

Komparativna analiza upravljačkih površina i sustava upravljanja zrakoplovom

Bedeković, Tomislav

Undergraduate thesis / Završni rad

2016

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://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:879168>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-07-05**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Tomislav Bedeković

KOMPARATIVNA ANALIZA UPRAVLJAČKIH POVRŠINA I
SUSTAVA UPRAVLJANJA ZRAKOPLOVOM

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2016.

Zagreb, 20. travnja 2016.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Teorija leta I**

ZAVRŠNI ZADATAK br. 3611

Pristupnik: **Tomislav Bedeković (0135232977)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Kontrola leta**

Zadatak: **Komparativna analiza upravljačkih površina i sustava upravljanja zrakoplovom**

Opis zadatka:

Objasniti što su upravljačke površine aviona i koja je njihova namjena. Navesti vrste i podjele upravljačkih površina s obzirom na njihove aerodinamičke karakteristike. Nabrojati, opisati, navesti primjere i usporediti različite izvedbe upravljačkih površina na različitim vrstama aviona. Objasniti što je sustav upravljanja avionom i koji su njegovi elementi. Navesti i opisati različite sustave upravljanja. Nabrojati i usporediti karakteristike različitih sustava upravljanja. Izvesti i napisati zaključke.

Zadatak uručen pristupniku: 20. ožujka 2016.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:



mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

**KOMPARATIVNA ANALIZA UPRAVLJAČKIH POVRŠINA I
SUSTAVA UPRAVLJANJA ZRAKOPLOVOM**

**COMPARATIVE ANALYSIS OF AIRPLANE CONTROL
SURFACES AND CONTROL SYSTEMS**

Mentor: mr. sc. Davor Franjković

Student: Tomislav Bedeković 0135232977

Zagreb, kolovoz 2016.

SAŽETAK

Upravljačke površine su jedan od najvažnijih konstrukcijskih elemenata zrakoplova. Ovaj završni rad općenito opisuje konstrukcijske izvedbe i aerodinamičke karakteristike pojedinih upravljačkih površina te je dana komparacija pojedinih površina sa konkretnim primjerima na pojedinim tipovima zrakoplova. Primarne upravljačke površine zrakoplova služe za vršenje osnovnih manevara zrakoplova, dok sekundarne upravljačke površine mijenjaju potrebnu količinu sile za upravljanje primarnim upravljačkim površinama ili modificiraju efekte primarnih upravljačkih površina. Sustavi upravljanja zrakoplovom su bitni sustavi pomoću kojih se pilotova namjera za izvođenjem nekog manevra prenosi na odgovarajuće upravljačke površine. Ovisno o veličini i namjeni zrakoplova, primjenjuju se određeni sustavi upravljanja zrakoplovom koji su opisani u ovom završnom radu. Osnovni sustavi upravljanja zrakoplovom su: mehanički, hidraulički, „*Fly by wire*“ te „*Fly by light*“.

KLJUČNE RIJEČI: upravljačke površine; upravljanje zrakoplovom; sustavi upravljanja zrakoplovom; uzgon; otpor

SUMMARY

Airplane control surfaces are one of the most important construction elements of the airplane. Construction and aerodynamic characteristics of airplane controls surfaces are in this thesis described in general. The comparison of some airplane control surfaces have been given in this thesis as well with examples on concrete airplanes. Function of primary control surfaces is to perform basic manouvers, while secondary control surfaces can serve either for changing the amount of force needed to control primary control surfaces or to modify effects of primary control surfaces. Control systems of the aircraft are important systems because they transfer pilots intentions to suitable airpalne control surfaces. Depending on size and purpose of the airplane, different control systems are applied. Basic airplane control systems are: mechanical, hydraulic, „*Fly by wire*“ and „*Fly by light*“

KEY WORDS: airplane control surfaces; controlling the airplane; airplane control systems; lift; drag

Sadržaj

| | |
|---|----|
| 1. UVOD | 1 |
| 2. OPĆENITO O UPRAVLJAČKIM POVRŠINAMA | 3 |
| 3. KONVENCIONALNE UPRAVLJAČKE POVRŠINE..... | 5 |
| 3.1. Primarne upravljačke površine | 5 |
| 3.2. Sekundarne upravljačke površine | 9 |
| 3.2.1 Trimeri..... | 10 |
| 3.2.2. Zakrilca | 11 |
| 3.2.3. Pretkričica | 17 |
| 3.2.4. Zračne kočnice i spojleri..... | 22 |
| 4. NEKONVENCIONALNE UPRAVLJAČKE POVRŠINE | 23 |
| 4.1. Canard | 23 |
| 4.2. V-rep..... | 24 |
| 4.3. Elevon..... | 25 |
| 4.4. Taileron | 25 |
| 5. MEHANIČKI SUSTAV UPRAVLJANJA ZRAKOPLOVOM..... | 26 |
| 6. HIDRAULIČKI SUSTAV UPRAVLJANJA ZRAKOPLOVOM | 29 |
| 6.1. Reverzibilni sustav upravljanja..... | 29 |
| 6.2. Ireverzibilni sustav upravljanja | 30 |
| 7. SUSTAV UPRAVLJANJA ZRAKOPLOVOM „FLY BY WIRE“ | 33 |
| 8. ZAKLJUČAK | 36 |

1.UVOD

U povijesti, još od prvih letova braće Wright, upravljačke površine igrale su bitnu ulogu u letu zrakoplova. S razvitkom zrakoplovstva, te dizajniranjem većih, bržih i težih zrakoplova javila se potreba za uvođenjem novih, naprednijih upravljačkih površina koje će moći pratiti razvitak zrakoplova te pomoću kojih će pilot i dalje imati uspostavljenu kontrolu nad zrakoplovom. Uz upravljačke površine idu i sustavi upravljanja zrakoplovom, odnosno sustavi koji će pilotovu želju, odnosno namjeru za izvođenjem nekog manevra prenijeti do upravljačkih površina te na taj način asistirati pilotu pri upravljanju zrakoplovom.

Ovaj rad bavi se analizom različitih upravljačkih površina te sustava upravljanja zrakoplovom. Svrha rada je definirati i objasniti različite upravljačke površine zrakoplova s obzirom na njihove aerodinamičke karakteristike, te napraviti njihovu međusobnu komparaciju. Također, svrha rada je definirati i opisati različite sustave upravljanje te nabrojati njihove karakteristike. Rad je podijeljen u 8 glavnih cjelina:

1. Uvod
2. Općenito o upravljačkim površinama
3. Konvencionalne upravljačke površine
4. Nekonvencionalne upravljačke površine
5. Mehanički sustav upravljanja zrakoplovom
6. Hidraulički sustav upravljanja zrakoplovom
7. Sustav upravljanja zrakoplovom „*Fly by Wire*“
8. Zaključak

U drugom poglavlju opisana je namjena upravljačkih površina, te su opisani načini upravljanja zrakoplovom oko sve tri osi.

Konvencionalne primarne i sekundarne upravljačke površine koje se koriste na svim današnjim modernim zrakoplovima su objašnjene u trećem poglavlju.

U četvrtom poglavlju su objašnjene upravljačke površine koje se ne mogu vidjeti na svakome avionu te nisu učestale, odnosno objašnjene su upravljačke površine koje su specifične za određene tipove zrakoplova.

Peto poglavlje se bavi prvim i osnovnim sustavom upravljanja zrakoplovom koji se danas može naći uglavnom u zrakoplovima generalne avijacije, a radi se o mehaničkom sustavu upravljanja zrakoplovom.

Šesto poglavlje bavi se naprednijim sustavom od mehaničkog, a radi se o hidrauličkom sustavu upravljanja zrakoplovom.

Sedmo poglavlje se bavi modernijim sustavom upravljanja zrakoplovom koji se sve češće upotrebljava u današnjem komercijalnom zrakoplovstvu, a čiji je naziv sustav upravljanja zrakoplovom „*Fly by Wire*“.

2.OPĆENITO O UPRAVLJAČKIM POVRŠINAMA

Upravljačke površine zrakoplova služe za upravljanje zrakoplovom tijekom leta, odnosno za naginjanje zrakoplova lijevo ili desno čime se vrši upravljanje zrakoplovom oko uzdužne (x) osi zrakoplova, upravljanje zrakoplovom po pravcu čime se vrši zakretanje zrakoplova oko vertikalne ili normalne (z) osi zrakoplova te propinjanje ili poniranje zrakoplova čime se vrši upravljanje zrakoplovom oko poprečne (y) osi zrakoplova. Ishodište vezanog koordinatnog ortogonalnog sustava je obično smješteno u centar mase CT. Uzdužna os (x), poprečna os

(y) te vertikalna os (z) su fiksirane na zrakoplovu. Uzdužna os (x) je paralelna s pravcem srednje aerodinamičke tetive i ima smjer od repa prema nosu zrakoplova. Poprečna os (y) je usmjerena na prema desnom krilu promatrano s repa prema nosu zrakoplova. Vertikalna os (z) je okomita na ravnine poprečne i uzdužne osi te je usmjerena prema dolje.

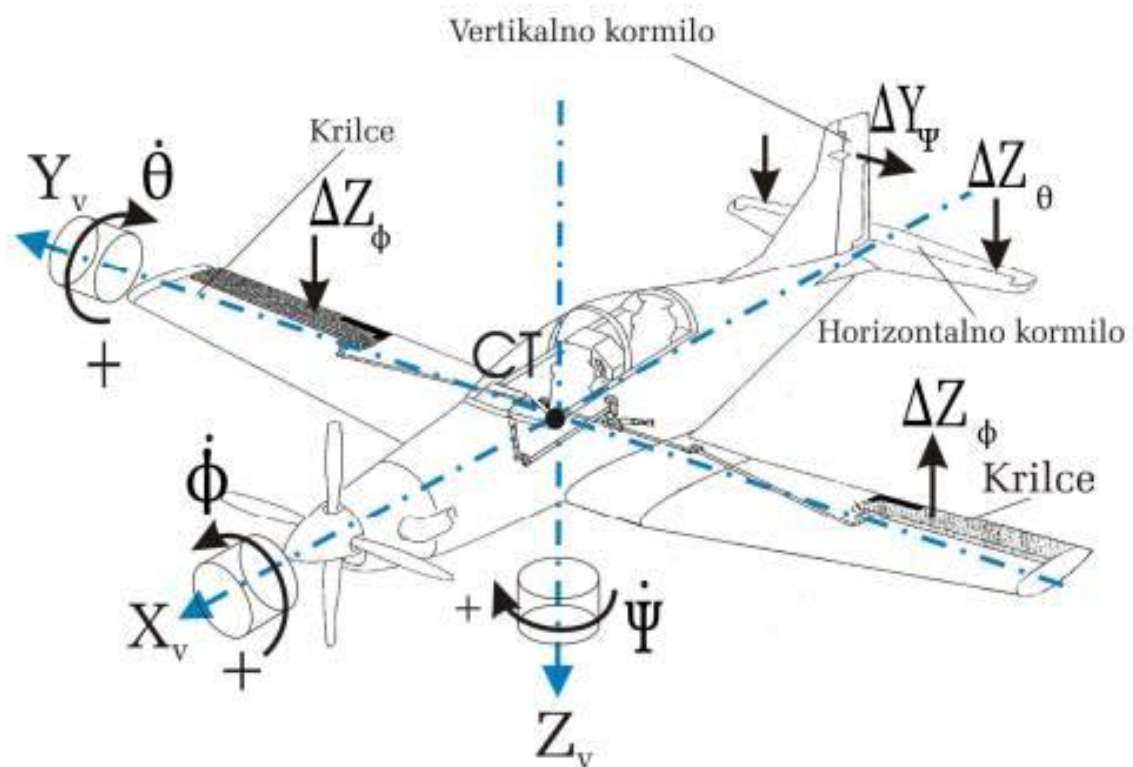
Upravljačke površine prikazane su na slici 1 zajedno s pozitivnim smjerovima rotacija koji se određuju pravilom desne ruke. Valjanje zrakoplova kutnom brzinom ϕ se provodi krilcima koja su smještena na izlaznom rubu krila na segmentu krila bliže vrhu. Pilot valjanje uzrokuje guranjem upravljačke poluge u stranu na koju želi izazvati valjanje. Pozitivno valjanje se provodi guranjem poluge u desno. To uzrokuje spuštanje krilca na lijevom dijelu krila i istovremeno podizanje krilca na desnom dijelu krila. Na krilu sa spuštenim krilcem povećava se sila uzgona za $|\Delta Z_\phi|$, a na krilu sa podignutim krilcem smanjuje za $|\Delta Z_\phi|$. To stvara spreg sila koji rotira zrakoplov oko uzdužne osi tako što se lijevo krilo podiže, a desno spušta.

Propinjanje stvara pilot povlačenjem upravljačke poluge prema sebi, što uzrokuje podizanje horizontalnog kormila prema gore. Horizontalno kormilo ili kormilo dubine je obično izvedeno kao stražnji dio horizontalne repne površine koja se može okretati oko svoje poprečne osi. Tako se na horizontalnoj repnoj površini stvara dodatna uzgonska sila ΔZ_θ koja ima smjer u pravcu okomite osi z_v . Ta sila okreće zrakoplov oko poprečne osi koja prolazi kroz centar mase CT i podiže nos zrakoplova (pozitivna rotacija). Guranjem poluge od sebe stvara se negativno propinjanje sa spuštanjem nosa (poniranje).

Pilot skreće zrakoplov potiskivanjem lijeve ili desne nožne pedale, ovisno o tome u kojem pravcu želi skrenuti zrakoplov.

Npr. guranjem desne pedale zakreće se vertikalno kormilo (kormilo pravca) na vertikalnoj repnoj površini u desno što na repnoj površini stvara dodatnu aerodinamičku silu ΔY u smjeru y_v . Ova sila djelujući u odnosu na centar mase CT uzrokuje pozitivnu rotaciju oko osi z_v sa skretanjem nosa zrakoplova u desno.

Između pojedinih upravljačkih djelovanja postoji međuzavisnost. Npr. kod pozitivnog skretanja (u desno) lijevo krilo se giba većom brzinom po većem radijusu zakrivljenja. To rezultira većom uzgonskom silom na lijevom krilu pa dolazi do valjanja u pozitivnom smjeru. Slično tome primarna komanda na valjanje uzrokuje skretanje. Kako bi se izvela tražena skretanja treba obično aktivirati više upravljačkih površina.[1]



Slika 1 - Upravljačke površine zrakoplova sa pozitivnim smjerovima rotacija [1]

3. KONVENCIONALNE UPRAVLJAČKE POVRŠINE

U ovome poglavlju prikazane su konvencionalne primarne i sekundarne upravljačke površine koje su neophodne za kontrolu zrakoplova oko sve tri osi.

3.1. Primarne upravljačke površine

Primarne upravljačke površine služe pilotu za vršenje osnovnih manevara zrakoplova kao što su skretanje, propinjanje te valjanje.

Primarne upravljačke površine dijele se na:

- Krilca
- Kormilo smjera (pravca)
- Kormilo visine (dubine)

Krilca zrakoplova, smještena su bliže vrhovima krila te se njihovim aktiviranjem vrši rotacija zrakoplova oko uzdužne osi te zrakoplov radi manevar valjanja. Aktiviranje krilaca se vrši na način da pilot pomakne upravljačku palicu lijevo ili desno, ovisno o tome u koju stranu želi zarotirati zrakoplov. Kada pilot pomakne upravljačku palicu u lijevo ili desno, na jednom kraju krila će se povećati uzgon jer će se krilce na tom kraju krila spustiti, dok će se na drugom kraju krila smanjiti jer će se krilce na tom kraju krila podići kao što je to prikazano na slici 2 na zrakoplovu generalne avijacije Piper Cherokee. Krilca se pomiču za isti kut i prema gore i prema dolje. To stvara moment koji rotira zrakoplov oko uzdužne osi. Zrakoplov će rotirati sve dok se krilca ne vrate u neutralni položaj, a tada zrakoplov ostaje u zatečenom položaju. Zato što se zrakoplov zakrenuo za neki kut oko uzdužne osi, krila više nisu u horizontalnom položaju, pa sila uzgona sada ima horizontalnu i vertikalnu komponentu. Iako su krilca smještena samo na dijelu krila, kod podzvučnog strujanja, njihovim djelovanjem modificira se promjena tlaka i na dijelu krila ispred krilca pa se mogu stvarati veliki momenti.



Slika 2 - Krilce otklonjeno prema dolje na zrakoplovu Piper Cherokee [16]

Zato što su aerodinamičke sile proporcionalne kvadratu brzine leta, aktiviranje krilaca kod velikih brzina stvara dopunsko opterećenje krila koje se uslijed raspodjele tlaka vitoperi pa se na krilu sa spuštenim krilcima smanjuje uzgon u odnosu na očekivani rast.

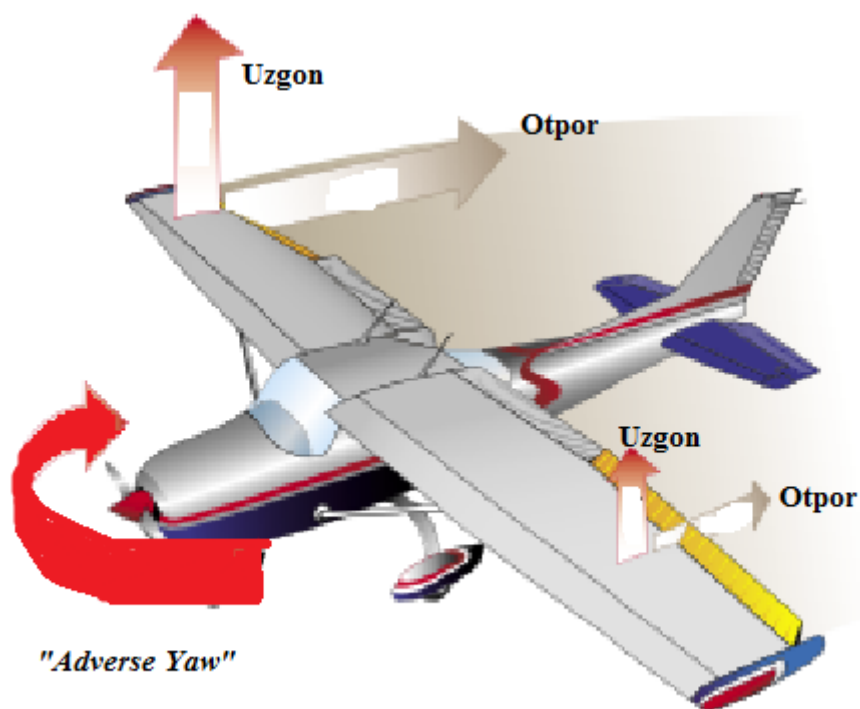
Naglo aktiviranje krilaca kod velikih brzina može imati nepoželjne efekte na konstruktivne elemente krila. Zato se kod zrakoplova za visoke podzvučne i nadzvučne brzine ugrađuju i unutarnja krilca koja su bliže trupu.

Efikasnost krilaca znatno ovisi o napadnom kutu zrakoplova i obliku krila. Krilca koja se nalaze u području odvojenog strujanja nisu efikasna. Površina krilaca je 5 do 10% površine krila. Duljina tetive krilca je 20 do 30% tetive krila, a protežu se na raspon od 40 do 60% raspona krila.[1]

Osim poželjne rotacije oko uzdužne osi koja podiže krilo sa spuštenim krilcem, a spušta krilo s podignutim krilcem dolazi i do neželjene rotacije oko normalne osi. Kako spušteno krilce uzrokuje veći porast sile otpora nego podignuto krilce, zrakoplov istovremeno rotira oko normalne osi tako da pozitivnom valjanju odgovara negativno skretanje i obrnuto, negativnom valjanju odgovara pozitivno skretanje kao što je to prikazano na slici 3. Ta pojava naziva se nepoželjno skretanje ili „Adverse Yaw“.

„Adverse Yaw“ se može riješiti na više načina, dok su najčešći:

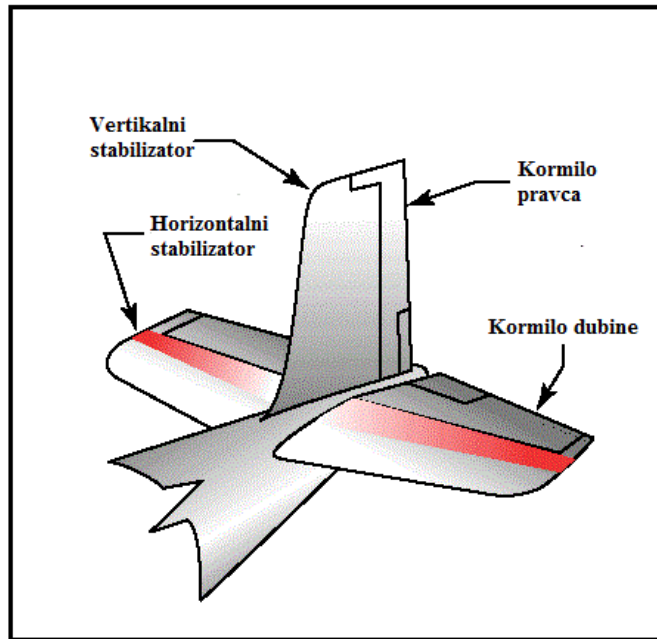
- Uporabom diferencijalnih krilaca kod kojih se krilce zakreće prema gore za dva do tri puta veći kut nego što se suprotno krilce zakreće prema dolje, čime se izjednačavaju otpori lijevog i desnog krila te se neutralizira skretanje.
- Uporabom nožnih komandi paralelno sa pomicanjem upravljačke palice.



Slika 3 - Nepoželjno skretanje ili "Adverse Yaw" efekt [3]

Vertikalna repna površina zrakoplova služi za održavanje pravca leta te promjenu smjera leta, a dijeli se na nepokretni prednji dio (stabilizator) te na pokretni dio (kormilo pravca). Kormilo pravca odnosno kormilo smjera se nalazi na vertikalnom stabilizatoru na repu zrakoplova te se njegovom aktivacijom vrši upravljanje oko vertikalna osi zrakoplova, a prikazano je na slici 4. Kormilo smjera se aktivira na način da pilot pritisne nožnu komandu ovisno o željenom smjeru skretanja.

Stabilizator i kormilo su izrađeni od simetričnih aeroprofila. Kada se kormilo zakrene udesno, promatrano u pravcu leta, nadolazeća struja zraka uzrokuje pojavu aerodinamičke sile okomite na rep sa smjerom ulijevo. S obzirom na to da je centar mase CT ispred repa, aerodinamička sila će uzrokovati skretanje nosa u desnu stranu. Obrnuto, zakretanjem kormila ulijevo, nos zrakoplova skreće ulijevo.



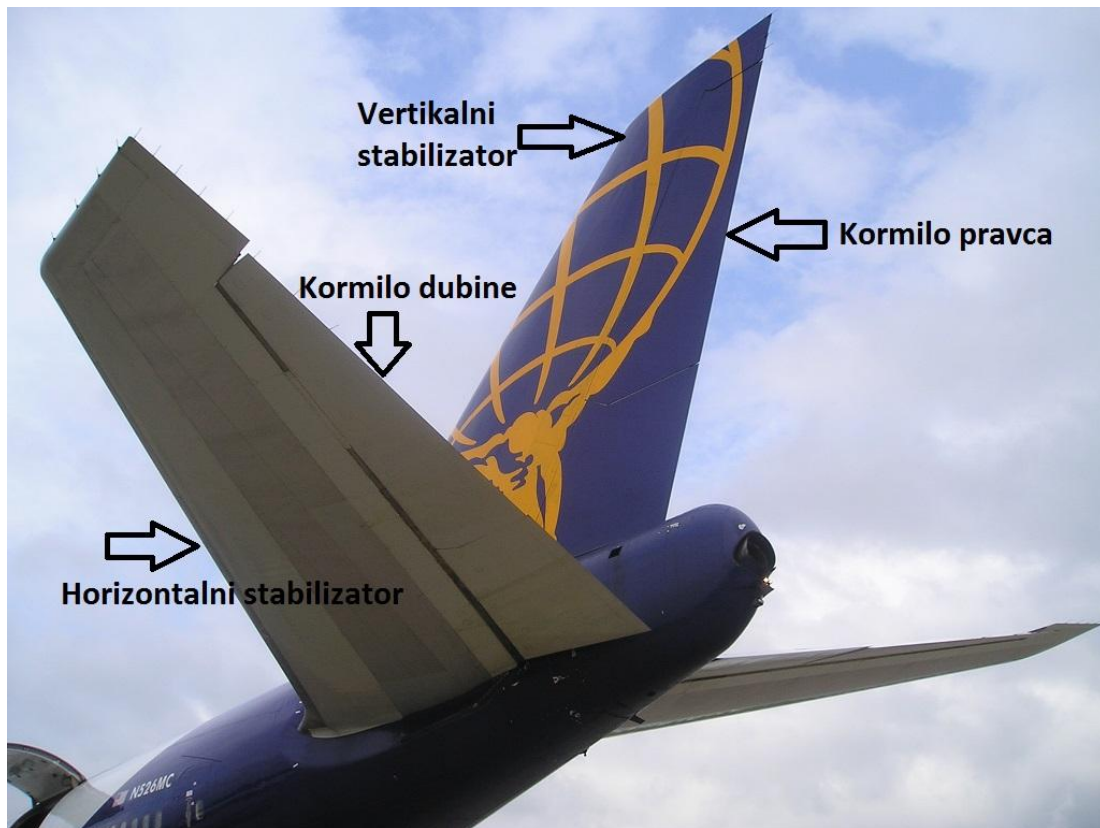
Slika 4 - Prikaz vertikalnog stabilizatora i kormila pravca na repu zrakoplova te horizontalnog stabilizatora i kormila dubine

Površina stabilizatora i kormila zajedno je obično 4 do 6% površine krila i između 40 i 45% horizontalne repne površine. Kormilo ima 50 do 70% ukupne vertikalne površine. Kut skretanja kormila je manji od 30° . [1]

Treba napomenuti da se skretanje zrakoplova ne može izvesti samo djelovanjem vertikalnog kormila nego i zakretanjem zrakoplova oko uzdužne osi tako da se stvori centripetalna sila kao komponenta sile uzgona usmjerena prema centru rotacije skretanja.

Horizontalna repna površina se kao i vertikalna također sastoji od nepokretnog i pokretnog dijela. Pokretni dio se nalazi na nepokretnom horizontalnom stabilizatoru te se naziva kormilo dubine i najčešće se koristi za upravljanje propinjanjem i poniranjem zrakoplova te je prikazano na slici 5 na zrakoplovu Boeing 747 -200. Aktiviranje kormila dubine izvodi se pomicanjem upravljačke palice prema naprijed za poniranje zrakoplova te prema nazad za propinjanje zrakoplova. Zakretanjem kormila dubine mijenja se raspored opterećenja po cijeloj horizontalnoj repnoj površini pa tako dobivena rezultantna aerodinamička sila zakreće zrakoplov oko poprečne osi koja prolazi kroz centar mase *CT*.

Nepokretni dio (stabilizator) je zapravo zakretan za relativno mali kut što omogućuje promjenu kuta ugradnje i_u radi uravnoteživanja momenata kod raznih opterećenja zrakoplova. To zakretanje se obično provodi iz pilotske kabine okretanjem vijka koji preko prijenosa podiže ili spušta prednji dio repa.



Slika 5 - Rep zrakoplova Boeing 747-200 [16]

3.2. Sekundarne upravljačke površine

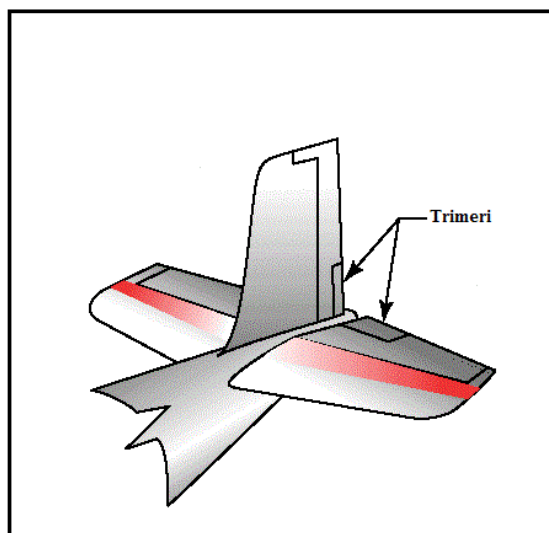
Sekundarne upravljačke površine zrakoplova mogu se podijeliti u dvije kategorije. Prva kategorija podrazumijeva površine koje mijenjaju potrebnu količinu sile za upravljanje primarnim upravljačkim površinama. U drugu kategoriju pripadaju površine koje modificiraju efekte primarnih upravljačkih površina.

Najčešće sekundarne upravljačke površine su:

- Trimeri
- Zakrilca
- Pretkrilca
- Zračne kočnice
- Spojleri

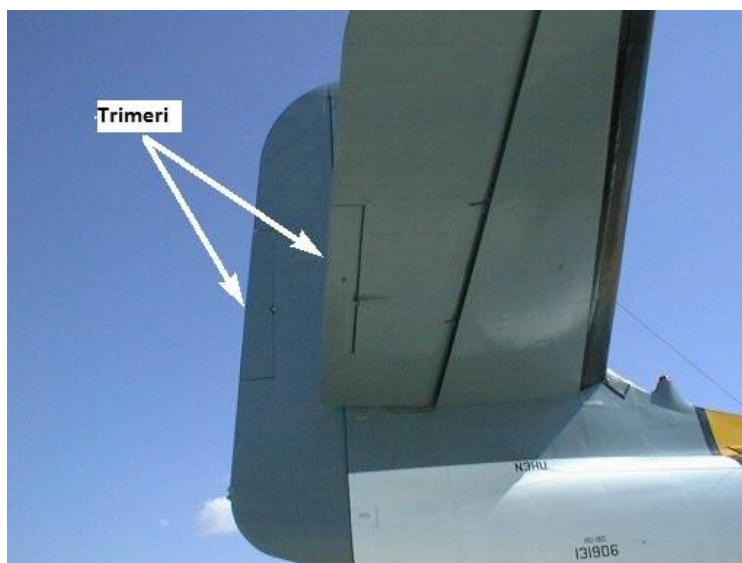
3.2.1 Trimeri

Trimeri su male pomične aerodinamičke površine koje su vezane za izlaznu ivicu nekog kormila, a prikazani su na slici 6, čiji je otklon uvijek suprotan otklonu komandi leta, a smanjuje potrebnu količinu sile koju pilot treba primijeniti na upravljačku palicu kako bi napravio željeni manevar.



Slika 6 - Prikaz trimera na repnim upravljačkim površinama

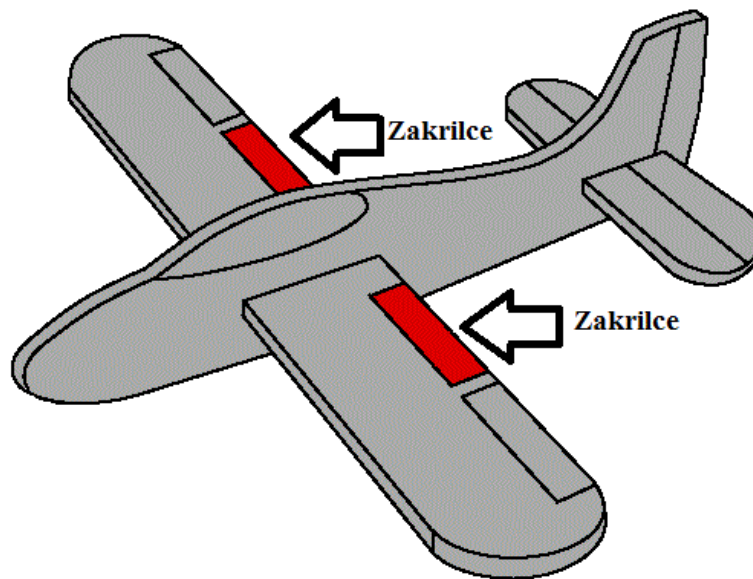
Na slici 7 su prikazani trimeri na dvomotornom vojnom zrakoplovu Grumman HU-16A, koji je tokom drugog svjetskog rata služio za detektiranje podmornica, prijevoz tereta te potragu i spašavanje.



Slika 7 -Trimeri na zrakoplovu Grumman HU-16A [9]

3.2.2. Zakrilca

Zakrilca koja su prikazana na slici 8 su pokretne površine na izlaznim ivicama krila zrakoplova bliže trupu čijim se izvlačenjem mijenja zakrivljenost aeroprofila. Većom zakrivljenošću se povećavaju koeficijenti uzgona, ali i otpora. Navedeno povećanje koeficijenta uzgona pogoduje u režimima slijetanja i polijetanja aviona kada su brzine relativno male. Zakrilca zahvaćaju i do 60% raspona krila simetrično s obje strane trupa.[1]



Slika 8 - Prikaz zakrilaca na zrakoplovu

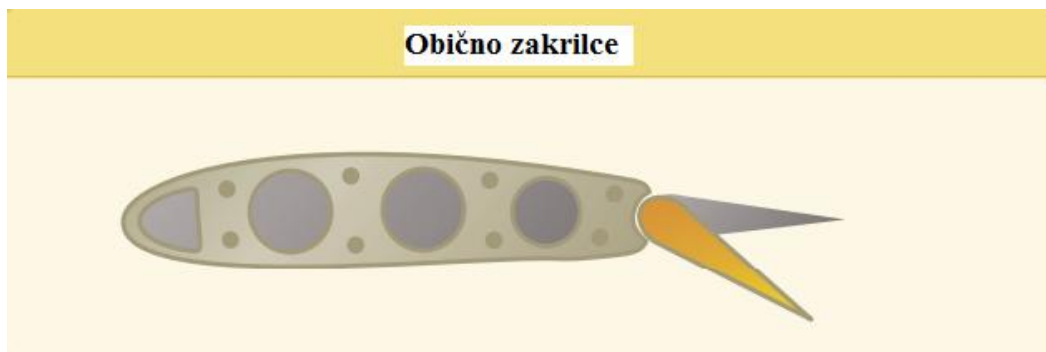
Postoji više vrsta zakrilaca, a pet najčešćih su:

- Obično zakrilce
- Podijeljeno zakrilce
- Zakrilce s procijepom
- Fowlerovo zakrilce
- Zakrilce s dva procijepa

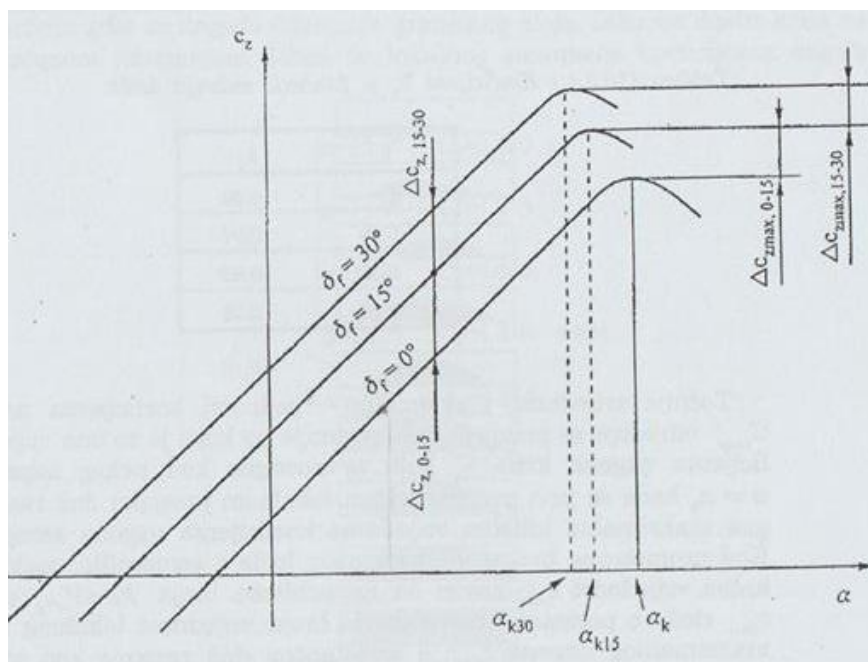
3.2.2.1. Obično zakrilce

Slika običnog zakrilca prikazana je na slici 9. Zakrilce je dio aeroprofila čija je optimalna duljina tetive $\frac{1}{4}$ duljine tetive aeroprofila. Između ovakvog zakrilca i osnovnog profila nema strujanja fluida. Veličina zakretanja zakrilaca prilikom aktivacije definirana je kutom δ .

Najpogodnija veličina kuta zakretanja nalazi se u području od $\delta = 50^\circ$ do 60° . Na slici 10 je prikazan efekt postavljanja zakrilaca za dva kuta, $\delta = 15^\circ$ i $\delta = 30^\circ$ u usporedbi sa neaktivnim zakrilcem kada je $\delta = 0$. Sa slike 8 može se vidjeti da sa povećanjem kuta zakretanja raste maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona. [1]



Slika 9 - Prikaz običnog zakrilca [3]



Slika 10 - Utjecaj običnog zakrilca na koeficijent uzgona [1]

Također se sa slike može zaključiti da se efekt povećanja smanjuje sa daljnjim povećanjem kuta zakretanja. Uočljivo je i smanjenje vrijednosti kritičnog kuta s porastom kuta zakretanja zakrilaca, što se može smatrati povoljnim jer se pilotu poboljšava vidljivost. Zbog povećanja zakrivljenosti aeroprofila u cijelosti, povećava se koeficijent otpora proporcionalno više nego što se povećava koeficijent uzgona što rezultira smanjenjem odnosa c_z/c_x . To se također može smatrati povoljnim jer dopušta strmije slijetanje i uz to povećan koeficijent otpora reducira potrebnu duljinu sletne staze. Na slici 11 je prikazano zakrenuto zakrilce na zrakoplovu Beech E-18S Super 18.

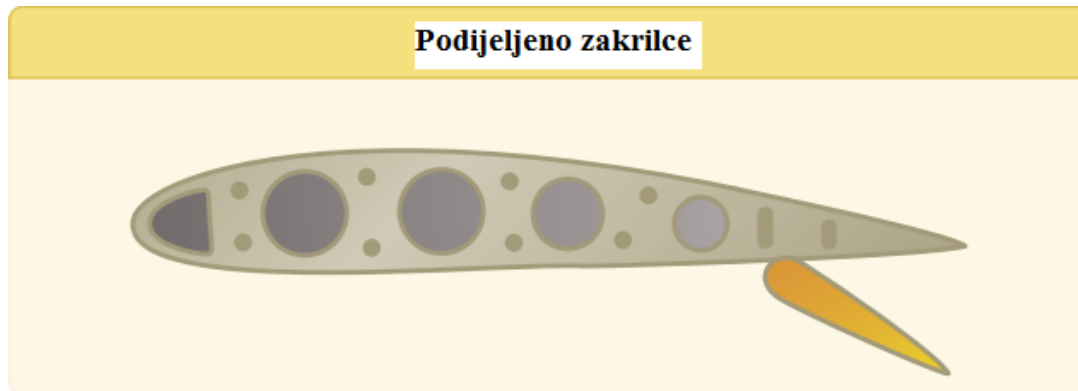


Slika 11 - Obično zakrilce na zrakoplovu Beech E-18S Super 18 [10]

3.2.2.2. Podijeljeno zakrilce

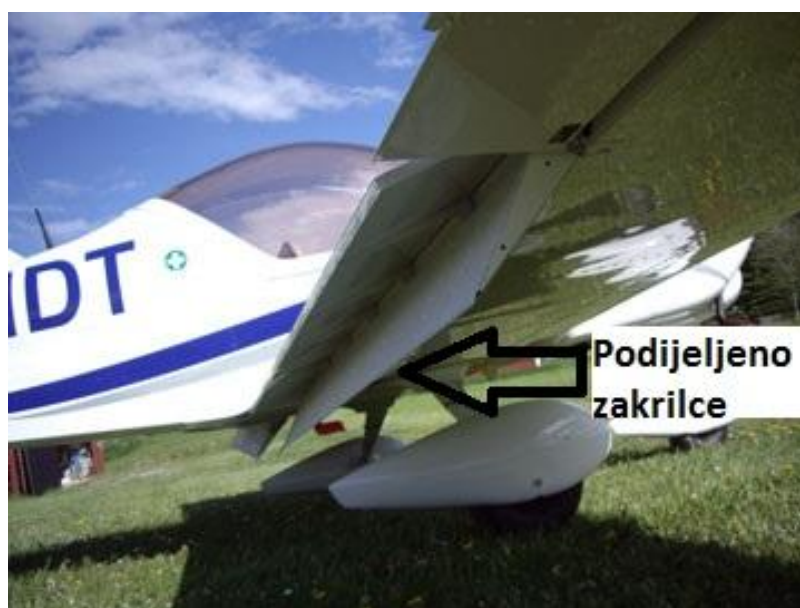
Podijeljeno zakrilce je ravna pločasta površina zglobno ugrađena iznad donjake u neposrednoj blizini stražnjeg brida kao što je to prikazano na slici 12. Pri polijetanju se zakreću na $\delta = 10^\circ$ do 20° , a pri slijetanju na $\delta = 50^\circ$ do 60° . [1] Povećanje zakrivljenosti aeroprofila je evidentno kao i u slučaju običnog zakrilca što vodi povećanju razlike tlaka na donjaci i gornjaci.

Strujanje duž donjake, a zatim preko donje strane zakrilca stvara podtlak između spuštenog zakrilca i krila. Taj podtlak ubrzava strujanje u graničnom sloju što za posljedicu ima snižavanje tlaka na gornjaci i odgađanje graničnog sloja na veće napadne kutove.



Slika 12 - Prikaz podijeljenog zakrilca [3]

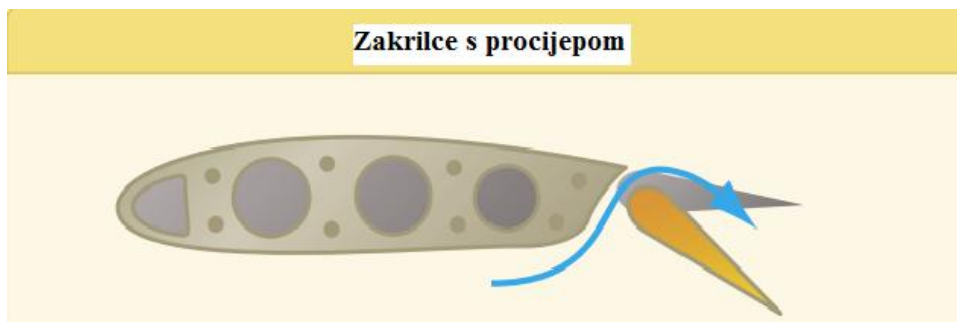
U usporedbi sa običnim zakrilcem podijeljeno zakrilce za isti kut zakretanja i istu dužinu tetive daje veći porast maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona, veći kritični kut, veći kut nultog uzgona i veći porast koeficijenta otpora zbog šireg vrtložnog traga iza aeroprofila. Koeficijent momenta propinjanja se smanjuje, ali manje nego kod običnog zakrilca, a tendencija nosa prema dolje ostaje. Podijeljena zakrilca su karakteristična za zrakoplov vrlo male mase Aero AT-3, čija je maksimalna brzina krstarenja 119 čvorova, a domet 800km. Zrakoplov sa podijeljenim zakrilcem je prikazan na slici 13.



Slika 13 - Podijeljeno zakrilce na zrakoplovu Aero AT-3 [11]

3.2.2.3. Zakrilce s procijepom

Zakrilce s procijepom prikazano je na slici 14. Dok zakrilce nije aktivirano, ono čini dio krila koje uključuje stražnji brid. Prilikom aktivacije zakrilaca, ono se zakreće za željeni kut i pritom stvara procijep između osnovnog krila i zakrilca.



Slika 14 - Zakrilce s procijepom

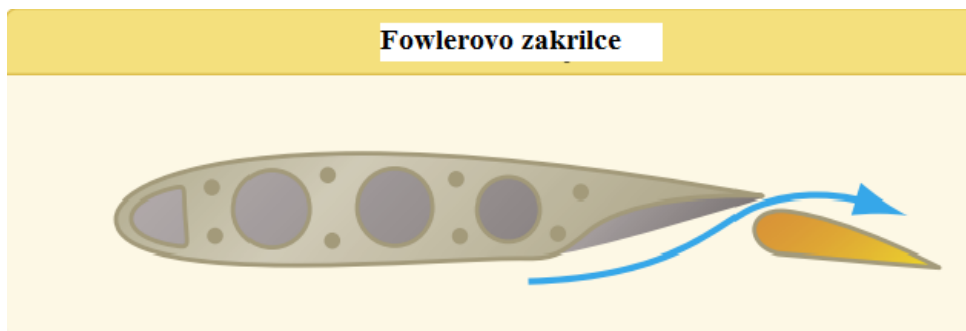
Djelovanje zakrilca s procijepom temelji se, osim na povećanju zakrivljenosti kao što je to slučaj kod svih zakrilaca, na upravljanju graničnim slojem. Dok su zakrilca aktivirana, kroz procijep se formira strujanje koje se upuhuje iznad gornjake zakrilca čime se daje dodatna energija usporenom graničnom sloju te sprečava njegovo odvajanje. Tako kombinirani efekti upravljanja graničnim slojem sa povećanjem zakrivljenosti daju puno bolje rezultate u smislu povećanja maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona nego obično i podijeljeno zakrilce. Zbog upravljanja graničnim slojem se smanjuje i porast koeficijenta otpora. Kritični napadni kut kod ovih zakrilaca se obično smanjuje za 2° do 5° . [1] Zakrilce s procijepom karakteristično je na modernim zrakoplovima manjeg broja sjedišta kao što je to prikazano na slici 15.



Slika 15 - Zakrilce s procijepom na zrakoplovu [12]

3.2.2.4. Fowlerovo zakrilce

Fowlerovo zakrilce koje je prikazano na slici 16 je slično zakrilcu s procijepom. Djelovanje Fowlerova zakrilca temelji se na povećanju zakrivljenosti i upravljanju graničnim slojem uz znatno povećanje noseće površine. Procijep koji se stvori prilikom aktivacije zakrilca se uvijek drži maksimalno otvorenom, a kod maksimalnog kuta zakretanja prednji brid zakrilca je ispod donjake osnovnog aeroprofila.



Slika 16 - Prikaz Fowlerovog zakrilca [3]

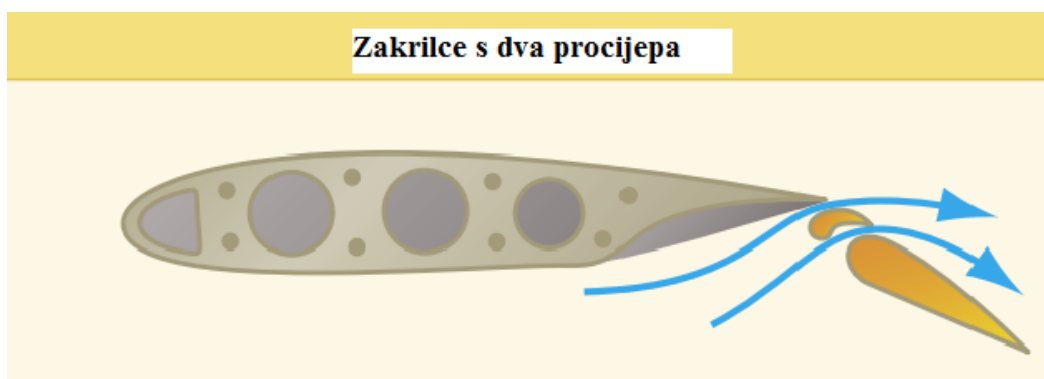
Povećanje maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona za ovo zakrilce je veće nego kod bilo kojeg prethodno analiziranog zakrilca. S aktiviranim zakrilcem, profil promatran u cijelosti ima manju relativnu debljinu, što uzrokuje i smanjenje kritičnog napadnog kuta. Fowlerovo zakrilce se koristi u kombinaciji s dva ili tri procijepa. Danas mnogi zrakoplovi koriste neku od varijanti ovog zakrilca. Fowlerovo zakrilce se koristi najčešće kod velikih zrakoplova kao što su Boeing 747 koji je prikazan na slici 17 sa Fowlerovim zakrilcem.



Slika 17 - Boeing 747 sa Fowlerovim zakrilcem

3.2.2.5. Zakrilce s dva procijepa

Zakrilce s dva procijepa koje je prikazano na slici 18 ima deflektor postavljen između osnovnog aeroprofila i zakrilca, koji zračnu struju usmjerava kroz dva procijepa. Dok zakrilce nije aktivirano, deflektor se povlači u unutrašnjost aeroprofila krila, a zakrilce postaje dio aeroprofila. Slično zakrilcu s jednim procijepom efekt djelovanja zakrilca s dva procijepa temelji se na povećanju zakrivljenosti aeroprofila, upravljanju graničnim slojem i povećanju površine.



Slika 18 - Prikaz zakrilca s dva procijepa [3]

3.2.3. Pretkrilca

Pretkrilca koja su prikazana na slici 19 su također površine namijenjene za povećanje maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona, a nalaze se na prednjem napadnom rubu krila. Ona su obično odsječak glavnog aeroprofila krila te se u slučaju aktivacije odvajaju od osnovnog profila te formiraju procijep. Postoji više tipova pretkrilca, a mogu biti prema načinu aktivacije:

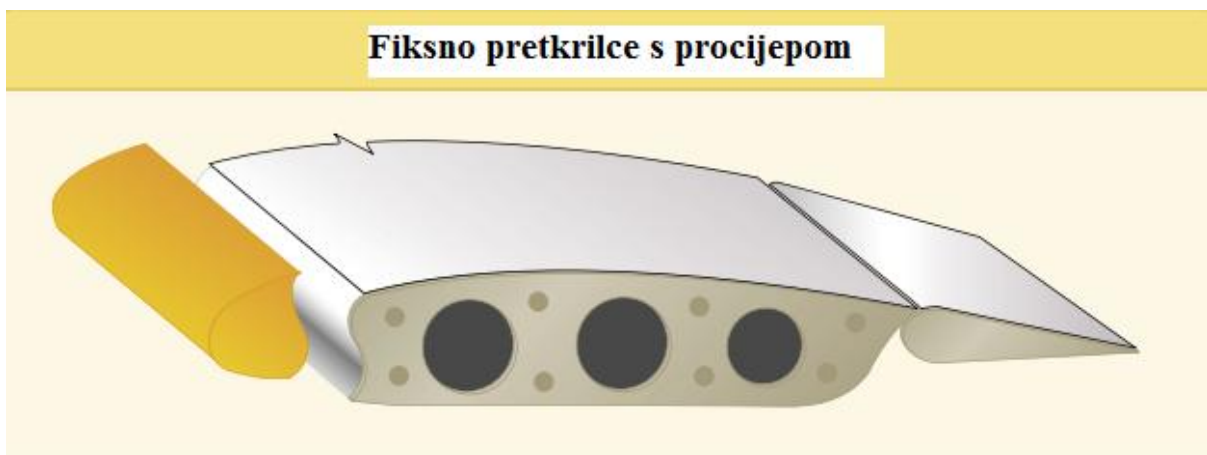
- Fiksna – označavaju trajnu konstruktivnu promjenu prednjeg brida
- Automatska – Samoaktivirajuća pretkrilca koja se izvlače pri velikim napadnim kutovima
- Upravljiva – Aktivira ih pilot prilikom polijetanja ili slijetanja



Slika 19 - Pretkrilca na krilu zrakoplova

3.2.3.1. Fiksno pretkrilce s procijepom

Fiksno pretkrilce s procijepom, prikazano na slici 20, je pomoćno krilo s procijepom izrađeno od aeroprofila visoke zakrivljenosti postavljenog ispred osnovnog aeroprofila krila tako da se između njih formira posebno oblikovani procijep. Pri malim brzinama u polju ispred pretkrilca i ispod osnovnog aeroprofila poraste tlak dok se s gornje strane iza prednjeg brida formira podtlak. Zbog te razlike tlakova, zrak u obliku mlaza struji iz procijepa preko gornjake osnovnog aeroprofila. Na taj način se, slično kao kod zakrilaca, odgađa odvajanje graničnog sloja i povećava vrijednost kritičnog napadnog kuta.



Slika 20 - Fiksno pretkrilce s procijepom [3]

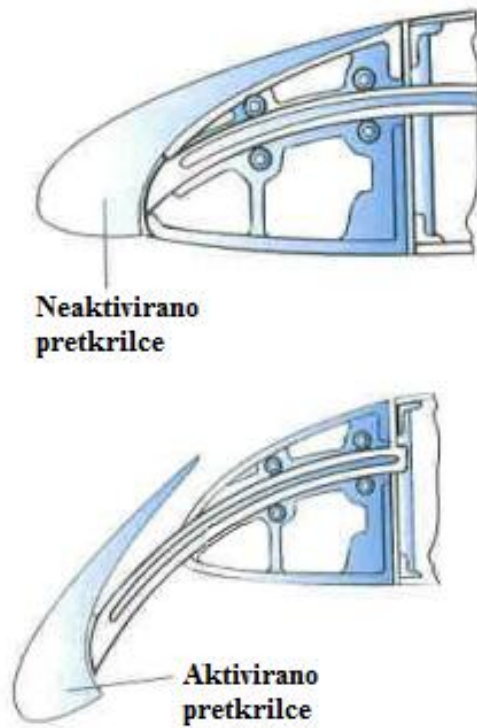
Kod velikih brzina, ovakvo pretkrilce ne izaziva promjenu strujne slike, pa samim time nema utjecaja na koeficijent uzgona iako ono uzrokuje malo povećanje koeficijenta otpora. Povećanje maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona uz uvjet postavljanja zrakoplova pod veće napadne kutove ima nedostatak. Nedostatak je taj što smanjuje potrebnu vidljivost iz pilotske kabine. Jednako tako, odsutnost porasta koeficijenta otpora pri velikim napadnim kutovima nije povoljno jer se posebno pri slijetanju traži veliki otpor. Fiksno pretkrilce s procijepom je karakteristično za zrakoplov PZL-104M Wilga 2000 koji je prikazan na slici 21.



Slika 21 - Fiksno pretkrilce s procijepom na zrakoplovu PZL-104M Wilga 2000

3.2.3.2. Upravljivo pretkrilce s procijepom

Kod automatskog i upravljivog pretkrilca s procijepom kod malih napadnih kutova pretkrilce ostaje priljubljeno uz osnovni aeroprofil krila kako bi se potpuno eliminirao mali porast koeficijenta otpora koji se pojavljuje kod fiksnog pretkrilca. Pretkrilce se pridržava pomoću nekoliko poluga vođenih iz unutrašnjosti osnovnog krila. Kod upravljivog pretkrilca pilot upravlja položajem pretkrilca i veličinom procijepa ovisno o režimu leta. Kod automatskih pretkrilca, računalo ovisno o napadnom kutu aktivira pretkrilce. Shema ovakvog pretkrilca je prikazana na slici 22, dok je na slici 23 prikazano to isto pretkrilce na krilu zrakoplova Airbus A319.



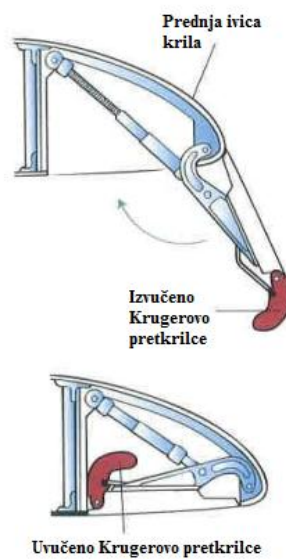
Slika 22 - Upravljivo pretkrilce s procijepom [2]



Slika 23 - Upravljivo pretkrilce s procijepom na zrakoplovu Airbus A319

3.2.3.4. Krugerovo pretkrilce

Krugerovo pretkrilce, koje je prikazano na slici 24, kada je neaktivirano se uklapa u donjaku krila neposredno iza prednjeg brida, a okretno je oko zgloba. Od prijašnje analiziranih pretkrilaca se razlikuje po obliku i po tome što Krugerovo pretkrilce nema procijep.



Slika 24 - Krugerovo pretkrilce [2]

Također, bitna razlika od dosadašnjih pretkrilaca je u tome što Krugerovo pretkrilce ako ima mali kut otklanjanja, negativno utječe na porast koeficijenta uzgona. Tek kada kut zakretanja pređe 100° , tada pretkrilce ima pozitivan utjecaj na koeficijent uzgona.

Optimalna vrijednost kuta za dani aeroprofil ovisi o osnovnom aeroprofilu i dužini tetive pretkrilca. Krugerovo pretkrilce je karakteristično za Boeing 737, a takvo pretkrilce je prikazano na slici 25.



Slika 25 - Krugerovo pretkrilce na zrakoplovu Boeing 737

3.2.4. Zračne kočnice i spojleri

Zračne kočnice su površine namijenjene isključivo za povećanje koeficijenta otpora zrakoplova sa minimalnim utjecajem na koeficijent otpora, dok su spojleri koji su prikazani na slici 26 na zrakoplovu Airbus A320 pokretne površine simetrično raspoređene na gornjaci oba krila čijom aktivacijom se osim povećanja koeficijenta otpora bitno smanjuje koeficijent uzgona. Spojleri se također mogu koristiti u letu pri smanjivanju efekta „Adverse Yaw“.



Slika 26 - Aktivirani spojleri na zrakoplovu A320

4. NEKONVENCIONALNE UPRAVLJAČKE POVRŠINE

4.1. Canard

„Canard“ je horizontalna upravljačka površina čija je pozicija na prednjem dijelu trupa zrakoplova bliže nosu i prikazana je na slici 27. Njihova je funkcija stvaranja momenta propinjanja te se funkcijom ne razlikuje od horizontalnih repnih površina. Takva krila su karakteristična za zrakoplove sa delta krilima, te ona mogu biti fiksna i upravljiva. Aktivacija ovog krila nije različita od aktivacije kormila dubine i vrši se povlačenjem ili odguravanjem upravljačke palice.

Pošto je centar mase ispred glavnog krila, takva vrsta konfiguracije krila čini avion otpornim na slom uzgona. Avion je otporan na slom uzgona zato što je konstruktivni kut kanarda veći nego konstruktivni kut glavnog krila te zbog toga prije dolazi do sloma uzgona na kanardu nego na glavnom krilu. Kada dođe do sloma uzgona na kanardu, ta površina gubi svoj uzgon te zbog toga nos aviona počinje padati prema dolje. Kako se nos pomiče prema dolje, strujanje zraka preko površine kanarda će se ponovno vratiti u normalu što će rezultirati povratkom uzgona na tu površinu te vraćanje zrakoplova u longitudinalnu stabilnost. Problem kod kanarda može nastati kada se na glavnom krilu dogodi slom uzgona prije nego se slom uzgona dogodi na kanardu. U tom slučaju će kanard još više podizati nos zrakoplova te će zbog toga slom uzgona zrakoplova još više rasti umjesto da se vraća u stabilno stanje. To je jedna od značajki zbog koje klasičan rep ima prednost nad kanardom.



Slika 27 - Kanard na borbenom zrakoplovu

4.2. V-rep

V – rep se sastoji od dvije površine koje su u odnosu na ravninu zrakoplova postavljene pod određenim kutom te se mogu sastojati od stabilizatora i kormila kao što je prikazano na slici 28. Kod V - repa se kormila aktiviraju na način da pilot ovisno o željenom smjeru kretanja usmjeri upravljačku palicu. Ukoliko pilot želi propinjati, on će upravljačku palicu povlačiti prema sebi, čime se kormila istovremeno podignu, te se stvori moment propinjanja, dok će se prilikom odguravanja upravljačke palice kormila istovremeno spustiti, što će za posljedicu imati moment poniranja. Pritiskanjem lijeve ili desne nožne komande, jedno kormilo će se podići dok će se drugo spustiti zbog čega će zrakoplov preći u skretanje. Prednost V – repa u odnosu na konvencionalan rep je u smanjivanju broja upravljačkih površina što za posljedicu ima smanjenu masu i otpor zrakoplova.

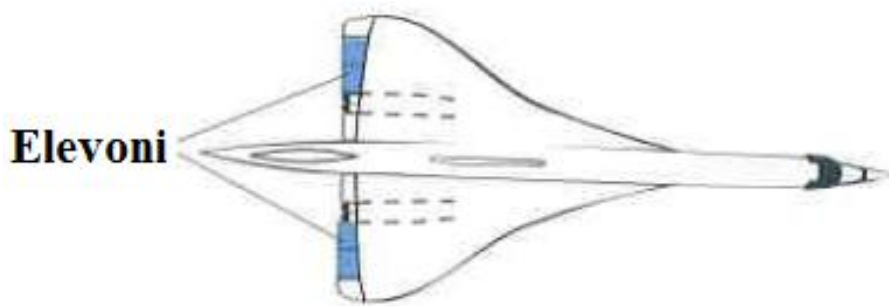


Slika 28 - Prikaz V repa na zrakoplovu Beechcraft Bonanza V35 [3]

4.3. Elevon

Kod zrakoplova koji nemaju konvencionalan rep i koji koriste jako strelasta ili delta krila, elevon se koristi kao zamjena za krilca i kormilo dubine. Elevoni su prikazani na slici 29. Takvim zrakoplovima je zadnji brid krila ujedno i kraj zrakoplova, a česti primjerci se mogu vidjeti na avionima sa delta krilima. Ukoliko se ta dva elevona istovremeno pomiču prema gore ili prema dolje, tada se elevon koristi u funkciji kormila dubine osim ako se jedan elevon otkloni prema gore, a drugi prema dolje, tada se elevon koristi kao funkcija krilaca. Pomoću računala se može koristiti kombinacija dviju funkcija kako bi se istovremeno upravljalo valjanjem i propinjanjem/poniranjem.

Upravljačke površine na izlaznom bridu krila zrakoplova bez repa ne mogu se koristiti u funkciji zakrilaca, a da istovremeno ne djeluju i kao horizontalna kormila i uzrokuju propinjanje ili poniranje što se mora korigirati na neki način. To je razlog zašto se upotrebljavaju kanardi na takvim zrakoplovima.



Slika 29 - Elevoni na zrakoplovu sa delta krilima [2]

4.4. Taileron

Horizontalne repne površine s obje strane vertikalne površine mogu se projektirati, osim za funkciju horizontalnog kormila, za funkciju krilaca. Tada su te površine bez stabilizatora i cijele površine služe kao pokretne upravljačke površine. U tom slučaju se površine horizontalnog repa nazivaju taileroni. Tada se duž izlaznog brida krila preko cijelog raspona mogu postaviti zakrilca. Taileronom se upravlja kao i klasičnim krilcima te kormilom dubine.

5. MEHANIČKI SUSTAV UPRAVLJANJA ZRAKOPLOVOM

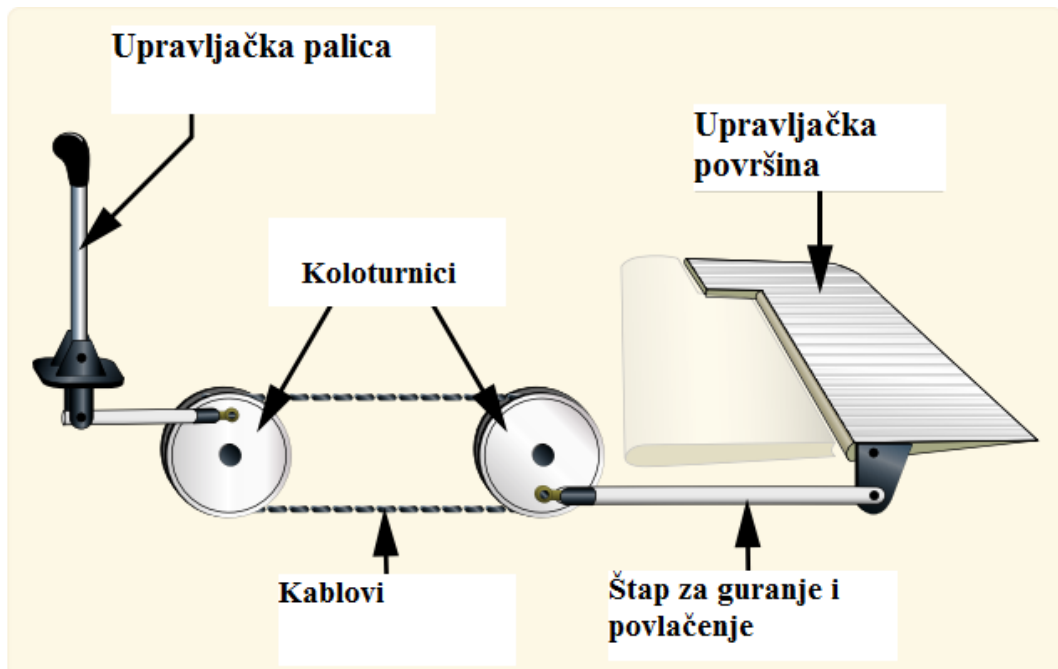
Mehanički sustav upravljanja zrakoplovom koji je prikazan na slici 30 je osnovni i prvi uspostavljeni sustav upravljanja zrakoplovom. Datira još iz vremena prvih zrakoplova, a danas se još može vidjeti na zrakoplovima generalne avijacije gdje aerodinamičke sile nisu prevelike da ih pilot ne može savladati.

Mehanički sustav upravljanja zrakoplovom se sastoji od:

- Sajli/Kablova/Žica/Cijevi
- Kabelski konektor
- Zatezač
- Vodilica kojom se mijenja smjer kablova
- Koloturnici
- Štap za guranje i povlačenje
- Upravljačka palica.

Prema prijenosnim vezama konstrukcija komandi može biti kruta, meka i mješovita, zavisno o tome koriste li se u sustavu prijenosnika cijevi, kablovi ili oboje.

Krute komande se izrađuju od duralnih cijevi i na spojevima se primjenjuju ležajevi. Ovakve komande su jako osjetljive na pokrete zbog minimalnog trenja i dugotrajne su, dok za nedostatak imaju složenu konstrukciju. Meke komande se izrađuju od savitljivih čeličnih sajli, a na pregibnim mjestima imaju kotačiće od sintetičkih masa. Prednost mekih komandi je mala masa, dok su nedostaci veliko trenje i trošenje na mjestima pregiba, istežanje te kratak vijek trajanja. Mješovite komande koriste kombinaciju jednih i drugih koristeći njihova najbolja svojstva. Navedenim komandama se upravlja iz kabine zrakoplova upravljačkom palicom tako da pilot savladava sile na aerodinamičkim površinama. Razina kojom će se upravljačke površine otkloniti ovisi o fizičkoj sposobnosti pilota odnosno njegovoj mogućnosti da savlada sile na upravljačkim površinama, kao i konstrukcijskim mogućnostima. Cijeli sklop komandi ne smije imati prazan hod i mora biti lak, jednostavan, pogodan za pregled, popravak i zaštitu od oštećenja. Dio tog sustava je prikazan na slici 31 na zrakoplovu de Havilland DH.82 Tiger Moth



Slika 30 - Mehanički sustav upravljanja zrakoplovom [3]

Prilikom povlačenja palice u željeni smjer kretanja zrakoplova, sila kojom je pilot djelovao na palicu stvara zakretni moment koji se štapovima prenosi na koloturnike. Koloturnici, koji su međusobno povezani kablovima se prilikom djelovanja pilota na upravljačku palicu okreću te pokreću štap za guranje i povlačenje. Štap za guranje i povlačenje je poveznica između zadnjeg koloturnika i upravljačke površine te je zadnja komponenta pri prijenosu zakretnog momenta na upravljačku površinu.



Slika 31 - Kablovi kojima se prenosi sila na kormila smjera i dubine na zrakoplovu de Havilland DH.82 Tiger Moth

Neki mehanički sustavi upravljanja zrakoplovom koriste servo trimere koji pružaju pomoć u savladavanju sila. Servo trimeri su male površine koje su zglobno povezane sa upravljačkim površinama. Upravljačke površine koje koriste ovakav trimer su kormilo smjera te kormilo dubine. Uz servo trimere postoje i fiksni trimeri koje podešavaju tehničari na tlu ovisno o pilotovim zahtjevima. Fiksni trimeri se nalaze na krilcima zrakoplova te su smješteni na onoj strani krilca koje je smješteno bliže korijenu krila. Prilikom otklanjanja primarne upravljačke površine, servo trimer će se otkloniti u suprotnom smjeru od primarne upravljačke površine i na taj način asistirati pilotu u namjeni da otkloni primarnu upravljačku površinu.

Osim trimera, druga mogućnost za smanjenje potrebne sile upravljanja je aerodinamička kompenzacija opterećenja upravljačkih površina. Najvažnije vrste aerodinamičkih kompenzacija su osna kompenzacija, rogljasta kompenzacija, unutrašnja kompenzacija te kompenzacija s pomoću prednjeg brida.

Kod osne kompenzacije se os rotacije zgloba pomiče nizstrujno. Tada se uravnotežavaju sile tlaka prije i poslije zgloba pa se smanjuje moment zgloba odnosno smanjuje se krak na kojem djeluje resultantna aerodinamička sila na upravljačku površinu. To ima efekt na ukupnu silu, odnosno na upravljački moment.

Rogljasta kompenzacija umjesto pomicanja rotacijske osi koristi dodatnu posebnu površinu (rog). Osnovni nedostatak rogljastih kompenzatora je znatno remećenje struje zraka i neravnomjernost opterećenja duž raspona. Upotrebljavaju se na malim zrakoplovima. Kod većih zrakoplova se zbog povećanja otpora i mogućih vibracija upravljačkih površina, ne upotrebljavaju.

Kod unutrašnjeg kompenzatora na prednji brid upravljačke površine ugrađena je duž raspona ploča za koju je vezana membrana koja hermetički razdvaja prostor iznad ploče od prostora ispod ploče. Nakon aktiviranja upravljačke površine npr. prema dolje, nadtlak ispod površine prenosi se ispod membrane i ploče, a podtlak iznad površine prenosi se iznad membrane. Razlika tih tlakova stvara kompenzacijsku silu te reducira moment zgloba. Unutrašnji kompenzator relativno malo remeti osnovno strujanje, ali ima ograničen kut zakretanja i uzrokuje poteškoće kod redovitog održavanja zrakoplova

6. HIDRAULIČKI SUSTAV UPRAVLJANJA ZRAKOPLOVOM

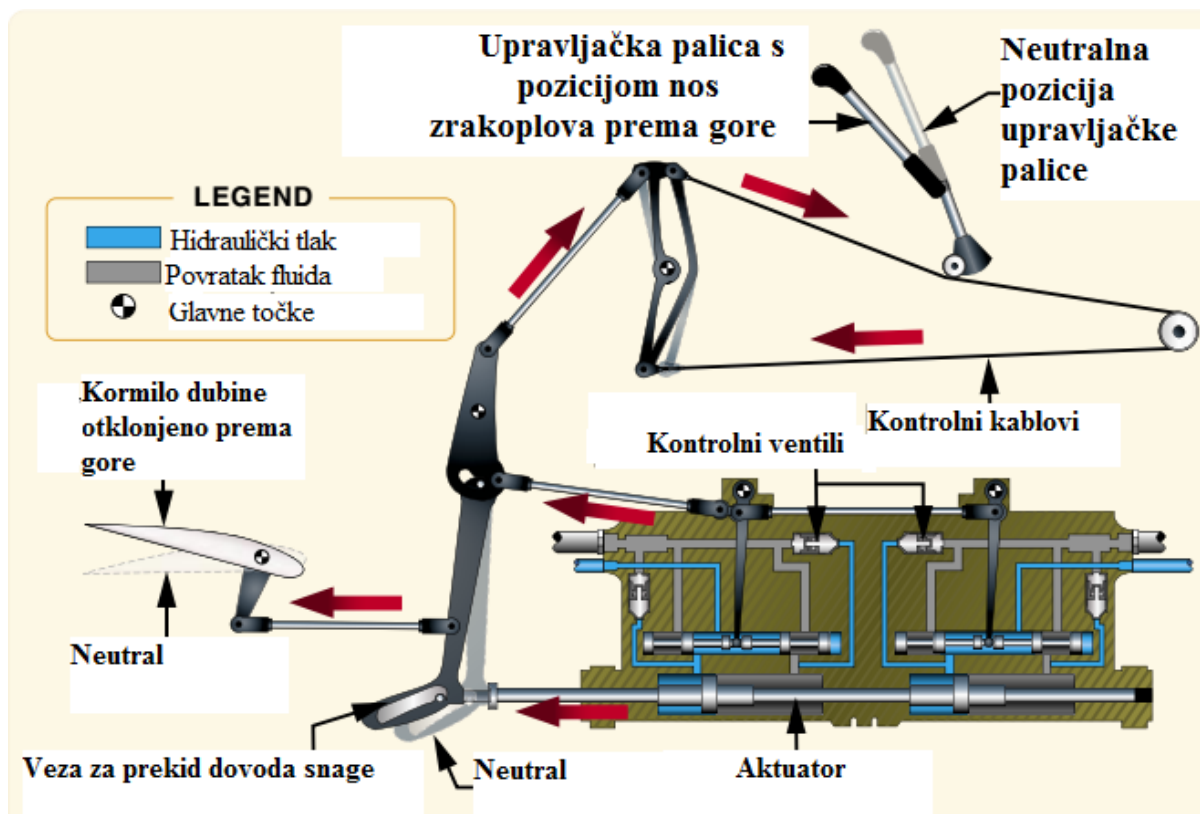
Razvojem zrakoplovstva i boljim razumijevanjem aerodinamike industrija je počela proizvoditi veće i brže zrakoplove. Iz tog razloga su sile koje su djelovale na upravljačkim površinama postajale sve veće te mehanički sustav upravljanja zrakoplovom više nije bio dovoljno rješenje za upravljanje zrakoplovom. Kako bi pilot bio u stanju i dalje upravljati upravljačkim površinama, zrakoplovni inženjeri su morali osmisliti načine i sustave koji bi pomogli pilotu pri savladavanju novonastalih velikih sila. Hidraulički sistemi su dokazali kako su prikladno rješenje za navedene probleme u pouzdanosti, fleksibilnosti te sigurnosti.

6.1. Reverzibilni sustav upravljanja

Reverzibilni sustav upravljanja zrakoplovom, koji je prikazan na slici 32, ima mehaničku vezu između upravljačke palice i upravljačkih površina zrakoplova. Upravljačka palica može pomicati upravljačke površine i obrnuto. U reverzibilnom sustavu upravljanja pilot i dalje osjeća aerodinamičke sile te se sustav sastoji od mehaničkog i hidrauličkog dijela. Dio aerodinamičkih sila je apsorbiran hidrauličkim aktuatorom, odnosno hidraulički dio sustava proizvodi silu za aktuator koji pomiču upravljačke površine, no i dalje hidraulički sustav prima signale od mehaničkog dijela koje proizvodi pilot upravljačkom palicom.

Sustav mora biti dizajniran tako da je sila koju pilot djeluje na palicu proporcionalna sili koju će hidraulički aktuator djelovati na upravljačke površine. Na taj način osiguravamo da se sila koju pilot treba upotrijebiti na upravljačku palicu proporcionalno smanjena. Kvar hidrauličkog sustava može dovesti do povećanih, ali prihvatljivih sila za upravljanje, zbog čega su u obzir uzete mjere kako bi držale te sile u određenom rasponu.

Prednost ovakvog sustava nad mehaničkim je u smanjenju otpora te povećanju efektivnosti upravljačkih površina zbog izostanka servo trimera. Nedostatak ovakvog sustava je najviše u njegovoj kompleksnoj konstrukciji i težini.



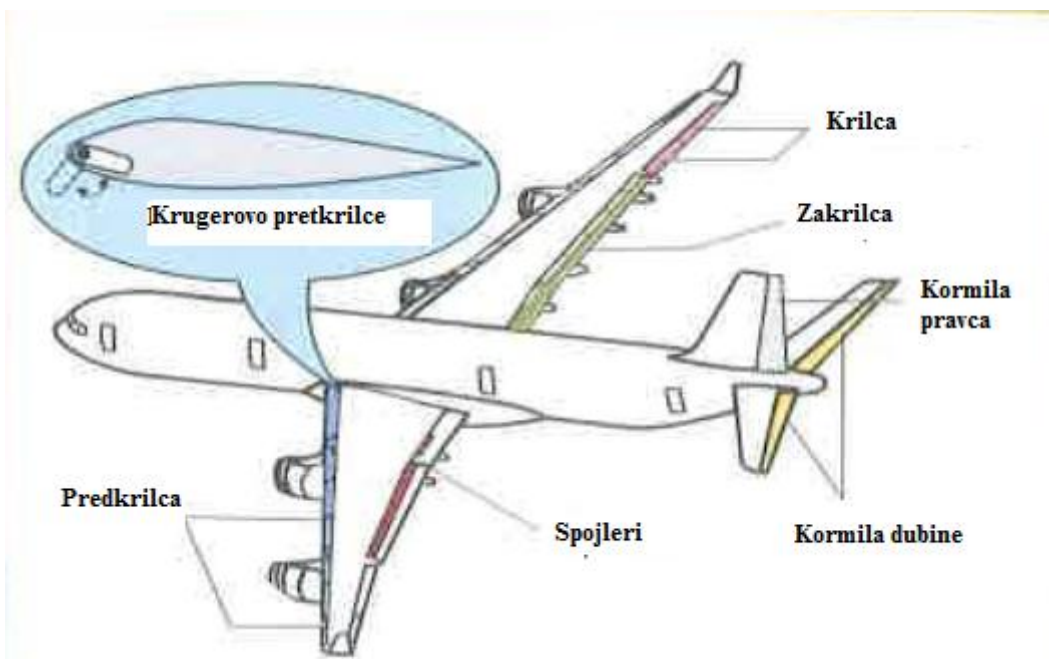
Slika 32 - Reverzibilni sustav upravljanja zrakoplovom [3]

6.2. Ireverzibilni sustav upravljanja

Upravljačke površine na većim zrakoplovima su pokretane pomoću hidrauličkih aktuatora. Iz sigurnosnih razloga, ključne upravljačke površine kao što su krilca i kormila dubine su obično pogonjena iz dva međusobno nezavisna hidraulička sistema. Na taj način je osigurana određena redundancija u sustavu.

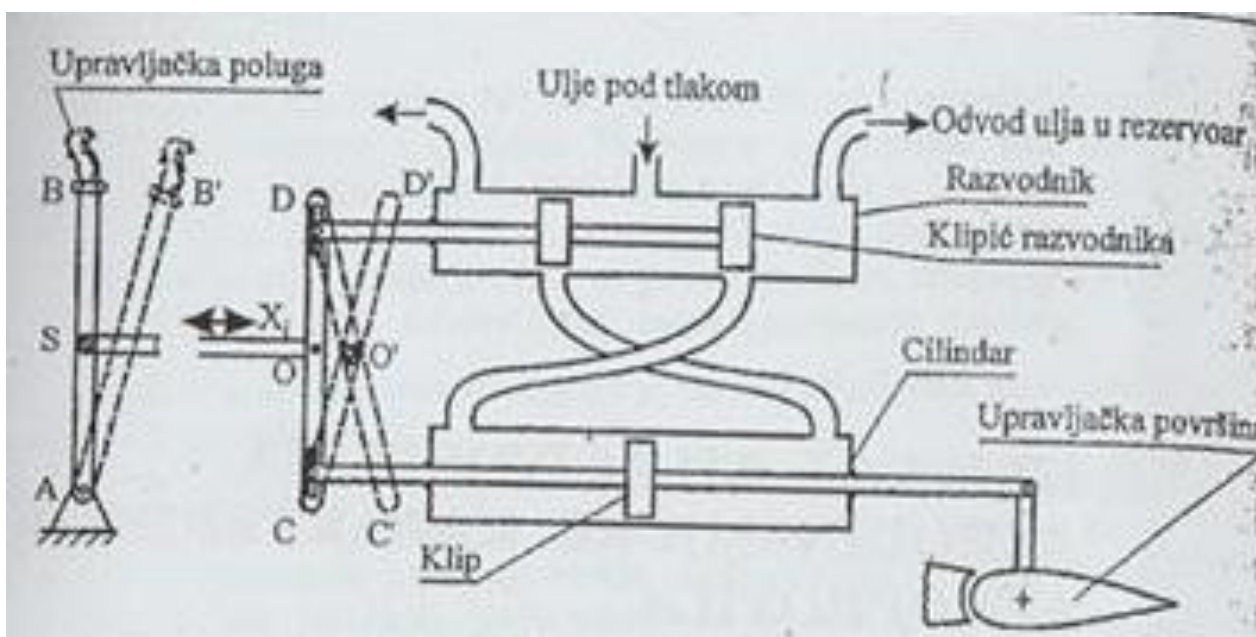
Površine koje su pokretane hidrauličkim sustavom su prikazane na slici 33.

Ireverzibilni sustav je zapravo klasični servo sustav upravljanja sa zatvorenom povratnom vezom čija se shema nalazi na slici 34. Sustav se sastoji od upravljačke palice AB, spojne poluge SO, povratne poluge CD, hidrauličkog razvodnika, hidrauličkog cilindra s klipom i klipnjačom koji zakreće upravljačku površinu. Kada pilot aktivira upravljačku palicu, npr. povuče je prema sebi (položaj AB'), zakretna poluga CD će se zakrenuti oko točke C u položaj CD' i otvoriti razvodnik tako da će ulje pod tlakom iz razvodnika teći u lijevu stranu cilindra, a s desne strane preko razvodnika u sabirni rezervoar.[1]



Slika 33 - Površine pogonjene hidrauličkim sustavom [2]

Klipnjača će s jedne strane zakretati upravljačku površinu, a s druge strane povlačiti povratnu polugu koja će se zakretati oko točke O' sve dok se klipić razvodnika ne postavi u neutralan položaj i ne prekine dotok ulja u cilindar.



Slika 34 - Ireverzibilni hidraulički sustav upravljanja zrakoplovom [1]

Sustav se smatra ireverzibilnim jer se moment zakretanja upravljačke površine ne prenosi na upravljačku polugu. Pilot mora stvoriti samo silu potrebnu za aktiviranje razvodnika. Zbog gubitka osjećaja opterećenja na upravljačkoj palici ovakvi sustavi su zahtijevali daljnji razvoj.

Zrakoplov tipa Boeing 777 je opremljen sa tri zasebna hidraulička sustava. Ti sustavi se dijele na lijevi, desni i središnji. Pritisak u tim sustavima je 3 000 psi (207 bar) kako bi omogućili dovoljnu silu potrebnu za upravljanjem upravljačkim površinama, te kočnicama i stajnim trapom.[13]

7. SUSTAV UPRAVLJANJA ZRAKOPLOVOM „FLY BY WIRE“

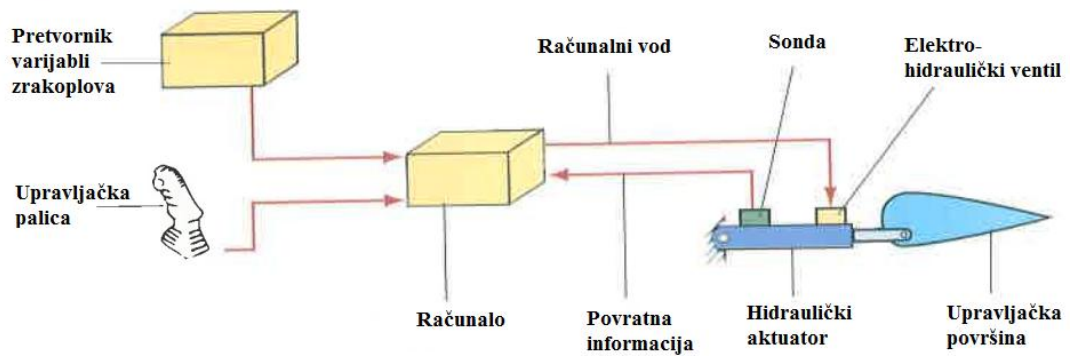
U odnosu na hidrauličke sustave upravljanja zrakoplovom, sustav upravljanja zrakoplovom „*Fly by wire*“ je sustav koji upravljačku palicu u kokpitu zrakoplova povezuje sa aktuatorima upravljačkih površina pomoću računalno generiranih signala umjesto poluga ili cijevi ispunjenih hidrauličkim fluidom. Iz tog razloga su „*Fly by wire*“ sustavi uvijek ireverzibilni. „*Fly by wire*“ sustavi su postavljeni uglavnom na zrakoplovima novije izrade. Shema sustava je prikazana na slici 35.

Neke od najvažnijih prednosti sustava su:

- Poboljšana upravljivost kroz brzu reakciju i točnu kopiju ulaznih signala.
- Ekonomičniji let u smislu potrošnje goriva je moguć zbog mogućnosti letenja na način da je aerodinamički centar bliže centru mase. Kod konvencionalnih kontrola, ovo nije poželjno jer zrakoplov ima tendenciju postati nestabilan.
- Reducirana težina zbog lakših komponenti sustava.
- Reducirane mehaničke komponente koje smanjuju vrijeme potrebno za popravak i održavanje.[2]

U normalnom radu „*Fly by Wire*“ sustavi pružaju:

- Zaštitu od preopterećenja težinom
- Zaštitu od sloma uzgona
- Zaštitu od previsokih brzina
- Zaštitu od prevelikih nagiba [2]



Slika 35 - Shema sustava upravljanja zrakoplovom "Fly by Wire" [2]

Pomak upravljačke palice, odnosno sila na upravljačku palicu se kroz pretvornik položaja ili sile u obliku električnog signala šalje u računalo. Pomak koji će pilot napraviti upravljačkom palicom je pod otporom simulatora opterećenja kako pilot ne bi izgubio osjećaj o opterećenju na upravljačkoj palici.

U računalo osim podataka dobivenih iz pretvornika položaja dolaze i podaci iz pretvornika različitih varijabli zrakoplova. Električni signali potom idu iz računala u električno hidraulički ventil koji pretvara električni signal u protok hidraulične tekućine. Ta hidraulička tekućina ulazi u hidraulički akuator koji potom pokreće upravljачku površinu. Sonda, koja registrira pomak hidrauličkog akuatora, šalje povratnu informaciju u računalo. Suvremeni „Fly by wire“ sustavi ne dopuštaju upravljačke naredbe koje će uzrokovati nestabilnost, preopterećenja elemenata i konstrukcije kao i neželjene režime leta (kovit).

Ukoliko se pojavi neki manji kvar na „Fly by Wire“ sustavu, sustav će degradirati navedene zaštite, dok u slučaju većeg kvara na sustavu, sustav će potpuno ukloniti navedene zaštite. Kod totalnog kvara navedenih sustava, postoji hidro-mehanički redundantni sustav upravljanja za kontrolu kormila dubine i krilaca.

„Fly by Wire“ sustav je trenutačno svrstan pod standardnu opremu Airbusa i to među svim njihovim zrakoplovima – od najmanjeg Airbusa A318 do najvećeg Airbusa A380. Godine pouzdanog rada, povećana sigurnost te smanjenje mehaničkih dijelova potiču proizvođače komercijalnih zrakoplova da takav sustav upravljanja zrakoplovom se i dalje proizvodi te da ga se nastavi unaprijeđivati. Zrakoplov Airbus A320 je prvi zrakoplov koji je uveo sustav „Fly by Wire“, a prikazan je na slici 36 [15]



Slika 36 - Airbus A320 - Prvi zrakoplov sa „Fly by Wire“ sustavom

Noviji sustav od „Fly by Wire“ je „Fly by Light“. Sustav „Fly by Light“ je sličan sustavu „Fly by Wire“ uz razliku što se nakon obrade električnog signala u računalu isti pretvara u svjetlo te se fiber-optičkim provodnicima šalje do pretvarača svjetlosnog impulsa u električni signal. Prednost sustava „Fly by Light“ je što fiber-optički provodnici nisu osjetljivi na elektromagnetske utjecaje te sustav ima manju masu. Prvi uspješan let ovakvog sustava je obavljen 28. siječnja 2002. godine, a izveden je sa EC135 helikopterom u Munchenu.[14]

8. ZAKLJUČAK

Upravljačke površine su uz osnovne površine kao što su krilo te horizontalni i vertikalni stabilizator najvažniji konstrukcijski elementi zrakoplova. Zbog velikih sigurnosnih zahtjeva, ti elementi moraju raditi besprijekorno u svakom režimu leta jer bez njih nije moguće upravljati zrakoplovom, što može dovesti do zrakoplovnih nesreća.

Prilikom dizajniranja različitih zrakoplova, uzima se u obzir buduća namjena zrakoplova. Ovisno o budućoj namjeni zrakoplova biraju se adekvatne upravljačke površine ovisno o njihovim aerodinamičkim karakteristikama kako bi se poboljšale određene performanse zrakoplova određene namjene. Iz tog razloga je vrlo važno dobro poznavanje aerodinamike različitih upravljačkih površina kako bi se mogla upotrijebiti prava površina. Piloti trebaju dobro poznavati površine kako bi mogli obavljati sigurne, ekspeditivne i ekonomične letove.

Različiti sustavi upravljanja zrakoplovom su također namijenjeni različitim vrstama zrakoplova. Mehanički sustav upravljanja zrakoplovom ne bi bio dobar izbor za velike komercijalne zrakoplove jer sile koje djeluju na upravljačke površine velikih zrakoplova prevelike su da bi ih pilot mogao vlastitom mišićnom masom savladati u različitim režimima leta. Iz tog razloga su konstruirani napredniji sustavi upravljanja zrakoplovom kao što su hidraulički sustavi upravljanja zrakoplovom, te sustav upravljanja zrakoplovom „*Fly by Wire*“. Navedeni sustavi imaju konstrukcijski kompleksniju izvedbu no puno su efikasniji u komercijalnom zrakoplovstvu. Mehanički sustav upravljanja zrakoplovom opstaje u generalnoj avijaciji zbog svoje jednostavnosti i lakog održavanja.

LITERATURA

- [1] Kesić P. Osnove aerodinamike Zagreb Fakultet strojarstva i brodogradnje 2003.
- [2] Nordian. Airframes and systems. Sandefjord: Nordian Aviation Training Systems; 2010.
- [3] http://www.slideshare.net/junio_oliveira/flight-controls-chapter-5 Flight Controls, 20.7.2016.
- [4] http://www.skybrary.aero/index.php/Friction_Drag, Friction Drag, 18.7.2016.
- [5] <http://www.bsaeronautics.com/2015/05/09/interference-drag/>, Interference Drag, 20.7.2016.
- [6] http://www.skybrary.aero/index.php/Wave_Drag, Wave Drag, 21.7.2016.
- [7] http://www.skybrary.aero/index.php/Supercritical_Aerofoils, Supercritical Aerofoils, 21.7.2016.
- [8] https://en.wikipedia.org/wiki/Area_rule, Area Rule, 28.7.2016.
- [9] <http://www.eaa1000.av.org/pix/albatross/tailtrim.jpg> Trim 30.8.2016
- [10] <http://www.eaa1000.av.org/pix/beece18/beece18.htm> Beech E-18S Super 18 30.8.2016
- [11] <http://www.avianordic.com/at-3-features.php> Flaps 30.8.2016
- [12] <http://aviationnepal.com/blogs/wp-content/uploads/2016/06/slotted-flap.jpg> Slotted flaps 30.8.2016
- [13] http://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_handbook/media/ama_ch12.pdf Hydarulics 30.8.2016
- [14] [http://www.defense-aerospace.com/article-view/release/8441/ec_135-pioneers-%22fly_by_light%22-controls-\(jan.-29\).html](http://www.defense-aerospace.com/article-view/release/8441/ec_135-pioneers-%22fly_by_light%22-controls-(jan.-29).html) First Fly by light flight 30.8.2016
- [15] <http://www.airbus.com/innovation/proven-concepts/in-design/fly-by-wire/> Airbus „Fly by Wire“ 30.8.2016
- [16] <https://en.wikipedia.org/wiki/Aileron> Eleroni 30.8.2016

POPIS SLIKA

| | |
|---|----|
| Slika 1 - Upravljačke površine zrakoplova sa pozitivnim smjerovima rotacija [1] | 4 |
| Slika 2 - Krilce otklonjeno prema dolje na zrakoplovu Piper Cherokee [16] | 6 |
| Slika 3 - Nepoželjno skretanje ili "Adverse Yaw" efekt [3] | 7 |
| Slika 4 - Prikaz vertikalnog stabilizatora i kormila pravca na repu zrakoplova te horizontalnog stabilizatora i kormila dubine..... | 8 |
| Slika 5 - Rep zrakoplova Boeing 747-200 [16] | 9 |
| Slika 6 - Prikaz trimera na repnim upravljačkim površinama..... | 10 |
| Slika 7 -Trimeri na zrakoplovu Grumman HU-16A [9] | 10 |
| Slika 8 - Prikaz zakrilaca na zrakoplovu..... | 11 |
| Slika 9 - Prikaz običnog zakrilca [3]..... | 12 |
| Slika 10 - Utjecaj običnog zakrilca na koeficijent uzgona [1] | 12 |
| Slika 11 - Obično zakrilce na zrakoplovu Beech E-18S Super 18 [10] | 13 |
| Slika 12 - Prikaz podijeljenog zakrilca [3]..... | 14 |
| Slika 13 - Podijeljeno zakrilce na zrakoplovu Aero AT-3 [11] | 14 |
| Slika 14 - Zakrilce s procijepom | 15 |
| Slika 15 - Zakrilce s procijepom na zrakoplovu [12]..... | 15 |
| Slika 16 - Prikaz Fowlerovog zakrilca [3] | 16 |
| Slika 17 - Boeing 747 sa Fowlerovim zakrilcem..... | 16 |
| Slika 18 - Prikaz zakrilca s dva procijepa [3] | 17 |
| Slika 19 - Pretkrilca na krilu zrakoplova | 18 |
| Slika 20 - Fiksno pretkrilce s procijepom [3] | 18 |
| Slika 21 - Fiksno pretkrilce s procijepom na zrakoplovu PZL-104M Wilga 2000..... | 19 |
| Slika 22 - Upravljivo pretkrilce s procijepom [2]..... | 20 |
| Slika 23 - Upravljivo pretkrilce s procijepom na zrakoplovu Airbus A319 | 20 |
| Slika 24 - Krugerovo pretkrilce [2]..... | 21 |
| Slika 25 - Krugerovo pretkrilce na zrakoplovu Boeing 737 | 22 |
| Slika 26 - Aktivirani spojleri na zrakoplovu A320 | 22 |
| Slika 27 - Kanard na borbenom zrakoplovu | 23 |
| Slika 28 - Prikaz V repa na zrakoplovu Beechcraft Bonanza V35 [3]..... | 24 |
| Slika 29 - Elevoni na zrakoplovu sa delta krilima [2]..... | 25 |
| Slika 30 - Mehanički sustav upravljanja zrakoplovom [3] | 27 |
| Slika 31 - Kablovi kojima se prenosi sila na kormila smjera i dubine na zrakoplovu de Havilland DH.82 Tiger Moth | 27 |

| | |
|---|----|
| Slika 32 - Reverzibilni sustav upravljanja zrakoplovom [3]..... | 30 |
| Slika 33 - Površine pogonjene hidrauličkim sustavom [2] | 31 |
| Slika 34 - Ireverzibilni hidarulički sustav upravljanja zrakoplovom [1] | 31 |
| Slika 35 - Shema sustava upravljanja zrakoplovom "Fly by Wire" [2] | 34 |
| Slika 36 - Airbus A320 - Prvi zrakoplov sa „Fly by Wire“ sustavom..... | 35 |

METAPODACI

Naslov rada: Komparativna analiza upravljačkih površina i sustava upravljanja zrakoplovom

Student: Tomislav Bedeković

Mentor: mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Naslov na drugom jeziku (engleski): Comparative Analysis of Airplane Control Surfaces and Control Systems

Povjerenstvo za obranu:

- prof. dr. sc. Željko Marušić predsjednik
- mr. sc. Davor Franjković mentor
- dr. sc. Karolina Krajček Nikolić član
- doc. dr. sc. Anita Domitrović zamjena

Ustanova koja je dodijelila akademski stupanj:

Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu

Zavod: Zavod za aeronautiku

Vrsta studija: Preddiplomski

Studij: Aeronautika

Datum obrane završnog rada: 13. rujan 2016.



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj _____ završni rad

isključivo rezultat mog vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu što pokazuju korištene bilješke i bibliografija.

Izjavljujem kako nijedan dio rada nije napisan na nedozvoljen način, niti je prepisan iz necitiranog rada, te nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava.

Izjavljujem također, kako 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 rada

pod naslovom **Komparativna analiza upravljačkih površina i sustava upravljanja zrakoplovom**

na internetskim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

U Zagrebu, 30.8.2016 _____

Student/ica:



(potpis)