontvándorlást is figyelembe véve. Az elkészült modell tesztelésére, az F-16 típusú harci repülőgépről rendelkezésre álló adatok felhasználásával került sor.

A munka ismertetése során, először a felhasznált koordinátarendszerek között egy, az irodalomban fellelhetőnél egyszerűbb transzformáció került bemutatásra, amelyik pontosabbá teszi és gyorsítja is a számítást. Ezután a *test* koordinátarendszer forgatására egy, az irodalomban találhatónál átláthatóbb eljárásról esett szó, amely garantáltan pontosan számítja a rendszer elfordulását (feltéve, hogy a megadott elfordulási szög pontos).

A koordinátarendszerek és transzformációk elemzése után, sor került a merev repülőgépre vonatkozó általános mozgásegyenletek levezetésére, melyek a súlypont vándorlását is figyelembe veszik. Ezek - a súlypont három irányú elmozdulási lehetősége miatt - már nem *hat*, hanem *kilenc szabadságfokú* mechanikai rendszerre vonatkoznak!

Ezután következett egy olyan tehetetlenségi modell összeállítása, amelyik az irodalomban megadott tehetetlenségi jellemzőket elég jó pontossággal közelíti, és más súlyponthelyzetek beállítására is alkalmas.

Következő lépésben a szakirodalomban, az F-16 típusra vonatkozóan talált légerő és nyomatéki tényezők táblázatos, illetve polinomfüggvényes megadásának összevetésére került sor. Végkövetkeztetés, hogy a táblázatos megadás az elmélettel egyező adatokat közöl, ezzel szemben a polinomfüggvényes megadásban vannak az elméletnek ellentmondó adatok (a csúszási szög függvényében nem szimmetrikus tényezők).

Így már elkezdődhetett a szimulációs struktúrához szükséges blokkok felépítése és tesztelése. A blokkok a *Simulink* által felkínált *S-function*-ökként készültek el. Amikor a blokkok egyedi tesztelése már megfelelő eredményeket adott, össze lehetett állítani a szimulációhoz szükséges teljes blokkvázlatot.

Végül a létrehozott modell többféle repülési helyzetben (vízszintes egyenes vonalú repülés tüzelőanyag kifogyasztással és a nélkül, emelkedés és süllyedés) való kipróbálása következett, az F-16 típus adatait felhasználva. Ennek során az elméletnek megfelelő eredmények adódtak, ez a típus ugyanis csökkentett hosszirányú statikus stabilitással rendelkezik, így a tapasztalt instabilitások létrejöhetnek.

A továbbfejlesztés során többféle feladat is megoldható:

- Adatok gyűjtése az F-16 típus tehetetlenségi jellemzőiről és üzemanyag rendszeréről, és így egy pontosított tehetetlenségi modell megalkotása.
- Szabályzó készítése, amely a tehetetlenségi modellben levő ismert bizonytalanságok figyelembevételével, a tartályok kifogyasztását úgy vezérli, hogy a súlypont a lehető legkevesebbet vándoroljon.
- A rendelkezésre álló aerodinamikai adatbázisnál jobb keresése, ami a tényezők Mach szám függését is tartalmazza, vagy a jelenlegi táblázatos adatok függvényekkel való minél pontosabb közelítése.
- Utánégetős repülőgép hajtómű matematikai modellezésére támaszkodva a fajlagos tüzelőanyag fogyasztás teljesítménytől függő változásának pontosabb figyelembe vétele.
- LPV[1] modell létrehozása, melynek segítségével az F-16 típusra nemlineáris szabályzók készíthetők.
- Nemlineáris robosztus irányítás, H_∞ szabályzás, μ analízis / szintézis.

FELHASZNÁLT IRODALOM

[1] MUTTNYÁNSZKY Ádám: Kinematika és kinetika. Tankönyvkiadó, Budapest, 1965

[2] M. CSIZMADIA Béla, NÁNDORI Ernő: Mechanika mérnököknek: Mozgástan. Nemzeti Tankönyvkiadó, Budapest – Gödöllő - Győr, 1997

[3] Donald MCLEAN: Automatic Flight Control Systems, Prentice Hall International, 1990

[4] John H. BLAKELOCK: Automatic Control of Aircraft and Missiles. John Wiley & Sons, 1965

[5] Eugene A. MORELLI: Global Nonlinear Parametric Modeling with Application to F-16 Aerodynamics. Dynamics and Control Branch NASA Langley Research Center Hampton, Virginia

[6] Nguyen, L. T., et al: Simulator Study of Stall / Post Stall Characteristics of a Fighter Airplane with Relaxed Longitudinal Static Stability. NASA TP 1538 December, 1979

[7] Applied Aerodynamics: A Digital Textbook 1987

[8] Joseph KATZ, Allen PLOTKIN: Low-speed aerodynamics. McGraw-Hill Book Company, Singapore, 1991

[9] SZIDAROVSZKY Ferenc: Bevezetés a numerikus módszerekbe. Közgazdasági és Jogi Könyvkiadó, Budapest, 1974

[10] RÁCZ Elemér: Repülőgépek. Műegyetemi kiadó, 2001

[11] Top Gun és Aranysas folyóiratok számai 1994 – 2004

[12] ZSÁK Ferenc, ZSÁK András: Makettstúdió No. 3 F-16 Fighting Falcon. Péta kiadó, 1992

[13] Mike SPICK, Tim RIPLEY: Korszerű harci repülőgépek. Kossuth Könyvkiadó, 1993

[14] Applied Numerical Methods Pdf dokumentum

[15] SZÁSZI István, KULCSÁR Balázs: Robust Control and Fault Detection Filter Design for Aircraft Pitch Axis, Periodica Polytechnica ser. Transp. Eng., Budapest, 2001. VOL. 29. No. 1-2, pp 83-100.

[16] KULCSÁR Balázs: LQ Servo and LQG/LTR Controller Design for an Aircraft Model. Repüléstudományi közlemények, Szolnok, Repüléstudományi Közlemények, 2002/Különszám pp 102-115 .

[17] MATLAB 6.5 (R13) Help Desk

[18] MATLAB 6.5 (R13) Online Manuals in Pdf

[19] Ray LISCHNER: Delphi kézikönyv. Kossuth kiadó, 2001

[20] Marco CANTÚ: Delphi 5 Mesteri szinten I. II. kötet. Kiskapu Kft., 2000

[21] BAUER Péter: Repülőgép nemlineáris mozgás – szimulációjának felépítése és tesztelése MATLAB felhasználásával Budapest, 2004.

[1] LPV=Linear Parameter Varying =Lineáris paraméter változós