

Izrada modela sustava upravljanja Fly-by-wire

Ivetić, Maurizio

Master's thesis / Diplomski rad

2023

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Transport and Traffic Sciences / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://um.nsk.hr/um:nbn:hr:119:645646>

Rights / Prava: [In copyright](#) / [Zaštićeno autorskim pravom.](#)

Download date / Datum preuzimanja: **2025-04-03**



Repository / Repozitorij:

[Faculty of Transport and Traffic Sciences -
Institutional Repository](#)



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

DIPLOMSKI RAD

**IZRADA MODELA SUSTAVA UPRAVLJANJA
FLY-BY-WIRE**

**CONSTRUCTION OF A FLY-BY-WIRE
CONTROL SYSTEM MODEL**

Mentor: doc. dr. sc. Jurica Ivošević

Student: Maurizio Ivetić

JMBAG: 0135256694

Zagreb, svibanj 2023.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
POVJERENSTVO ZA DIPLOMSKI ISPIT

Zagreb, 23. veljače 2023.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Avionika i IFR letenje**

DIPLOMSKI ZADATAK br. 7039

Pristupnik: **Maurizio Ivetić (0135256694)**
Studij: **Aeronautika**

Zadatak: **Izrada modela sustava upravljanja Fly-by-wire**

Opis zadatka:

Navesti primarne i sekundarne te konvencionalne i nekonvencionalne upravljačke površine aviona. Analizirati sustave upravljanja upravljačkim površinama te objasniti tehnologiju fly-by-wire. Projektirati i izraditi model aviona od drveta i na njega ugraditi elektronički sustav za upravljanje putem Arduino mikrokontrolera i odgovarajućih komandi leta. Razmotriti opciju ugradnje zakrilaca i trimera. Analizirati uspješnost upravljanja upravljačkim površinama aviona elektroničkim sustavom.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
diplomski ispit:

doc. dr. sc. Jurica Ivošević

DIPLOMSKI RAD

IZRADA MODELA SUSTAVA UPRAVLJANJA FLY-BY-WIRE CONSTRUCTION OF A FLY-BY-WIRE CONTROL SYSTEM MODEL

Mentor: doc. dr. sc. Jurica Ivošević

Student: Maurizio Ivetić

JMBAG: 0135256694

Zagreb, svibanj 2023.

SAŽETAK

U radu su navedene primarne i sekundarne te konvencionalne i nekonvencionalne upravljačke površine aviona. Analizirani su sustavi upravljanja te objašnjena tehnologija *Fly-by-wire*. Projektiran je i izrađen model aviona od drveta i na njega ugrađen elektronički sustav za upravljanje putem Arduino mikrokontrolera i odgovarajućih komandi leta. Razmotrena je opcija ugradnje zakrilaca i trimera. Analizirana je uspješnost upravljanja upravljačkim površinama aviona elektroničkim sustavom čime je dokazano da model u potpunosti odgovara svim zahtjevima rada.

KLJUČNE RIJEČI

Elektronički sustav upravljanja, *Fly-by-wire*, model zrakoplova, upravljačke površine

SUMMARY

This thesis describes the primary, secondary, conventional, and non-conventional control surfaces of an airplane. The control systems are analyzed, and the Fly-by-wire technology is explained. A wooden airplane model was designed, built, and equipped with an electronic control system using an Arduino microcontroller with appropriate flight controls. The installation of flaps and trimmers was also considered. The success of the electronic control system in controlling the airplane model was analyzed, and it was found that the model meets all the necessary requirements.

KEYWORDS

Electronic control system, *Fly-by-wire*, model aircraft, control surfaces

Sadržaj

| | | |
|--------|---|----|
| 1. | Uvod..... | 1 |
| 2. | Koordinatni sustavi vezani za zrakoplov i općenito o upravljačkim površinama..... | 2 |
| 3. | Osnovne geometrijske i aerodinamičke karakteristike upravljačkih površina..... | 5 |
| 4. | Sustav upravljanja upravljačkim površinama | 8 |
| 5. | Konvencionalne i nekonvencionalne upravljačke površine aviona | 11 |
| 5.1. | Konvencionalne upravljačke površine..... | 11 |
| 5.1.1. | Krilca..... | 11 |
| 5.1.2. | Kormilo visine | 12 |
| 5.1.3. | Kormilo pravca | 13 |
| 5.2. | Nekonvencionalne upravljačke površine..... | 13 |
| 5.2.1. | Kanard..... | 14 |
| 5.2.2. | „V“ rep..... | 15 |
| 5.2.3. | Elevon | 15 |
| 5.2.4. | Taileron..... | 16 |
| 6. | Upravljanje valjanjem aviona..... | 17 |
| 7. | Upravljanje propinjanjem i poniranjem aviona..... | 20 |
| 8. | Upravljanje skretanjem aviona..... | 21 |
| 9. | Sustav upravljanja <i>Fly-by-wire</i> | 22 |
| 10. | Opis modela sustava upravljanja <i>Fly-by-wire</i> | 25 |
| 10.1. | Arduino mikrokontroler | 26 |
| 10.2. | Groove servomotor | 29 |
| 10.3. | Groove thumb joystick..... | 30 |
| 10.4. | Potenciometar | 31 |
| 11. | Upravljanje modelom..... | 33 |
| 12. | Programski kod korišten pri izradi modela | 37 |
| 13. | Zaključak..... | 41 |

| | |
|-------------------|----|
| Popis oznaka..... | 42 |
| Literatura | 44 |
| Popis slika | 45 |

1. Uvod

Ovaj diplomski rad usredotočen je na izradu modela *Fly-by-wire* sustava upravljačkih površina koji se koriste u modernim zrakoplovima. Cilj ovog rada je proučiti i implementirati različite aspekte ovog sustava kako bi se postigla precizna i sigurna kontrola zrakoplova.

U ovom radu detaljno je analiziran princip rada *Fly-by-wire* sustava su analizirane različite komponente ovog sustava, uključujući senzore, aktuatore i upravljački sustav. Također, razmotreni su različiti načini implementacije *Fly-by-wire* sustava i izabran je najbolji pristup za izradu modela.

Upravljačke površine zrakoplova predstavljaju sredstvo za interakciju zrakoplova i pilota koji njime upravlja. Osim što moraju služiti uspješnim promjenama položaja zrakoplova u prostoru pri svim brzinama i režimima leta, one to moraju raditi na najefikasniji mogući način. Moraju pružiti pilotu povratnu informaciju o npr. opterećenju i prednacima prevlačenja. Sile koje su potrebne za otklone moraju biti takve da ih pilot bez poteškoća može ostvarivati u svim uvjetima leta. Od drugog do osmog poglavlja ovog rada objašnjene su osnovne zakonitosti upravljačkih površina, njihove vrste i fizikalne veličine koje su za njih važne.

Fly-by-wire sustavi su revolucionarni sustavi upravljanja zrakoplovima koji su postali standard u modernim avionima. Oni se temelje na elektronskom upravljanju umjesto hidrauličkim ili mehaničkim sustavima te pružaju mnoge prednosti u smislu performansi, sigurnosti i udobnosti putnika. U devetom poglavlju bit će detaljnije opisani princip rada i komponente *Fly-by-wire* sustava kao i pretpostavke budućih primjena i razvoja.

Deseto poglavlje opisuje izradu modela aviona, upravljačkog mehanizma i mehanizma upravljačkih površina. Objašnjene su sve ključne komponente korištene u izradi rada, izazovi prilikom izrade rada i zakonitosti koje se moraju poštivati.

Za izradu modela korištena je Arduino platforma kao osnovna komponenta upravljačkog sustava, te različiti senzori i aktuatori za upravljanje kretanjem modela. Osim toga, izrađen je programski kod koji upravlja svim komponentama sustava i osigurava precizno i sigurno upravljanje modelom. Programski kod koji je korišten za potrebe ovog rada analiziran je u dvanaestom poglavlju ovog rada.

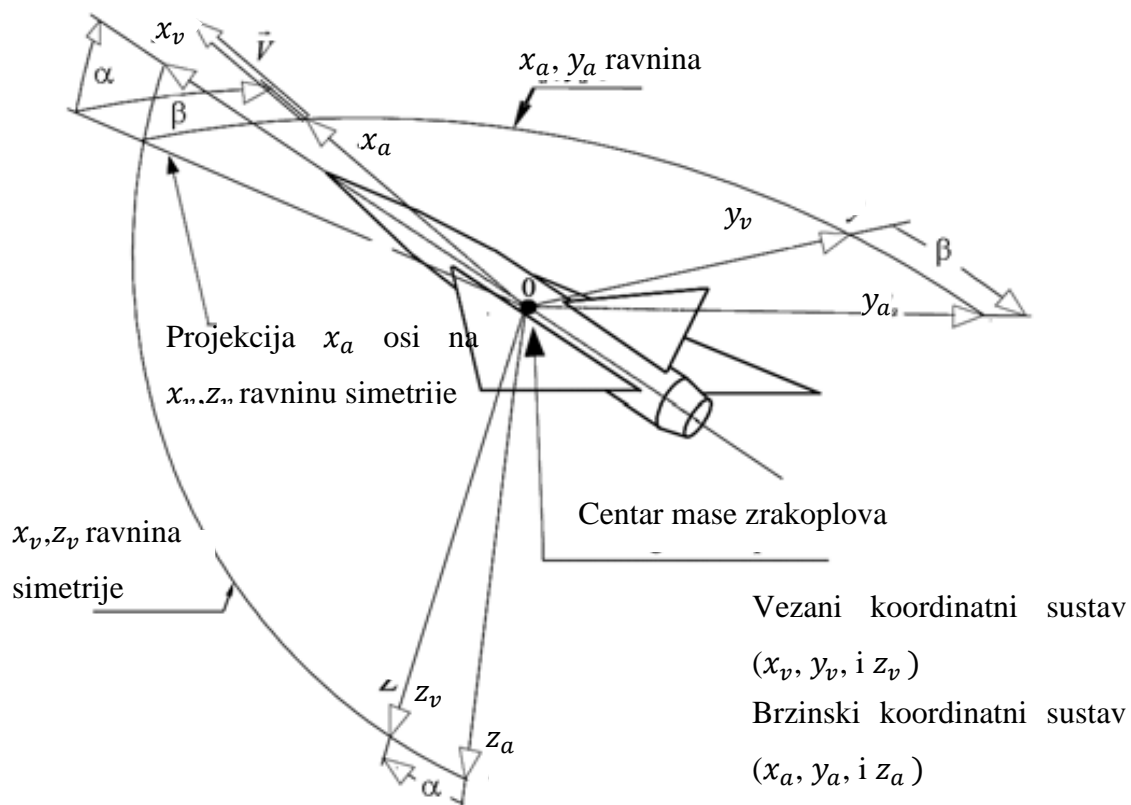
Ovaj diplomski rad koristan je za studente i zrakoplovne entuzijaste koji žele dublje razumjeti *Fly-by-wire* sustave, kao i za inženjere koji se bave razvojem avionske elektronike i upravljačkih sustava.

2. Koordinatni sustavi vezani za zrakoplov i općenito o upravljačkim površinama

Prije razmatranja upravljačkih površina potrebno je prvo definirati pojmove koji su usko vezani za iste.

Zrakoplov je dinamički sustav na koji djeluju aerodinamičke sile (normalne i tangencijalne), sila gravitacije i vučna sila. Djelovanje ovih sila na zrakoplov može se zamijeniti rezultantnom aerodinamičkom silom \vec{F}_a i rezultantnim momentom \vec{M}_a koji djeluju u referentnoj točki, obično u centru mase CM ili centru težine CT zrakoplova [1].

Gibanje zrakoplova se opisuje u odnosu na nekoliko koordinatnih sustava koji se mogu razlikovati ovisno o primjeni. Inercijalni ili Newtonov koordinatni sustav uvijek je prisutan. To je Descartesov pravokutni koordinatni sustav $(x_o, y_o, i z_o)$ u odnosu na koji se gibanje zrakoplova može opisati Newtonovim zakonima. U većini slučajeva, koordinatni sustav fiksiran na Zemljinoj površini može se smatrati inercijalnim. Međutim, za interkontinentalne balističke rakete, bolji izbor od inercijalnog koordinatnog sustava je sustav vezan za centar mase Zemlje koji se ne rotira u odnosu na „fiksne“ zvijezde. Dva bitna koordinatna sustava za razumijevanje ove problematike su vezani i brzinski koordinatni sustavi, koji su prikazani na Slici 1.



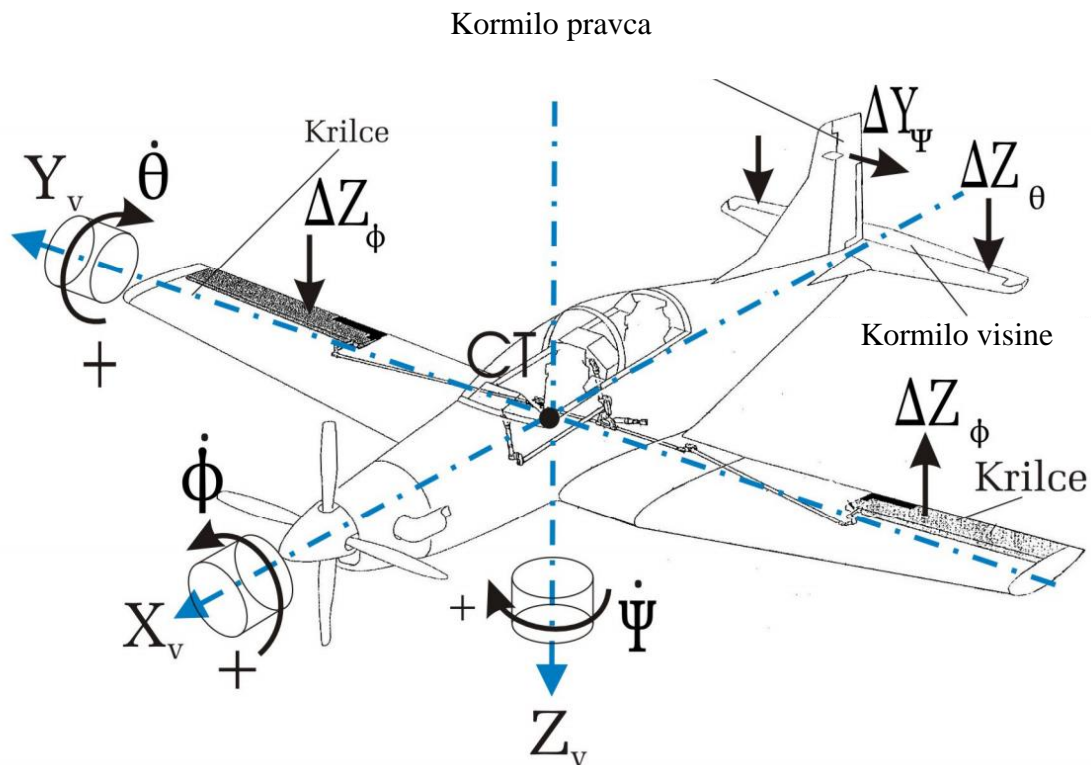
Slika 1. Vezani i brzinski koordinatni sustav [1]

Vezani (eng. *body axis*) koordinatni ortogonalni sustav (x_v, y_v, z_v) je učvršćen za zrakoplov. Ishodište koordinatnog sustava je obično smješteno u centar težine CT , a uzdužna os x_v , poprečna os y_v i normalna os z_v , fiksirane na zrakoplovu. Uzdužna os x_v leži u ravnini (vertikalne) simetrije ili u ravnini koja je paralelna s njom ako se izmjesti ishodište, paralelna je s pravcem srednje aerodinamičke tetive i ima smjer od repa prema nosu. Poprečna os y_v je okomita na ravninu simetrije i usmjerena na desnu stranu (prema desnom krilu) promatrano s repa prema nosu. Normalna os z_v leži u ravnini simetrije, okomita je na ravninu (x_v, y_v) i s osima x_v i y_v čini desni triedar.

U brzinskom koordinatnom sustavu, pravac i smjer osi x_a poklapaju se s vektorom brzine leta \vec{V} . Os z_a nalazi se u ravnini simetrije letjelice i a okomita je na os x_a , usmjerena prema dolje. Os y_a okomita je na ravninu u kojoj leže osi (x_a, z_a) , usmjerena nadesno tako da osima x_a, y_a , i z_a čini desni triedar. Ishodište koordinatnog sustava smješteno je u centru mase letjelice.

Gibanje zrakoplova se može opisati kao gibanje krutog tijela čiji se centar težine CT giba brzinom \vec{V} , dok tijelo rotira kutnom brzinom $\vec{\omega}$ u odnosu na inercijalni koordinatni sustav. Kutna brzina zrakoplova istovremeno je kutna brzina rotacije vezanog koordinatnog sustava

x_v , y_v , i z_v . Vektor kutne brzine $\vec{\omega}$ može se razložiti na tri ortogonalne komponente kutne brzine $\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$ i $\dot{\psi}$ koje su usmjerene prema osima x_v , y_v , i z_v . (vidi Sliku 2.).



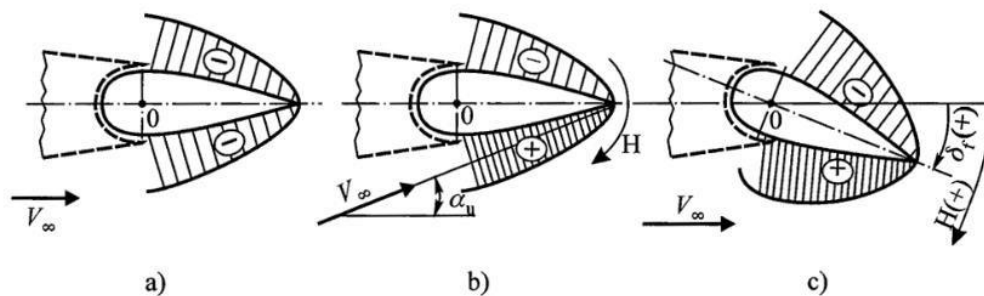
Slika 2. Upravljačke površine na avionu [2]

U upravljačkim sustavima, rotacija oko uzdužne osi $\dot{\phi}$ (valjanje), rotacija oko poprečne osi $\dot{\theta}$ (propinjanje) i rotacija oko vertikalne (normalne) osi $\dot{\psi}$ (skretanje) se koriste za postizanje željenih efekata kao što su promjena pravca (skretanje), promjena visine (poniranje, propinjanje) i drugih manevara, kao i za neutraliziranje neželjenih poremećaja uzrokovanih nestacionarnim karakterom aerodinamičkih i vučnih sila. Valjanje se ostvaruje otklonom krilaca, propinjanje otklonom kormila dubine, a skretanje otklonom kormila pravca. Slika 2. prikazuje shematski konvencionalne upravljačke površine zajedno s pozitivnim smjerovima rotacija, koji se određuju prema pravilu desne ruke.

3. Osnovne geometrijske i aerodinamičke karakteristike upravljačkih površina

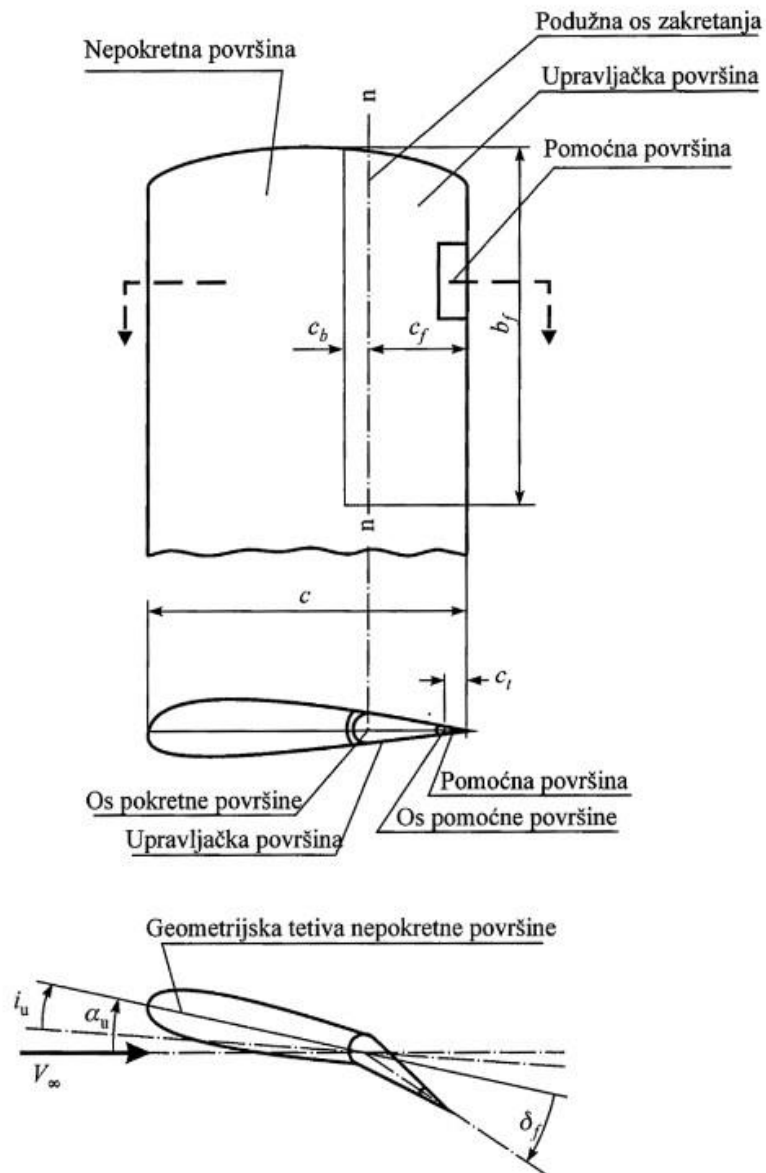
Upravljačke površine su pokretne površine koje se okreću oko svoje uzdužne osi. One su postavljene na izlaznom bridu aerodinamičkih površina, kao što su krila, te horizontalne i vertikalne repne površine. Mijenjanjem njihovog otklona, raspodjela tlaka preko njih i preko fiksnog dijela aerodinamičke površine na kojoj su ugrađene, mijenja se tako da se proizvode dodatne aerodinamičke sile potrebne za proizvodnju traženih momenata rotacije.

Gotovo uvijek se postavlja pomoćna upravljačka površina (trim) dužine tetive c_t na upravljačku površinu. Ta pomoćna površina se može zakretati oko svoje uzdužne osi za kut δ_t . Primarno se koristi za smanjenje zglobnog momenta na palici nakon uspostavljanja režima horizontalnog leta s izabranom brzinom. Slika 3. prikazuje raspored tlaka na upravljačkoj površini za tri karakteristična položaja. Ukupno djelovanje elementarnih sila rezultira uzgonskom silom i momentom oko izabrane točke, obično osi oko koje se zakreće upravljačka površina.



Slika 3. Raspodjela tlaka na upravljačkoj površini [3]: a) $\alpha_u=0$ i $\delta_f=0$ b) $\alpha_u \neq 0$ i $\delta_f=0$ c) $\alpha_u=0$ i $\delta_f > 0$ [2]

Slika 4. prikazuje opću shemu upravljačke površine ugrađene na stražnji dio nepokretne aerodinamičke površine koja stoji pod kutom α_u i može se zakretati oko uzdužne osi $n-n$ za kut δ_f . Upravljačka površina ima raspon b_f , dužinu tetive c_f , pa je veličina površine $S_f = b_f c_f$. Na upravljačkoj površini nalazi se i pomoćna upravljačka površina (trim) dužine tetive c_t , koja se može zakretati oko svoje uzdužne osi za kut δ_t .



Slika 4. Opća shema upravljačke površine [2]

Aerodinamičke karakteristike upravljačkih površina se izražavaju pomoću standardiziranih izraza za :

- Aerodinamičku uzgonsku silu

$$L = C_L q_\infty S_{up} \quad (1)$$

- Moment zgloba u odnosu na os rotacije upravljačke površine

$$H = C_h q_\infty S_f c_f \quad (2)$$

- Moment rotacije zrakoplova oko odgovarajuće osi uslijed djelovanja upravljačke površine

$$M = C_M q_\infty S_{up} c \quad (3)$$

Pritom se koeficijenti uzgona C_L i momenta C_M odnose na ukupnu površinu S_{up} (nepokretni i pokretni dio), iako ih je moguće prikazati u odnosu na referentnu površinu zrakoplova S . Moment zgloba izražen je preko pokretne površine S_f i odgovarajuće dužine tetive c_f . Koeficijent uzgona površine S_{up} kod malih kutova α_u , δ_f i δ_t se može predstaviti kao linearizirana aproksimacija stvarnog izraza:

$$C_L = C_{L,0} + C_{L,\alpha_u} \alpha_u + C_{L,\delta_f} \delta_f + C_{L,\delta_t} \delta_t \quad (4)$$

Gdje su:

- $C_{L,0}$, koeficijent uzgona kod $\alpha_u = \delta_f = \delta_t = 0$
- C_{L,α_u} , gradijent promjene koeficijenta uzgona uslijed promjene kuta α_u , $(\partial C_L / \partial \alpha_u)_0$
- C_{L,δ_f} , gradijent promjene koeficijenta uzgona uslijed promjene kuta δ_f , $(\partial C_L / \partial \delta_f)_0$
- C_{L,δ_t} , gradijent promjene koeficijenta uzgona uslijed promjene kuta δ_t , $(\partial C_L / \partial \delta_t)_0$

Efikasnost upravljačke površine definira se kao odnos gradijenata promjene (derivativa)

$$\tau = \frac{\frac{\partial C_L}{\partial \delta_f}}{\frac{\partial C_L}{\partial \delta_u}} = \frac{\partial \alpha_u}{\partial \delta_f} \quad (5)$$

Koeficijent momenta zgloba može se na identičan način predstaviti kao linearizirana aproksimacija

$$C_h = C_{h,0} + C_{h,\alpha_u} \alpha_u + C_{h,\delta_f} \delta_f + C_{h,\delta_t} \delta_t \quad (6)$$

Gdje su:

- $C_{h,0}$, koeficijent momenta kod $\alpha_u = \delta_f = \delta_t = 0$
- C_{h,α_u} , gradijent promjene koeficijenta momenta uslijed promjene kuta α_u , $(\partial C_h / \partial \alpha_u)_0$
- C_{h,δ_f} , gradijent promjene koeficijenta momenta uslijed promjene kuta δ_f , $(\partial C_h / \partial \delta_f)_0$
- C_{h,δ_t} , gradijent promjene koeficijenta momenta uslijed promjene kuta δ_t , $(\partial C_h / \partial \delta_t)_0$

Zakretanje upravljačke površine prema dolje smatra se pozitivnim kao i moment koji nastoji povećati kut δ_f u pozitivnom smjeru. Moment koji nastoji smanjiti kut upravljačke površine δ_f ima negativan predznak.

4. Sustav upravljanja upravljačkim površinama

Zakretanju upravljačke površine se uvijek suprotstavlja moment zgloba koji na taj način stvara otpor djelovanju upravljačke poluge. Pomicanje palice se prenosi na upravljačku površinu putem čeličnih užadi ili poluga. Shematski prikaz prijenosa djelovanja upravljačke poluge na kormilo propinjanja prikazan je na slici 5. Ako se pretpostavi da su poluge okomite, sila F_1 u poluzi i na kraku l_1 uravnotežuje zglobni moment proizveden aerodinamičkim silama na upravljačkoj površini.

$$H = F_1 l_1 \quad (7)$$

Upravljačka poluga se uravnotežuje djelovanjem sile pilota F_p na kraku l_3 i sile F_1 na kraku l_2 ,

$$F_p l_3 = F_1 l_2 \quad (8)$$

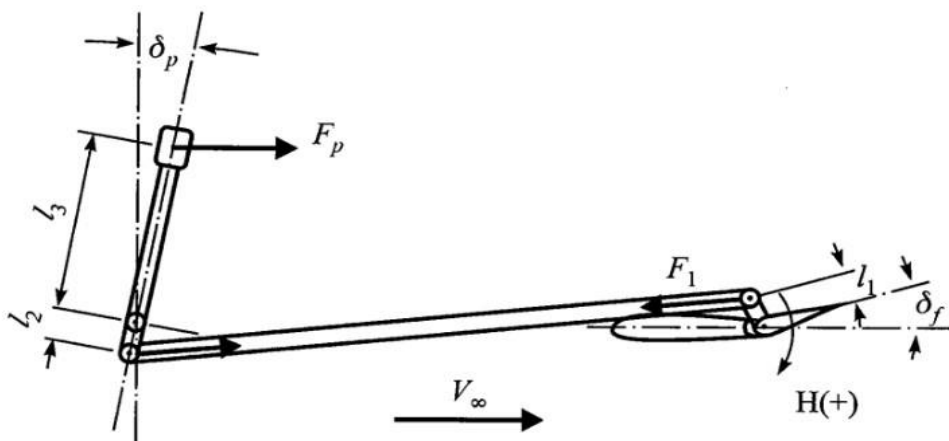
Na temelju jednadžbi (8) i (7) se dobiva:

$$H = l_1 F_p \frac{l_3}{l_2} \quad (8)$$

a zamjena izraza s H iz jednadžbe (2) daje

$$F_p = k C_h S_f c_f q_\infty \quad (8)$$

Gdje je $k = \frac{l_2}{l_1 l_3}$. U točnijim analizama koeficijent k obuhvaća sve prijenose (poluge, kotače, zupčanike, ekscentre itd.) i trenja u ležićima.

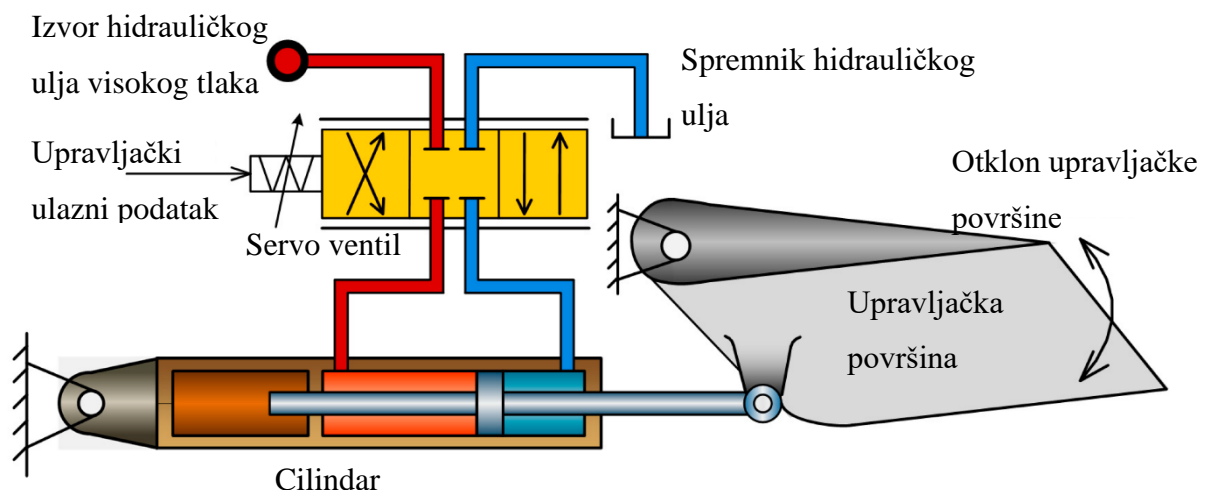


Slika 5. Shema prijenosa djelovanja od upravljačke poluge do upravljačke površine [2]

Kod manjih zrakoplova za generalnu avijaciju i kod zrakoplova s manjim brzinama leta, pilot upravlja upravljačkim površinama izravnom mehaničkom vezom koja se sastoji od poluga, klackalica, čeličnih užadi i kolotura između upravljačke palice i upravljačke površine. Na taj način pilot osjeća zglobni moment na palici.

Međutim, na većim zrakoplovima i zrakoplovima koji lete velikim podzvučnim i nadzvučnim brzinama, složenost i težina mehaničkog upravljačkog sustava značajno se povećava. U takvim slučajevima, pilot ne posjeduje dovoljnu snagu da bi mogao ručno ostvariti otklon upravljačke površine. Zbog toga se koriste hidraulički pokretane upravljačke površine. Hidraulički sustavi imaju relativno malu masu, ali mogu proizvesti velike sile.

S hidrauličkim upravljačkim sustavom, veličina i performanse zrakoplova nisu ograničene snagom ruke pilota. Sustav se sastoji od hidrauličkog cilindra s klipom i klipnjačom koji zakreću upravljačku površinu, hidrauličkog razvodnika i upravljačke poluge. Pilot zapravo upravlja servo ventilom koji određuje smjer toka hidrauličkog ulja u i iz cilindra. Na taj način, pilot mora posjedovati snagu za otvaranje i zatvaranje ventila, ali sav rad odrađuje hidraulički sustav. Tlak u hidrauličkom sustavu osigurava motorski pogonjena pumpa. Ovaj se sustav naziva ireverzibilnim jer pilot ne osjeća zglobni moment na upravljačkoj palici. Primjer ovakvog sustava vidljiv je na Slici 6.



Slika 6. Reverzibilni hidraulički upravljački sustav [5]

Drugačija izvedba hidrauličkog sustava je s hidrauličkim pojačalima (eng. booster). Takva izvedba osigurava da pilot na upravljačkoj palici osjeti samo dio sile. Pilot svojom snagom pomiče upravljačku površinu, a hidraulički sustav ga u tome potpomaže. Takav sustav nadomješta manjak snage u rukama pilota, ali mu istodobno omogućuje da osjeti zglobni moment na palici.

Danas se najnaprednijim smatra hibridni elektrohidraulički sustav, kod kojeg se pomicanje upravljačke poluge preko pretvornika pretvara u upravljački električni signal proporcionalan pomaku. Zglobni moment simulira se na upravljačkoj poluzi. Na temelju upravljačkog električnog signala i relevantnih signala iz letnog računala, servo ventili hidrauličkog sustava se elektronski upravljaju. Takvi sustavi nazivaju se sustavima *Fly-by-wire* (FBW). S obzirom na važnost ovih sustava upravljanja na zrakoplovu, zbog pouzdanosti se izvode s višestrukom rezervom (trostruka pa čak i četverostruka). Ultimativno se ostavlja mogućnost ručnog upravljanja pri malim brzinama. Suvremeni FBW sustavi su upravljani računalom i ne dopuštaju upravljačke naredbe koje bi uzrokovale nestabilnost, preopterećenje elemenata i konstrukcije, kao ni neželjene režime leta (kovit).

5. Konvencionalne i nekonvencionalne upravljačke površine aviona

Postoje različite izvedbe upravljačkih površina na zrakoplovima čija je glavna funkcija upravljanje rotacijom zrakoplova oko sve tri osi. Te se površine dijele na konvencionalne i nekonvencionalne.

Konvencionalne izvedbe su starije i relativno su jednostavne, ekonomične, lagane i pouzdane. One predstavljaju najbolji izbor za većinu aviona generalne avijacije. Nekonvencionalne izvedbe upravljačkih površina nastale su kao rezultat potrebe za boljom upravljivošću kod borbenih zrakoplova i za efikasnijim upravljačkim površinama kod modernih putničkih zrakoplova. One se koriste u modernijim i bržim zrakoplovima te omogućuju bolju upravljivost i efikasnost zrakoplova, no znatno su složenije i skuplje od konvencionalnih izvedbi. Primjeri nekonvencionalnih upravljačkih površina uključuju kanarde na nosu zrakoplova, V-repove i kormila propinjanja na izlaznom dijelu krila (delta krila) kod zrakoplova bez repa.

5.1. Konvencionalne upravljačke površine

Postoje tri osnovne upravljačke površine na zrakoplovu: krilca (engl. *aileron*), kormilo visine (engl. *elevator*), i kormilo pravca (engl. *rudder*) koje služe za promjenu i kontrolu momenata rotacije oko osi x_v , y_v , i z_v . To su površine koje pilot može kontrolirati po potrebi. Krilca se nalaze na izlaznom bridu vanjskog dijela krila, kormilo visine na horizontalnoj repnoj površini, a kormilo pravca na vertikalnoj repnoj površini. Postoje i izvedbe gdje se cijela vertikalna ili horizontalna repna površina može otkloniti i djelovati kao kormilo pravca i dubine. Otklonom ovih površina, pilot upravlja momentima rotacije zrakoplova oko uzdužne, poprečne i vertikalne osi (vidi Sliku 2.)[4].

5.1.1. Krilca

Valjanje zrakoplova kutnom brzinom ϕ se izvodi krilcima koja su smještena na izlaznom bridu krila na dijelu bližem vrhu krila. Primjer krilaca je vidljiv na Slici 7.

Otklonom pilotske palice u desno (pozitivno valjanje) pilot ostvaruje otklon krilaca, na desnom krilu prema gore, a na lijevom prema dolje. Takva promjena konfiguracije sila na krilima zrakoplova uzrokuje smanjenje uzgona za $|\Delta Z_\phi|$ na desnom krilu (podignuto krilce) te povećanje uzgona za $|\Delta Z_\phi|$ na lijevom krilu (spušteno krilce). Rezultat takve promjene sila

stvara spreg sila koji rotira zrakoplov oko uzdužne osi, spuštajući desno, a podižući lijevo krilo. Otklonom palice u lijevu stranu ostvaruje se suprotan učinak.



Slika 7. Krilca na zrakoplovu Pilatus PC-9M [2]

5.1.2. Kormilo visine

Kormilo visine se nalazi na izlaznom bridu horizontalne repne površine. Povlačenjem upravljačke palice prema sebi pilot uzrokuje podizanje horizontalnog kormila prema gore. To uzrokuje smanjenje zakrivljenosti aeroprofila horizontalne repne površine što za rezultat ima smanjenje uzgonske sile repa za ΔZ_θ . Takva promjena uzgonske sile u odnosu na centar težine CT uzrokuje moment koji podiže nos zrakoplova i uzrokuje propinjanje, tj. pozitivnu rotaciju oko poprečne osi zrakoplova $\hat{\theta}$. Poniranje je suprotan učinak koje se postiže guranjem palice od sebe, što uzrokuje spuštanje kormila dubine. Na Slici 8. prikazano je kormilo visine.



Slika 8. Kormilo visine i kormilo pravca na zrakoplovu PC-9M [2]

5.1.3. Kormilo pravca

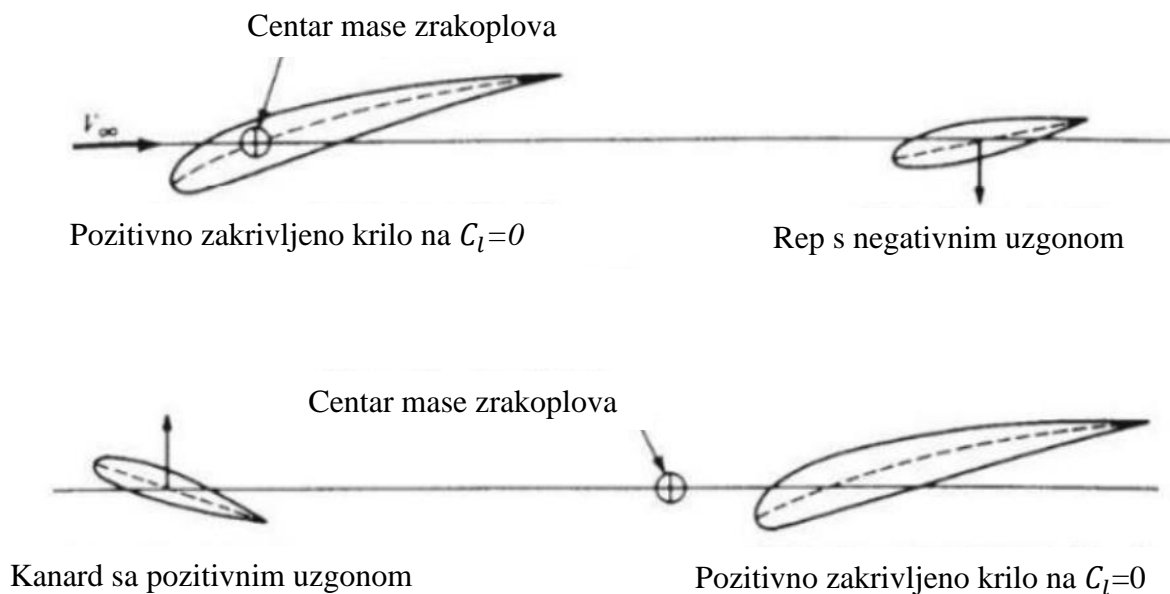
Kormilo pravca se nalazi na izlaznom bridu vertikalne repne površine. Skretanje zrakoplova, tj. rotacija oko vertikalne osi se ostvaruje potiskivanjem lijeve ili desne nožne komande, ovisno u kojem se pravcu želi skrenuti zrakoplov. Potiskivanjem desne nožne komande (pozitivna rotacija oko vertikalne osi ψ) se zakreće vertikalno kormilo (kormilo pravca) u desno što stvara dodatnu aerodinamičku silu ΔY_{ψ} u smjeru $-y_v$. Ova sila djelujući u odnosu na centar težine CT stvara moment koji ostvaruje pozitivnu rotaciju zrakoplova oko vertikalne osi ψ . Potiskivanjem lijeve nožne komande se postiže suprotan učinak. Primjer kormila pravca je vidljiv na Slici 8.

5.2. Nekonvencionalne upravljačke površine

Nekonvencionalne upravljačke površine dijele se na kanard krila, "V" rep, elevon i taileron. One su uobičajene kod modernijih zrakoplova koji zahtijevaju bolju upravljivost, a česte su kod modernih borbenih zrakoplova.

5.2.1. Kanard

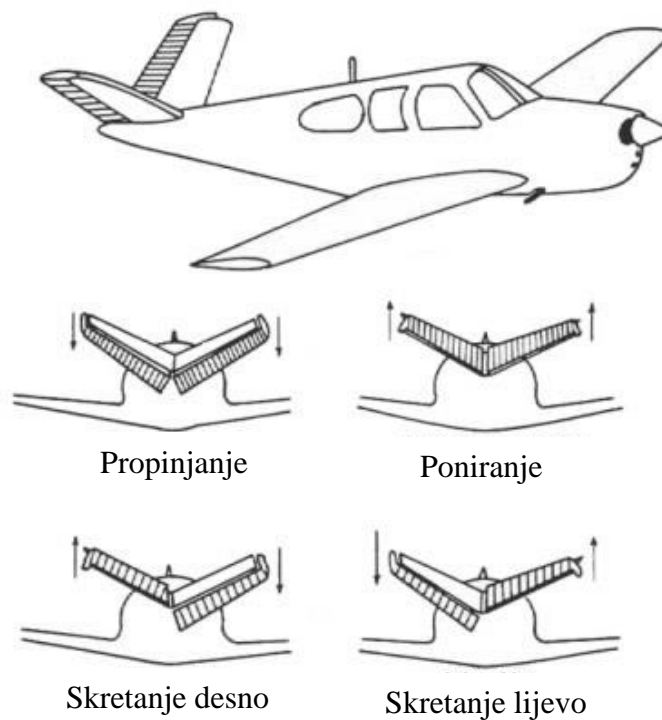
Horizontalne aerodinamičke upravljačke površine koje se ugrađuju na prednjem dijelu trupa zrakoplova nazivaju se kanardi (eng. Canards). One imaju istu funkciju kao konvencionalni horizontalni stabilizatori i omogućavaju zrakoplovu stabilnost oko poprečne osi. Osim toga, njihovim otklanjanjem pilot može upravljati propinjanjem i poniranjem zrakoplova. Kanardi se obično otklanjaju svojom cijelom površinom i koriste se na zrakoplovima za velike brzine koji imaju delta krila. Velika prednost kanarda je što omogućavaju ravnotežan horizontalan let bez stvaranja negativne komponente sile uzgona kao što je slučaj kod konvencionalnih horizontalnih stabilizatora. Krilo zrakoplova tijekom leta stvara moment rotacije koji spušta nos, a konvencionalni horizontalni stabilizator zbog toga mora ostvarivati negativan potisak kako bi poništio takav moment. S druge strane, kanard se nalazi ispred krila zrakoplova i ima istu funkciju kao konvencionalni horizontalni stabilizator, ali s pozitivnim uzgomom. Kanardi su česti kod zrakoplova za velike brzine leta i kod modernih borbenih zrakoplova. Pilot otklonom palice upravlja propinjanjem zrakoplova, slično kao i s konvencionalnim kormilom dubine. Slika 9. prikazuje primjer upravljačkih površina s kanardom.



Slika 9. Konvencionalni horizontalni stabilizator i kanard krilo [3]

5.2.2. „V“ rep

Prednost „V“ repa je u smanjenom broju upravljačkih površina, čime se smanjuju masa i otpor zrakoplova. Formiraju ga dvije površine pod kutom prema ravnini zrakoplova. Moment propinjanja se ostvaruje pomicanjem obje površine prema gore, a moment poniranja pomicanjem obje površine prema dolje. Moment skretanja se ostvaruje otklonom jedne površine prema dolje te otklonom druge površine prema gore. Pilot upravlja propinjanjem i skretanjem kao i na konvencionalnoj izvedbi repnih površina. Efektivna horizontalna površina je jednaka projekciji na horizontalnu ravninu, a efektivna vertikalna površina je jednaka projekciji na vertikalnu ravninu. Takva izvedba repa se često koristi na bespilotnim letjelicama (dronovima) jer omogućava bolju stabilnost i manju osjetljivost na vanjske utjecaje poput vjetra. „V“ rep je prikazan na Slici 10.

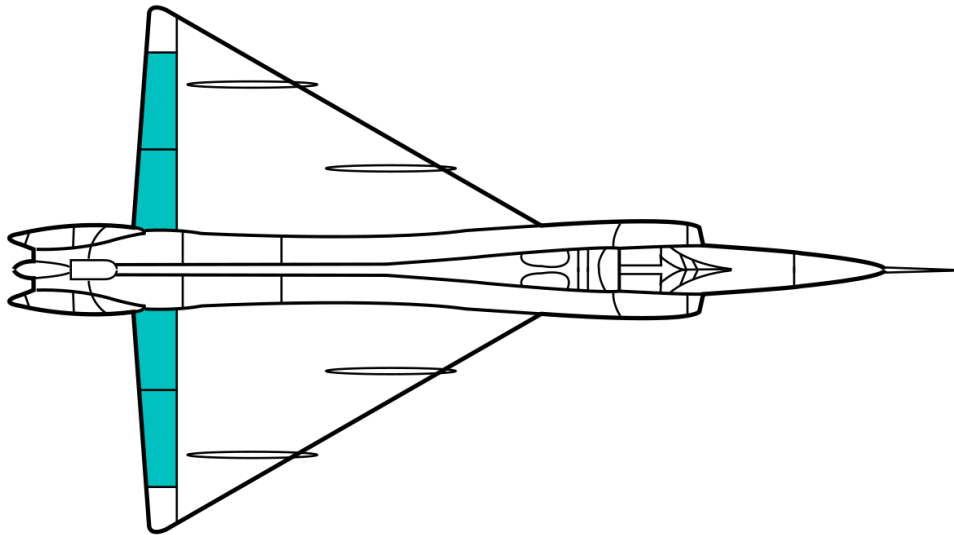


Slika 10. Upravljanje propinjanjem i poniranjem te skretanjem kod „V“ repa [6]

5.2.3. Elevon

Zrakoplovi koji nemaju rep i kojima je zadnji brid krila (npr. delta) istovremeno i kraj zrakoplova duž izlaznog brida imaju više segmenata upravljačkih i istovremeno površina za povećanje uzgona. Unutarnji segment površina koje se otklanjaju imaju funkciju zakrilaca, tj.

povećavaju uzgon, dok vanjski segment površina koje se otklanjaju imaju funkciju krilaca, ali i kormila dubine. Kada se vanjski segmenti upravljačkih površina otklanjaju zajedno djeluju kao kormilo visine, a kada se otklanjaju odvojeno, jedan gore, drugi dolje, djeluju kao krilca. Primjer elevona je vidljiv na Slici 11.



Slika 11. Primjer elevona na zrakoplovu Convair F-102 Delta Dagger [7]

Kod ovakvih zrakoplova zakrilca na izlaznom bridu krila svojim otklonom djeluju kao kormilo visine te svojim otklonima uzrokuju jake momente propinjanja i poniranja. To se nekako mora korigirati pa se na takvim zrakoplovima često koriste kanardi, ali se istovremeno može koristiti djelovanje pretkrilaca i elevona.

5.2.4. Taileron

Horizontalne repne površine mogu se projektirati tako da istovremeno imaju funkciju i kormila dubine i krilaca. Kod takvih izvedbi, cijela površina horizontalnog stabilizatora se otklanja. Površina se može otkloniti istovremeno, tada ima funkciju kormila dubine, no može se otkloniti i odvojeno, na jednoj strani prema dolje, a na drugoj prema gore, što omogućava valjanje. Takvim dizajnom omogućuje se postavljanje zakrilaca duž cijelog izlaznog brida krila, jer su repne površine preuzele ulogu krilaca.

Naziv "taileron" proizlazi iz engleskih riječi za krilca "*aileron*" i za rep "*tail*". Kod zrakoplova koji koriste tailerone, horizontalne repne površine pomažu krilcima i omogućavaju brže valjanje s relativno malim krilcima. Primjeri takvih zrakoplova su General Dynamics F-16 Fighting Falcon, Lockheed Martin F-22 Raptor i Panavia Tornado.

6. Upravljanje valjanjem aviona

Pilot ostvaruje rotaciju oko uzdužne osi (valjanje) guranjem palice u jednu stranu, što istovremeno otklanja i krilca koja su smještena bliže vrhovima krila. Ova akcija smanjuje uzgon na krilu na strani u smjeru guranja palice i povećava ga na drugom krilu. Ovaj proces stvara spreg sila koja generira moment rotacije zrakoplova oko uzdužne osi. Zrakoplov će nastaviti rotirati sve dok se krilca ne vrate u neutralni položaj, a tada će zrakoplov zadržati svoju prethodnu poziciju. Kako se zrakoplov okrenuo za neki kut oko uzdužne osi, krila više nisu u horizontalnom položaju, a sila uzgona stvara vertikalnu i horizontalnu komponentu koja djeluje u smjeru spuštenog krila, ostvarujući tako zaokret. Vertikalna komponenta sile uzgona se suprotstavlja sili teži, što zadržava zrakoplov na istoj visini. Horizontalna komponenta sile uzgona djeluje kao centripetalna sila usmjerena prema centru radijusa zaokreta. Djelovanjem krilaca se može utjecati na raspored tlaka na dijelu krila i ispred krilaca, čime se stvaraju veliki momenti rotacije.

Zato što su aerodinamičke sile proporcionalne kvadratu brzine leta, aktiviranje krilaca kod velikih brzina stvara veliko opterećenje krila koje se uslijed raspodjele tlaka vitoperi pa se na krilu sa spuštenim krilcima smanjuje uzgon u odnosu na očekivani porast. Zrakoplovi koji lete visokim podzvučnim i nadzvučnim brzinama imaju i unutarnja krilca bliže trupu jer kod velikih brzina naglo aktiviranje krilaca može imati negativno utjecati na konstruktivne elemente krila. Takvi zrakoplovi na velikim brzinama koriste unutarnja krilca, a na malim brzinama koriste vanjska krilca koja su efikasnija jer djeluju na većem kraku i proizvode veći moment. Efikasnost krilaca znatno ovisi o napadnom kutu zrakoplova i obliku krila, a sa smanjenjem brzine efikasnost krilaca opada zbog manje aerodinamičke sile (koja je proporcionalna kvadratu brzine), ali i zbog stvaranja područja odvojenog strujanja na malim brzinama, koje se počinje stvarati na korijenu krila te se daljnjim smanjenjem brzine širi prema vrhovima. To je još jedan razlog zašto se krilca postavljaju blizu vrhova krila.

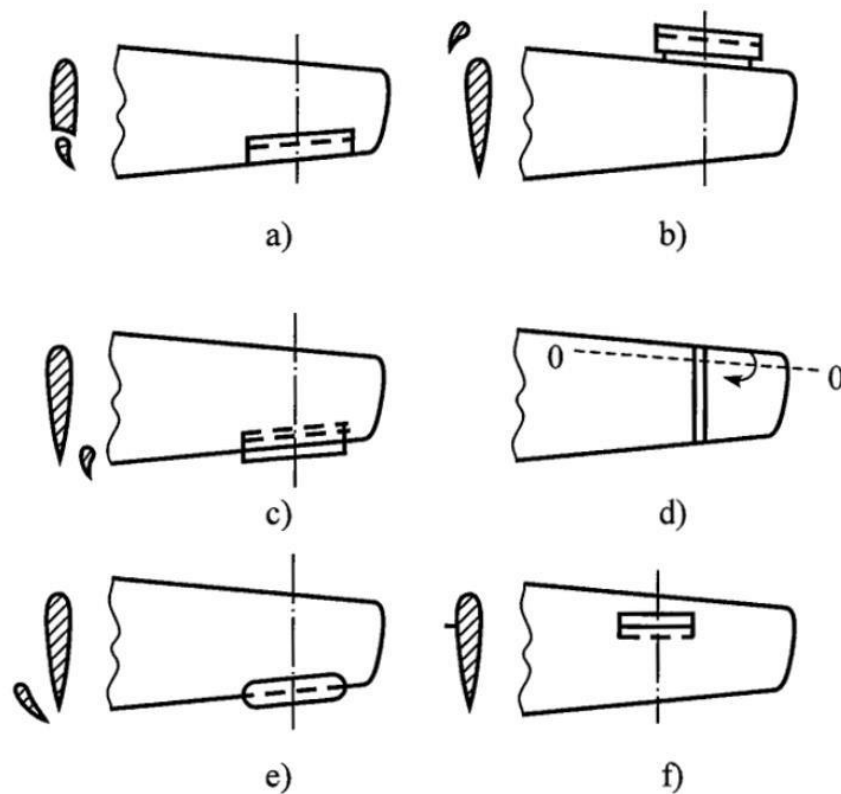
Površina krilaca je 5% do 10% površine krila. Dužina tetive krilca je 20% do 30% tetive krila, a protežu se na raspon od 40% do 60% raspona krila [1].

Otklon krilaca osim poželjnog momenta rotacije oko uzdužne osi stvara i nepoželjni moment rotacije oko vertikalne osi. Krilce koje je otklonjeno prema dolje stvara veći inducirani otpor zbog povećanog uzgona na tom krilu od onoga na drugom krilu. Ovaj moment rotacije oko vertikalne osi uzrokuje skretanje nosa zrakoplova u suprotnu stranu od valjanja. Stoga je pri

izvođenju koordiniranog zaokreta potrebno postaviti nagib u stranu zaokreta, ali i potisnuti nožnu komandu u stranu zaokreta.

Neželjeni moment oko vertikalne osi rješava se primjenom diferencijalnih krilaca. Kod diferencijalnih krilaca, krilce se zakreće prema gore za dva do tri puta veći kut δ_f nego što se suprotno krilce zakreće prema dolje. Tako se izjednačavaju otpori lijevog i desnog krila i neutralizira skretanje.

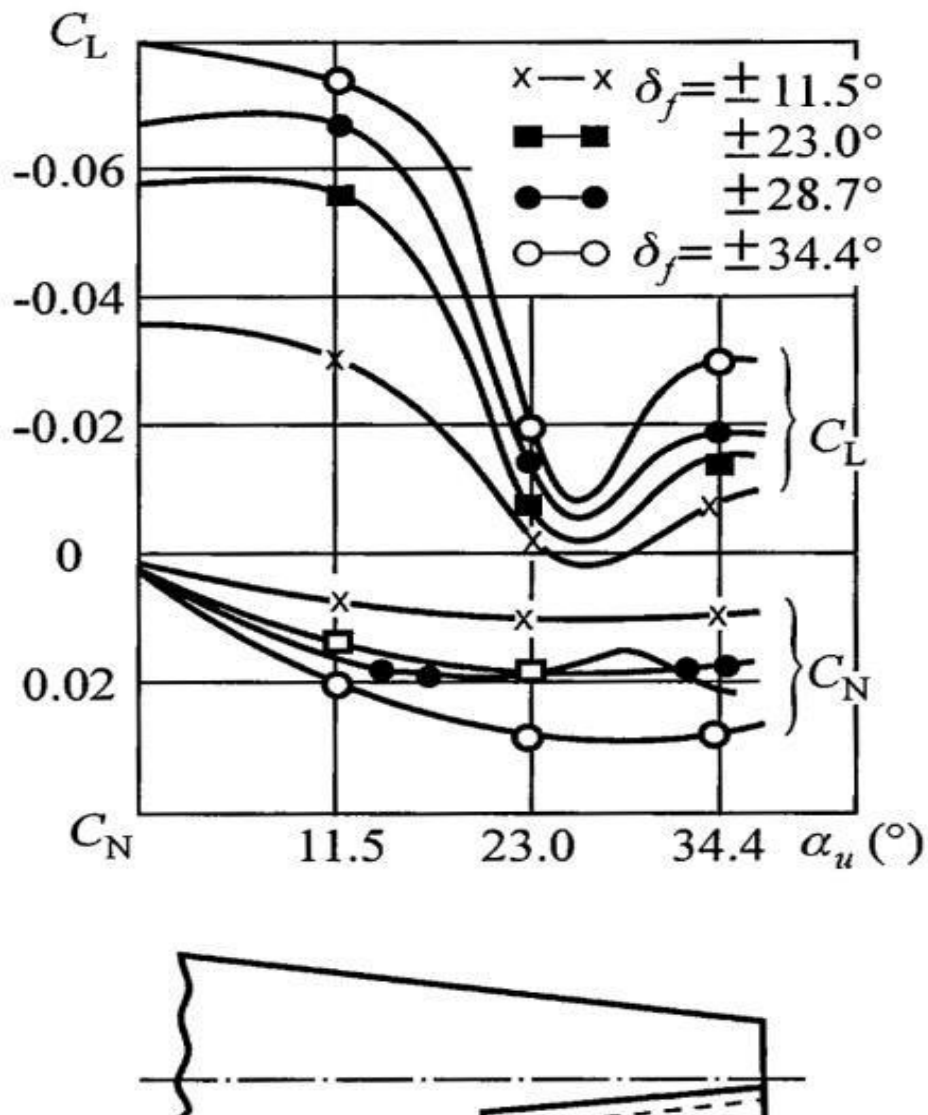
Na Slici 12. je prikazano nekoliko tipova krilaca.



Slika 12. Tipovi krilaca [2]

Krilca odvojena od krila prikazana na Slikama 12. b), c) i e) su eksperimentalne naravi. Ipak treba napomenuti da se kod većih napadnih kutova često aktivira pretkrilce s precijepom istovremeno s krilcem da bi se spriječilo odvajanje i poboljšali uvjeti rada krilca. Na Slici 12. d) vrh krila po cijeloj dužini tetive formiran je za funkciju krila. Ta vršna krilca mogu biti fiksna ili plivajuća, a zakreću se oko osi 0-0. Fiksna vršna krila imaju oblik krila dok su plivajuća vršna krilca simetrična i u neutralnom položaju imaju crtu nultog uzgona u pravcu relativne brzine zraka. Zbog simetrije aeroprofila pri aktiviranju plivajućih krilaca otpori oba krila ostaju uravnoteženi i nema nepoželjnog skretanja. Međutim, povećani otpor i sklonost oscilacijama su negativne osobine ovih krilaca. Na Slici 12. f) prikazan je spojler. Spojler se u neaktiviranom

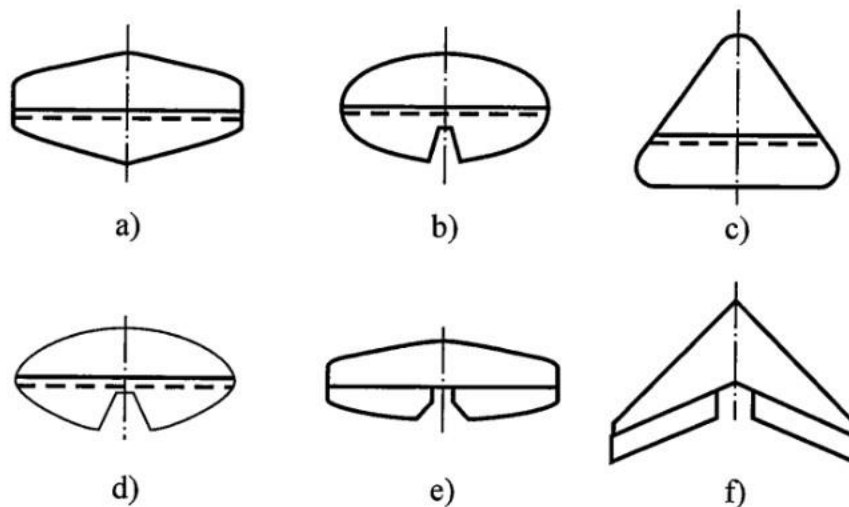
stanju potpuno uklapa u konturu gornjake aeroprofila i pruža zanemariv dodatni otpor. Inače, koristi se kao uređaju za smanjenje sile uzgona nakon slijetanja kako bi omogućio bolje kočenje zrakoplovu koji je već dotakao zemlju, ali se može koristiti i kao krilce, tako da se aktivira na krilu u stranu valjanja. Na taj način smanjuje uzgon zbog odvajanja graničnog sloja na tom krilu te pomaže krilcima u valjanju zrakoplova. Na malim visinama i brzinama se ne koriste spojleri na ovakav način jer uzrokuju smanjenje ukupne sile uzgona a time i propadanje zrakoplova. Na Slici 13. prikazani su eksperimentalni rezultati za koeficijente momenata oko uzdužne i vertikalne osi C_L i C_N na primjeru trapeznog krila u ovisnosti o napadnom kutu α_u i kutu aktiviranja krilca δ_f . Vidi se nagli pad koeficijenta C_L kod kritičnih kutova α_u kada se krilca nađu u području odvojenog strujanja [1].



Slika 13. Koeficijenti momenata C_L i C_N [3]

7. Upravljanje propinjanjem i poniranjem aviona

Horizontalna repna površina se najčešće koristi za upravljanje propinjanjem i poniranjem zrakoplova. Sastoji se od nepokretnog i pokretnog dijela, odnosno upravljivog dijela koji se nalazi na izlaznom bridu horizontalne repne površine i koji se može zglobovno okretati oko poprečne osi. Okretanjem pokretne površine, odnosno kormila dubine, mijenja se raspored aerodinamičkih sila po cijeloj horizontalnoj repnoj površini. Promjena rasporeda aerodinamičkih sila stvara moment rotacije oko poprečne osi zrakoplova, koji prolazi kroz centar težine CT . Postoje različiti oblici horizontalnih repnih površina, ovisno o brzini zrakoplova. Trokutaste i strelaste površine koriste se kod zrakoplova visokih podzvučnih brzina, dok se kod nadzvučnih brzina koriste repne površine koje se otklanjaju svojom cijelom površinom oko poprečne osi. Na taj način se tijekom leta kretanje kormila ne odražava na promjenu aerodinamičkog opterećenja. Slika 12. prikazuje nekoliko karakterističnih oblika horizontalnih repnih površina.



Slika 14. Karakteristični oblici horizontalnih repnih površina: a) d) i e) trapezna, b) eliptična, c) trokutasta, f) strelasta [2]

Horizontalna repna površina ima aspektni odnos od oko 3, pri čemu kormilo obuhvaća trideset do pedeset posto ukupne površine, a ostatak se odnosi na stabilizator. Kut zakretanja kormila, δ_f , obično je manji od 20° kod civilnih zrakoplova, dok su na vojnim zrakoplovima dopuštena veća zakretanja, do 40° . Za izradu horizontalnih repnih površina koriste se simetrični aeroprofilni male debljine, obično između 4% i 10% [1].

8. Upravljanje skretanjem aviona

Vertikalne repne površine su ključne za održavanje pravca leta i promjenu smjera kod zrakoplova. One se sastoje od stabilizatora i kormila pravca. Stabilizator je nepokretni dio, dok je kormilo pravca pokretni dio koji se može zakretati oko svoje uzdužne osi. Ovaj pokretni dio omogućava pilotu kontrolu nad smjerom leta i omogućava mu da promijeni smjer kretanja zrakoplova. Kut zakretanja kormila pravca je obično manji od 30%, a površina stabilizatora i kormila pravca zajedno je obično 4 do 6% površine krila i između 40 i 45% horizontalne repne površine. Izrađeni su od simetričnih aeroprofila kako ne bi proizvodili neželjene aerodinamičke sile u neutralnom položaju. Kad pilot potisne nožnu komandu, kormilo pravca se zakreće u istu stranu i postavlja se pod napadni kut u odnosu na relativno strujanje zraka. To uzrokuje stvaranje aerodinamičke sile koja djeluje okomito na rep zrakoplova sa suprotnim smjerom od otklona kormila pravca. S obzirom na to da je centar mase zrakoplova ispred repa, ova će sila stvarati moment rotacije u stranu na koju je potisnuta nožna komanda. Važno je napomenuti da se ovo odnosi na podzvučne zrakoplove, jer kod nadzvučnih zrakoplova se koriste drugačiji sustavi kontrole i stabilizacije leta.

Skretanje zrakoplova ne može se izvesti samo djelovanjem vertikalnog kormila. Za koordinirani zaokret, potrebno je zakretanje oko uzdužne osi kako bi se stvorila centripetalna sila kao komponenta sile uzgona usmjerena prema centru radijusa skretanja. Iz tog razloga, skretanje se izvodi koordiniranim otklonom palice i nožnih komandi. Pilot, guranjem palice u stranu zaokreta, otklanja krilca i postavlja kut valjanja, te se na taj način sila uzgona razlaže na vertikalnu i horizontalnu komponentu. Vertikalna komponenta suprotstavlja se težini zrakoplova, pa da bi zrakoplov ostao na istoj visini, uzgon se treba povećati (tj. napadni kut se mora povećati) kako bi vertikalna komponenta sile uzgona ostala jednaka težini. Zato, u zaokretu s većim kutom valjanja, pilot, osim guranja palice u stranu, mora povući palicu na sebe. Horizontalna komponenta sile uzgona ima ulogu centripetalne sile prema centru radijusa skretanja. Tijekom zaokreta, pilot koordiniranim radom nožnih komandi upravlja vertikalnim kormilom kako bi zaustavio neželjeno skretanje nosa zrakoplova u stranu suprotnu od zaokreta. Bez otklona kormila pravca, nos zrakoplova ne bi tangirao kružnu putanju zrakoplova, dolazilo bi do klizanja što remeti opstrujavanje oko zrakoplova, a jedno krilo ostalo bi zaklonjeno trupom zrakoplova što dovodi do niza drugih neželjenih učinaka.

9. Sustav upravljanja *Fly-by-wire*

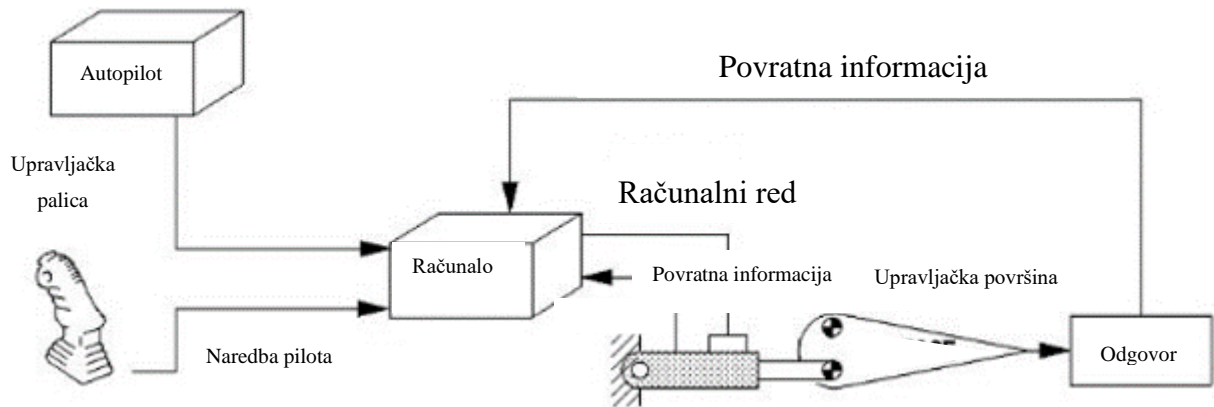
Fly-by-wire sustav (FBW) je elektronički sustav upravljanja letjelicama koji koristi signale koji se prenose putem električnih kabela umjesto mehaničkih veza za upravljanje letjelicom. FBW sustav zamjenjuje tradicionalne hidrauličke i mehaničke sustave upravljanja letjelicama. Kada pilot koristi komande u kabini, električni signali se prenose do računalnog sustava za upravljanje letjelicom. Pomoci komandi leta pretvaraju se u električne signale pomoću senzora (potencijometara i pretvornika) u samom sustavu komandi. Računalni sustav obrađuje te signale i pretvara ih u naredbe koje se šalju elektroničkim aktuatorima koji kretanjem letjelice upravljaju putem hidrauličkih ventila ili električnih motora.

Prednosti FBW sustava su mnogobrojne, uključujući veću preciznost upravljanja letjelicom, manju masu i povećanu sigurnost. Budući da je upravljanje letjelicom izvedeno putem elektroničkih signala, FBW sustav pruža veću preciznost od tradicionalnih hidrauličkih i mehaničkih sustava. Uz to, FBW sustav smanjuje masu letjelice jer ne zahtijeva provođenje teških hidrauličkih cijevi po cijelom zrakoplovu. Također, FBW sustav pruža povećanu sigurnost jer računalni sustav može prepoznati i ispraviti mnoge pogreške koje bi se mogle dogoditi tijekom leta.

Jedna od ključnih komponenti FBW sustava je elektronički upravljački sustav, koji pretvara signale koje pilot unosi putem upravljačkih komandi u digitalne signale koji se zatim obrađuju računalnim sustavom. Elektronički upravljački sustav sastoji se od nekoliko glavnih komponenti, uključujući senzore, računalni sustav za upravljanje letjelicom i aktuatore. Senzori su ključni dio FBW sustava jer prikupljaju podatke o stanju letjelice, uključujući brzinu, visinu, položaj zrakoplova u prostoru, brzinu vrtnje motora i druge podatke važne za upravljanje letjelicom. Senzori šalju ove podatke računalnom sustavu za upravljanje letjelicom koji obrađuje podatke i donosi odluke o upravljanju letjelicom.

Računalni sustav za upravljanje letjelicom sastoji se od nekoliko glavnih komponenti, uključujući glavno računalo, jedinice za obradu podataka, modul za upravljanje upravljačkim površinama i modul za upravljanje motorima. Glavno računalo je srce FBW sustava i nadzire sve druge komponente. Ono procesira podatke dobivene od senzora i odlučuje kako će se letjelica kretati na temelju tih podataka. Jedinice za obradu podataka pomažu glavnom računalu tako što obrađuju posebne skupove podataka, kao što su podaci o položaju zrakoplova ili motorima. Modul za upravljanje upravljačkim površinama i modul za upravljanje motorima kontroliraju kretanje krila i motora.

Aktuatori su druga važna komponenta FBW sustava. Oni pretvaraju električne signale dobivene od računalnog sustava u fizičko kretanje letjelice. Aktuatori putem elektro-hidrauličkih ventila ostvaruju otklone upravljačkih površina. Takvi aktuatori su vrlo precizni i mogu kontrolirati kretanje letjelice u svakom smjeru i pri bilo kojoj brzini. Na Slici 15. prikazana je shema jednostavnog FBW sustava.



Slika 15. Shema jednostavnog Fly-by-wire sustava [8]

Fly-by-wire sustav se prvi put koristio u vojnim zrakoplovima, ali danas najširu primjenu ima u civilnom zrakoplovstvu za upravljanje putničkim zrakoplovima. Trenutno se većina putničkih zrakoplova koristi FBW sustavom za upravljanje letjelicama. Uz prednosti FBW sustava, postoje i neke mane. Jedna od njih je potreba za električnom energijom. FBW sustav mora imati stalni izvor električne energije kako bi bio u funkciji, što znači da letjelica mora imati dovoljno goriva, baterija ili neki drugi izvor električne energije da bi ga pokretala. Također, FBW sustav je složeniji od tradicionalnih hidrauličkih i mehaničkih sustava upravljanja letjelicama, što znači da zahtijeva više održavanja i nadzora.

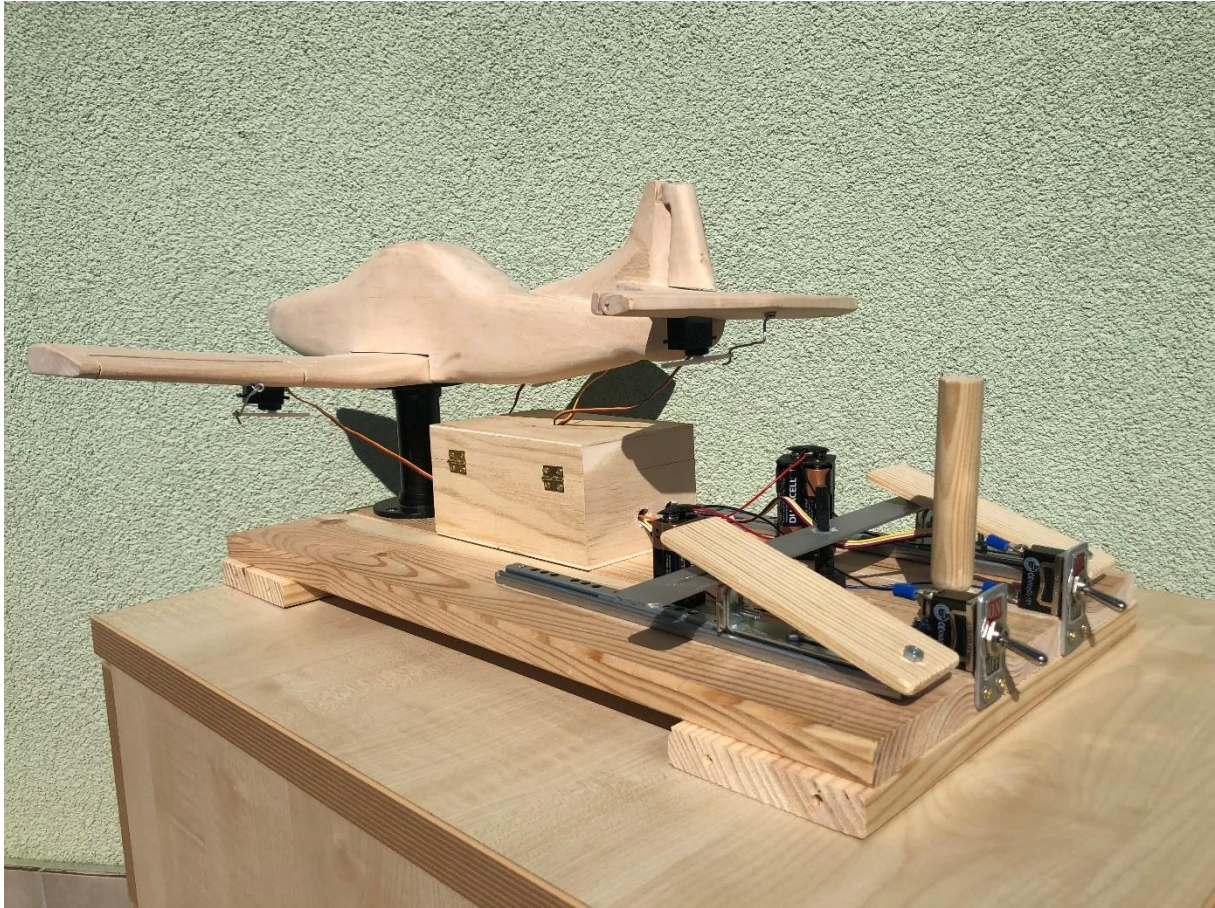
FBW sustav je napredni i učinkovit način upravljanja letjelicama. Svojom preciznošću i sigurnošću, FBW sustav pruža visoku razinu upravljanja letjelicom i smanjuje rizik od pogrešaka. Uz stalne inovacije i napretke u tehnologiji, FBW sustav će vjerojatno postati još rašireniji u budućnosti, kako u vojnom tako i u civilnom zrakoplovstvu. FBW sustav je također imao ključnu ulogu u razvoju bespilotnih letjelica (dronova) koje se koriste u vojne i civilne svrhe. U bespilotnim letjelicama, FBW sustav ima još veću ulogu jer letjelice nemaju posadu koja bi mogla upravljati letjelicom u stvarnom vremenu. Visoka razina sigurnosti ostvaruje se i značajno smanjenim radnim opterećenjem pilota što u konačnici dovodi do manje umora posade.

Besposadni zrakoplovni sustavi postali su vrlo popularni u posljednjih nekoliko godina i koriste se u različitim područjima, uključujući stručna istraživanja, izviđanje i nadzor, snimanje filmova i fotografija iz zraka, dostavu hrane i lijekova i još mnogo toga. FBW sustav također ima veliku ulogu u razvoju letjelica kao što su električni zrakoplovi. Ove nove vrste zrakoplova još su u razvoju, ali se očekuje da će imati ključnu ulogu u budućnosti zbog svoje ekološke prihvatljivosti i brzine kojom se mogu kretati. Uz sve to, FBW sustav se koristi i u drugim oblicima transporta, kao što su vlakovi, automobili i brodovi. Sustavi za upravljanje ovim prijevoznim sredstvima koriste slične komponente kao i FBW sustav, a to su senzori, glavno računalo i aktuatori. Ti sustavi omogućuju vozilima da budu precizno upravljani i osiguravaju sigurnost putnika.

Unatoč prednostima, FBW sustav ima neke nedostatke. Jedan od glavnih nedostataka je da ovisi o softverskim i hardverskim sustavima koji mogu biti podložni kvarovima. Ako se dogodi kvar glavnog računala ili aktuatora, letjelica može gubi kontrolu. U velikim putničkim zrakoplovima osigurava se redundantni (hidromehanički) sustav kao zadnja linija u slučaju potpunog otkaza *Fly-by-wire* sustava. Stoga se provode rigorozne provjere i testiranja kako bi se osiguralo da su svi dijelovi sustava u ispravnom stanju prije nego što letjelica poleti.

10. Opis modela sustava upravljanja *Fly-by-wire*

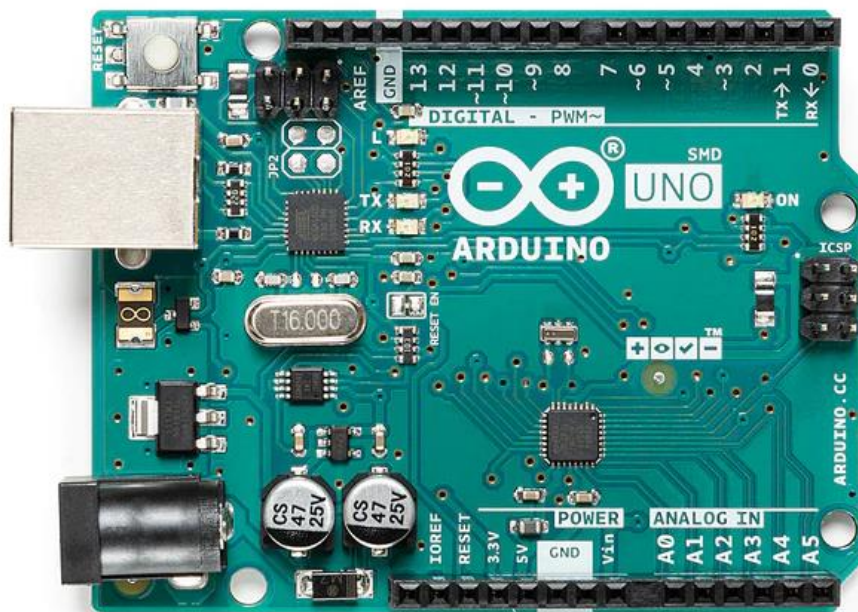
Pri izradi modela u svrhu ovog diplomskog rada korištene su različite međusobno kompatibilne komponente kako bi cijeli sustav mogao u potpunosti funkcionirati. Sredstvo na kojem se demonstrira rad sustava FBW je drvena maketa inspirirana izgledom aviona Pilatus PC-9M. Maketa je izrađena od punog drveta lipe i moguće je zbog jednostavnijeg transporta odvojiti krila od trupa i repnih površina. Maketa se nalazi na drveno-metalnom postolju koje je također odvojivo i na sebi sadrži upravljački sustav i mehanizam komandi leta. U maketu su ugrađeni servomotori koji služe za pokretanje upravljačkih površina. Servomotori preko mehanizma izrađenog od čvrstog metalnog vodiča pomiču upravljačke površine. Kao glavno računalo sustava korišten je Arduino UNO rev3 SMD mikrokontroler na koji su spojene sve elektroničke komponente koje služe za upravljanje modelom. Komande leta izvedene su preko joystick modula i potenciometra s pripadajućim mehanizmom. Za napajanje sustava korištena su dva izvora (baterije) koji napajaju odvojene strujne krugove i u svaki je priključen i prekidač koji služi za uključivanje i isključivanje izvora. Prvi izvor napajanja je baterija napona 9 V koja služi za dovođenje struje na Arduino mikrokontroler koji zatim preko integriranog regulatora napona dalje napaja sve potrošače i komponente spojene na njega naponom 5 V. Napajanje mikrokontrolera također se može izvoditi i putem USB priključka koji služi za prijenos koda na mikrokontroler. Drugi izvor napajanja izveden je s 4 serijski spojene AA baterije napona 1,5 V ukupnog izlaznog napona 6 V koji služi za napajanje servomotora na modelu. Drugi izvor neophodan je kad se koristi veći broj potrošača jer Arduino mikrokontroler nema dovoljnu snagu za pokretanje svih servomotora. Dodatni izvor napajanja korišten je zbog strujnog ograničenja, Arduino 5 V pin na izlazu može dati najviše do 800 mA jakosti struje što nije dovoljno za pokretanje 4 servomotora. Takvim spajanjem sprječavaju se oštećenja uzrokovana zbog preopterećenja na mikrokontroleru ili USB priključku. Komponente su međusobno spojene preko eksperimentalne pločice putem konektora. Fotografija gotovog modela prikazana je na Slici 16.



Slika 16. Izgled gotovog modela

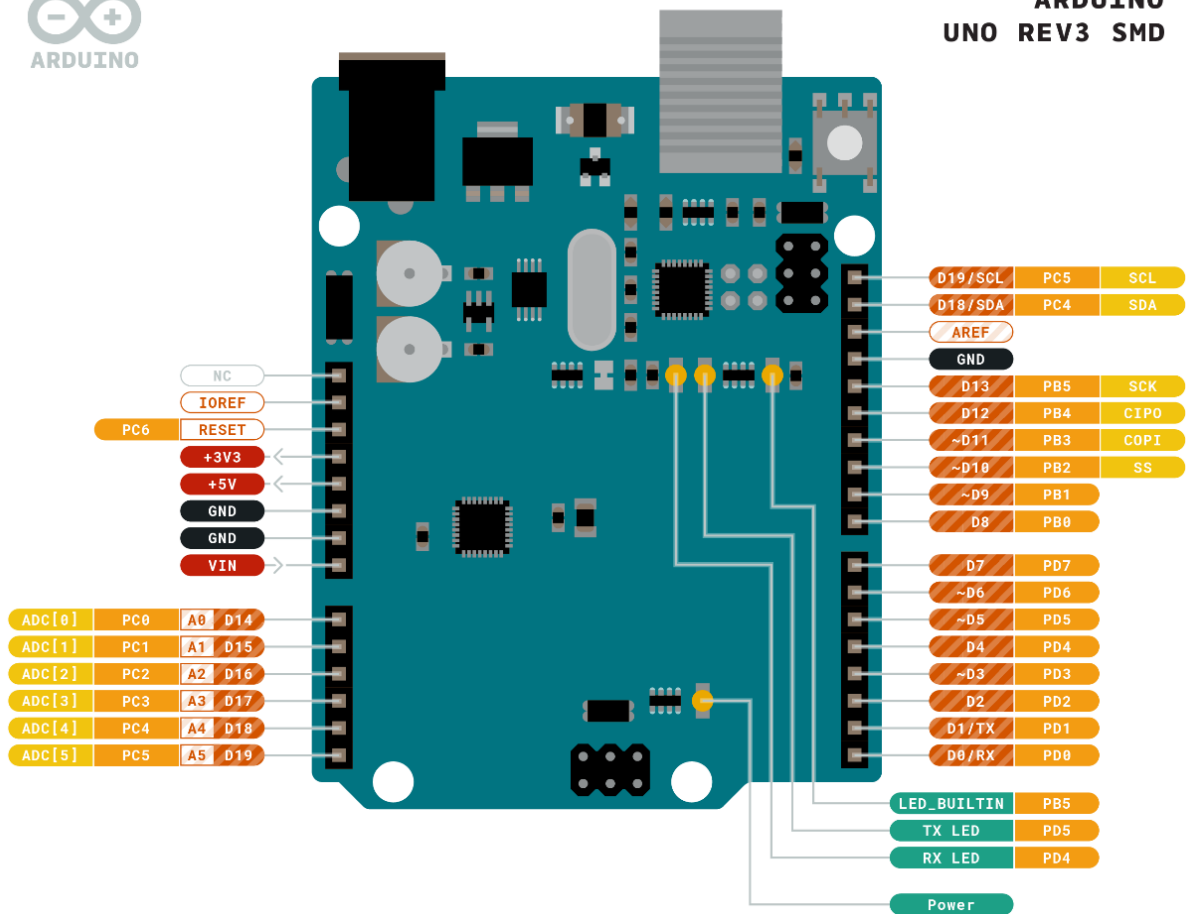
10.1. Arduino mikrokontroler

Prilikom izrade modela korišten je Arduino UNO mikrokontroler inačice rev3 SMD. Arduino UNO rev3 SMD mikrokontroler je popularni uređaj za upravljanje projektima za hobiste i profesionalce. To je mikrokontroler otvorenog koda koji se koristi za razvoj raznih projekata, od jednostavnih senzorskih sustava do složenih automatskih upravljačkih sustava. Izgled mikrokontrolera prikazan je na Slici 17.



Slika 17. Izgled Arduino UNO rev3 SMD mikrokontrolera [9]

Ovaj mikrokontroler ima integrirani ATmega328P mikrokontroler koji radi na 16 MHz i ima 32 kB Flash memorije, 2 kB RAM memorije i 1 kB EEPROM memorije. Ovo čini Arduino UNO rev3 SMD mikrokontroler sposobnim za upravljanje raznim sensorima i modulima te izvršavanje raznih zadataka. Arduino UNO rev3 SMD mikrokontroler ima 14 digitalnih ulaza/izlaza (GPIO) od kojih su 6 PWM (Pulse-Width Modulation) ulaza, što omogućuje precizno upravljanje brzinom vrtnje motora, svjetlinom LED dioda i drugim sličnim uređajima. Također ima 6 analognih ulaza koje se mogu koristiti za očitavanje napona iz senzora i drugih uređaja. Na Slici 18. prikazani su priključci na Arduino pločici.



| | | | |
|----------------|---------------|---------------|------------------------|
| Uzemljenje | Interni pin | Digitalni pin | Mikrokontrolerski ulaz |
| Naponski izlaz | SWD pin | Analogni pin | |
| LED | Ostali pinovi | Zadano | |

ARDUINO . CC

This work is licensed under the Creative Commons Attribution-ShareAlike 4.0 International License. To view a copy of this license, visit <https://creativecommons.org/licenses/by-sa/4.0/> or send a letter to Creative Commons, PO Box 1888, Mountain View, CA 94042, USA.

Slika 18. Priključci na Arduino UNO rev3 SMD mikrokontroleru [9]

Programski kod za Arduino UNO rev3 SMD mikrokontroler se piše u programskom jeziku C++ u Arduino IDE sučelju, s upotrebom specijalnih funkcija i biblioteka koje su dostupne na web stranicama Arduina. To čini kodiranje projekta za Arduino vrlo jednostavnim i lako razumljivim, čak i za početnike u programiranju. Jedna od najkorisnijih karakteristika Arduino UNO rev3 SMD mikrokontrolera je njegova sposobnost da komunicira s drugim uređajima putem različitih komunikacijskih protokola, uključujući I2C, SPI i serijski protokol. Ovo omogućuje integraciju s drugim uređajima, kao što su senzori temperature, vlage, kamera, zaslona i drugih uređaja.

Arduino UNO rev3 SMD mikrokontroler je također kompatibilan s raznim konektorskim pločicama (shields) koji proširuju njegove mogućnosti i omogućuju upravljanje drugim uređajima i sustavima. Ovi štitovi mogu se kupiti ili sami izraditi, a postoje mnogi dostupni na tržištu koji nude razne funkcije, poput Ethernet povezivanja, WiFi povezivanja, GPS lokacije i drugih.

10.2. Groove servomotor

Za otklanjanje upravljačkih površina korištena su 4 servomotora iz Arduino Groove serije, takvi su servomotori kompatibilni s ostalim komponentama iz Groove obitelji i na vrlo jednostavan se način mogu spajati na konektorske pločice putem kojih je moguće upravljati većim brojem komponenti istovremeno korištenjem samo jednog mikrokontrolera.

Groove servomotor je vrsta servomotora kojeg se može lako kontrolirati pomoću Arduino mikrokontrolera i Groove sučelja. Groove sučelje je standardno sučelje koje je razvila tvrtka Seed Studio kako bi omogućila jednostavno spajanje različitih senzora i modula na mikrokontrolere, uključujući i Arduino. Groove servomotor je vrlo precizan servomotor koji se može kontrolirati putem pulsno-širinske modulacije (PWM). Ovaj servomotor ima tri vodiča za spajanje na mikrokontroler - crvenu žicu za napajanje, crnu žicu za uzemljenje i žutu žicu koja se koristi za PWM kontrolu (signal pin). Groove servomotor prikazan je na Slici 19.



Slika 19. Groove analogni servomotor [10]

Jedna od glavnih karakteristika Arduino Groove servomotora je mogućnost kontroliranja pozicije i brzine vrtnje. To znači da se može koristiti za različite projekte koji zahtijevaju preciznu kontrolu pokreta, poput robotike, upravljanja dronovima, RC modela i drugih. Arduino Groove servomotor ima maksimalni kut okretanja od 180 stupnjeva, a brzina vrtnje može se podešavati pomoću PWM signala. Osim toga, ovaj servomotor ima visoku preciznost pozicioniranja, što ga čini idealnim za precizne kontrolne aplikacije. Arduino Groove servomotor je također kompatibilan s raznim dodacima i modulima koji se mogu koristiti za proširenje funkcionalnosti. Na primjer, moguće je dodati senzor pozicije koji omogućava još precizniju kontrolu položaja servomotora.

10.3. Groove thumb joystick

Arduino Groove thumb joystick je analogni senzor koji se koristi za upravljanje robotima, dronovima, igračkama, računalnim igrama i drugim projektima koji zahtijevaju kontrolu smjera ili brzine kretanja. Groove joystick prikazan je na Slici 20.



Slika 20. Arduino Groove thumb joystick [11]

Groove thumb joystick je na modelu korišten za izradu upravljačke palice kojom se upravlja krilcima i kormilom visine. Joystick se sastoji od dva osno okretna gumba, jedan za upravljanje horizontalnim smjerom (lijevo-desno/x-os) i drugi za upravljanje vertikalnim smjerom (gore-dolje/y-os). Svaki joystick ima četiri pina: VCC (napajanje), GND (zemlja) i dva signalna pina (za svaku os po jedan). Kada se joystick pomiče u jednom smjeru, signalni pin emitira varijabilni analogni signal koji ovisi o poziciji gumba. Ovaj signal se može interpretirati kao vrijednost od 0 do 1023 na Arduino ploči, što omogućuje programiranje različitih funkcija ovisno o poziciji gumba.

Arduino Groove thumb joystick je jednostavan za upotrebu jer se lako povezuje s Arduino pločom ili drugim mikrokontrolerom preko Groove priključka. Joystick dolazi u malom plastičnom kućištu s ugrađenim potenciometrima, što omogućuje lako podešavanje osjetljivosti i kuta kretanja. Ovaj senzor je koristan u različitim projektima, poput upravljanja robotima ili dronovima, kontrolu igračkica ili upravljanje svjetlima u kući.

10.4. Potenciometar

Potenciometar je električna komponenta koja omogućuje promjenu električne struje koja prolazi kroz njega, ovisno o položaju ručice ili okretnog gumba. Potenciometar se sastoji od otpornika i kontaktne trake koja se pomiče po otporniku. Otpornik se obično sastoji od spirale ili tankog sloja otpornog materijala nanesenog na pločicu. Ta pločica ima tri priključka, dva fiksna kraja i jedan pokretni. Kada se napaja strujom, kontaktne točke na pokretnom klizaču pomiču se preko otpornika, što mijenja otpor i time mijenja protok struje kroz potenciometar. Postoje različite vrste potenciometara, ovisno o vrsti otpornika koji se koristi, obliku i veličini, kao i o različitim karakteristikama koje se mogu podešavati. Na primjer, postoji linearni potenciometar, kod kojeg se otpor mijenja proporcionalno s pomakom kontaktne trake, te logaritamski potenciometar, kod kojeg se otpor mijenja u skladu s logaritamskom funkcijom. Na modelu je korišten potenciometar linearnog tipa. Potenciometri se mogu koristiti za kontrolu brzine u električnim motorima i kao osjetila za mjerenje i kontrolu temperature, tlaka i drugih varijabli. Fotografija potenciometra korištenog na modelu prikazana je na Slici 21.



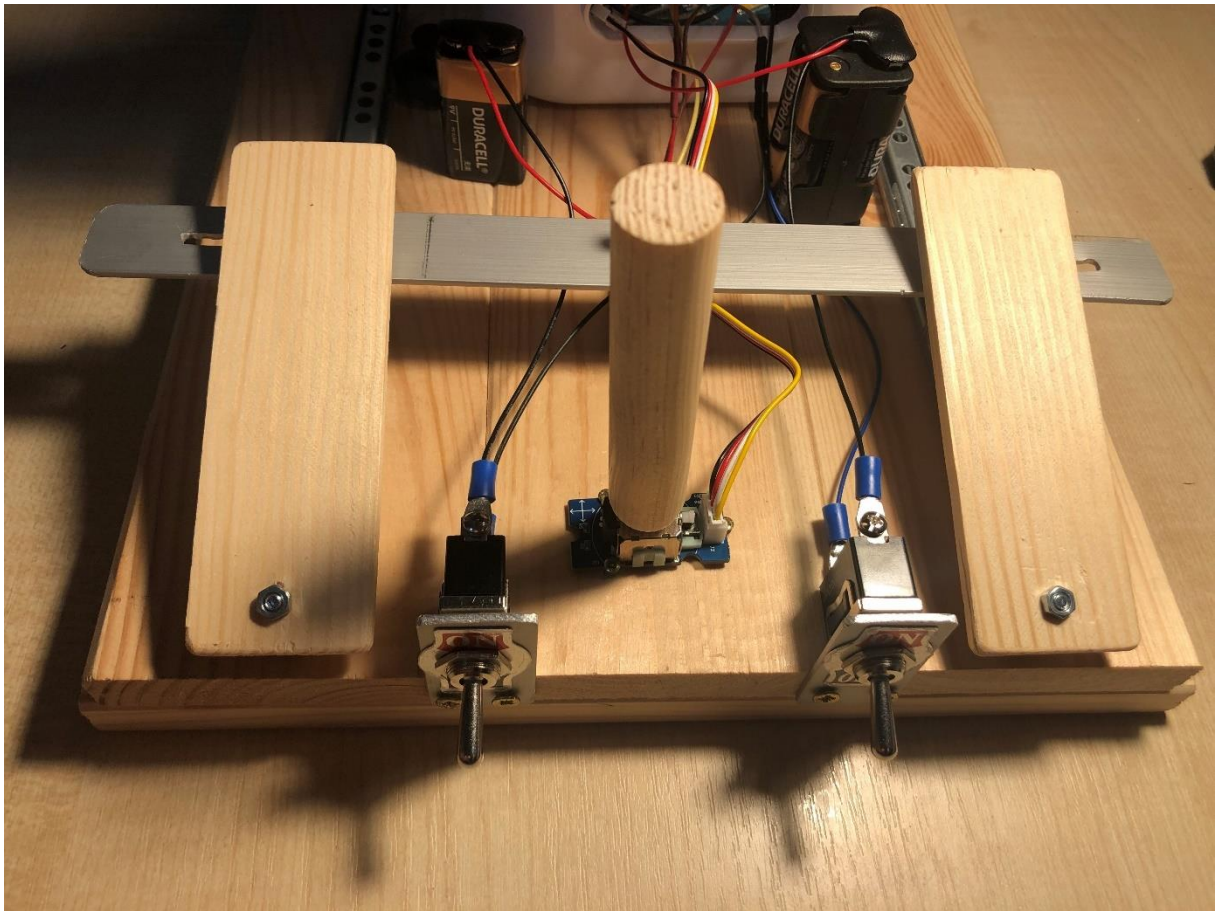
Slika 21. Potenciometar [12]

Za upravljanje kormilom pravca na modelu korišten je potenciometar koji je ugrađen u mehanizam nožnih komandi. Komande su usklađene tako da su pedale u neutralnom položaju kad je potenciometar na srednjoj vrijednosti što odgovara i neutralnom položaju kormila pravca. Potiskivanjem desne pedale, kormilo pravca otklanja se u desno, a potiskivanjem lijeve pedale, kormilo prava otklanja se u lijevo.

11. Upravljanje modelom

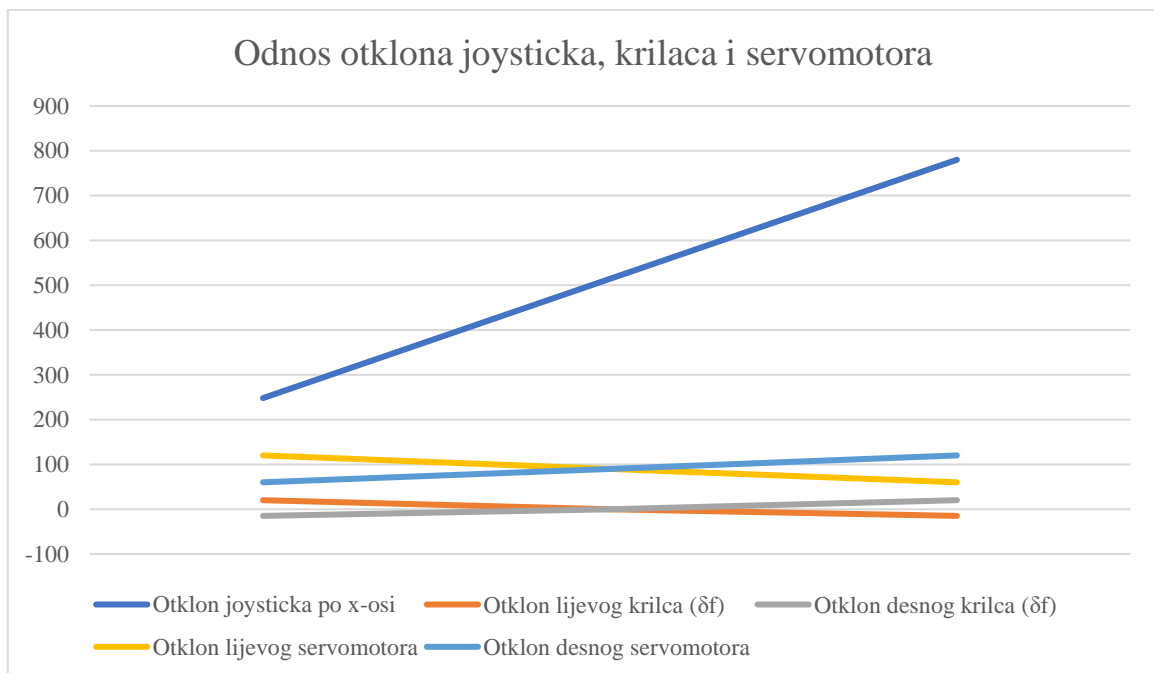
Upravljanje modelom izvodi se preko servomotora koji su na upravljačke površine vezani čvrstim vodičem. Joystick koji služi za upravljanje kormilom dubine i krilcima izveden je tako da simulira upravljačku palicu. Pomicanjem joysticka lijevo po x-osi otklonit će lijevo krilce gore, a desno krilce dolje kao što je to i na stvarnom avionu. Takav otklon upravljačkih površina uzrokuje valjanje aviona u lijevo. Pomicanje joysticka u desnu stranu po x-osi otklonit će desno krilce gore, a lijevo krilce će se otkloniti dolje. Takav će otklon uzrokovati povećanje nagiba aviona u desnu stranu. Povlačenje palice prema sebi po y-osi otklonit će kormilo visine na gore što uzrokuje povećanje kuta nosa aviona na gore. Suprotno, potiskivanje palice od sebe po y-osi otklanja kormilo visine na dolje što uzrokuje spuštanje nosa aviona. Takvi otkloni odgovaraju onima u stvarnom avionu. Potiskivanjem lijeve nožne komande, kormilo pravca se otklanja u lijevu stranu što uzrokuje skretanje aviona u lijevu stranu. Potiskivanjem desne nožne komande, kormilo pravca se otklanja u desno što uzrokuje skretanje aviona u desno. Takav otklon također odgovara stvarnom avionu.

Mehanizam nožnih komandi izveden je iz različitih metalnih dijelova, a osnovna komponenta koja daje signale u mikroračunalo je potenciometar. Potenciometar i mehanizam nožnih komandi usklađeni su tako da su nožne komande u neutralnom položaju kad je potenciometar na pola punog hoda, takav položaj odgovara i neutralnom položaju kormila pravca. Potenciometar je izvor signala koji ulazi u Arduino kontroler, taj se signal obrađuje i uzrokuje zakretanje servomotora koji preko polugice povlači ili gura površinu kormila pravca. Upravljački mehanizam prikazan je na Slici 22.



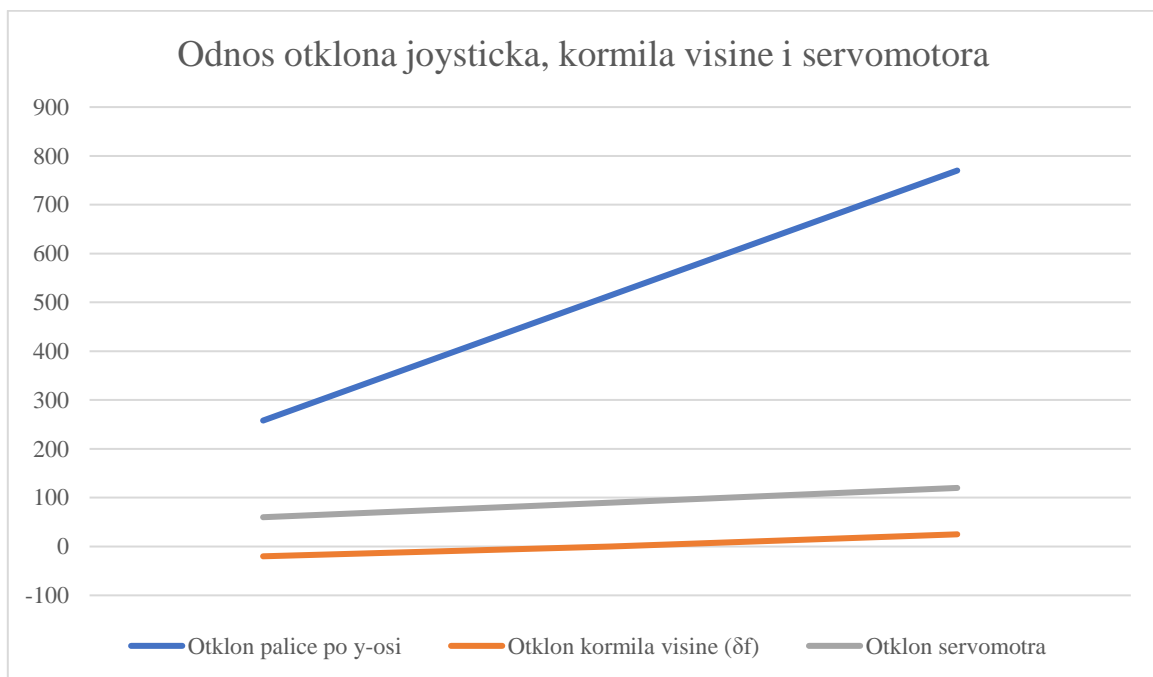
Slika 22. Upravljački mehanizam

Svi se otkloni mogu dodatno podešavati u programskom kodu gdje se definira neutralna pozicija upravljačke površine kao i maksimalni otkloni u svaku stranu.



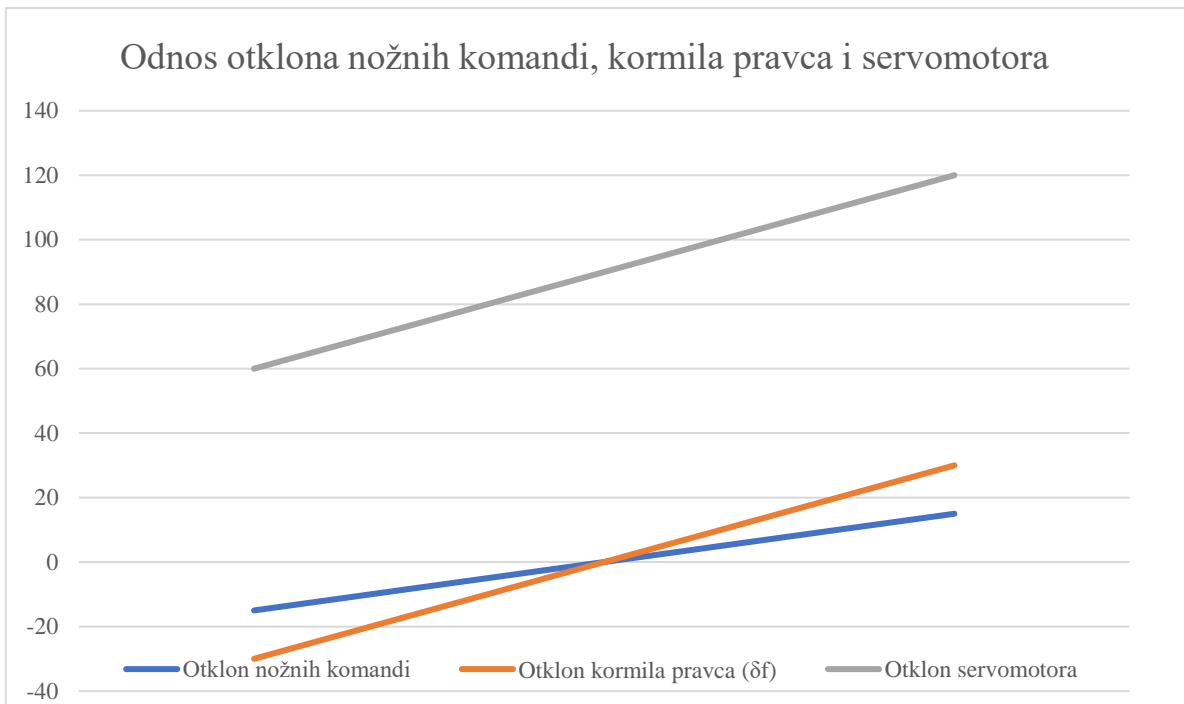
Graf 1. Odnos otklona joysticka krilaca i servomotora

Na Grafu 1. prikazan je odnos otklona joysticka po x-osi, otklona krilaca i otklona servomotora. Područje osjetljivosti joysticka postavljeno je unutar vrijednosti 248 – 780. Neutralna pozicija je u vrijednosti 514 i pri toj vrijednosti otklon servomotora je 90° što odgovara kutu otklona krilaca 0° . Kad je joystick u svojoj najmanjoj vrijednosti (palica otklonjena do kraja u lijevo, vrijednost 248), servomotor lijevog krilca imat će poziciju 60° što odgovara kutu otklona lijevog krilca od $\delta_f = 20^\circ$. Tada će servomotor desnog krilca imati poziciju 120° što odgovara kutu otklona desnog krilca od $\delta_f = -15^\circ$. U slučaju kada je palica otklonjena do kraja u desno (vrijednost 780), kutovi otklona servomotora i krilaca bit će suprotni od prvog slučaja.



Graf 2. Odnos otklona joysticka, kormila visine i servomotora

Graf 2. prikazuje odnos otklona joysticka po y-osi, servomotora i kormila visine. Zona osjetljivosti joysticka po y-osi postavljena je unutar vrijednosti 258 – 770 s neutralnom pozicijom na vrijednosti 514. Tada je kut otklona servomotora jednak 90° , a kut otklona kormila visine iznosi $\delta_f = 0^\circ$. Kad je palica povučena u krajnji stražnji položaj (vrijednost 258), servomotor je u poziciji 120° , a upravljačka površina otklonjena je pod kutem $\delta_f = 25^\circ$. Kad je palica potisnuta u krajnji prednji položaj (vrijednost 770), servomotor je u poziciji 60° , a kormilo visine je otklonjeno pod kutem $\delta_f = -20^\circ$.



Graf 3. Odnos odklona nožnih komandi, kormila pravca i servomotora

Na Grafu 3. prikazan je odnos odklona nožnih komandi, otklon servomotora i otklon kormila pravca. Osjetljivost potenciometra postavljena je na područje 235 – 823. Kad su nožne komande u neutralnom položaju, potenciometar očitava vrijednost 529. Taj položaj odgovara otklonu servomotora 90° i kutu odklona kormila pravca $\delta_f = 0^\circ$. Kad se lijeva nožna komanda potisne ispred desne za kut odklona od 15° , servomotor nalazi se u položaju 60° , a kormilo pravca otklonjeno je u lijevu stranu za kut $\delta_f = -30^\circ$. U slučaju kad se desna nožna komanda potisne ispred lijeve za 15° , servomotor zauzima položaj 120° i kormilo pravca otklanja se u desno za kut $\delta_f = 30^\circ$.

12. Programski kod korišten pri izradi modela

Programirati programski kod za mikrokontroler nužno je da bi se upravljanje modelom moglo izvoditi na uspješan način. Programski jezik za Arduino UNO rev3 SMD baziran je na programskom jeziku C++. Osim pokretanja upravljačkih površina, programski kod može služiti i za finu kalibraciju rada svih komponenti sustava. Tako se na primjer u programskom kodu mogu mijenjati kutovi otklona pojedinih servomotora i posljedično kutovi otklona upravljačkih površina. U Arduino mikrokontroler unose se informacije kroz otklone joysticka i potenciometra. Kontroler te unose prepoznaje kao vrijednosti od 0 do 1023 i u ovom primjeru svi su otkloni linearni. Napon pri kojem sustav radi je 5 V što je bitno ostvariti kako bi sve komponente ispravno radile. Pravilan napon bitan je zato što potenciometri na upravljačkim komandama svoje unose kodiraju upravo u tom naponu. Servomotori rade na naponima od 4,8 V – 6 V i za njih je izvedeno zasebno napajanje kako mikrokontroler ne bi bio preopterećen. Prilikom izrade programskog koda najprije je važno definirati biblioteku koja će se koristiti za servomotore i zatim definirati pojedine servomotore koji će biti korišteni u programskom kodu i na stvarnom modelu. Biblioteka Servo.h sadrži sve potrebne, već unaprijed izrađene funkcije koje olakšavaju korištenje tih motorića. Taj dio programskog koda prikazan je na Slici 23.

```
#include <Servo.h> // Definiranje biblioteke za servomotore

// Definiranje servo objekata s kojim dalje radimo u kodu
Servo rudder_motor;
Servo elevator_motor;
Servo ail_1_motor;
Servo ail_2_motor;
```

Slika 23. Početni dio koda u kojem se definiraju biblioteka i pojedini servomotori

Sljedeće što je važno definirati u programskom kodu jesu pinovi (utori) na Arduinu u koje će se spojiti signalna (žuta) žica svakog servomotora što je prikazano na Slici 24. Signalni pinovi servomotora spajaju se na digitalne ulaze Arduina. Motori moraju primiti neku digitalnu upravljačku vrijednost kako bi se mogli pokretati. U navedenom slučaju ta digitalna vrijednost je 0-180 što zapravo predstavlja stupanj zakretanja motora.

```
// Definiranje pinova motora na Arduinu
int ail_1_pin = 5;
int ail_2_pin = 3;
int elevator_pin = 11;
int rudder_pin = 9;
```

Slika 24. Definiranje pinova za motore na Arduinu

Na Slici 25. prikazan je dio programskog koda u kojem se definiraju pinovi na Arduinu u koje se spajaju signalni pinovi joysticka i potencijometra kako bi se informacije unosile u računalo. Bitno je da ti pinovi budu označeni slovom A (što označava da su to analogni pinovi) i pripadajućim rednim brojem. Pomicanjem joysticka i potencijometra mijenja se otpor samog potencijometra i to predstavlja analognu vrijednost koju očitava analogni pin Arduino kontrolera. Analogno/digitalni pretvornik tu vrijednost dalje pretvara u digitalne signale raspona 0-1023 koji se mogu koristiti za upravljanje pojedinim komponentama. Joystick ima dva signalna pina, jedan za x i drugi za y os.

```
// Definiranje pinova joysticka na Arduinu
int joystick_x_pin = A5;
int joystick_y_pin = A4;
int potent_pin = A0;
```

Slika 25. Definiranje pinova za joystick i potencijometar na Arduinu

Kako bi servomotori imali neku početnu vrijednost, odnosno kako bi se upravljačke površine vraćale u neutralnu poziciju potrebno je definirati i njihove početne vrijednosti. U ovom programskom kodu svi su servomotori postavljeni na početnu vrijednost 0 što je vidljivo na Slici 26.

```
// Postavljanje početnih vrijednosti motora u nulu
int ail_1 = 0;
int ail_2 = 0;
int elevator = 0;
int rudder = 0;
```

Slika 26. Postavljanje početnih vrijednosti motora u nulu

Svaki Arduino programski kod mora se sastojati od dva glavna dijela (dvije funkcije): „setup“ i „loop“. „Void“ oznaka općenito prije deklaracije bilo kakve funkcije navodi kako funkcija neće vraćati nikakvu konkretnu vrijednost natrag već će samo izvršavati ono što je unutra

zapisano. U „setup“ funkciji programskog koda, kao što samo ime navodi, definirat će se potrebne varijable za daljnji rad (definiranje pinova, pomoćnih varijabli, raznih objekata i sl.). U nju ne upisujemo nikakvu logiku, služi za definiranje kasnijih elemenata. Na Slici 27. prikazana je „setup“ funkcija kojom se motorima pridružuju definirani pinovi i kojom se mijenjaju početne vrijednosti servomotorima.

```
void setup() {  
  
    Serial.begin(9600); // Inicijalizacija serijske komunikacije (samo za test, može se kasnije izbrisati)  
  
    // Prirodavanje pinova motorima  
    ail_1_motor.attach(ail_1_pin);  
    ail_2_motor.attach(ail_2_pin);  
    elevator_motor.attach(elevator_pin);  
    rudder_motor.attach(rudder_pin);  
  
    // Postavljanje početnih vrijednosti motorima (može se uređivati kako je potrebno da stoje u početku)  
    ail_1_motor.write(90);  
    ail_2_motor.write(90);  
}
```

Slika 27. „Setup“ funkcija

„Loop“ funkcija, općenito u programiranju mikrokontrolera (Arduino, razni DSP-ovi i sl. mikrokontroleri), programski kod mora sadržavati „loop“ funkciju. Ona zapravo predstavlja jednu neograničenu petlju koja će se stalno izvršavati te će se programski kod unutar nje konstantno izvršavati. Unutar „loop“ funkcije upisuje se sama logika programa. Tu se provode mapiranja analognih vrijednosti joysticka u vrijednosti stupnjeva zakreta motora. Prvo se očitaju njihove analogne vrijednosti, zatim se pridružuju stupnjevima zakretanja samih motora. U tom dijelu programskog koda mogu se mijenjati kutovi zakreta servomotorima i posljedično maksimalni otkloni upravljačkih površina. Varijable nazvane „ail_1“ i „ail_2“ odnose se na krilca (ailerons), varijabla „elevator“ odnosi se na kormilo visine, a varijabla „rudder“ na kormilo pravca. Sljedeći korak u funkciji „loop“ je pridruživanje kutova zakreta servomotorima. Posljednji korak u funkciji je delay koji iznosi 10 ms i postavljen je da bi se mikrokontroleru dalo vrijeme za izvršenje svih zadataka koji su definirani u programskom kodu (da se motori okrenu u željene pozicije, da se provedu razni proračuni i sl.). U teoriji taj delay nije potreban jer mikrokontroler sam po sebi radi dovoljno brzo, ali nije loša praksa ostaviti neko vrlo kratko vrijeme od nekoliko milisekundi da se za svaki slučaj osigura dovoljno vremena i da sam sustav radi stabilno. „Loop“ funkcija prikazana je na slici 28.

```

void loop() {

    // Čitanje vrijednosti joysticka za obje osi
    int joystick_x_raw = analogRead(joystick_x_pin);
    int joystick_y_raw = analogRead(joystick_y_pin);

    // Čitanje vrijednosti potenciometra
    int potent = analogRead(potent_pin);

    // Mapiranje čistih vrijednosti joysticka u stupnjeve
    // Za mijenjanje kuteva rotacije serva, igrati se brojevima 0, 180
    ail_1 = map(joystick_x_raw, 248, 780, 120, 60);
    ail_2 = map(joystick_x_raw, 248, 780, 120, 60);
    elevator = map(joystick_y_raw, 258, 770, 60, 120);
    rudder = map(potent, 235, 823, 180, 0);

    // Pokretanje servo motora pridodavajući im kut zakreta
    ail_1_motor.write(ail_1);
    ail_2_motor.write(ail_2);
    elevator_motor.write(elevator);
    rudder_motor.write(rudder);

    // Kratki delay od 10ms radi generalne stabilnosti
    delay(10);
}

```

Slika 28. „Loop“ funkcija

13. Zaključak

Postoje različite vrste upravljačkih površina i one su određene s obzirom na dizajn samog zrakoplova. Za svaki tip zrakoplova ovisno o namjeni i parametrima leta postoji optimalna izvedba upravljačkih površina.

Na modelu koji je izrađen za potrebe ovog diplomskog rada demonstriran je jednostavni primjer *Fly-by-wire* sustava i njegov princip rada. Model je u potpunosti opremljen elektroničkim komponentama koje služe u svrhu pomicanja upravljačkih površina. U stvarnosti FBW sustavi djeluju kao kombinacija hidrauličnog i elektroničkog sustava i uvezani su s autopilotom i ostalim sustavima automatizacije na zrakoplovima.

Fly-by-wire sustav je sofisticirani način upravljanja letjelicama koji se koristi u vojnom i civilnom zrakoplovstvu, bespilotnim letjelicama, novim oblicima prijevoza i drugim područjima. Iako ima određene mane, FBW sustav je učinkovit i precizan sustav koji pruža visoku razinu sigurnosti i upravljanja letjelicama. Sa sve bržim napretkom tehnologije, FBW sustav će vjerojatno postati još važniji i češći u svim oblicima transporta.

Kao glavno računalo u modelu korišten je Arduino UNO rev3 SMD kontroler koji pruža stvarno velike mogućnosti za relativno malu veličinu. Na tržištu postoji više vrsta mikrokontrolera i komponenti koje se s njima mogu koristiti. Velika sloboda i jednostavnost u radu s takvim komponentama dovode do toga da danas ograničavajući čimbenici postaju kreativnost i mašta autora, a mogućnosti za stvaranje su velike.

Fly-by-wire sustav predstavlja suvremeni pristup upravljanju letjelicama koji je promijenio način na koji se letjelice kreću u zraku. *Fly-by-wire* sustav pruža visoku razinu sigurnosti i učinkovitosti u zrakoplovnom sektoru i ima veliki potencijal za daljnji razvoj i primjenu u drugim oblicima transporta.

U budućnosti se očekuje daljnji razvoj FBW sustava, koji će omogućiti još napredniju i sofisticiraniju kontrolu letjelica. Novi materijali i tehnologije bit će razvijeni kako bi se smanjila težina sustava i potrošnja energije, a softver će biti poboljšán kako bi se omogućilo još brže i preciznije upravljanje. U budućnosti bi se ovaj model FBW sustava mogao unaprijediti kroz ugradnju zakrilaca, trimera ili senzora brzine leta koji može optimizirati kutove otklona upravljačkih površina s obzirom na brzinu leta. Također može se razmotriti i izrada modela *Fly-by-light* sustava upravljanja.

Popis oznaka

| | |
|-------------------|--|
| b_f | Raspon upravljačke površine |
| c_f | Duljina tetive upravljačke površine |
| C_{h,α_u} | Gradijen promjene koeficijenta momenta uslijed promjene kuta α_u |
| C_{h,δ_f} | Gradijent promjene koeficijenta momenta uslijed promjene kuta δ_f |
| C_{h,δ_t} | Gradijent promjene koeficijenta uzgona uslijed promjene kuta δ_t |
| $C_{h,0}$ | Koeficijent momenta kod α_u |
| C_h | Koeficijent zglobnog momenta |
| C_{L,α_u} | Gradijent promjene koeficijenta uzgona uslijed promjene kuta α_u |
| C_{L,δ_f} | Gradijent promjene koeficijenta uzgona uslijed promjene kuta δ_f |
| C_{L,δ_t} | Gradijent promjene koeficijenta uzgona uslijed promjene kuta δ_t |
| $C_{L,0}$ | Koeficijent uzgona kod α_u |
| C_L | Koeficijent aerodinamičkog uzgona |
| CM | Centar mase zrakoplova |
| C_M | Koeficijent momenta rotacije |
| CT | Centar težine zrakoplova |
| c_t | Duljina tetive pomoćne upravljačke površine |
| F_p | Sila pilota |
| \vec{F}_a | Rezultantna aerodinamička sila |
| H | Moment zgloba |
| K | Koeficijent prijenosa |
| L | Aerodinamička uzgonska sila |
| l | Krak |
| M | Moment rotacije |
| M_a | Rezultantni moment |
| q_∞ | Dinamički tlak |
| S_f | Veličina upravljačke površine |
| S_{up} | Ukupna površina (pokretni i nepokretni dio) |
| \vec{V} | Vektor brzine leta |
| $x_o, y_o, i z_o$ | Osi Descartesovog pravokutnog koordinatnog sustava |
| $x_a, y_a, i z_a$ | Osi brzinskog koordinatnog sustava |
| $x_v, y_v, i z_v$ | Osi vezanog koordinatnog sustava |
| α_u | Napadni kut upravljačke površine |
| δ_f | Kut otklona upravljačke površine |
| δ_t | Kut otklona pomoćne upravljačke površine |
| ΔY_ψ | Aerodinamička sila koja uzrokuje skretanje |
| ΔZ_θ | Promjena uzgonske sile repa koja uzrokuje propinjanje/poniranje |
| ΔZ_ϕ | Promjena sile uzgona koja uzrokuje valjanje |
| $\dot{\theta}$ | Kutna brzina prema osi y_v |

$\dot{\phi}$
 $\dot{\psi}$
 $\bar{\omega}$

Kutna brzina prema osi x_v
Kutna brzina prema osi z_v
Kutna brzina

Literatura

- [1] Petar Kesić: Osnove aerodinamike, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb 2003
- [2] Marko Kardum, Diplomski rad: Upravljačke površine Pilatusa PC-9
- [3] Karolina Krajček Nikolić, Davor Franjković: Autorizirana predavanja iz Teorije leta, Zagreb, 2020.
- [4] John D. Anderson, Jr. : Introduction to flight, McGraw-Hill, 1989.
- [5] <https://www.mdpi.com/2078-2489/11/9/410>, preuzeto: 20. 4. 2023.
- [6] <https://aviation.stackexchange.com/questions/19135/what-are-the-advantages-and-disadvantages-of-ruddervators>, preuzeto: 18. 4. 2023.
- [7] <https://en.wikipedia.org/wiki/Elevon>, preuzeto: 18. 4. 2023.
- [8] https://www.researchgate.net/figure/Fly-by-wire-schematic-diagram-1-Denote-the-mission-reliability-requirements-like-the_fig1_348983161, preuzeto: 19. 4. 2023.
- [9] <https://store.arduino.cc/products/arduino-uno-rev3-smd>, preuzeto: 20. 4. 2023.
- [10] <https://store.arduino.cc/products/grove-servo>, preuzeto: 20. 4. 2023.
- [11] <https://store.arduino.cc/products/grove-thumb-joystick>, preuzeto: 20. 4. 2023.
- [12] <https://electronic.ba/proizvod/58174/potenciometar-10k-200mw-tht-6mm-plasticni>, preuzeto: 20. 4. 2023.

Popis slika

| | |
|---|----|
| Slika 1. Vezani i brzinski koordinatni sustav [1] | 3 |
| Slika 2. Upravljačke površine na avionu [2] | 4 |
| Slika 3. Raspodjela tlaka na upravljačkoj površini [3]: a) $\alpha_u=0$ i $\delta_f=0$ b) $\alpha_u \neq 0$ i $\delta_f=0$ c) $\alpha_u=0$ i $\delta_f > 0$ [2] | 5 |
| Slika 4. Opća shema upravljačke površine [2] | 6 |
| Slika 5. Shema prijenosa djelovanja od upravljačke poluge do upravljačke površine [2] | 8 |
| Slika 6. Reverzibilni hidraulički upravljački sustav [5] | 9 |
| Slika 7. Krilca na zrakoplovu Pilatus PC-9M [2] | 12 |
| Slika 8. Kormilo visine i kormilo pravca na zrakoplovu PC-9M [2] | 13 |
| Slika 9. Konvencionalni horizontalni stabilizator i kanard krilo [3] | 14 |
| Slika 10. Upravljanje propinjanjem i poniranjem te skretanjem kod „V“ repa [6] | 15 |
| Slika 11. Primjer elevona na zrakoplovu Convair F-102 Delta Dagger [7] | 16 |
| Slika 12. Tipovi krilaca [2] | 18 |
| Slika 13. Koeficijenti momenata C_L i C_N [3] | 19 |
| Slika 14. Karakteristični oblici horizontalnih repnih površina: a) d) i e) trapezna, b) eliptična, c) trokutasta, f) strelasta [2] | 20 |
| Slika 15. Shema jednostavnog Fly-by-wire sustava [8] | 23 |
| Slika 16. Izgled gotovog modela | 26 |
| Slika 17. Izgled Arduino UNO rev3 SMD mikrokontrolera [9] | 27 |
| Slika 18. Priključci na Arduino UNO rev3 SMD mikrokontroleru [9] | 28 |
| Slika 19. Groove analogni servomotor [10] | 29 |
| Slika 20. Arduino Groove thumb joystick [11] | 30 |
| Slika 21. Potenciometar [12] | 32 |
| Slika 22. Upravljački mehanizam | 34 |
| Slika 23. Početni dio koda u kojem se definiraju biblioteka i pojedini servomotori | 37 |
| Slika 24. Definiranje pinova za motore na Arduino | 38 |
| Slika 25. Definiranje pinova za joystick i potenciometar na Arduino | 38 |
| Slika 26. Postavljanje početnih vrijednosti motora u nulu | 38 |
| Slika 27. „Setup“ funkcija | 39 |
| Slika 28. „Loop“ funkcija | 40 |

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
Vukelićeva 4, 10000 Zagreb

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem da je _____Diplomski rad_____

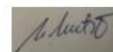
(vrsta rada)

isključivo rezultat mojega vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu, a što pokazuju upotrijebljene bilješke i bibliografija. Izjavljujem da nijedan dio rada nije napisan na nedopušten način, odnosno da je prepisan iz necitiranog rada te da nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava. Izjavljujem, također, da nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog/diplomskog rada pod naslovom _____Izrada modela sustava upravljanja Fly-by-wire_____, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

Student/ica:

U Zagrebu, ____27. 4. 2023.____



(ime i prezime, potpis)