

1. UVOD

Razvojem zrakoplovstva, počevši od povijesnog leta braće Wright 1903. g. kad je uspješno izveden let zrakoplovom pogonjenim motorom, javljala se želja za novim uspjesima, da let traje dulje, da se leti na većim visinama i mnogo brže, a bilo je važno savladati jednu jako značajnu prepreku koja je tada postojala, a to je upravljanje letjelicom. Točnije da se ne mora letjeti samo u kursu polijetanja ili kako vjetar nosi, već da letjelica uspješno izvodi zaokrete, te da ovisno o zadaći mijenja kurs leta u zraku.

Pet godina poslije braće Wright, Henri Farman 13. 01. 1908. g. na francuskom vojnom letjelištu nedaleko od Pariza, izvodi prvi let sa upravljivim zrakoplovom. Let koji je trajao 1 minutu i 28 sekundi sastojao se od polijetanja, te leta do markera koji se nalazio 1000 m dalje od točke polijetanja, te zaokreta na markeru i leta prema početnoj točki na kojoj se izvodilo i konačno slijetanje. Na tom letu koji je više nalikovao borbi za život nego li kontroliranom letu, Henri Farman načinio je naizgled vrlo nespretan i velik zaokret oko markera koristeći samo kormilo pravaca, dok su krila bila u položaju bez nagiba. Samo sedam mjeseci poslije na malom trkalištu u blizini Le Mansa u Francuskoj 08. 08. 1908. g. Wilbur Wright sa svojim lakim dvokrilcem polijeće i čini dva vrlo elegantna i kontrolirana zaokreta. Njegov zrakoplov za razliku od Farmanovog ima mogućnost valjanja i skretanja odnosno promjene nagiba, kuta skretanja i propinjanja. Nakon 1 minute i 45 sekundi Wilbur slijeće na točku polijetanja i završava još jedan povijesni trenutak u svijetu zrakoplovstva koji je pridonio razvoju i uvođenju zrakoplovstva u druge krajeve svijeta, ponajprije u Europu.

Wrightov zrakoplov osim mogućnosti valjanja, skretanja i propinjanja nije imao ono što bi nazvali uobičajenim upravljačkim površinama, osim kormila pravca i dubine. Kao krilca koristio je aeroelastičnost konstrukcije krila. Dijelove krila na kojima danas kod zrakoplova nalazimo upravljačke površine krilca, povezao je polugama kojima je savijao krilo i na taj način na tim mjestima mijenjao zakrivljenost aeroprofila krila i time generirao potrebne sile za promjenu nagiba potrebnog za izvođenje zaokreta, koristeći kormilo pravca u kombinaciji sa krilcima (savijanje krila). Bio je to prvi koordinirani zaokret u kojem su se koristile sve tri komande u međusobnoj kombinaciji. Nešto više o

svim površinama i načinu funkcioniranja objasniti će se u poglavlju općenito o upravljačkim površinama.

Kako je vrijeme odmicalo, razvoj zrakoplova i njihovih performansi uvjetovao je i različitost u konstrukciji zrakoplova, motora i kompletne opreme. Za upravljačke površine možemo isto tako reći da se razlikuju od zrakoplova do zrakoplova, ali po funkciji su ipak slične. Svi ih zrakoplovi posjeduju, samo su ovisno o vrsti i namjeni zrakoplova različitog dizajna i izvedbe. Tako imamo obične upravljačke površine koje se najčešće upotrebljavaju kod duboko podzvučnih zrakoplova kao što su zrakoplovi iz drugog svjetskog rata tipa Me109, FW-190, Mustang P-51, Spitfire, itd. Te obične površine predstavljaju najučestaliji tip izvedbe upravljačkih površina koji se koristio do kraja drugog svjetskog rata, pa i danas kod zrakoplova čije brzine ne prelaze brzine veće od 700 km/h, kao što je i zrakoplov na čije upravljačke površine će se i koncentrirati materija ovog rada, a to je zrakoplov Pilatus PC-9. Obične upravljačke površine predstavljaju klasičan dizajn površina kod kojih je ostvarena veza između upravljačke palice i samih površina pomoću mehaničkih poluga, kolotura i metalnih sajli.

Razvojem mlaznog motora te postizanjem novih performansi kod zrakoplova poglavito u smjeru brzine leta kod visoko podzvučnih i nadzvučnih zrakoplova, sile koje su se javljale na upravljačkim površinama nije bilo moguće savladati tjelesnom snagom pilota uz mehaničke veze komandi i upravljačkih površina. Revolucionarno rješenje otkriveno je upotrebom elektro ili hidrauličnih servo uređaja. Jednostavan princip zakona hidrodinamike našao je primjenu u sustavu upravljanja upravljačkim površinama. Danas imamo i sustave koji kao vezu sa cilindrom koji vrši pokretanje površine koristi električni signal preko vodiča, pa imamo i vezu preko svjetlovoda kako bi se izbjegli elektromagnetski utjecaji. Ti sustavi aktivnog upravljanja nazivaju se Fly By Wire (letjeti pomoću vodiča-žice) ili Fly By Light (letjeti pomoću svjetlosti). Značajan je i stupanj korištenja računalne tehnologije sa razvojem zrakoplovstva, što se vidi po razvoju od jednostavnih sustava pa do kompleksnih elektro-hidrauličkih sustava koje nadzire računalo. Osim aktivnih upravljačkih površina, postoji raznolikost u dizajnu i izvedbi upravljačkih površina. Najznačajnija je činjenica da u nadzvučnom letenju nema efikasnosti kormila dubine u klasičnom smislu dizajna kormila sa stabilizatorom. Zbog toga je kompletan horizontalni stabilizator pokretan kako bi se osigurala upravljivost

propinjanjem. Postoje također primjeri inverznih konstrukcija, izbačen je horizontalni stabilizator, a dodan je kanard odnosno pokretni horizontalni stabilizator na nosu zrakoplova. Tipičan primjer nadzvučnog borbenog zrakoplova je Eurofighter-Typhoon. Kod nekih zrakoplova imamo kombiniranu upotrebu upravljačkih površina sa uređajima za povećanje uzgona, npr. upotreba krilaca kao flapsova zajedno sa osnovnim flapsovima uz zadržavanje osnovne funkcije krilaca, karakteristično za F-18, američki mornarički zrakoplov. Korištenje vektoriranog potiska u kombinaciji sa kormilom dubine predstavlja jednu kompletno novu perspektivu u dizajniranju modernih borbenih zrakoplova kao što su Su-33, Su-37, F-22. Nove želje da se napravi superpokretljivi zrakoplov sa iznimno visokim manevarskim sposobnostima dovode do naizgled vrlo čudnih rješenja. Pokretne mlaznice zrakoplovnog motora nisu jedini primjer, zanimljiv je i američki strateški bombarder B-2 „Leteće krilo“. Zrakoplov koji uopće nema repne površine, već ih zamjenjuje uporabom različitih spojlera i sa s-aeroprofilom krila unutar kojega je integrirani trup. Sam aeroprofil osigurava rješenje direkcionalne stabilnosti odnosno uklanjanje repnih površina, poglavito kormila pravca i vertikalnog stabilizatora.

Predmet ovog rada je pojašnjenje upravljačkih površina i načina djelovanja općenito za sve zrakoplove koji lete podzvučnim brzinama, a poglavito se težište daje na zrakoplov visokih performansi koji služi za osnovnu i naprednu obuku pilota, Pilatus PC-9. Zrakoplov je metalne konstrukcije, niskokrilac s motorom Pratt & Whitney PT6A s 62,950 KS, postiže brzine do 320 kts i sposoban je izvoditi sve vrste složenih akrobacija unutar opterećenja od +7 g do -3,5 g. Upravljačke površine i kompletan aerodinamični dizajn predstavljaju zrakoplov jednostavne izvedbe slične onima pod kraj drugog svjetskog rata. Jedina je razlika u pogonskoj skupini koja je turbo-prop za razliku od većine zrakoplova iste kategorije koji su opremljeni klipnim motorima. Zrakoplov Pilatus PC-9 prikazan je na slici 1.1.

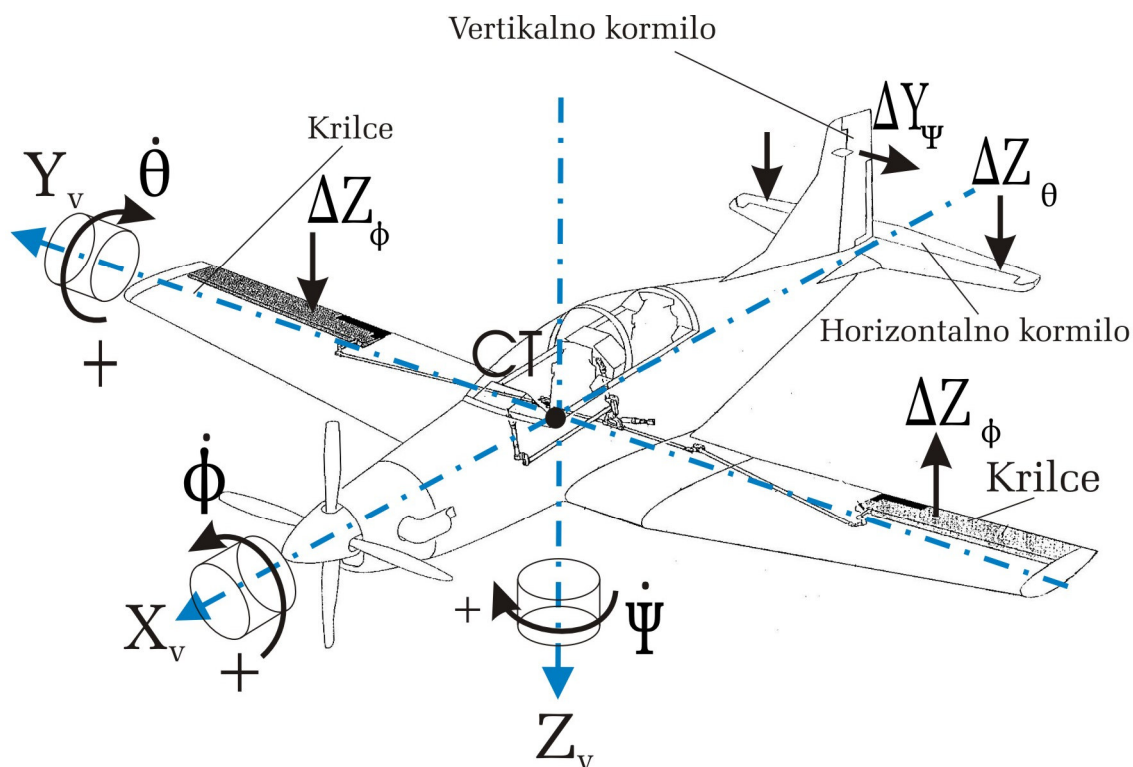


Slika 1.1. Izgled aviona Pilatus PC-9

2. OPĆENITO O UPRAVLJAČKIM POVRŠINAMA

Prije samog razmatranja upravljačkih površina korisno je definirati neke pojmove koji su usko vezani sa upravljačkim površinama.

Gibanje zrakoplova u prvom približnom promatranju može se smatrati gibanjem krutog tijela čiji se centar mase CT giba brzinom $\vec{V}$ i tijelo rotira kutnom brzinom $\vec{\omega}$ u odnosu na inercijalni koordinatni sustav. Kutna brzina zrakoplova je istovremeno kutna brzina rotacije vezanog koordinatnog sustava x_v, y_v i z_v . Vektor kutne brzine $\vec{\omega}$ može se u svakom trenutku razložiti na komponente u pravcima triju vezanih osi x_v, y_v i z_v i dobiti tri ortogonalne komponente kutne brzine $\dot{\phi}, \dot{\theta}$ i $\dot{\psi}$. Na zrakoplov djeluju: sila gravitacije, aerodinamička sila i vučna sila koje u odnosu na centar masa stvaraju momente.



Slika 2.1. Upravljačke površine na avionu sa pregledom važnih pojmova.

Aerodinamička i vučna sila nemaju stacionaran karakter pa su mogući poremećaji, tj. promjene tih sila koje uzrokuju promjene u gibanju zrakoplova. Kod gibanja zrakoplova bitna su dva pojma: stabilnost i upravljivost.

Pod pojmom stabilnosti podrazumijeva se svojstvo zrakoplova da se sam vrati u ravnotežno stanje nakon prestanka djelovanja poremećaja koji su uzrokovali promjenu u odnosu na ravnotežno stanje. Razlikuju se statička i dinamička stabilnost. Statička stabilnost procjenjuje se na temelju ponašanja zrakoplova u početnom trenutku kada je nastao poremećaj. Ako u tom trenutku zrakoplov pokazuje tendenciju vraćanja u ravnotežni položaj kaže se da je zrakoplov statički stabilan. Zrakoplov je statički nestabilan ako u početnom trenutku kada je nastao poremećaj pokazuje tendenciju udaljavanja od ravnotežnog stanja u smjeru djelovanja poremećaja. Postoje tri vrste statičke stabilnosti zrakoplova: uzdužna, poprečna i direkcionalna stabilnost, dakle po sve tri osi zrakoplova.

Izraz dinamička stabilnost karakterizira prijelazni proces koji nastaje poslije pojave poremećaja. Zrakoplov je dinamički stabilan ako se vraća u ravnotežni položaj jednim prigušenim gibanjem ili kroz više prigušenih oscilacija. Da bi zrakoplov bio dinamički stabilan mora biti statički stabilan i imati sposobnost prigušivanja poremećaja.

Upravlјivost zrakoplova je njegova sposobnost odgovoriti na djelovanja upravljačkih sustava i proizvesti željeni efekt. Upravljačkim sustavima proizvodi se rotiranje oko uzdužne osi ϕ (valjanje), rotiranje oko poprečne osi θ (propinjanje) i rotiranje oko normalne osi ψ (skretanje) radi neutraliziranja neželjenih poremećaja i radi proizvođenja željenih efekata kao što su promjena pravca (skretanje), promjena visine (propinjanje, poniranje) i drugih manevara. Bitno je naglasiti da upravljivost zrakoplova treba razlikovati od njegovih manevarskih sposobnosti.

Manevarska sposobnost zrakoplova je osobina zrakoplova da brzo mijenja smjer, visinu i brzinu leta. Cijeni se po minimalnom vremenu utrošenom za neki manevar – evoluciju, po najmanjem radijusu zaokreta, maksimalnoj visini u vertikalnim akrobacijama, te po mogućnosti izvođenja raznolikih akrobacija. Znači osnovna razlika između upravljivosti aviona i njegove manevarske sposobnosti je ta da upravljiv avion treba izvesti manevre pri otklonu kormila, ali vrijeme manevra i putanje nemaju većeg

značenja. Za avion dobrih manevarskih sposobnosti najvažnija je brzina prelaza iz jednog režima u drugi i mogućnost brze promjene smjera leta i brzine aviona.

Upravljačke površine prikazane su na slici 2.1. zajedno s pozitivnim smjerovima rotacija koji se određuju pravilom desne ruke. Valjanje zrakoplova kutnom brzinom $\dot{\phi}$ se proizvodi 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 proizvodi 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 se za $|\Delta Z_\phi|$. To stvara spreg sila koji rotira zrakoplov oko uzdužne osi tako što se lijevo krilo podiže, a desno spušta.

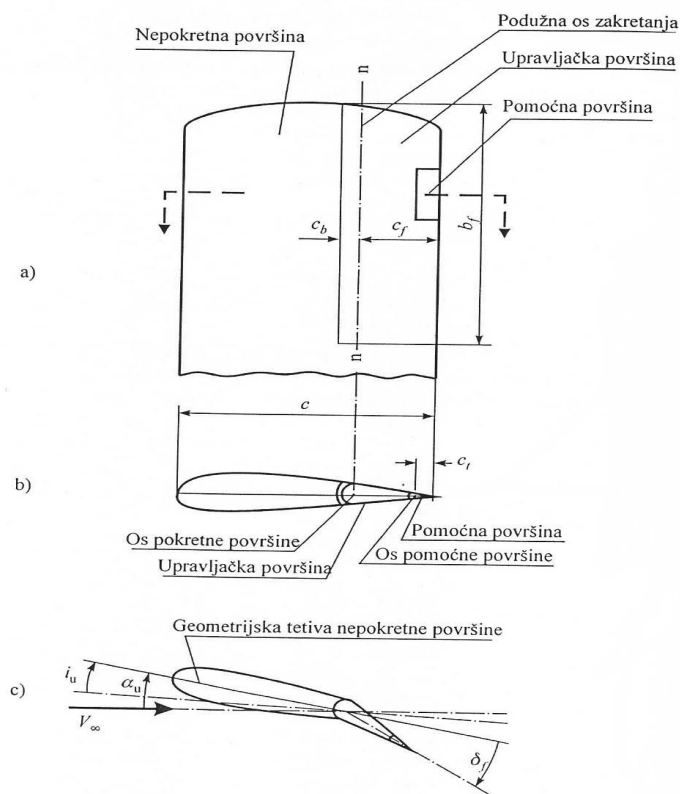
Propinjanje stvara pilot povlačenjem upravljačke poluge prema sebi, što uzrokuje podizanje horizontalnog kormila prema gore. Horizontalno kormilo ili kormilo dubine je obično izvedeno kao stražnji dio horizontalne repne površine koja se može okretati oko svoje poprečne osi. Tako se na horizontalnoj repnoj površini stvara dodatna uzgonska sila $|\Delta Z_\theta|$ sa smjerom u pravcu vertikalne ili normalne osi z_v . Ta sila okreće zrakoplov oko poprečne osi koja prolazi kroz centar masa 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_ψ u smjeru $-y_v$. Ova sila djelujući u odnosu na centar masa CT uzrokuje pozitivnu rotaciju oko osi z_v sa skretanjem nosa zrakoplova u desno.

Između pojedinih upravljačkih djelovanja postoji međuzavisnost. Npr. kod pozitivnog skretanja (na 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. Da se izvedu tražena skretanja treba obično aktivirati više komandi.

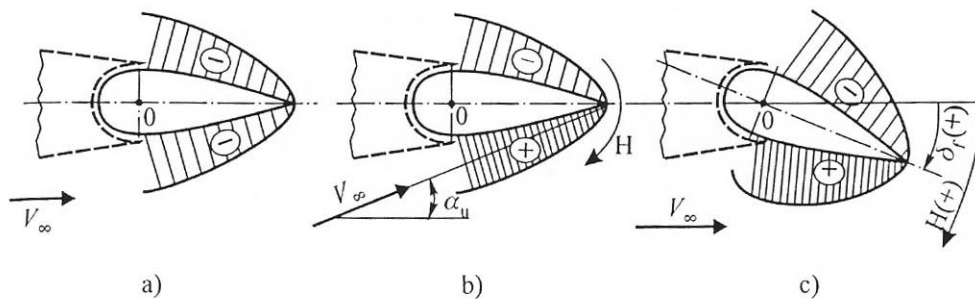
2.1. Geometrijske i aerodinamičke karakteristike upravljačkih površina

Upravljačke površine po konstrukciji nalikuju na površine za povećanje uzgona, ali se namjenski i upravljački razlikuju. Ima i takvih rješenja kad se jedne te iste površine koriste i kao upravljačke i kao površine za povećanje uzgona, ali ne istovremeno. Upravljačke površine su pokretne površine, obično zakretane oko uzdužne osi, postavljene na stražnjem dijelu aerodinamičkih površina kao što su krila, horizontalna i vertikalna repna površina. Pokretanjem upravljačke površine mijenja se raspored tlaka, ne samo preko nje, nego i preko fiksnog dijela aerodinamičke površine na kojoj je ugrađena. To generira dodatne aerodinamičke sile koje su potrebne da se proizvedu traženi momenti rotacije.



Slika 2.2. Opća shema upravljačke površine; a) tlocrt b)

Na slici 2.2. prikazana je opća shema upravljačke površine koja je ugrađena na stražnjem dijelu nepokretne aerodinamičke površine koja stoji pod kutom α_u , a može se zakretati oko uzdužne osi n-n za kut δ_f . Upravljačka površina ima raspon b_f , dužinu tetive c_f tako da je veličina površine $S_f = b_f c_f$. Na upravljačkoj površini ponekad se postavlja pomoćna upravljačka površina (tab) dužine tetive c_f koja se može zakretati oko svoje uzdužne osi za kut δ_t . Površina je ugrađena na zrakoplov pod kutom i_u u odnosu na uzdužnu os x_v . Na upravljačku površinu djeluju elementarne normalne sile predstavljene tlakom $\delta F_t = \tau \delta S$. Na slici 2.3. prikazan je raspored tlaka na upravljačkoj površini za tri karakteristična položaja. Ukupno djelovanje elementarnih sila rezultira uzgonskom silom i momentom oko izabrane točke, koja je obično os oko koje se zakreće upravljačka površina.



Slika 2.3. Raspodjela tlaka na upravljačkoj površini za

a) $\alpha_u = 0$ i $\delta_f = 0$; b) $\alpha_u \neq 0$ i $\delta_f = 0$; c) $\alpha_u = 0$ i $\delta_f > 0$

Aerodinamičke karakteristike upravljačkih površina izražavaju se s pomoću standardiziranih izraza za:

- Aerodinamičku „uzgonsku“ silu

$$L = C_l q_\infty S_{up} \quad (2.1.1)$$

- Moment zgloba u odnosu na os rotacije upravljačke površine

$$H = C_h q_\infty S_f c_f \quad (2.1.2)$$

- Moment okretanja zrakoplova oko odgovarajuće osi uslijed djelovanja upravljačke površine

$$M = C_M q_\infty S_{up} c \quad (2.1.3)$$

Pritom se koeficijent uzgona C_l i koeficijent momenta C_M odnose na ukupnu površinu S_{up} (nepokretni i pokretni dio), iako ih je moguće svesti na referentnu površinu krila 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 može se predstaviti kao linearizirana aproksimacija stvarnog izraza

$$C_l = C_{L,0} + C_{L,\alpha_u} \alpha_u + C_{L,\delta_f} \delta_f + C_{L,\delta_t} \delta_t \quad (2.1.4)$$

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):

$$\tau = \frac{\frac{\partial C_L}{\partial \delta_f}}{\frac{\partial C_L}{\partial \delta_u}} = \frac{\partial \alpha_u}{\partial \delta_f} \quad (2.1.5)$$

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

$$C_h = C_{h,0} + C_{h,\alpha_u} \alpha_u + C_{h,\delta_f} \delta_f + C_{h,\delta_t} \delta_t \quad (2.1.6)$$

gdje su:

$C_{h,0}$ - koeficijent momenta kod $\alpha_u = \delta_f = \delta_t = 0$

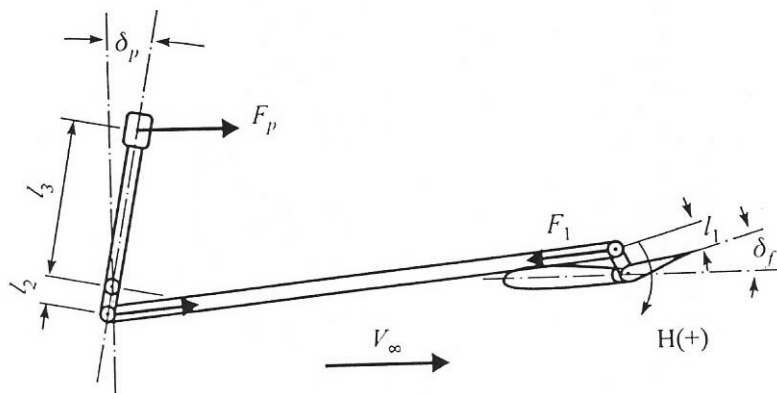
C_{h,α_u} - gradijent promjene koeficijenta momenta uslijed promjene kuta α_u ,
 $(\partial C_h / \partial \alpha_u)_0$

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.

Moment zgloba uvijek se suprotstavlja zakretanju upravljačke površine i zato stvara otpor djelovanju upravljačke poluge koju pokreće pilot. Pomicanje poluge se preko čeličnih užadi ili poluga prenosi na upravljačku površinu. Na slici 2.4. prikazan je shematski prijenos djelovanja upravljačke poluge na kormilo propinjanja. Smatrajući da su poluge međusobno okomite, zglobni moment proizveden aerodinamičkim silama na upravljačkoj površini se uravnotežuje silom F_1 u poluzi, a na kraku l_1 :



Slika 2.4. Shema prijenosa djelovanja od upravljačke poluge do upravljačke površine (propinjanje)

$$H = F_1 l_1 \quad (2.1.6)$$

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

$$F_p l_3 = F_1 l_2 \quad (2.1.7)$$

Na temelju jednadžbi (2.1.6) i (2.1.7) dobiva se:

$$H = l_1 F_p \frac{l}{l_2}$$

a zamjena izraza za H iz jednadžbe (2.1.2) daje

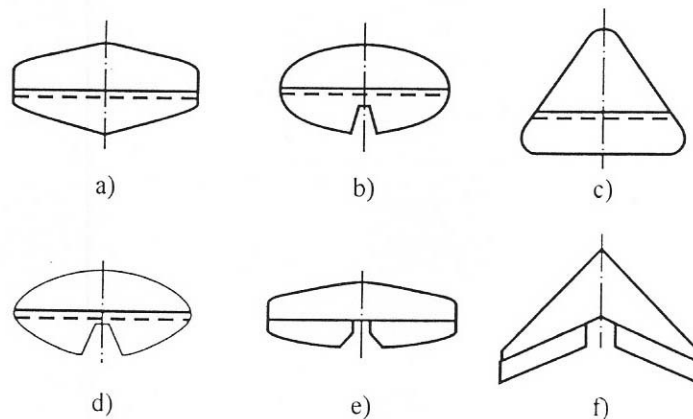
$$F_p = k C_h S_f c_f q_\infty \quad (2.1.8)$$

gdje je $k = l_2 / (l_1 l_3)$. U točnijim analizama koeficijent k obuhvaća sve prijenose (poluge, kotače, zupčanike, ekscentre itd.) i trenja u ležićima.

2.2. Upravljanje propinjanjem

Horizontalna repna površina koja ima nepokretni i pokretni (upravljivi) dio najčešće se koristi za upravljanje propinjanjem (i poniranjem) zrakoplova. Pokretni dio je zglobovito okretan oko poprečne osi koja se proteže duž raspona stražnjeg dijela repne površine. Nepokretni dio (stabilizator) je zapravo zakretan za relativno mali kut što omogućuje promjenu kuta ugradnje i_u radi uravnotežavanja momenta kod raznih opterećenja zrakoplova. To zakretanje se obično provodi iz pilotske kabine okretanjem vijka koji preko prijenosa podiže ili spušta prednji dio repa. Zakretanjem pokretne površine (horizontalno kormilo) mijenja se raspored opterećenja po cijeloj horizontalnoj repnoj površini pa tako dobivena resultantna aerodinamička sila zakreće zrakoplov oko poprečne osi koja prolazi kroz centar masa CT .

Na slici 2.5. prikazano je nekoliko horizontalnih repnih površina. Trokutaste i strelaste površine upotrebljavaju se kod zrakoplova visokih podzvučnih brzina. Kod nadzvučnih brzina, zato što zakretanje kormila ne uzrokuje promjenu aerodinamičkog opterećenja uzdužno od pokretnog kormila cijela horizontalna repna površina postaje upravljiva (okretna) oko poprečne osi.



Slika 2.5. Karakteristični oblici horizontalnih repnih površina:

a) d) i e) trapezna, b) eliptična, c) trokutasta, f) strelasta

Repna površina ima aspektni odnos oko 3. Trideset do pedeset postotaka ukupne površine obuhvaća kormilo, a ostalo stabilizator, na vojnim zrakoplovima dopuštena su veća zakretanja (40°). Horizontalne repne površine se izrađuju od simetričnih aeroprofila male debljine (4 do 10% ukupne duljine tetive).

Elementi koji utječu na uzdužnu upravljivost su:

- Brzina leta i brzina strujanja od elise zrakoplova
- Veličina i udaljenost kormila visine od CT
- Težina zrakoplova
- Površina i dužina trupa
- Otklon kormila visine
- Stabilnost i položaj CT

Brzina leta i brzina strujanja elise utječu upravo proporcionalno na veličinu aerodinamičke sile repa, a time i na veličinu uzdužnog momenta oko poprečne osi. Veće sile na upravljačkoj površini koje pilot mora izbalansirati znače ujedno i veći moment H .

Veličina i udaljenost kormila propinjanja od CT - Površina kormila propinjanja ima proporcionalan utjecaj na veličinu aerodinamičkih sila repa, a time i na veličinu momenta oko poprečne osi odnosno oko CT i zgloba upravljačke površine. Veći krak

odnosno udaljenost kormila od CT daje veći iznos momenta, veća površina daje veće sile opterećenja na površini što opet povećava moment na hvatištu zgloba upravljačke površine, a time i na CT . Ali ne smije zavarati veća udaljenost kormila od CT jer obrnuto proporcionalno djeluje na uzdužnu pokretljivost, jer povećanje kraka povećava i vrijeme potrebno da se zrakoplov okrene oko poprečne osi odnosno da propne ili ponire.

Veća masa aviona znači veću težinu i inernost, te je teže poremetiti uzdužnu ravnotežu, uslijed čega su teži avioni manje pokretljivi i obratno.

Površina i dužina trupa – Veća površina i dužina trupa stvaraju veći otporni moment okretanja oko poprečne osi i smanjuje uzdužnu upravljivost i obratno.

Otklon kormila visine – Veći otklon kormila visine stvara veću aerodinamičku silu repa i time povećava uzdužnu upravljivost, ali samo do određene granice, tj. do blizu kritičnog napadnog kuta horizontalnih repnih površina. Zato je maksimalni otklon kormila oko 25° - 30° , pri čemu je otklon na gore obično veći od otklona na dolje. Ovo je potrebno radi postizanja većih napadnih kutova u slijetanju koji su bliski kritičnim napadnim kutovima. Ionako se kroz letenje najviše postižu pozitivna opterećenja koja su povoljnija kako za pilota tako i za zrakoplov.

Stabilnost i položaj centra težišta - Statička stabilnost je najveća pri prednjem položaju centra težišta (masa), a najmanja pri krajnjem zadnjem položaju centra masa, te se iz toga može zaključiti da je upravljivost zrakoplova veća ukoliko je statička stabilnost manja i obratno.

2.3. Upravljanje skretanjem

Vertikalne repne površine služe za održavanje pravca leta i promjenu pravca – skretanje. Kod podzvučnih zrakoplova vertikalna površina je podijeljena na nepokretni, prednji dio (stabilizator) i upravljivi pokretni dio (vertikalno kormilo) koji se može zakretati oko osi koja se proteže po vertikali repa. Velika površina stabilizatora neutralizira poremećaje nastale bočnim strujanjem zraka.

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 masa *CT* ispred repa, aerodinamička sila će uzrokovati skretanje nosa u desnu stranu. Obrnuto, zakretanjem kormila ulijevo, nos zrakoplova skreće ulijevo.

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° .

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.

Otklonjeno kormilo pravca zbog inertnosti zrakoplova ne mijenja odmah putanju zrakoplova, tako da i u ovom slučaju, kao i kod ostalih vrsta upravljivosti, nastaje prvo klizanje i pojava stabilizirajućeg momenta. Da bi zrakoplov promijenio pravac leta, moment kormila mora biti veći od svih ostalih djelujućih momenata po pravcu. Klizanje je pojava kod koje postoji kut između relativne struje zraka i uzdužne osi gledano iz tlocrta zrakoplova. Javlja se i u zaokretima kada centrifugalna ili centripetalna sila nadjača djelovanje repa zrakoplova. Klizanje može biti unutarnje (ako je prevladala centripetalna sila) ili vanjsko (ako je prevladala centrifugalna sila). Pomoću pokazivača klizanja pilot u kabini zrakoplova otkriva klizanje te ga eliminira upotrebom odgovarajuće komande pravca.

Uslijed promjene pravca javlja se nejednaka brzina jednog i drugog krila. Vanjsko krilo ima veću progresivnu brzinu i veću silu uzgona, a unutarnje manju, uslijed čega se istovremeno pojavljuje i moment valjanja oko uzdužne osi.

Elementi koji utječu na upravljivost po pravcu:

- Brzina zrakoplova, strujanje elise i napadni kut
- Veličina trupa i udaljenost kormila pravca od *CT*
- Veličina i otklon kormila pravca
- Stabilnost i položaj *CT* zrakoplova
- Težina zrakoplova
- Veličina i raspon krila.

Brzina zrakoplova i strujanje od elise utječu proporcionalno na upravljivost po pravcu, a napadni kut aviona je obrnuto proporcionalan s upravljivošću po pravcu.

Veličina trupa i udaljenost kormila pravca – Površina vertikalnih repnih površina ovisi od površine i raspona krila, te duljine trupa. Veličina i otklon kormila pravca također su proporcionalne sa upravljivošću skretanjem.

Stabilnost i položaj centra masa – Ukoliko zrakoplov ima više prednji položaj centra masa, stabilniji je po pravcu, a manje pokretljiv i obratno za slučaj zadnjeg položaja *CT*.

Teži avion je inertniji i manje upravljiv i obratno. Posebnu pažnju treba posvetiti rasporedu tereta po uzdužnoj osi da se ne bi poremetio centar masa. Veća površina i raspon krila stvaraju veći moment otpora pri promjeni pravca leta i smanjuju upravljivost po pravcu, i obratno za slučaj manjeg raspona i površina krila.

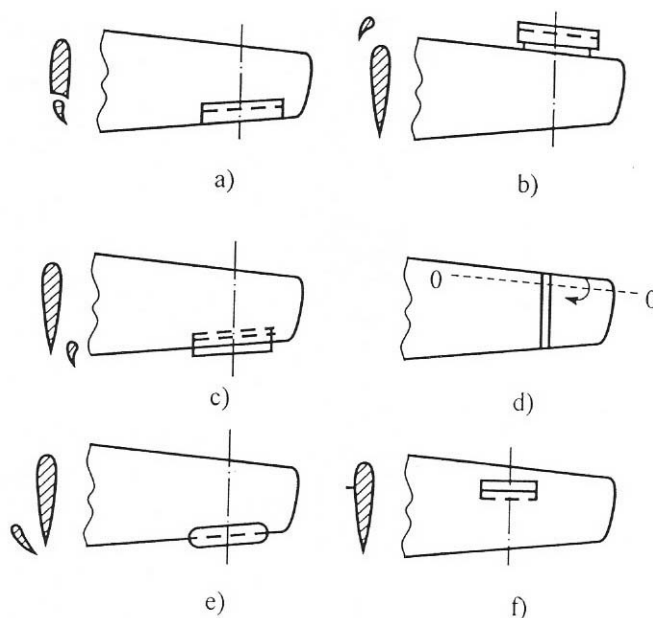
2.4. Upravljanje valjanjem

Rotaciju oko uzdužne osi (valjanje) pilot stvara aktiviranjem krilaca koja su smještena bliže vrhovima krila tako da se istovremeno na jednom kraju krila povećava uzgon, a na drugom smanjuje. 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. 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.

Na slici 2.6. prikazano je nekoliko tipova krilaca. Slika 2.6. pokazuje obično krilce koje kada nije aktivirano leži unutar konture krila. Kada su krilca aktivirana, s jedne strane krila krilce se spušta, a sa druge strane podiže. 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 (slika 2.1.). Inače popularno u zapadnoj literaturi ta pojava se naziva *Adverse Yaw*.



Slika 2.6. Tipovi krilaca

a) obično; b) ispred krila; c) ispod krila; d) na vrhu krila; e) iznad krila; f) spojler

Taj problem se rješava tako da pilot proizvodi zatezanje nožne komande u smjeru leta kako bi se izbjeglo neželjeno skretanje.

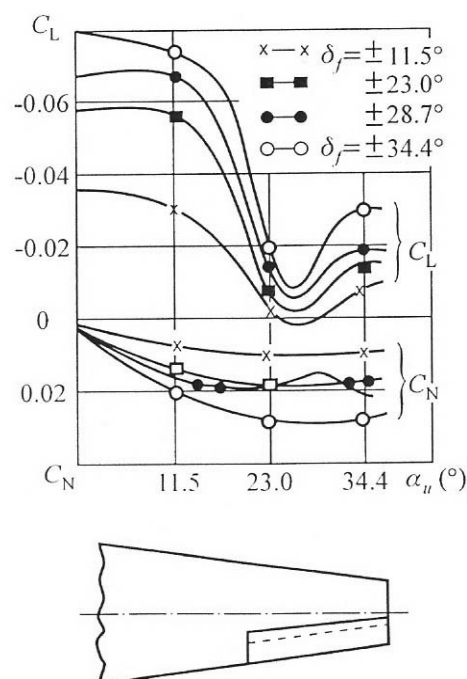
Imamo dva tipa krilaca: obična i diferencijalna krilca. Kod diferencijalnih krilaca, krilce se zakreće za dva do tri puta veći kut δ_f prema gore, nego što se suprotno krilce zakreće prema dolje. Obična krilca se zakreću za isti kut na gore i dolje.

Krilca odvojena od krila prikazana na slikama 2.7.1b, 1c. i 1e. su eksperimentalnog karaktera. Ipak treba napomenuti da se kod većih napadnih kutova često aktivira pretkrilce s procjepom istovremeno s krilcem da bi se spriječilo odvajanje i poboljšali uvjeti rada krilaca. Na slici 2.7.1d. vrh krila po cijeloj dužini tetive formiran je za funkciju krilca. Ta vršna krilca mogu biti fiksna ili plivajuća, a zakreću se oko osi O-O. Fiksna vršna krilca vezana za upravljačku polugu imaju oblik krila. Plivajuća krilca su simetrična i u neutralnom položaju imaju crtu nultog uzgona u pravcu relativne brzine zraka. Kod aktiviranja krilaca za isti kut prema gore i prema dolje zbog simetrije aeroprofila otpori oba krila ostaju uravnoteženi i nema nepoželjnog skretanja. Povećan otpor i sklonost oscilacijama su negativne osobine ovih krilaca. Na slici 2.7.1f. prikazano je „krilce“ poznato kao spojler. To je tanka ploča visine nekoliko postotaka duljine tetive krila i proteže se duž 10 do 50% raspona krila. Postavljen je na udaljenosti od 30 do 70% duljine tetive od prednjeg brida. U neaktiviranom stanju potpuno se uklapa u konturu gornjake aeroprofila i pruža zanemariv dodatni otpor. Aktivira se samo spojler s jedne strane krila kad se on postavlja vertikalno u odnosu na površinu gornjake. To uzrokuje odvajanje graničnog sloja i smanjivanje uzgona na odgovarajućem krilu i njegovo spuštanje, odnosno valjanje zrakoplova na stranu aktiviranog spojlera. Kod ostalih tipova, krilca se aktiviraju na obje strane krila čime se postiže povećanje uzgona kod spuštenog krilca, a smanjuje kod podignutog krilca, pa ukupna sila uzgona na krila ostaje nepromjenjiva. Spojlersko krilce snižava silu uzgona na aktiviranom krilu, a time se smanjuje ukupna sila uzgona pa dolazi do propadanja zrakoplova. To može imati neželjene posljedice kod manevara na malim visinama.

Na slici 2.8. prikazani su eksperimentalni rezultati za koeficijente momenta oko uzdužne i normalne osi C_L i C_N na primjeru trapeznog krila u ovisnosti o napadnom kutu α_u kad se krilca nađu u području odvojenog strujanja.

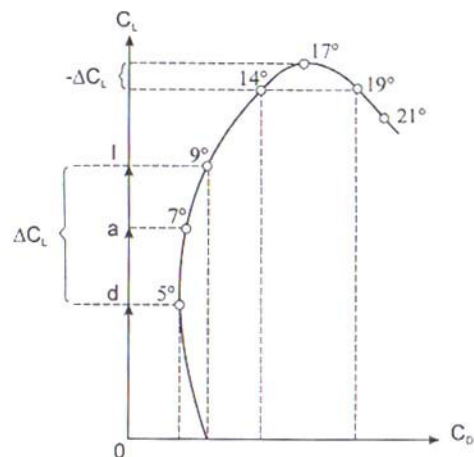
Kada se govori o krilcima treba spomenuti neke osnove o upravljivosti zrakoplova po uzdužnoj osi uporabom krilaca (izazivajući moment valjanja ili engleski:

roll). Poprečna upravljivost je osobina zrakoplova da se brzo i lako, pod djelovanjem krilaca, okreće, oko svoje uzdužne osi.



Slika 2.8. Koeficijenti momenata C_L i C_N

Pomoću polare možemo lako objasniti rad krilaca. Ako se avion nalazi na napadnom kutu $\alpha_u = 7^\circ$, pa se pomakne palica u desnu stranu, napadni kut desnog krila se smanjuje na $\alpha_{u1} = 5^\circ$, a lijevog povećava na $\alpha_{u2} = 9^\circ$. Razlika u koeficijentima uzgona ΔC_L je očigledna i zrakoplovu je to dostatno da se osigura poprečna upravljivost valjanjem oko uzdužne osi. (Treba napomenuti da podjednaka promjena napadnog kuta na gore i dolje ne izaziva podjednak prirast koeficijenta uzgona C_L . Radi lakšeg razumijevanja ova činjenica se može zanemariti).



Slika 2.9 Rad običnih krilaca

Ako se avion nalazi na kritičnom napadnom kutu (u danom primjeru $\alpha_u = 17^\circ$), davanjem palice u stranu opada C_L jednog i drugog krila. Koeficijenti jednog i drugog krila su jednaki (ili približno jednaki), te će zbog toga avion biti nepokretljiv (ili jako slabo pokretljiv). Ako bismo povećali napadni kut preko kritičnog ($\alpha_u = 19^\circ$) i dali palicu u jednu stranu, zrakoplov bi se zakrenuo po uzdužnoj osi u suprotnu stranu jer manji napadni kut ($\alpha_u = 17^\circ$) daje veći C_L , a veći napadni kut ($\alpha_u = 21^\circ$) manji C_L .

Da bi se izbjegla slaba upravljivost na velikim napadnim kutovima, na svim modernim zrakoplovima se ugrađuju diferencijalna krilca kod kojih je, kako je već rečeno u prethodnom opisu krilaca, otklon na gore za dva do tri puta veći od otklona na dolje.

Ako na normalnim napadnim kutovima damo palicu u desnu stranu, napadni kut desnog krila se više smanji nego što se na lijevom poveća. Kao rezultat toga javlja se veća razlika ΔC_L nego kod običnih krilaca i avion je upravljiviji. U slučaju da se zrakoplov nalazi na kritičnom napadnom kutu, razlika u otklonima krilaca je tolika da stvara i razliku ΔC_L (svakako manju nego na uobičajenim napadnim kutovima leta zrakoplova), dovoljnu da osigura poprečnu upravljivost i na velikim napadnim kutovima.

Diferencijalna krilca će osigurati nagib u stranu date palice još nekoliko stupnjeva preko kritičnog napadnog kuta, što će biti dovoljno za normalnu eksploataciju

zrakoplova u uvjetima prevučenog leta odnosno leta na kritičnim napadnim kutovima pa i iznad njih. Dakle očigledno je da su ova krilca mnogo efikasnija od običnih, kako na manjim tako i na većim napadnim kutovima.

Pogleda li se slika polare zrakoplova vidjet će se da pored razlike ΔC_L , otklon krilaca stvara i razliku u koeficijentima otpora jednog i drugog krila ΔC_D . To znači da spuštено krilce povećava otpor svojeg krila, a podignuto smanjuje. Uslijed ove razlike dolazi do skretanja aviona po pravcu u stranu krila sa većim otporom (advers yaw). Na primjer, ako se da palica u desnu stranu, uslijed otklona krilaca javit će se nagib u desnu stranu oko uzdužne osi zbog razlike uzgona jednog i drugog krila, a istovremeno se javlja i skretanje u oko vertikalne osi u lijevu stranu uslijed razlike otpora obaju krila.

3. UPRAVLJAČKE POVRŠINE AVIONA PILATUS PC-9

Primarne upravljačke površine se sastoje od krilaca, kormila pravca i kormila dubine. Sve ove upravljačke površine ručno se upravljaju iz pilotske kabine upotrebom konvencionalnih upravljačkih poluga. Veza upravljačkih površina sa upravljačkim polugama (palica, pedale) ostvarena je preko sustava krutih veza, upravljačkih užadi i kombinacija poluga.

Na ovim površinama također se nalazu podesive pomoćne površine s pomoću kojih se vrši aerodinamička kompenzacija sila koje nastaju na upravljačkim površinama, te površine nazivaju se trimeri i upravljivi su preko upravljačkih prekidača iz pilotske kabine ili su podesivi na zemlji.

Trimeri su instalirani na upravljačkim površinama (slika 3.1.) i dio su aerodinamičke kompenzacije slijedećih površina:

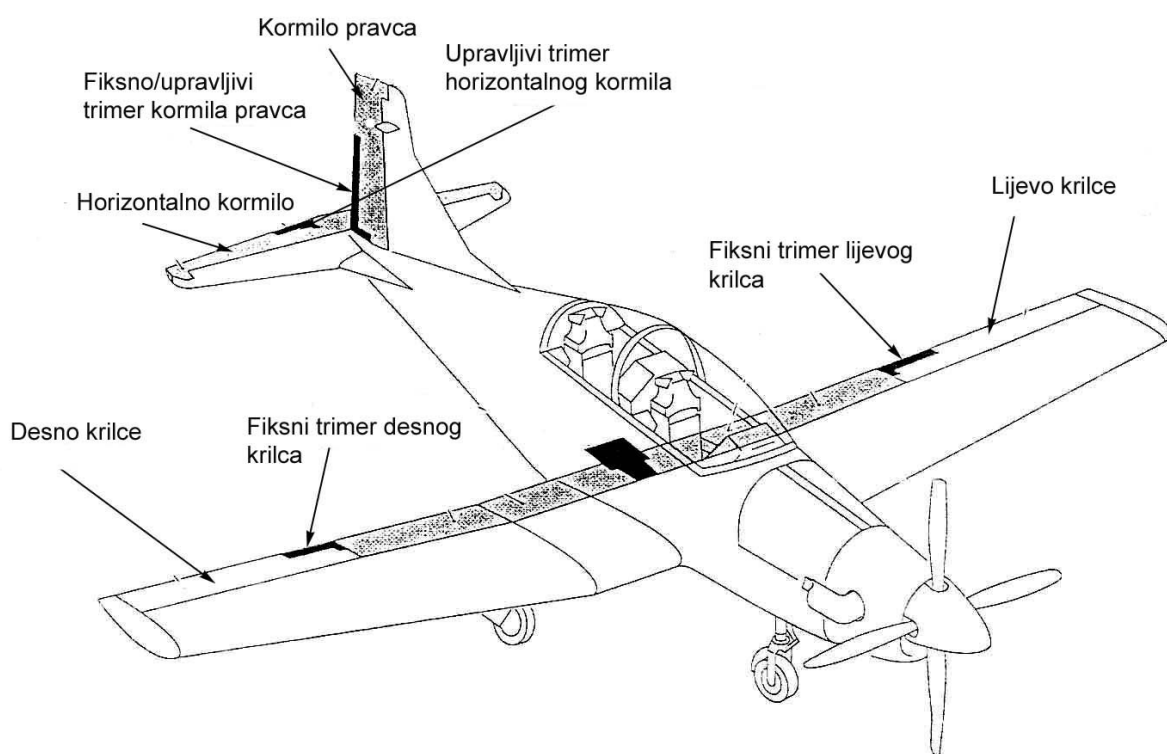
- Desno krilce (aileron) - zemaljsko podesivi trimer krilca (fiksni trimer)
- Lijevo krilce (aileron) - zemaljsko podesivi trimer krilca
- Kormilo pravca (rudder) – kombinacija upravljivog i fiksnog trimera
- Kormilo dubine (elevator) – upravljivi trimer kormila dubine

3.1. Površine za upravljanje valjanjem – krilca

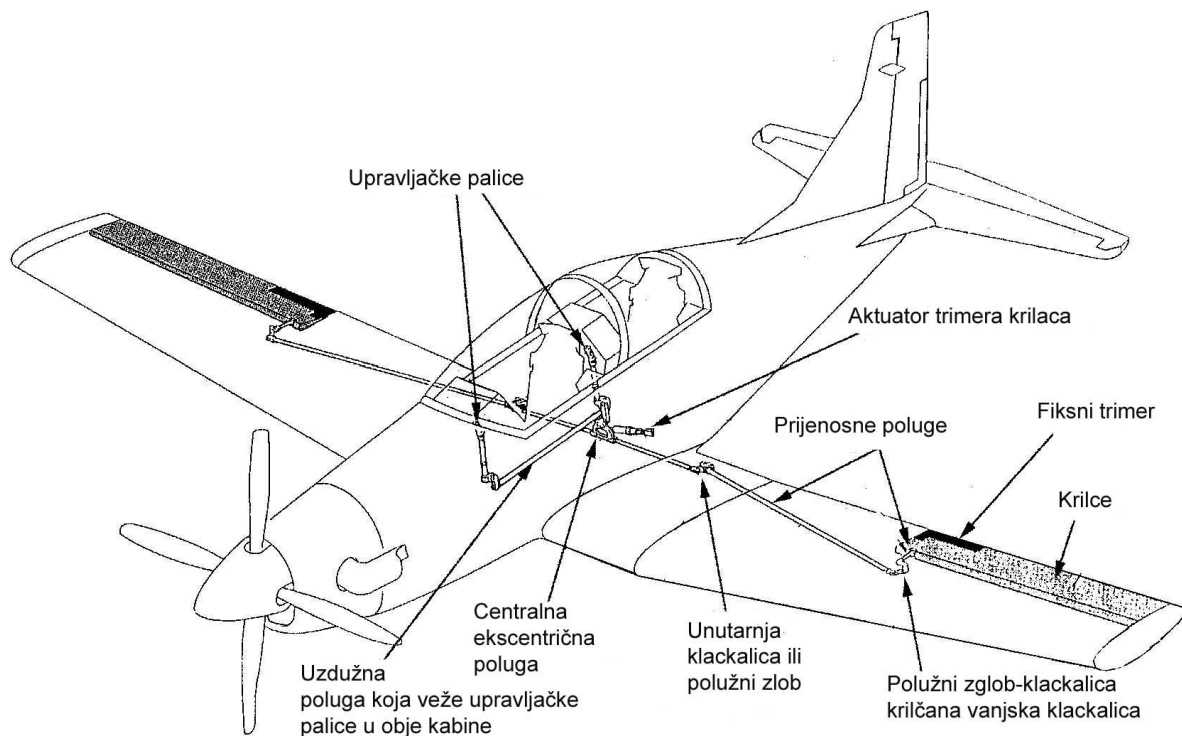
3.1.1. Opis i način rada

Krilca na zrakoplovu Pilatus su mehanički vezana i pokreću se poprečnim pomakom pilotske palice u lijevu i desnu stranu. Pilotske palice nalazi se u prednjoj i zadnjoj kabini i udvojenog je tipa. Što znači, ako se pomiče jednu pomicat će se i druga palica u istu stranu i za istu vrijednost kutnog pomaka, kako palice tako i samih upravljačkih površina. Krilo na kojem su vezana krilca je trapeznog oblika sa dihedralnim kutom od 7°. Ova krilca su diferencijalnog otklona. Upravljačke palice mehanički su povezane preko uzdužne poluge koja je polegnuta u smjeru uzdužne osi i nalazi se ispod poda kabine aviona. Kompletan pomak sa palice odašilje se sustavom poluga preko ekscentrične poluge koja se nalazi na završetku uzdužne poluge koja

povezuje palice i preko ekscentrične poluge dalje sustavom mehaničkih poluga prenosi mehanički pomak na krilca (slika 3.2.). Centralna ekscentrična poluga smještena je na centru strukture krila ispod glavne uzdužne poluge i spojena sa upravljačkom polugom krilca preko polužnog zgloba. Veze između poluga su ostvarene preko polužnih zglobova („klackalica“) kako bi se osigurao mehanički pomak i osigurane su vijcima i maticama kako bi se zadržala čvrsta veza između tih mehaničkih polužnih elemenata. Klackalice pomažu u pretvorbi linearnog pomaka u kutni ili jednostavno omogućavaju promjenu smjera kretanja mehaničkog pomaka. Na sličnom principu radi i ekscentrična poluga, samo ona rotacijski pomak pretvara u linearni. Podesivi graničnici smješteni su u sekciji spoja strukture trupa i krila i namjena im je da ograničavaju lateralni (poprečni) pomak upravljačke palice.



Slika 3.1. Smještaj upravljačkih površina na avionu PC-9

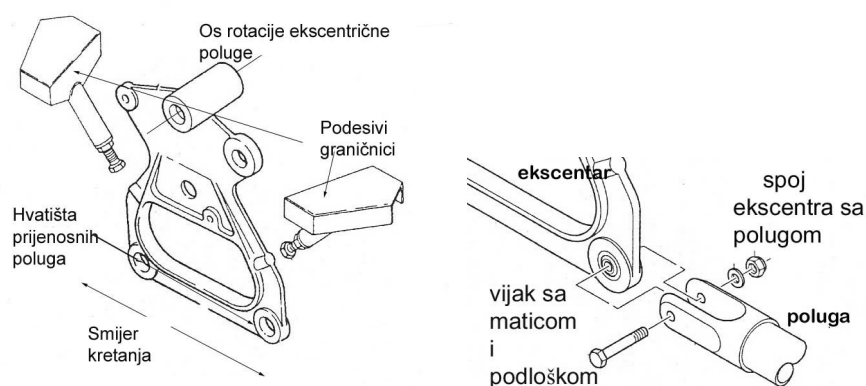


Slika 3.2. Izgled i smještaj krilaca te pojedinih elemenata upravljačkog sustava.

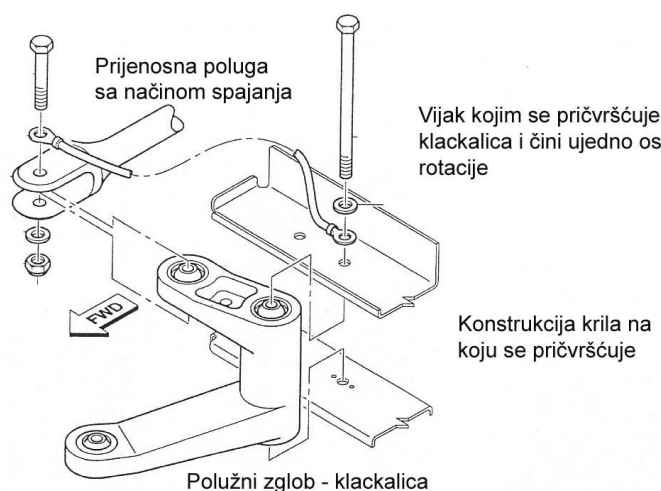
Svako krilce je statički balansirano pomoću utega. Konstrukcija krilaca sastoji se od niza rebara, poprečnica i oplata koje su povezane krutom vezom pomoću strojnih elemenata zakovica. Materijal od kojeg su načinjena krilca je dur aluminiji.

Krilca na avionu Pilatus PC – 9 vezana su u dvije točke za konstrukciju krila, a u jednoj točki (unutarnja strana krila) nalazi se točka zglobnog vezanja krilca sa upravljačkom polugom koja prenosi mehanički pomak sa palice. Zglob rotacije krilca je bliže napadnom rubu krilca i pomoću zakovica i vijaka vezan je za utor koji se nalazi na rebru krila koje je ujedno ojačano kako bi pružalo odgovarajući oslonac zglobovima rotacije krilca. Budući da kroz eksploataciju krilca izdržavaju velika opterećenja sam zglob mora biti ojačan i vrlo pokretljiv odnosno redovno podmazivan kako bi se smanjilo trenje pri rotaciji. Na samom krilcu nalazi se krilčana poluga sa provrtom na kojem se učvršćuje okasti dio poluge koja prenosi mehanički pomak sa vanjske klackalice (bliža krilcu), spoj upravljačke poluge i krilčane poluge (aileron lever) je pokretan i osiguran, kako bi se omogućilo konačno rotiranje krilca oko svoje osi rotacije (koja je poprečna u

odnosu na avion).Važno je napomenuti da prema zakonu poluge svaka od ovih klackalica ima svoju os rotacije, za razliku od upravljačkih poluga između njih i ekscentrične poluge, koje samo služe kao veza između pojedinih elemenata kako bi se prenio zakretni moment. Krilčana poluga nalik je na klackalicu jer u odnosu na os rotacije krilca ima svoj krak kako bi bilo moguće rotiranje samog krilca, ai na kraju ostvarenje kutnog pomaka krilca uz što manje ulaganje sile. Kompletan izgled mehaničke veze od upravljačke palice pa do krilca zajedno sa izgledom pojedinih elemenata i načinom njihova spajanja , prikazan je na slikama 3.3., 3.4. i 3.5. ,koja je i prethodno objašnjena.



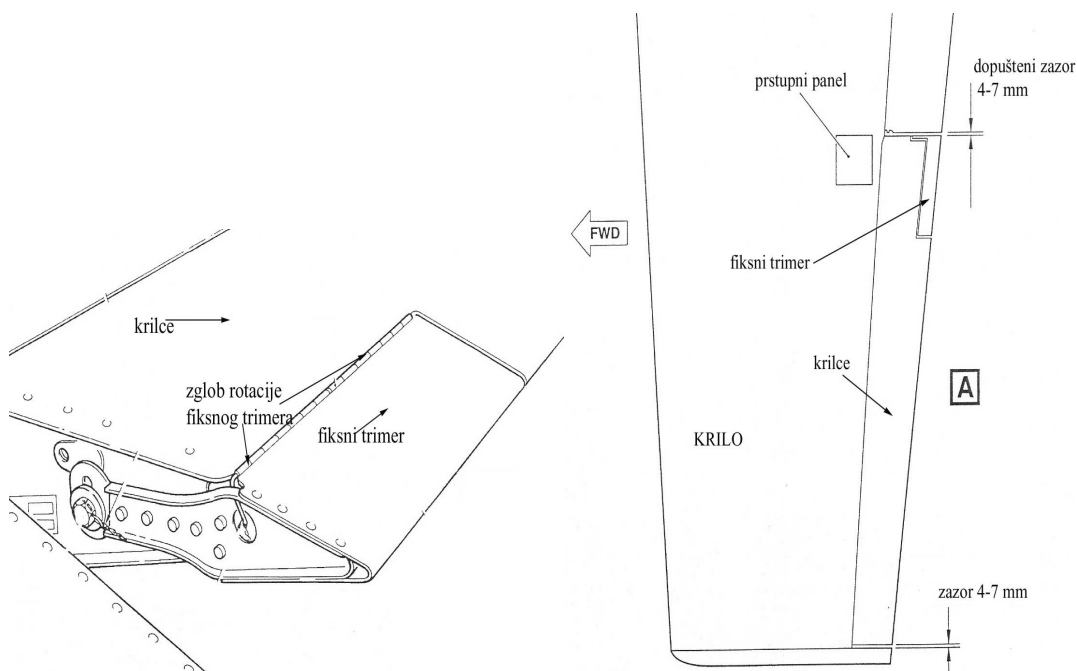
Slika 3.3. Izgled ekscentrične poluge, graničnika i način meh. prijenosa



Slika 3.4. Izgled prijenosnog vanjskog zgloba (krilčana klackalica).

Na slijedećem crtežu prikazan je izgled krilca na krilu te izgled fiksnog trimera krilca koji se nalazi na krilcu.

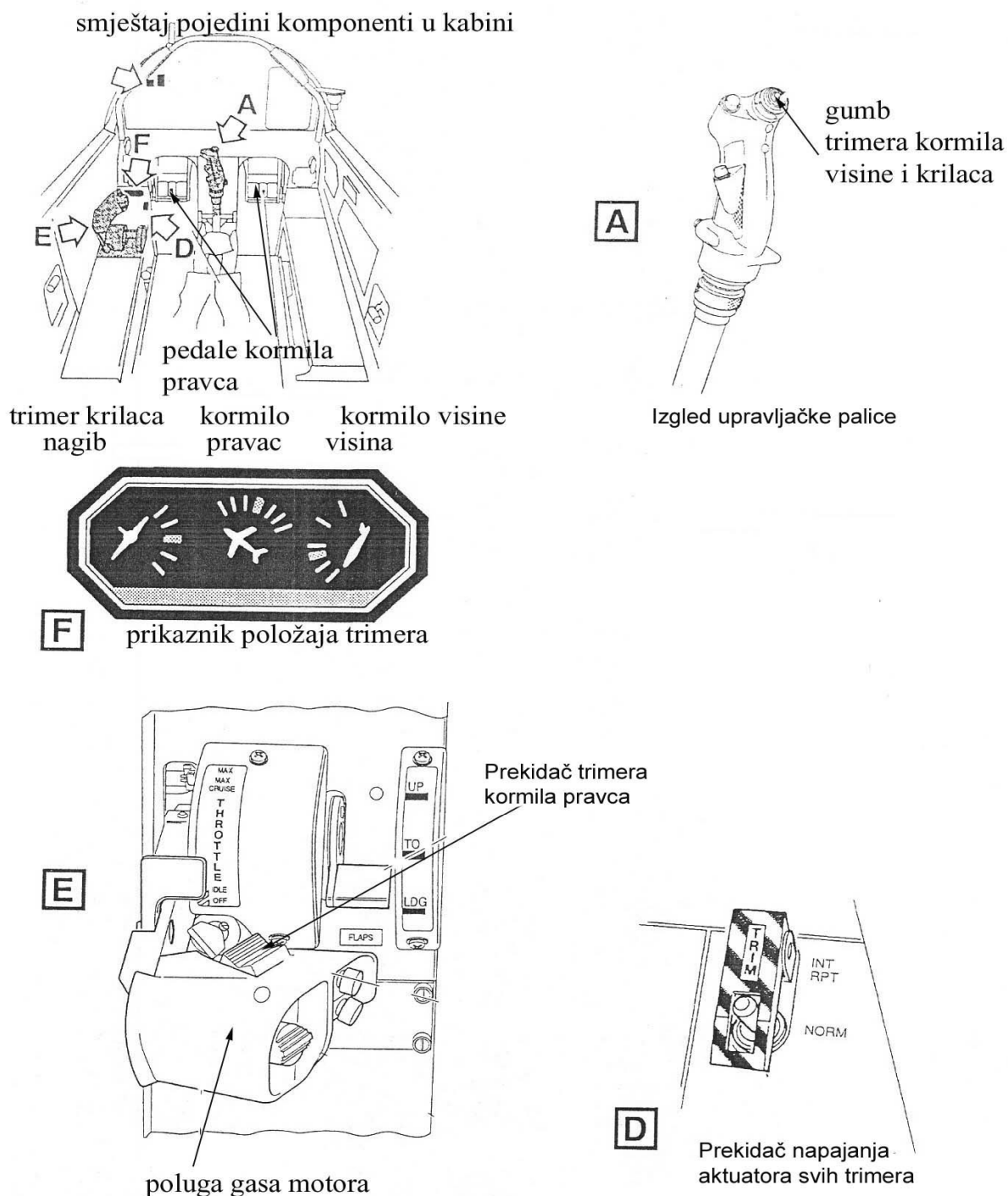
Fiksni trimer krilca metalne konstrukcije i ima mogućnost podešavanja na zemlji. Ovaj avion nema upravljivog trimera u klasičnom smislu, da postoji površina na krilcu kojom se upravlja iz kabine, već preko aktuatora (električnog motora) vrši se indirektno na otklon krilca tako što aktuator rotira centralnu polugu ekscentra i time zakreće krilca za određenu vrijednost kuta te time stvara određeni moment valjanja koji je potreban da se izbalansiraju sile na pilotskoj palici.



Slika 3.6. Tlocrt polukrila te smještaj krilca na samom krilu sa dopuštenim zazorima sa pozicijom trimera na samom krilcu

U kabini se osim upravljačke palice i pedala nalaze električni prekidači kojima se pokreću trimeri po sve tri osi. Prekidač trimer krilaca nalazi se na kombiniranom prekidaču trimera dubine i krilaca, koji se nalazi na vrhu pilotske palice. Pomakom u lijevu ili desnu stranu aktivira se trimanje krilaca i ovisno o tome u koju stranu želimo natrimati avion pritisnut ćemo gumb u odgovarajuću stranu. Uz sustav trimera postoji i indikator položaja trimera po sve tri osi na temelju kojeg postavljamo trimere u neutralan položaj kako bi izbjegli neželjene momente po sve tri osi u trenutku polijetanja. U

slučaju kvara aktuatora trimera postoji prekidač za prekid strujnog napajanja aktuatora (trim INTRPT). Položaj svih prekidača prikazan je na slijedećoj slici 3.7.



Slika 3.7. Prikaz upravljačkih poluga i pokazivača primarnih i sekundarnih upravljačkih površina

Pritisnemo li gumb u stranu aktuator će raditi dok kod držimo prekidač u tom položaju, te će se krilce pomicati za određeni kut. Budući da je gumb pod oprugom, odmah po puštanju prekidača prestaje rad aktuatora trimera odnosno zakretanje krilca aviona.

3.1.2. Konstrukcija krilaca

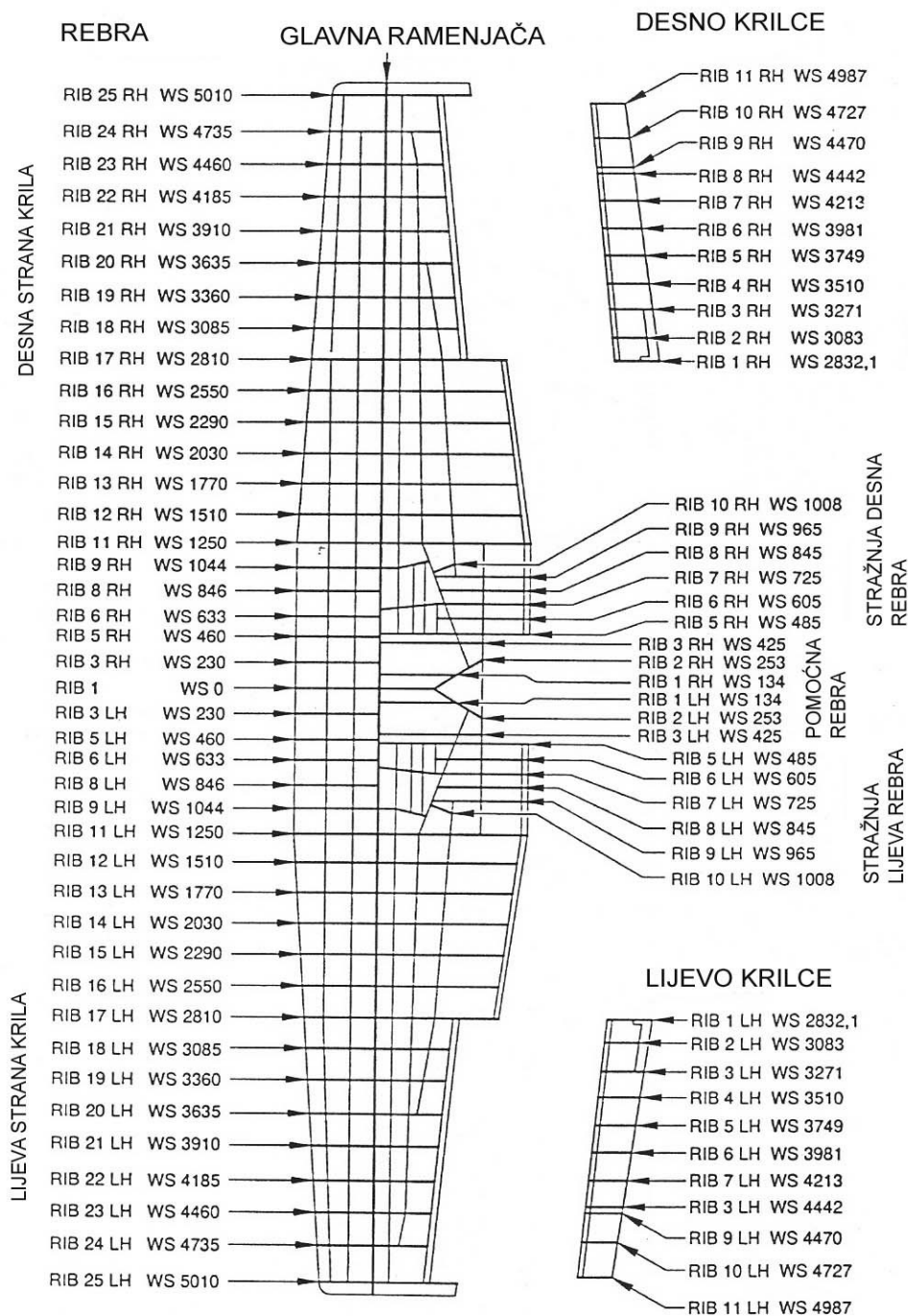
Krilca su kao i krilo sa svojim rebrima numerirani gledano od uzdužne osi x prema terminozonu krila u lijevu i desnu stranu. Pojedine sekcije zajedno sa rebrima mjerene su u odnosu na os x u milimetrima (mm). Nosno rebro krila br.1 nalazi se na uzdužnoj osi i predstavlja sekciju krila br.0 (wing section –WS 0), dok stražnja rebra br.1 su na desnoj i lijevoj strani i dio su sekcije krila br.140 (WS 140), a rebra krilaca nalaze se na lijevoj i desnoj strani pod sekcijom krila br.2832.1. (WS 2832.1).

Ovaj način označavanja karakterističan je za sve zrakoplove i određen je od strane proizvođača, te omogućuje bolje snalaženje kako u održavanju aviona i njegove kompletne konstrukcije tako i kod rješavanja većih kvarova i nabavke dijelova za popravke koji se izvode na 2. i 3. stupnju održavanja.

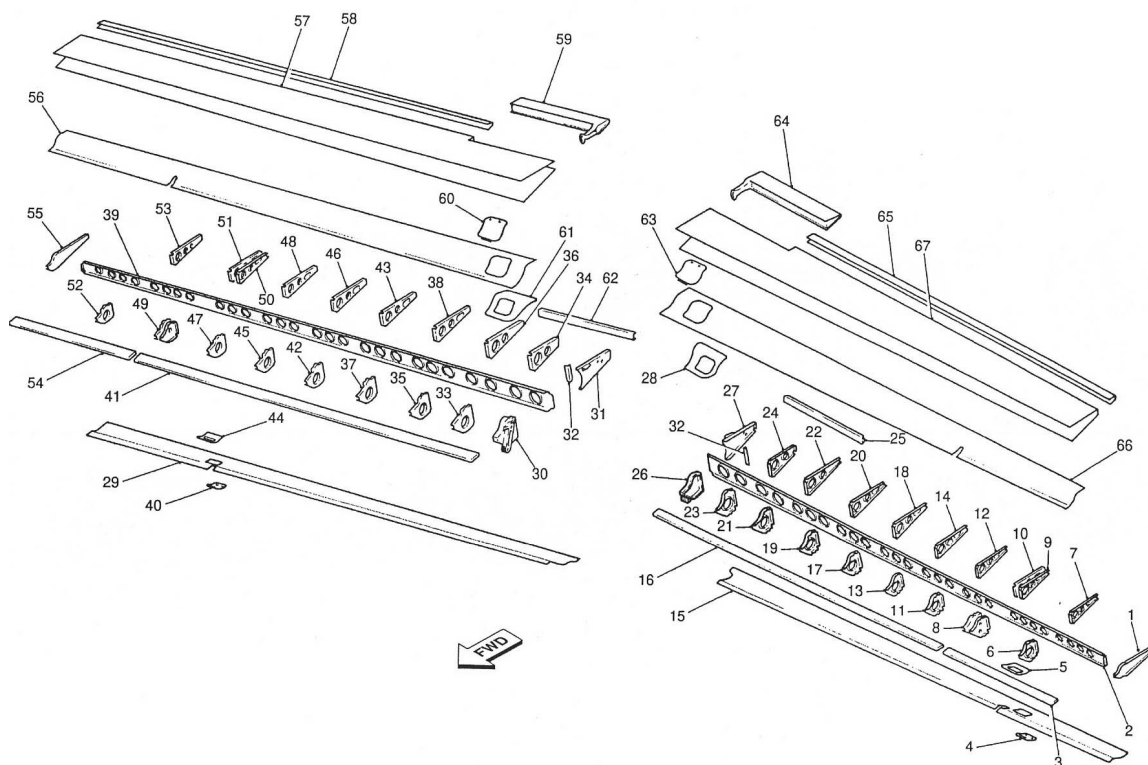
Krilce se sastoji od 11 rebara, kako lijevo tako i desno krilce. Rebra su označena svaka sa svojim rednim brojem i sa stranom ovisno kojem krilcu pripadaju, lijevom (LH) ili desnom (RH). Na primjer oznaka RIB 1 RH WS 2382.1 predstavlja rebro br. 1 i to na desnom krilcu, a sekcija krila predstavlja udaljenost tog rebra u milimetrima od uzdužne osi odnosno sekcije krila br.0 (slika 3.8.).

Na prednjem rubu krilca nalazi se ramenjača krilca, ali ona nije označena na ovom crtežu. Krilce je spojeno za konstrukciju krila preko svojeg prvog i osmog, te devetog rebra. Osmo i deveto rebro čine jednu točku spajanja koja je ojačana, što nam na kraju daje da je krilce vezano u dvije točke.

Otklon krilca na gore je 20° i 11° na dolje. Otklon upravljivog trimera je $\pm 5^{\circ}$. Kompletne konstrukcije krilca je metalna i izrađena je od dur aluminija.



Slika 3.8. Oznake rebara krila i krilaca.



Slika 3.9. Konstrukcijski izgled krilaca.

Na prethodnoj slici 3.9. dat je konstrukcijski izgled krilaca i pojedinih dijelova: 1. krajnje rebro br.11 na lijevom krilcu, 2. ramenjača lijevog krilca, 3. uteg na prednjem rubu lijevog krilca, 4. pristupna ploča (inspekcijski otvor), 5. ojačanje pristupnog otvora, 6. nosno rebro br.10 na lijevom krilcu, 7. rebro br.10 na lijevom krilcu, 8. ojačanje točke vješanja okretnog zgloba na lijevom krilcu, vanjska točka. Taj dio sastoji se od dviju pregrada koje sačinjavaju nosno rebro br.8 i br.9., 9. rebro br.9 na lijevom krilcu, 10. rebro br.8 lijevo, 11. nosno rebro br.7 lijevo, 12. rebro br.7 lijevo, 13. nosno rebro br.6 lijevo, 14. rebro br.6 lijevo, 15. donja oplata prednjeg ruba lijevog krilca, 16. lijevi uteg, 17. nosno rebro br.5 lijevo, 18. rebro br.5 lijevo, 19. nosno rebro br.4 lijevo, 20. rebro br.4 lijevo, 21. nosno rebro br.3 lijevo, 22. rebro br.3 lijevo, 23. nosno rebro br.2 lijevo, 24. rebro br.2 lijevo, 25. pomoćna lijeva ramenjača, 26. nosno rebro br.1 lijevo, 27. rebro br.1 lijevo, 28. ojačanje pristupnog otvora, 29. donja oplata prednjeg ruba desnog krilca, 30. nosno rebro br.1 desno, 31. rebro br.1 desno, 32. spojna limica, 33. nosno rebro br.3 desno, 34. rebro br.2 desno, 35. nosno rebro br.3 desno, 36. rebro br.3 desno, 37.

nosno rebro br.4 desno, 38. rebro br.4 desno, 39. glavna desna ramenjača, 40. pristupna ploča (inspekcijski otvor), 41. desni uteg na prednjem rubu, 42. nosno rebro br.5 desno, 43. rebro br.5 desno, 44. ojačanje pristupnog otvora, 45. nosno rebro br.6 desno, 46. rebro br.6 desno, 47. nosno rebro br.7 desno, 48. rebro br.7 desno, 49. ojačanje točke vješanja okretog zgloba, vanjska točka na desnom krilcu. Taj dio sastoji se od dviju pregrada koje sačinjavaju nosno rebro br. 8 i br.9, 50. rebro br.8 desno, 51. rebro br.9 desno, 52. nosno rebro br.10 desno, 53. rebro br.10 desno, 54. vanjski uteg desnog krilca, 55. krajnje krilce br.11 desno, 56. gornja oplata prednjeg ruba desnog krilca, 57. gornja i donja oplata desnog krilca, 58. oplata izlaznog ruba desnog krilca, 59. fiksni trimer desnog krilca, 60. pristupna ploča (inspekcijski otvor), 61. ojačanje pristupnog otvora, 62. desna pomoćna ramenjača, 63. pristupna ploča, 64. fiksni trimer lijevog krilca, 65. oplata izlaznog ruba lijevog krilca, 66. gornja oplata prednjeg ruba lijevog krilca, 67. gornja i donja oplata lijevog krilca.



Slika 3.10. Izgled otklonjenog krilca na krilu aviona PC - 9

3.2. Površina za upravljanjem propinjanjem – kormilo dubine

3.2.1. Opis i način rada

Kormilo dubine pokreće se uzdužnim pomakom upravljačke palice koja se nalazi u prednjoj i zadnjoj kabini. Pomak palice odašilje se na kormilo preko mehaničkih poluga i to: polegnute uzdužne poluge koja spaja dvije palice, dvije „klackalice“ (rotirajuće poluge), dva prijenosna užeta i na kraju prijenosne poluge koja spaja zadnju klackalicu sa samim kormilom dubine (visine). Kormilo dubine vezano je u dvije točke za horizontalni stabilizator. Izgled osnovnih elemenata dat je na slici .

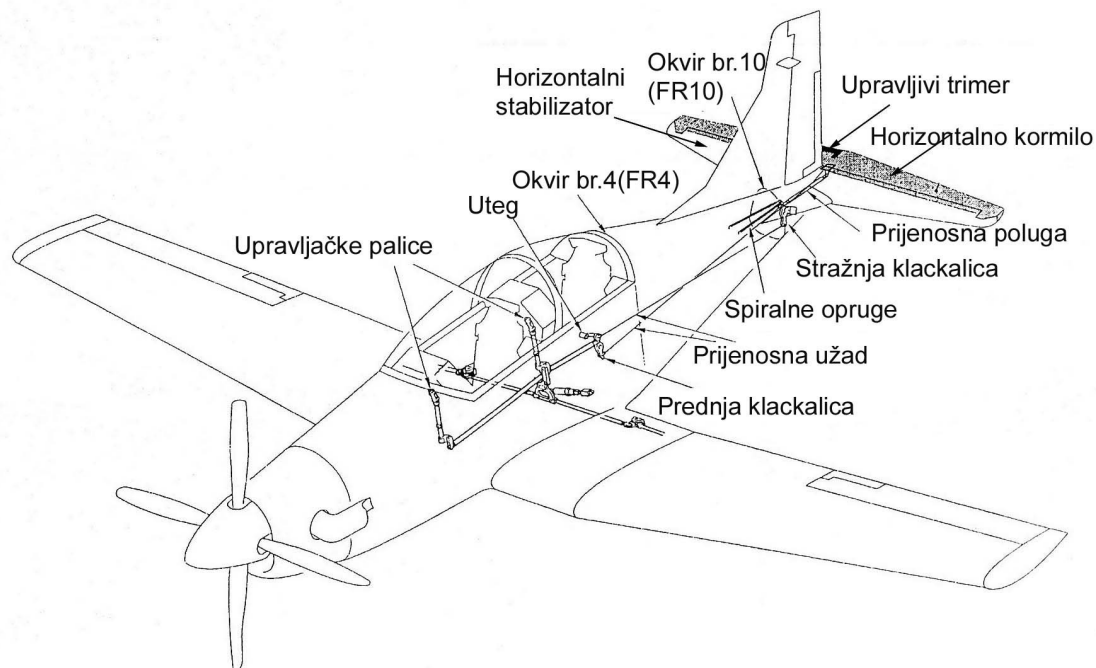
Prednja „klackalica“ je ugrađena na zadnjem dijelu okvira (FR4) i spojena je sa upravljačkim palicama preko uzdužne polegnute poluge. Zadnja „klackalica“ je ugrađena na stražnjem dijelu okvira (FR10) i spojena je sa s kormilom dubine preko prijenosne poluge. Prednja i zadnja „klackalica“ međusobno su povezane sa dva prijenosna užeta. Dvije spiralne opruge su spojene sa gornjom rukom zadnje „klackalice“ i stražnjim dijelom okvira (FR9). Namjena spiralnih opruga je poboljšati stabilnosti u horizontalnom letu. Prilagodljivi graničnici ugrađeni su unutar strukture trupa na stražnjoj strani okvira (FR4) kako bi ograničili uzdužni hod upravljačke palice, prednje „klackalice“ i sam kut otklona kormila dubine.

Kormilo dubine je potpuno stacionarno izbalansirano uporabom utega na terminazonu kormila dubine (rogljasta kompenzacija).

Jedan uteg nalazi se na gornjem dijelu prednje „klackalice“ i smanjuje uzdužnu silu na upravljačkim polugama dubine uslijed velikih pozitivnih G opterećenja. Slika 3.11.

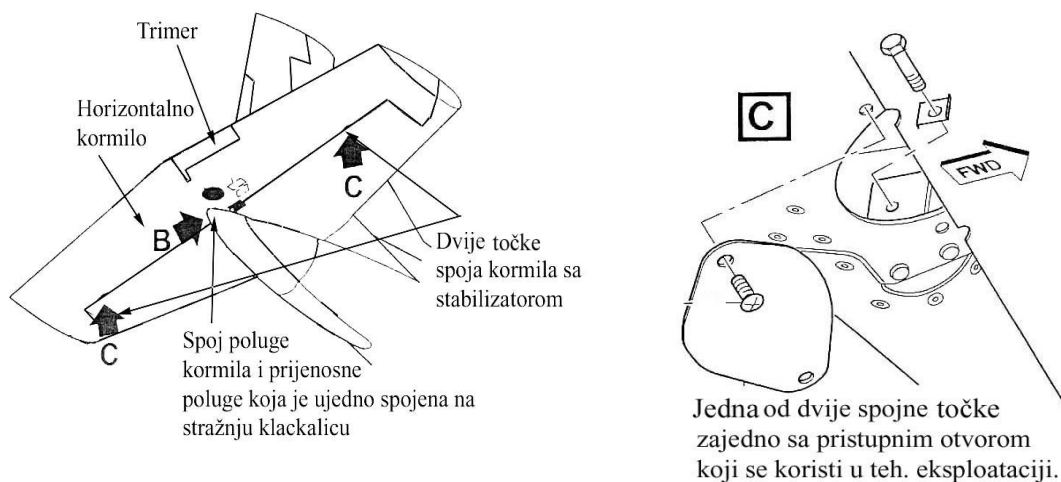
Upravljivi trimer kormila dubine nalazi se na samom kormilu integriran je unutar aerodinamičke konstrukcije kormila dubine, na izlaznom rubu kormila. Upravljivi trimer vezan je polugom za aktuator koji se nalazi unutar same konstrukcije kormila dubine. Aktuatorom ,odnosno sa samim trimenom, upravlja se iz pilotske kabine prekidačem koji se nalazi na vrhu pilotske palice. To je kombinirani prekidač trimera krilaca i trimera dubine (visine). Jedno uže spojeno je sa polugom na trimenu i od njega povezuje sustav zračne kočnice. Tj. Kad se izvuče zračna kočnica uže koje je spojeno sa polugom trimera dubine postavlja trimer u gornji položaj i na taj način sprječava neželjeno

propinjanje koje se javlja inače kod izvlačenja zračne kočnice. Kormilo dubine u toj situaciji se otklanja na dolje i tako generira potrebne sile na repu koje onda spuštaju nos aviona.

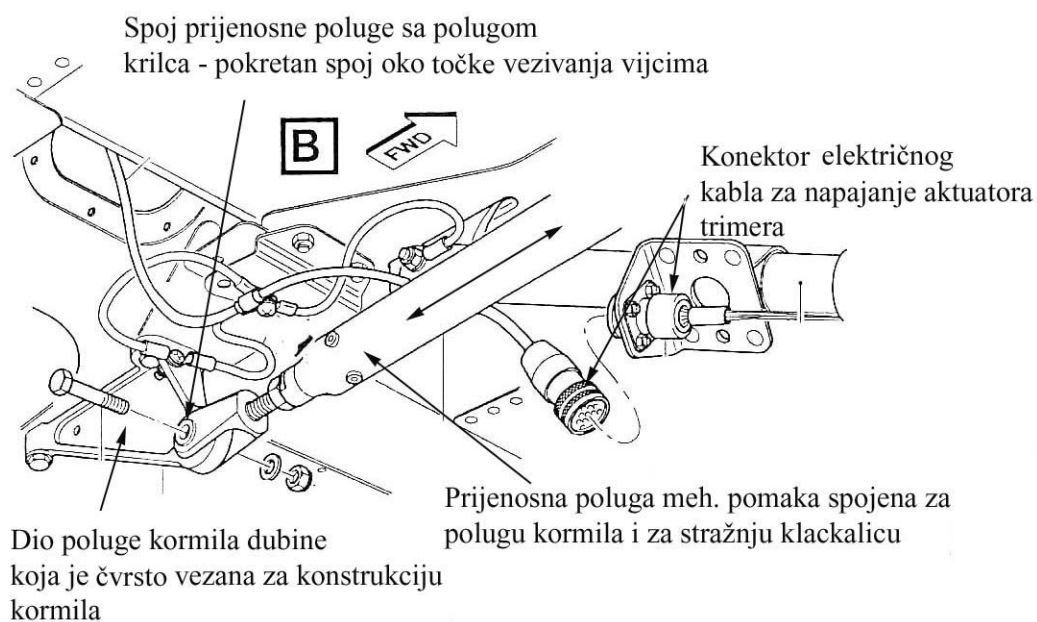


Slika 3.11. Izgled kormila dubine i smještaj elemenata upravljačkog sustava

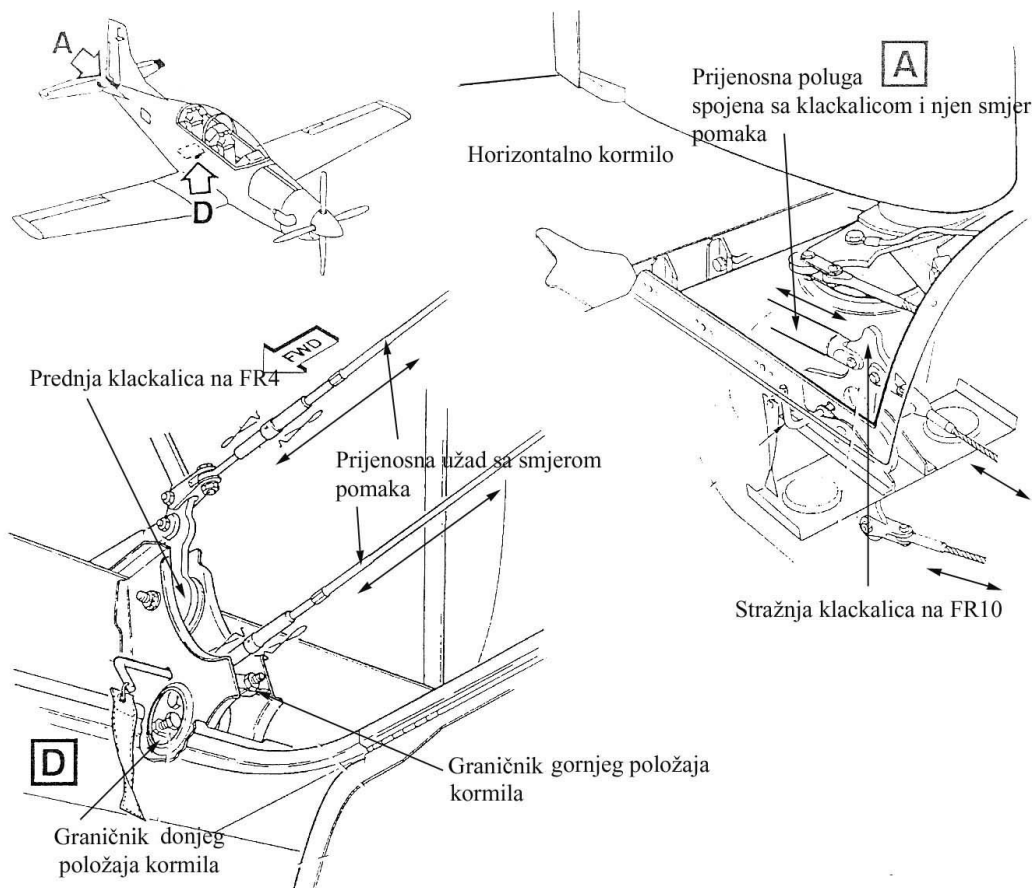
Na slijedećoj slici 3.12. prikazan je spoj horizontalnog kormila sa horizontalnim stabilizatorom u dvije točke. Dio označen sa B predstavlja prostor koji se nalazi unutar ventralne peraje (malo ispod horizontalnog kormila) i dio je koji predstavlja pokretni spoj poluge kormila sa prijenosnom polugom koja prenosi mehanički pomak sa zadnje klackalice koja se nalazi na okviru FR10 (br 10).



Slika 3.12. Izgled horizontalnog kormila sa donje strane, zajedno sa pristupnim otvorom vezujućih točki kormila



Slika 3.13. Način i izgled vezivanja pokretnog spoja poluge horizontalnog kormila sa prijenosnom polugom



Slika 3.14. Prikaz izgleda i spoja prednje i stražnje klackalice sa polugama i prijenosnim užima

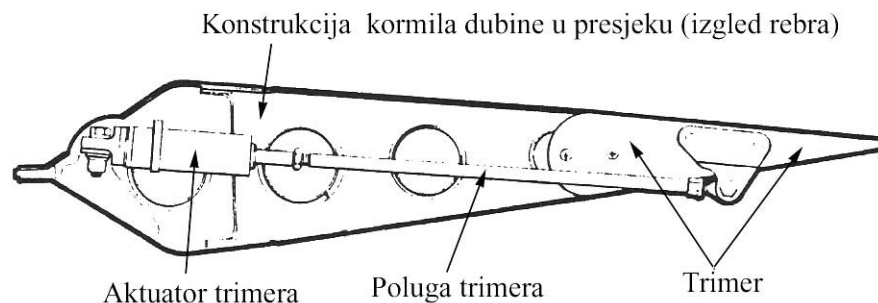
3.2.2. Konstrukcija kormila dubine

Konstrukcija samog elevatora u principu se ne razlikuje od konstrukcije ostalih upravljačkih površina. Sastoji se od niza rebara i poprečnica koje povezuju rebra i sve to je prekriveno metalnom oplatom od dur aluminijsa (Slika 19.). Kormilo dubine (horizontalno kormilo) je trapeznog oblika i ima otklon na gore $18^{\circ} 30'$ i na dolje 16° . Otklon trimera je 15° na gore i na dolje 20° .

Na terminozonu kormila dubine nalazi se već prethodno spomenuti „rog“ odnosno uteg koji služi za stacionarno balansiranje. Zbog postavljenog roga izgled

samog kormila je vrlo karakterističan, tako da je na trapezni oblik dodan po jedan rog sa svake strane terminizona.

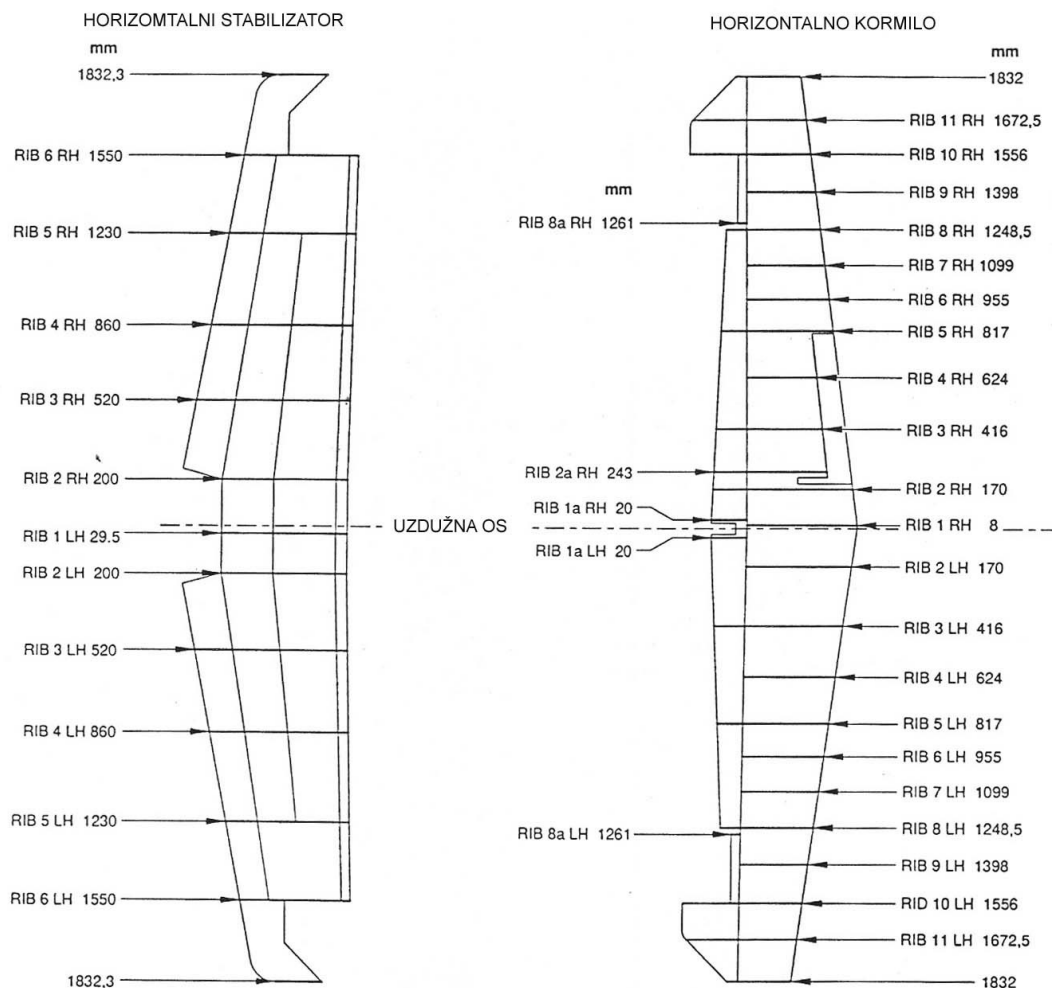
Gledano sa aerodinamičkog stajališta primjetit ćemo da je izvedba horizontalnog kormila ugrađena dosta niz strujno u odnosu na kormilo pravca, te je i sam horizontalni stabilizator postavljen dosta nizstrujno u odnosu na kormilo pravca. Razlog tome je osiguranje upravljivosti u uvjetima kovita. Naime pomicanjem horizontalnog kormila i stabilizatora bitno je umanjeno zasjenjivanje kormila pravca te je tako omogućeno opstrujavanje kormila pravca u uvjetima velikih napadnih kutova nalik onima u kovitu. Što u potpunosti olakšava vađenje iz kovita, jer nema prestanka opstrujavanja kormila pravca od strane horizontalnih površina.



Slika 3.15. Presjek horizontalnog kormila

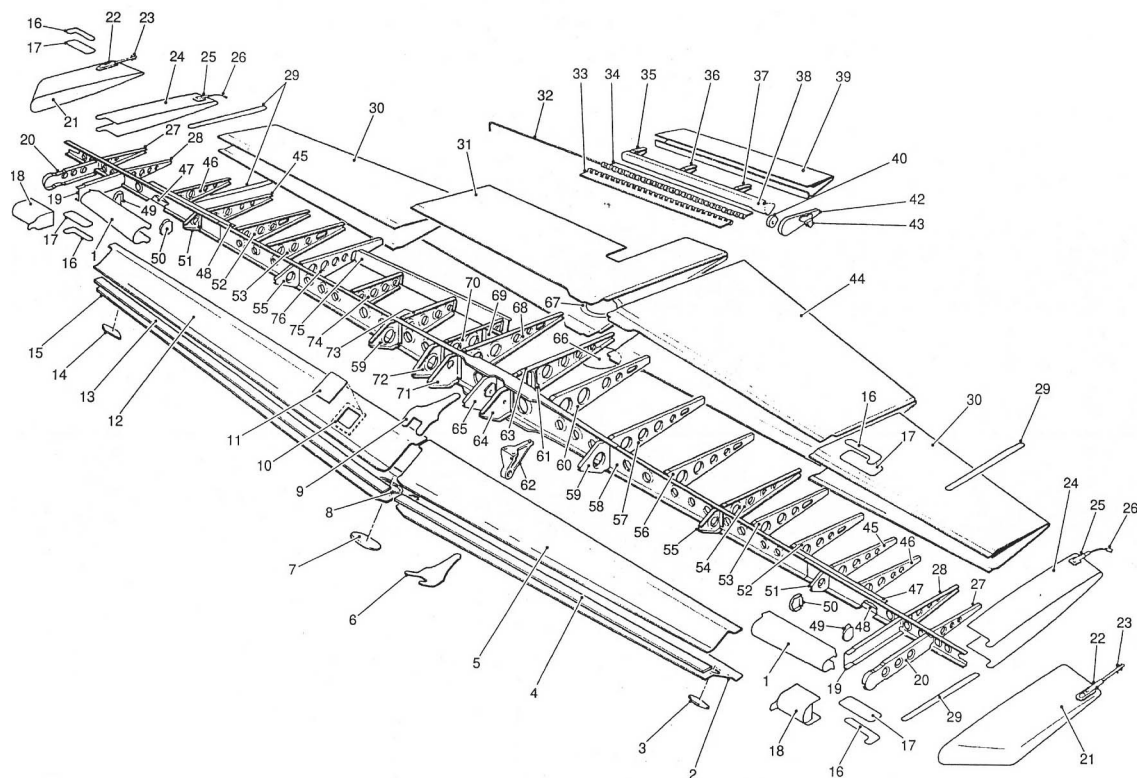
Rebra horizontalnog kormila numerirana su gledano od uzdužne osi prema krajevima kormila, te im je pozicija označena sa udaljenošću od uzdužne osi u milimetrima prema lijevoj i desnoj strani od uzdužne osi. Na primjer oznaka RIB 1 RH 8 predstavlja oznaku za prvo rebro na desnoj(RH) strani u odnosu na uzdužnu os, te se nalazi na 8 milimetara (mm) od uzdužne osi. Isti princip označavanja primjenjuje se i za horizontalni stabilizator.

Samo kormilo ima 21 rebro sa 5 polurebara. Kormilo je vezano u dvije točke sa horizontalnim stabilizatorom i to preko ojačanih nosnih dijelova rebara br. 8a lijevo i br. 8a desno.



Slika 3.16. Oznake rebara horizontalnog kormila i stabilizatora

Na slici 3.17. je prikazan konstrukcijski izgled i smještaj pojedinih dijelova kormila dubine i to redom: 1. oplata nosnog dijela kormila na lijevoj i na desnoj strani na poziciji točki hvatišta kormila za stabilizator, 2. donja oplata prednjeg ruba kormila na lijevoj strani, 3. pristupna ploča (inspekcijiski otvor), 4. lijevi uteg, 5. oplata prednjeg gornjeg ruba na lijevoj strani kormila, 6. spojni lim između dvije donje oplate prednjeg ruba, 7. pristupna ploča, 8. ojačanje pristupnog otvora, 9. spojna ploča dviju oplate prednjeg ruba na gornjoj strani, 10. ojačanje pristupnog otvora, 11. pristupna ploča, 12. oplata prednjeg gornjeg ruba sa desne strane kormila, 13. desni uteg, 14. pristupni otvor, 15. oplata prednjeg donjeg ruba sa desne strane kormila,



Slika 3.17. Konstrukcijski izgled horizontalnog kormila.

16. spojni lim, 17. potporna pločica, 18. uteg koji se nalazi u lijevom i desnom „rogu“ terminezona kormila dubine, zajedno sa svojom osnovnom oplatom i krajnjom oplatom, 19. prednji dio rebra br.10, 20 prednji dio rebra br.11, 22. završni dio kormila ili terminezon, 22. držač ispražnjivača statičkog elektriciteta, 23. ispražnjivač statičkog elektriciteta, 24. vanjska oplata, 25. držač statičkog elektriciteta, 26. ispražnjivač statičkog elektriciteta, 27. rebro br.11 zadnji dio, 28. stražnji dio rebra br.10, 29. spojni lim, 30. vanjska oplata izlaznog ruba kormila, 31. unutarnja oplata izlaznog ruba kormila, 32. metalna šipka kojom se spaja trimmer sa kormilom i ujedno čini os rotacije trimera, 33. dio šuplje limice kojim šipka prolazi i ostvaruje spoj između kormila i trimera, 34. šuplja limica na trimeru kojom se ostvaruje spoj između trimera i kormila dubine, 35. krajnje vanjsko rebro trimera, 36.rebro trimera, 37. rebro trimera, 38. ramenjača trimera, 39. oplata trimera kormila dubine, 40. statičko uravnoteženje – uteg, 42. krajnje unutarnje rebro trimera, 43. poluga na koju se veže poluga aktuatora trimera, 44.oplata

izlaznog unutarnjeg ruba kormila dubine, 45. rebro br.8 lijevo i desno, 46. rebro br.9 lijevo i desno, 47. i 48. ojačanje ramenjače na lijevoj i desnoj strani, 49. nosno rebro br.10, 50. nosno rebro br.8A zajedno sa ojačanom oplatom, 52. rebro br.7 lijevo i desno, 53. rebro br.6 lijevo i desno, 54. rebro br.5 lijevo, 55. nosno rebro br.5, 56. rebro br.4 lijevo, 57. rebro br.3 lijevo, 58. glavna ramenjača horizontalnog kormila (dubine) sa spojnim limom, limovima i kutevima za ojačanje, na lijevoj i desnoj strani horizontalnog kormila, 59. nosno rebro br.3, 60. rebro br.2 lijevo, 61. ojačanje preko limova, 62. spojna poluga na koju se veže prijenosna poluga horizontalnog kormila i ostvaruje spoj između kormila i upravljačkog mehanizma, 63. rebro br.1 64. nosno rebro br.1 A lijevo, 65. nosno rebro br.1A desno, 66. pristupni otvor, 67. pristupni otvor na unutarnjoj oplati izlaznog ruba horizontalnog kormila, 68. rebro br.2, 69. ojačanje drugog rebra sa polurebrom i spojnim limom, 70. rebro br.2A desno, 71. nosno rebro br.2 desno, 72. nosno rebro br.2A desno, 73. rebro br.3 desno, 74. rebro br.4 desno, 75. pomoćna ramenjača na izlaznom unutarnjem rubu horizontalnog kormila, 76. rebro br.5 desno.



Slika 3.18. Izgled kormila dubine na stabilizatoru

3.3 Površina za upravljanje skretanjem – kormilo pravca

3.3.1 Opis i način rada

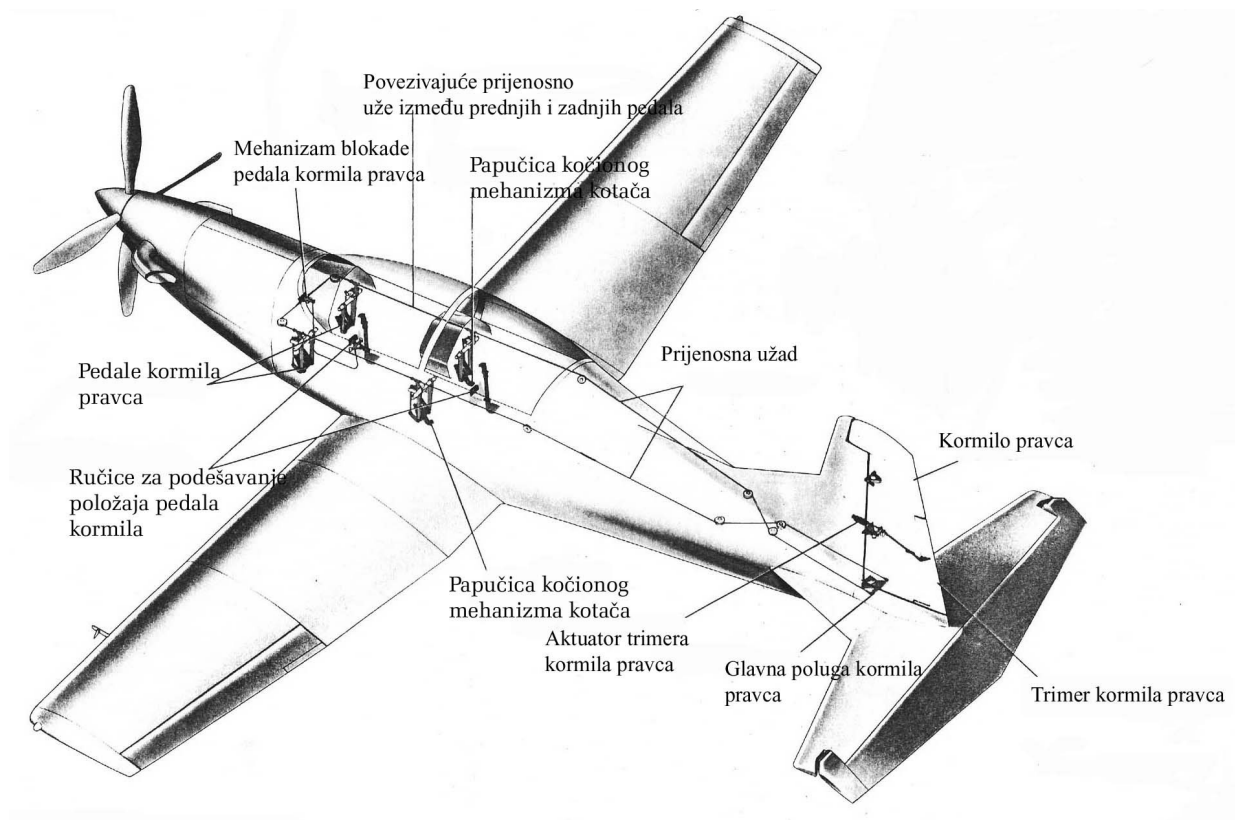
Kormilom pravca upravlja se preko upravljačkih pedala kormila pravca koje se nalaze u svakoj kabini aviona. Dva para udvojenih pedala komandi pravca upravljaju kormilom preko prijenosnih čeličnih užadi i kolotura. Ovisno o smjeru u kojem želimo izazvati skretanje potisnut ćemo lijevu ili desnu pedal. Potiskivanjem lijeve pedale kormilo pravca će se otkloniti u lijevo i obratno. Sustav prijenosnih čeličnih užadi omotan je oko kolotura koje su instalirane u strukturu zrakoplova. Glavna poluga kormila pravca ugrađena je na dno torzione cijevi kormila pravca i dodiruje ne podesive graničnike na konstrukciji trupa kako bi ograničili otklon kormila pravca.

Prednje pedale kormila pravca u prednjoj kabini su međusobno povezane užetom koje je omotano oko kolotura i spojene su sa blokadom kormila pravca (zaštita od udara vjetra na zemlji) na stražnjoj strani protupožarnog zida (FR1).

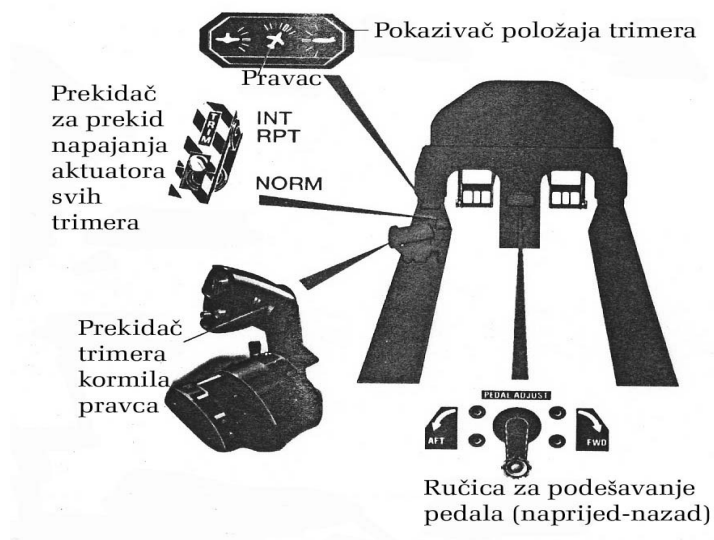
Na centralnoj konzoli svake kabine nalazi se vijak za podešavanje pedala kormila pravca prema dužini nogu pilota.

Kormilo pravca potpuno je statički izbalansirano uporabom utega na vrhu kormila. Uteg je ugrađen u strukturu roga kormila pravca .

Na kormilu pravca nalazi se *upravljivi trimer* (slika 3.19.) koji osim mogućnosti upravljanja iz kabine ima zadatak da povećava zakretne momente na zglobu kormila pravca na način da uz otklon kormila u jednu od strana dodatno u istu stranu pomiče i trimer, zahvaljujući mehaničkoj vezi trimera i kormila, te tako time povećava potrebnu silu za otklon kormila pravca. Time je povećana stabilnost aviona po pravcu i smanjen rizik od oštećenja kormila i sustava upravljačkih veza kormila pravca. Električni aktuator trimera kormila pravca, ugrađen je unutar vertikalnog stabilizatora i spojen je preko poluge sa trimenom na kormilu. Električnim aktuatorom upravlja se preko prekidača koji se nalazi na ručici snage motora (PCL).



Slika 3.19. Izgled kormila pravca sa elementima upravljačkog sustava



Slika 3.20. Prikaz smještaja prekidača trimera i poluge za podešavanje pedala

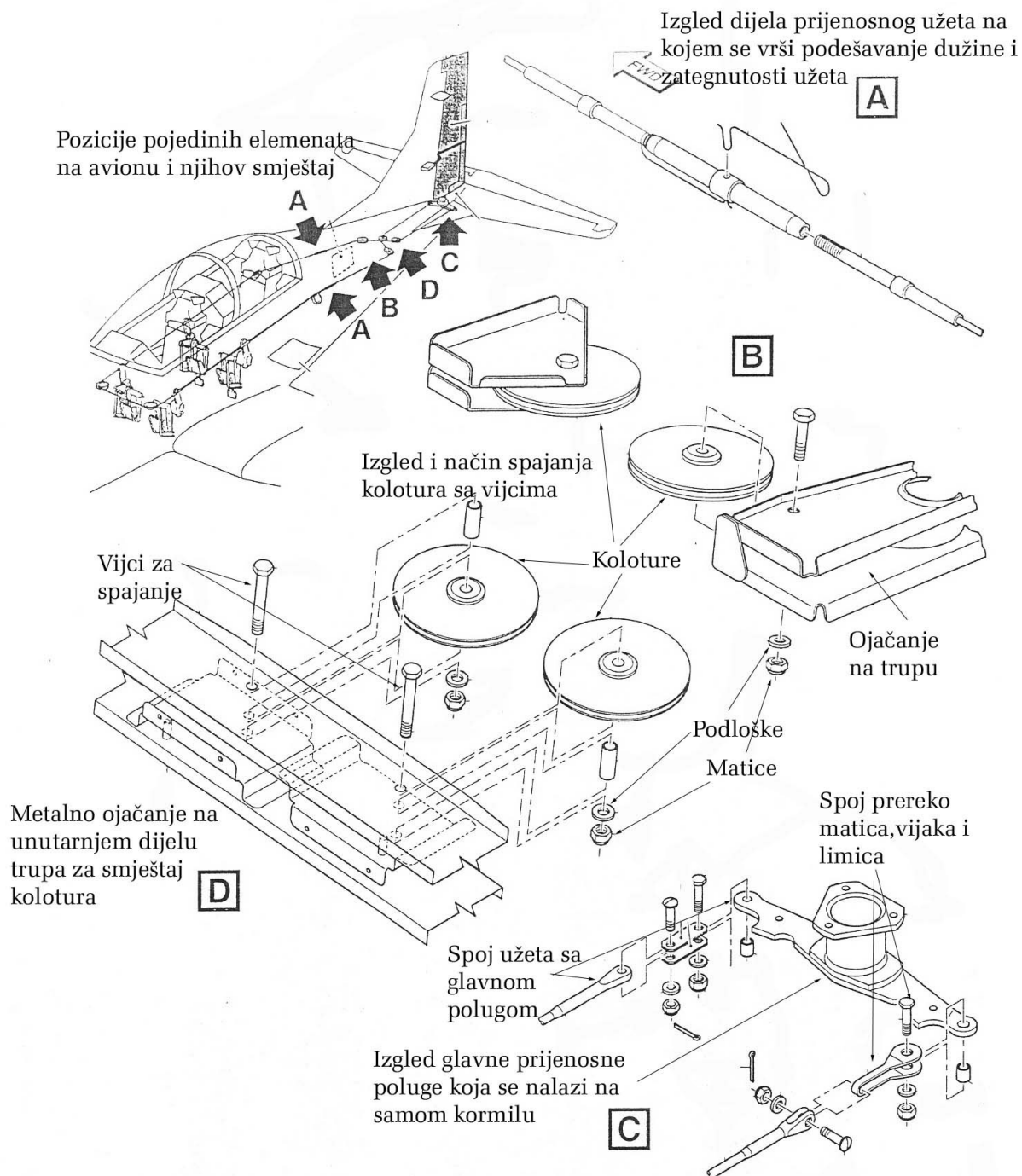
Na pedalama kormila pravca postavljene su i papučice kočionog mehanizma glavnih kotača aviona. Na lijevoj pedali nalazi se kočnica lijevog glavnog kotača, a na desnoj pedali desna papučica kočionog mehanizma desnog kotača aviona. Ako potiskujemo papučicu pri vrhu tada kočimo sa zrakoplovom, a ukoliko se potiskuje kompletnu pedal pravca na njenom donjem dijelu tada se pomiče kompletan sustav upravljanja kormilom pravca.

Također se u svakoj kabini nalazi ručica za podešavanje pedala kormila pravca prema potrebi pilota. Sa tom ručicom pomiču se pedale prema nazad ili naprijed koliko je potrebno da se stvori prostora za smještaj nogu. (slika 3.20.)

U prednjoj kabini nalazi se poluga za blokiranje svih upravljačkih površina, kako površina pravca tako i dubine i nagiba. Riječ je o mehanizmu koji podizanjem poluge blokade na utor u pilotskoj palici u prednjoj kabini, zabavljuje sve upravljačke komande i sprječava njihovo eventualno oštećenje na zemlji prilikom udara vjetra na stajanci.

Kompletan sustav prijenosa mehaničkog pomaka ostvaren je preko već prethodno navedenih čeličnih užadi i prijenosnih kolotura oko kojih su provučena prijenosna užad. Svi ti elementi prijenosa moraju biti dobo učvršteni na konstrukciju zrakoplova. Smještaj i način izvedbe pojedinih elemenata prijenosa prikazan je na slici 3.21. gdje vidimo i način ostvarivanja spojeva sve do samog kormila pravca.

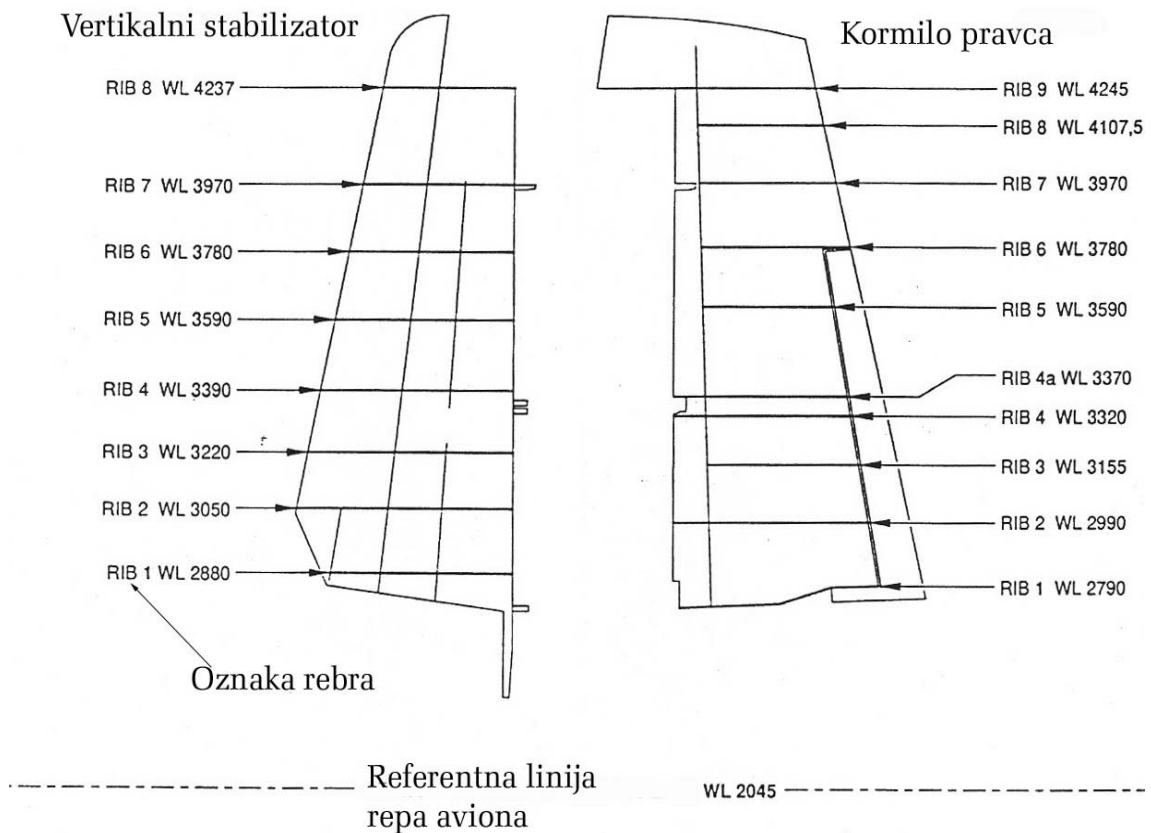
Kormilo pravaca učinkovito je na svim brzinama zrakoplova od minimalne 70 kts do max. 320 kts. Upotreba potpunog otklona kormila pravca na brzinama većim od 210 kts se zabranjuje zbog mogućeg oštećenja. Isto pravilo vrijedi i za ostale upravljačke površine.



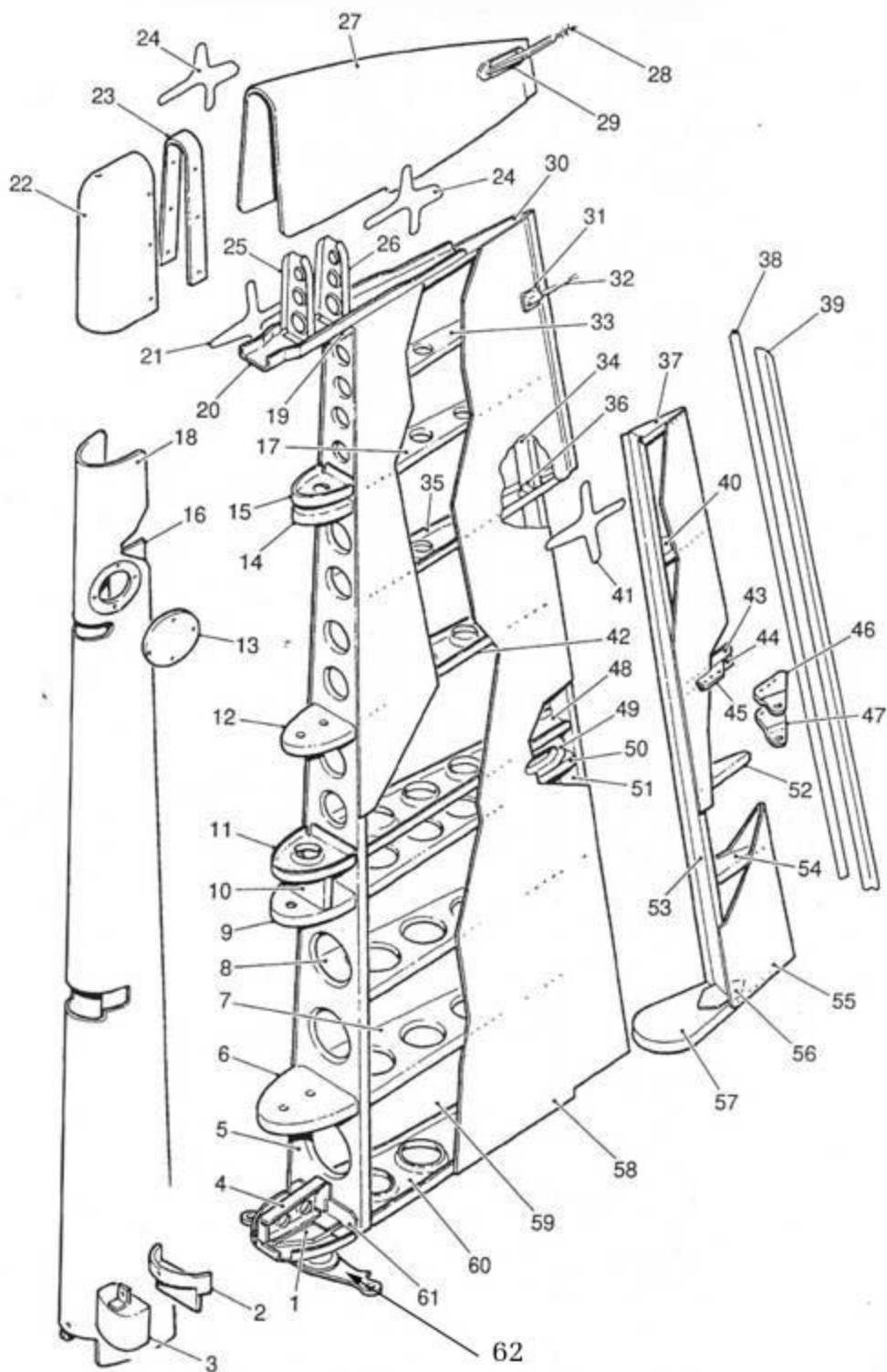
Slika 3.21. Smještaj pojedinih elemenata i način ostvarivanja spoja između istih

3.3.2. Konstrukcija kormila pravca

Konstrukcija kormila pravca je isključivo metalna, sastoji se od 9 rebara od kojih je jedno ojačano rebro br. 4. Lokacije pojedinih rebara označuju se od referentne linije (WL9 koja se nalazi na 2000 mm ispod poda kabine, tako da je pod kabine aviona na 2000 mm od referentne linije. Referentna linija repa aviona nalazi se na referentnoj liniji WL 2045. Na slijedećem crtežu prikazano je kormilo pravca i vertikalni stabilizator.



Slika 3.22. Oznake rebra kormila i stabilizatora



Slika 3.23. Konstrukcijski izgled kormila pravca

Na prethodnoj slici 3.23. dat je konstrukcijski izgled kormila pravca sa slijedećim dijelovima: 1. rebro nosa kormila br.1., 2.oplata rebra, 3. uteg, 4. potporna pločica, 5. glavna ramenjača 6. rebro nosa br.2., 7. rebro br.2. 8. rebro br.3., 9. nosno rebro br.4., 10 potporna pločica nosnog dijela rebara, 11. nosno rebro br.4A, 12. nosno rebro br.5, 13. pristupni poklopac, 14. nosno rebro br.7A, 15. nosno rebro br.7, 16. ojačanje okvira, 17. rebro br.7, 18. oplata nosa kormila (napadnog ruba), 19.nosno rebro br.9, 20. krajnje rebro, 21.desna vezivna limica, 22. rog sa utegom (rogljasta kompenzacija), 23. priborna spojna limica, 24. spojna lijeva i desna limica, 25. i 26. potporna oplata, 27. terminezon kormila, 28. ispražnjivač statičkog elektriciteta, 29. nosač ispražnjivača elektriciteta, 30. rebro br.8, 31. nosač ispražnjivača statičkog elektriciteta, 32. ispražnjivač statičkog elektriciteta, 33.rebro br.8 34. pomoćna ramenjača 35. rebro br.6, 36. spojni lim 37. rebro trimera, 38. i 39. izlazni rub trimera, 40. rebro trimera br.5. 41. spojna limica lijeva, 42. rebro br.5, 43. spojna limica pod pravim kutem, 44. rebro trimera br.4, 45. spojna pločica 46. gornja polužna limica trimera, 47. donja polužna limica, 48. rebro br.4A 49. potporna ojačana ploča, 50. rebro br.4, 51. pomoćna ramenjača, 52. rebro trimera br.3, 53. uzdužna spojna pločica, 54. rebro trimera br.2, 55. oplata trimera kormila, 56. spojni lim pod kutem, 57. rebro br.1 ujedno je i rebro trimera, 58. oplata kormila pravca sa lijeve strane, 59. oplata kormila pravca sa desne strane, 60. rebro br.1, 61. spojna pločica, 62. glavna poluga kormila pravca.



Slika 3.24. Izgled kormila sa stabilizatorom

Kormilo pravca vezano je za stabilizator u tri točke. Prva točka nalazi se na spoju torzione cijevi sa 11. okvirom trupa i ujedno čini točku zgloba rotacije kormila pravca. Sama torziona cijev na kojoj se nalazi glavna poluga kormila pravca vezana je za 1. rebro kormila i onda pokretno za 11. okvir trupa. Druga točka hvatišta nalazi se na ojačanom 4. rebro kormila i također je vezana za 4. rebro (kao zglob) stabilizatora, preko metalnog ojačanja šarke. Treća točka vezivanja je na 7. ojačanom rebro kormila pravca i vezano je kao zglob za stabilizator preko ojačanja koje je vezano za 7. rebro stabilizatora.

Otklon kormila pravca u lijevo i desno je jednak i iznosi 24° . Otklon trimera kormila pravca je 3.5° u desno i 11.5° u lijevo.

3.3.3. Tehnika pilotiranja u zaokretu i način neutraliziranja nepoželjnih momenata koji se javljaju upotrebom određenih upravljačkih površina (Adverse Yaw)

U ovom kratkom poglavlju izložit će se neke osnovne tehnike pilotiranja u zaokretu kako bi bolje razumjeli koji se sve to momenti javljaju, odnosno kako ih neutraliziramo prilikom korištenja upravljačkih površina.

Svaki zaokret sastoji se od četiri osnovna dijela: priprema za zaokret, uvođenje u zaokret, vođenje kroz zaokret i vađenje iz zaokreta.

U pripremi pilot izabire orijentir za izvođenje manevra, vrši kružno osmatranje oko aviona posebice u smjeru izvođenja zaokreta te podešava snagu za izvođenje zaokreta ili nekog drugog manevra. U podešavanju snage obično se za zaokret dodaje nešto veća snaga kako bi se spriječio pad brzine kroz zaokret. Samim povećanjem snage uzrokovat će se moment skretanja u lijevo zbog desnookrećuće elise, pa će biti potrebno dodavanje snage popratiti sa potiskivanjem desne noge. Ujedno zbog inicijalnog povećanja brzine zbog povećanja uzgona zrakoplov će težiti da poveća visinu, te se i taj moment propinjanja mora neutralizirati sa potiskivanjem palice prema naprijed. Potiskivanje palice i noge mora biti pravilno odmjereno da se avion zadrži na pravom kursu i na zadanoj visini što pilot kontrolira preko pokazivača klizanja za rad sa kormilom pravca i preko visinomjera za rad sa kormilom dubine. Rad sa upravljačkim

komandama je gotovo istovremen i mora biti potpuno koordiniran. Kada su se svi momenti neutralizirali odmah se nastavlja sa zaokretom bez nepotrebnog zadržavanja u pripremi jer će nam avion nastaviti ubrazavati pa nećemo imati prave ulazne vrijednosti za zaokret.

Uvođenje u zaokret izvodi se koordiniranim pokretom palice i noge u stranu zaokreta. Palica ima hod prema naprijed i poprečno u smjeru zaokreta, gotovo dijagonalno prema naprijed. Noga se potiskuje u smjeru zaokreta. Kod poprečnog pomaka palice generiramo moment valjanja koji nam zbog Adwers Yaw efekta uzrokuje nepoželjno skretanje u smjeru suprotnom od zaokreta. Budući da se avion rotira oko uzdužne osi to skretanje će imati dvije posljedice, bolje rečeno komponente. Jedna posljedica je da će nam zrakoplov propeti jer relativno gledano zbog promjene nagiba nos se podiže iznad horizonata, a druga posljedica je nepoželjno skretanje gledano u odnosu na pravac jer se nos zrakoplova pomiče u suprotnu stranu od zaokreta i javlja se skretanje što će se na pokazivaču klizanja javiti kao pokazivanje unutarnjeg klizanja. Kuglica stoji izvan pokazivanja bez klizanja, u položaju lijevo ili desno ovisno u koju se stranu izvodi zaokret. Sad kad smo razjasnili koji su sve nepoželjni efekti valjanja zrakoplova u uvođenju za zaokret jasno je zašto palica ide istovremeno sa promjenom nagiba u stranu i prema naprijed i zašto se to istovremeno prati sa nožnom komandom pravca. Dakle koliko će pilot potiskivati palicu prema naprijed i koliko će potiskivati nogu ovisi o momentima a sve se svodi na to da zrakoplov ostane na zadanoj visini uvođenja i bez klizanja što će pilot prekontrolirati brzim rasporedom pažnje preko instrumenata visinomjera i pokazivača klizanja i avionu. Samo valjanje zrakoplova mora se zaustaviti kako bi se ostvario zaokret sa određenim nagibom. Tako da pod kraj uvođenja imamo zadatak kako nam zrakoplov dolazi u vrijednosti zadanog nagiba palicu zatežemo na sebe i vraćamo je prema položaju neutralno po nagibu kako bi zaustavili daljnu rotaciju oko uzdužne osi i zaustavili avion na zadanom nagibu. Palica se zateže prema nazad zbog toga kako bi se otklonom kormila dubine osiguralo opterećenje u zaokretu odnosno kutno skretanje. Palica se zateže na sebe onoliko koliko je potrebno da se avion zadrži bez promjene visine sa odgovarajućim kutnim skretanjem, a palica se zateže u suprotnu stranu po nagibu koliko je potrebno da se zadri željeni nagib. Palica je tu u položaju suprotno od položaja za izvođenje valjanja u stranu zaokreta kako bi se

zbog većeg uzgona na vanjskom (podignutom) krilu koje prelazi veći opseg zaokreta spriječilo daljnje povećanje nagiba. Cijeli pomak palice od početka uvođenja do kraja svodi se na poliusrcoliki pokret palice. Noga je i dalje potisnuta u smjeru izvođenja zaokreta kako bi se zrakoplov održao bez klizanja.

Kroz vođenje u zaokretu princip je vrlo jednostavan ono što smo ostvarili u uvođenju jednostavno zadržavamo sa otklonom upravljačkih površine i komandi u položaju koji osigurava kutno skretanje dakle palica na sebe i u stranu suprotnu od zaokreta kao što je već i prije objašnjeno kako bi se spriječilo daljnje povećanje nagiba. Zajedno sa potisnutom nogom u smjeru zaokreta koliko je potrebno da nemamo klizanje. Pilot sve to provjerava preko pokazivanja instrumenata: umjetnog horizonta za odgovarajući nagib, visinomjera za željenu visinu, brzinomjera za zadanu brzinu i pokazivača klizanja za klizanje. To se zadržava do nekoliko desetaka stupnjeva prije izlaska u pravac zadanog orjentira ili kursa kada počinje faza vađenja iz zaokreta. Koliko stupnjeva prije se počinje sa vađenjem to ovisi o nagibu zaokreta uglavnom je to negdje pola vrijednosti nagiba zaokreta.

U vađenju pilot potiskuje palicu u suprotan smjer od smjera izvođenja zaokreta gledano po nagibu i istovremeno je potiskuje prema naprijed naravno koordinirano sve to izvodi sa istovremenim potiskivanjem nožne komande u stranu vađenja iz zaokreta. Palica se potiskuje prema naprijed onoliko koliko je potrebno da se neutralizira komponenta skretanja čiji je rezultat propinjući moment zbog relativnog položaja avion u nagibu što je opisano u uvođenju. Zajedno sa nogom odnosno kormilom pravca kojim neutraliziramo moment skretanja tj. klizanja u vađenju iz zaokreta. Kako se nagib smanjuje i avion dolazi u položaj bez nagiba palica se vraća u položaj bez nagiba i položaj bez propinjanja prema nazad zajedno sa popuštanjem nožne pedale odnosno smanjenjem momenta skretanja. Na kraju kad pogledamo hod palice od uvođenja do kraja vađenja to izgleda kao sroliki pokret palice s tim da je donji dio srca zarotiran u suprotnu stranu od izvođenja nagiba zbog dijela vođenja kroz zaokret gdje je palica bila u suprotnom položaju od nagiba zaokreta. Kad smo završili sa vađenjem iz zaokreta pilot podešava snagu i kontrolira instrumente za željene norme. Snaga se smanjuje za horizontalni let pa nam se smanjuje moment skretanja usljed zakošenja strujnica propelera oko trupa što smanjuje silu na kormilu pravca tako da nam zrakoplov ima

tendenciju skretanja u desno što neutraliziramo potiskivanjem lijeve noge, a kontroliramo preko pokazivača klizanja. Incijalno smanjenje brzine odnosno uzgona zahtijeva zatezanje palice na sebe odnosno povećanje propinjućeg momenta preko kormila dubine kako bi se avion zadržao na zadanoj visini.

4. KOMPENZACIJA UPRAVLJAČKIH POVRŠINA

U ovom poglavlju dane su osnovne vrste kompenzacije upravljačkih površina općenito za sve zrakoplove karakterističnih brzina kao što je Pilatus, a na vrste kompenzacija koje posjeduje avion Pilatus PC-9 dat je poseban naglasak i objašnjenje.

Postoje dvije osnovne vrste kompenzacije upravljačkih površina:

- Aerodinamička kompenzacija opterećenja upravljačkih površina
- Statičko uravnoteženje mase upravljačkih površina

Aerodinamička kompenzacija upravljačkih površina se dijeli na:

- Osnu kompenzaciju
- Rogljastu kompenzaciju
- Unutrašnju kompenzaciju
- Kompenzacija s pomoću prednjeg brida
- Kompenzacija pomoćnim površinama (Flatner)
- Kompenzacija s pomoću podesivih pomoćnih površina

4.1. Aerodinamička kompenzacija opterećenja upravljačkih površina

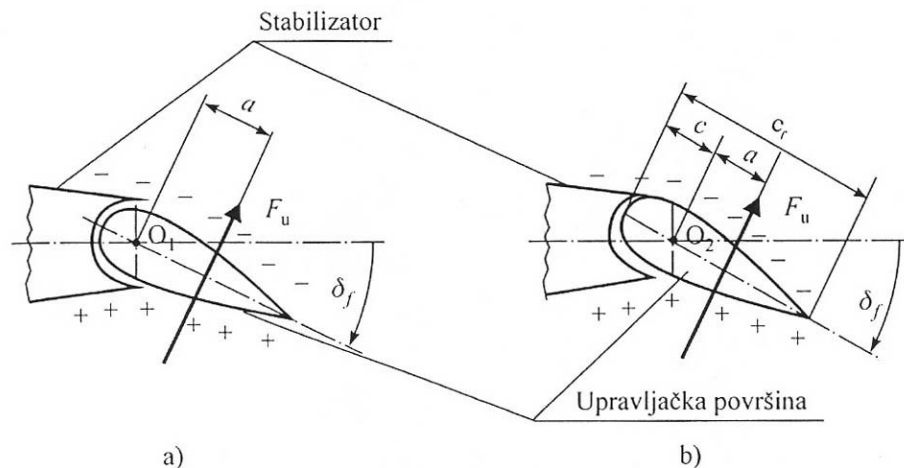
Za male zrakoplove koji lete malim brzinama neposredno upravljanje skretanjem, propinjanjem pa i valjanjem ostvaruje se direktnim prijenosom preko poluga i čeličnih užadi od upravljačke poluge do upravljačke površine. Međutim, kod većih zrakoplova koji lete većim brzinama taj način prijenosa upravljačkih zahtjeva može biti neadekvatan.

Jednadžba (2.1.8.) određuje silu F_p koju mora proizvesti pilot da se ostvari upravljačko djelovanje. Vidi se da je sila proporcionalna kvadratu brzine ($q_\infty = \rho_\infty V^2 / 2$), trećem stupnju linearne dimenzije zrakoplova ($S_f \approx l^2$ i $c_f \approx l$) koeficijentu prijenosa k i koeficijentu momenta zgloba C_h . Brzina i dimenzije zrakoplova određenu su osnovnim projektnim zahtjevima na zrakoplovu i na njih se malo može utjecati. vrijednost koeficijenta prijenosa se može smanjivati; npr. smanjivanjem odnosa l_2 / l_3 (što je prikazano na slici 2.4.), ali to vodi dugačkim krakovima l_3 i velikim kutovima

zakrtanja poluge δ_p , što može biti nepraktično. Preostaje sa se snizi vrijednost koeficijenta momenta zgloba do vrijednosti prihvatljive za ljudskog operatora. Alternativa tom rješenju je uvođenje aktivnih upravljačkih sustava, a pilot samo aktivira djelove takvih sustava. U ovom poglavlju razmatrane su metode aerodinamičke kompenzacije koje snižavaju vrijednosti koeficijenata momenta zgloba upravljačke površine.

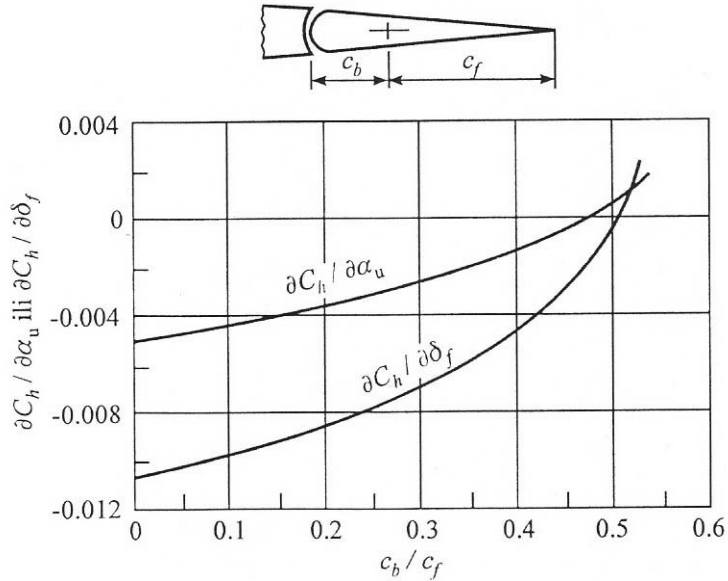
4.1.1. Oсна kompenzacija

Rezultantna aerodinamička sila na upravljačku površinu F_u je posljedica uglavnom djelovanja tlaka. Ako se os rotacije zgloba pomakne nizstrujno (Slika 4.1.) uravnotežuju se sile tlaka prije ili poslije zgloba pa se smanjuje moment zgloba, odnosno smanjuje se krak na kojem djeluje rezultantna aerodinamička sila na upravljačku površinu. To može imati efekata na ukupnu silu, odnosno upravljački moment.



Slika 4.1. Oсна kompenzacija upravljačke površine

a) nekompenziran; b) kompenziran



Slika 4.2. Utjecaj položaja osi zgloba na $(\partial C_h / \partial \alpha_u)$ i $(\partial C_h / \partial \delta_f)$

Iz jednadžbe (2.1.6) se vidi da je promjena koeficijenta momenta zgloba (bez pomoćne površine):

$$\Delta C_h = C_h - C_{h,0} = \partial C_{h,\alpha_u} \alpha_u + C_{h,\delta_f} \delta_f \quad (4.1.1)$$

Utjecaj pomicanja položaja zgloba na upravljačkoj površini nastaloj od aeroprofila NACA 0009 s dužinom tetive upravljačke površine $c_f = 0.2c$ prikazan je na prethodnoj slici 4.2. Vidi se da vrijednost oba gradijenta opadaju u apsolutnom smislu s porastom udaljenosti zgloba od prednjeg brida pomoćne površine (c_b / c_f) . Kod vrijednosti $(c_b / c_f) \cong 0,5$ gradijenti $C_{h,\alpha_u} = (\partial C_h / \partial \alpha_u)$ i $C_{h,\delta_f} = (\partial C_h / \partial \delta_f)$ mijenjaju predznak pa i moment mijenja smjer iz momenta u smjeru obrnutom od gibanja kazaljke na satu u smjeru kazaljke na satu. Za položaj zgloba $(c_b / c_f) > 0,5$ se kaže da je prekompenziran. Rad upravljačke površine u uvjetima kada koeficijent momenta mijenja predznak smatra se nepovoljnim sa stajališta upravljanja i treba ga izbjegavati.

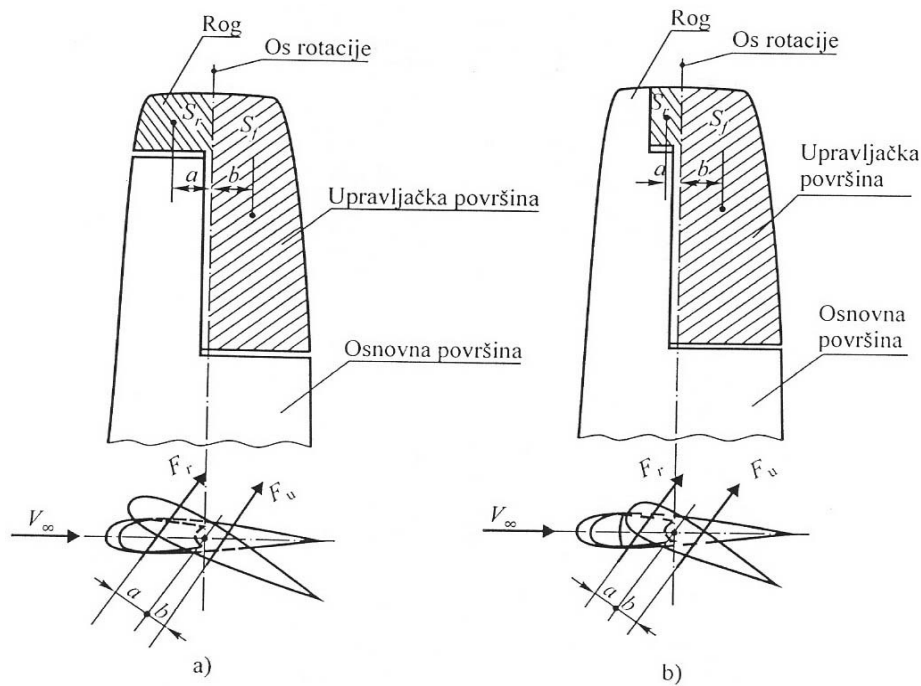
4.1.2. Rogljasta kompenzacija

Ova je kompenzacija karakteristična jer je primjenjena na avionu Pilatus PC-9. Kod rogljaste kompenzacije dodana je posebna površina (rog) na koju djeluje kompenzacijska sila umjesto da se pomiče rotacijska os. Na slici 4.3. su prikazana dva tipa rogljaste kompenzacije: nezaštićena i zaštićena. Kod nezaštićene kompenzacije rog prolazi do prednjeg brida. Moment zgloba sad je:

$$H = F_r a - F_u b \quad (4.1.2.)$$

Nezaštićeni rogljasti kompenzator je efikasniji od zaštićenog. Primjer zaštićenog rogljastog kompenzatora nalazi se i na PC-9 i primjenjen je kod kormila pravca i horizontalnog kormila (dubine).

Kompenzacijski efekt ovisi o količniku momenata od površine roga ($M_{rog} = F_r \alpha$) i momenta od upravljačke površine u odnosu na os rotacije M_{rog}/M_{up} . S porastom vrijednosti količnika smanjuje se vrijednost koeficijenta momenata s asličnim trendom kao kod osne kompenzacije.



Slika 4.3. Rogljasta kompenzacija upravljačke površine a) nezaštićena; b) zaštićena

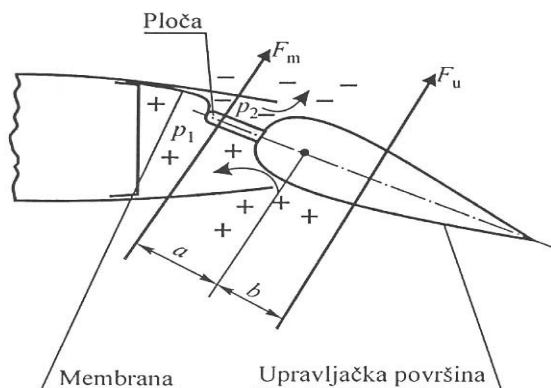
Osnovni nedostatak rogljastih kompenzatora je znatno remećenje struje zraka i neravnomjernost opterećenja duž raspona. Upotrebljavaju se na malim zrakoplovima. Kod većih zrakoplova se zbog povećanja otpora i mogućih vibracija upravljačkih površina, ne upotrebljavaju.

4.1.3. Unutrašnja kompenzacija

Način kompenzacije koji je primjenjen na avionu Pilatus PC-9 i to na lijevom i desnom krilcu je unutrašnja kompenzacija. Kod unutrašnjeg kompenzatora na prednji rub 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. na dolje nadtlak ispod površine prenosi se ispod membrane i ploče a podtlak iznad površine prenosi se iznad membrane. Razlika tlakova ($p_1 - p_2$) koja djeluje na ekvivalentnu površinu membrane S_m stvara kompenzacijsku silu $F_m = (p_1 - p_2) S_m$ koja reducira moment zgloba na:

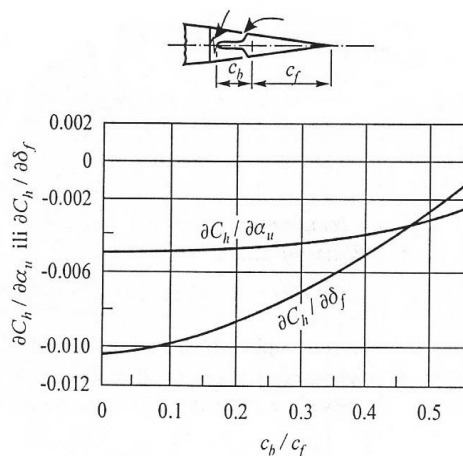
$$H = F_m a - F_u b \quad (4.1.3.)$$

Ekvivalentna površina S_m je oko 30% upravljačke površine i uzima u obzir to što je membrana uklještena i na osnovnoj konstrukciji. Utjecaj unutrašnje kompenzacije na gradijente ($\partial C_h / \partial \alpha_u$) i ($\partial C_h / \partial \delta_f$) za osnovni aeroprofil NACA 0009 s dužinom tetive upravljačke površine $c_f = 0.2c$ dan je na slici .



Slika 4.4. Unutrašnja kompenzacija

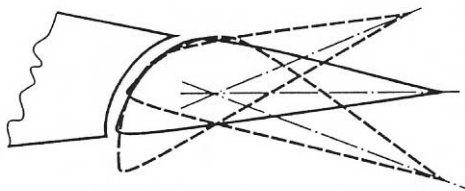
Vidi se da kompenzacijski efekt raste s odnosom (c_b / c_f) . Unutrašnji kompenzator relativno malo remeti osnovno strujanje, ali ima ograničen kut zakretanja δ_f i uzrokuje teškoće kod redovitog održavanja zrakoplova.



Slika Utjecaj (c_b / c_f) na $(\partial C_h / \partial \alpha_u)$ i $(\partial C_h / \partial \delta_f)$

4.1.4. Kompenzacija s pomoću prednjeg brida

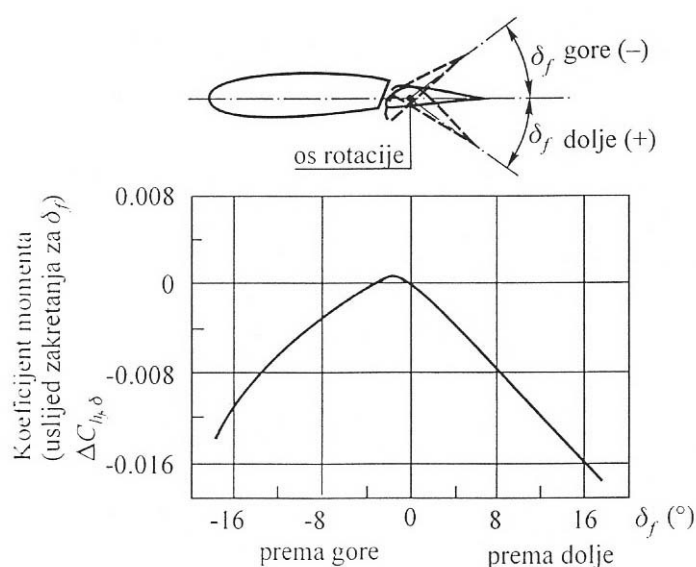
Kompenzacija s pomoću prednjeg brida (Frise kompenzacija) je tako projektirana da kod zakretanja upravljačke površine oko osi rotacije prema gore u zračnu struju s donje strane prodire prednji brid površine. Prednji brid strši ispod konture aeroprofila i stvara dodatni otpor strujanju. Kada se površina spušta prema dolje, prednji brid koji se pojavljuje na gornjaci dobro je prilagođen obliku konture i minimalno remeti osnovno strujanje zraka. Ova kompenzacija se primjenjuje na krilcima zato što uravnotežuje otpore na obje strane krila i tako nema nepoželjnog efekta skretanja (adverse yaw).



Slika 4.5. Kompenzacija s pomoću napadnog brida (Frise kompenzator)

Asimetričnost oblika prednjeg brida i njegova pozicioniranja uzrokuju asimetričnost gradijenta promjene koeficijenta momenta ($\partial C_h / \partial \delta_f$). Ima negativnu vrijednost kada se površina zakreće prema dolje, a pozitivnu kada se zakreće prema gore (slika 4.6.). Također se vidi da krilce koje ide prema gore može biti prekompenzirano. Obično se krilce koje ide prema gore preko prijenosnika veže na upravljačku polugu na koju je vezano krilce koje ide prema dolje. Zato što krilce koje ide prema dolje znatno potkompenzirano, ukupan efekt je poptkompenzirano upravljanje.

Frise krilca se upotrebljavaju na malim i srednjim zrakoplovima sa ne velikim zahtjevima.

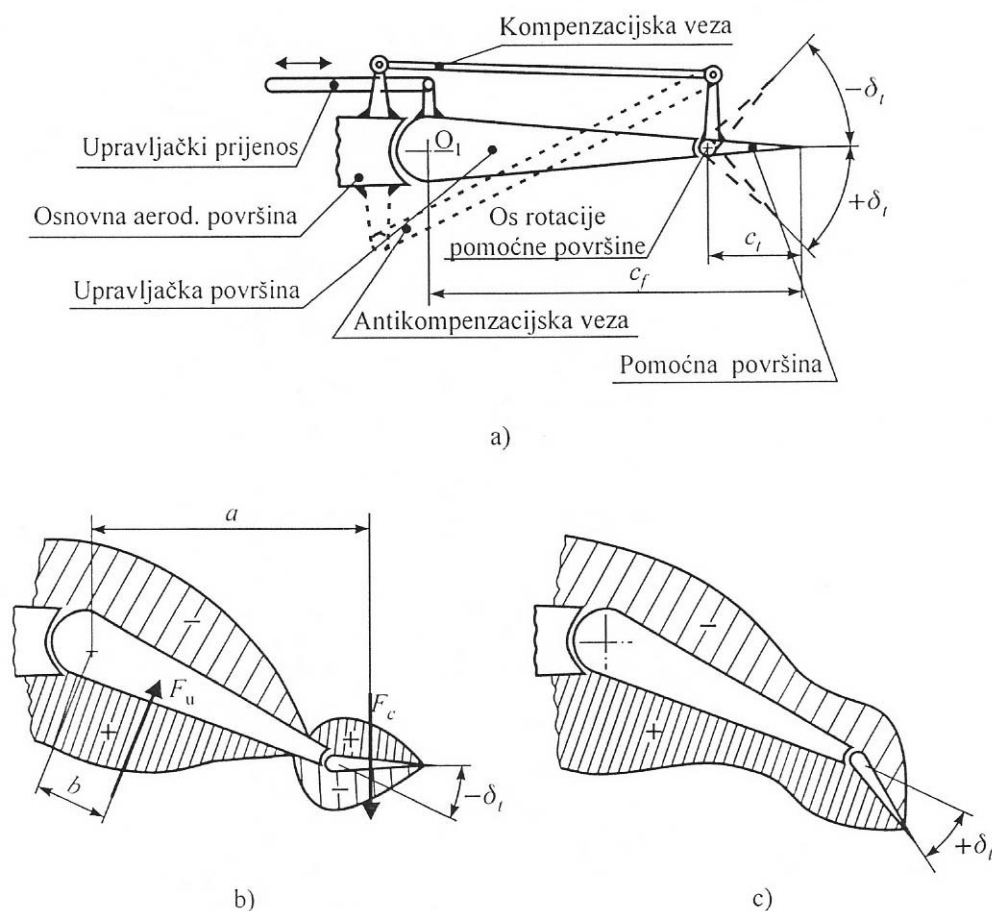


Slika 4.6. Koeficijenti momenta za Frise krilce

4.1.5. Kompenzacija pomoćnim površinama (Flatner)

Pomoćna površina (tab) je mali dio upravljačke površine, relativno kratke tetive koja se nalazi na dijelu raspona i čini njezin stražnji dio (Slika 4.7.). Osnovna funkcija pomoćne površine je snižavanje vrijednosti koeficijenata momenta zgloba kada se aktivira upravljačka površina. To se postiže skretanjem zglobno vezane pomoćne površine, što rezultira preraspodjelom tlaka na upravljačkoj površini. Kompenzacijski efekt se postiže tako da se pomoćna površina zakreće u suprotnom smjeru od smjera

zakretanja upravljačke površine. Na slici 4.7. je prikazan shematski efekt djelovanja pomoćne površine kada je povezana da djeluje kompenzacijski i antikompensacijski (kad se povećava moment zgloba, ali i moment zakretanja zrakoplova).



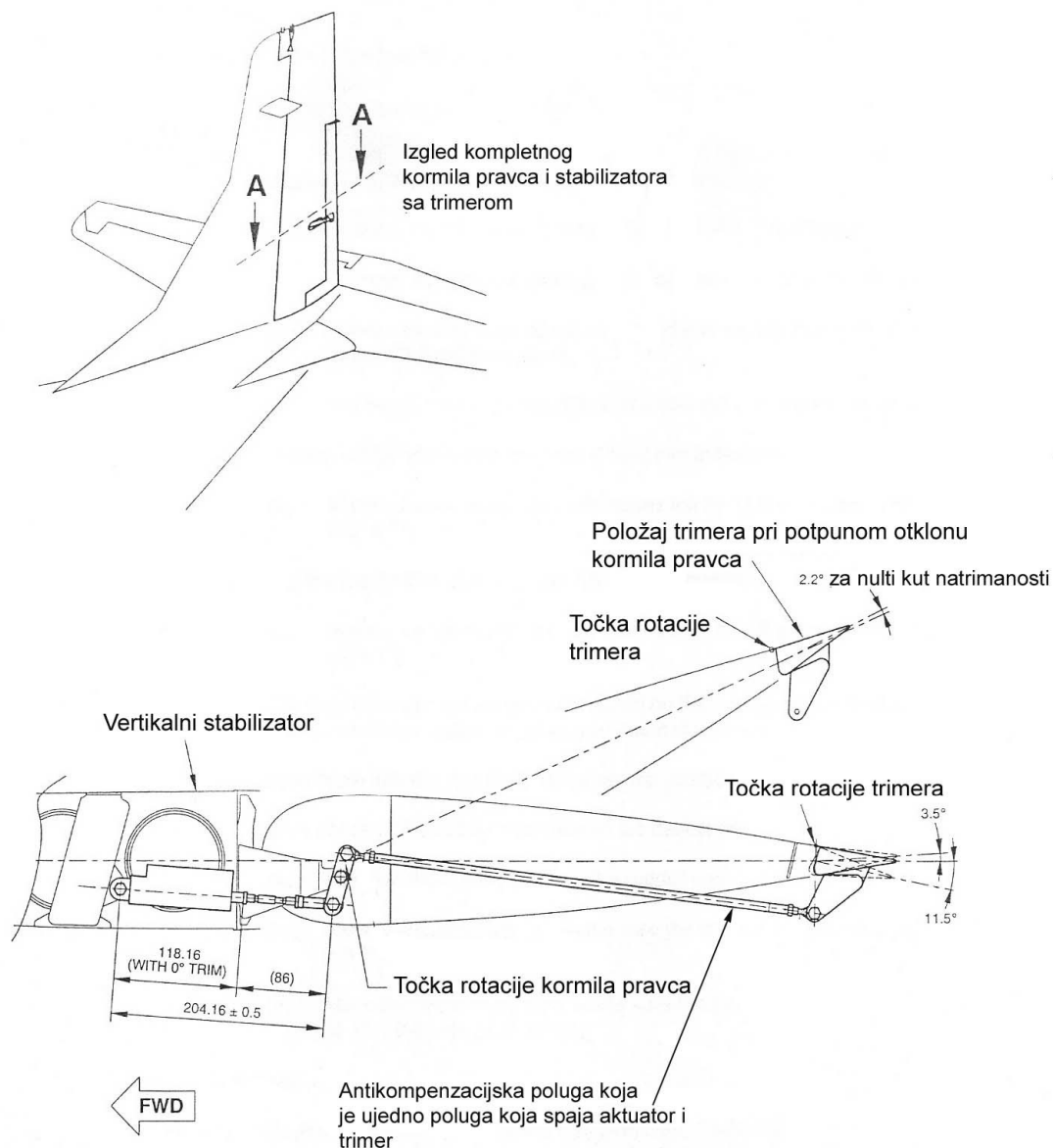
Slika 4.7. Kompenzacija pomoćnom površinom a) geometrija b) kompenzacijska veza c) antikompensacijska veza

Zglobni moment kod kompenzirajuće veze je manji zbog djelovanja sile relativno malog intenziteta F_c na velikom kraku a

$$H = F_c a - F_u b \quad (4.1.4.)$$

Pomoćna površina ima tetivu dužine c_t , akut zakretanja se mjeri u odnosu na pravac tetive pomoćne površine.

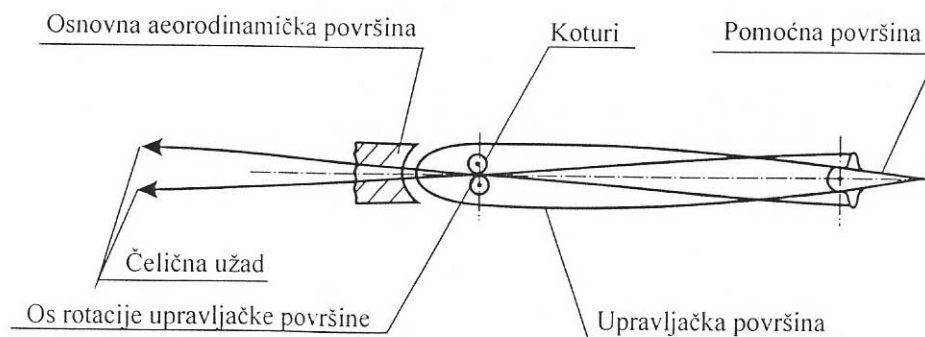
Antikompenzacijski model primjenjen je na upravljivom trimeru kormila pravca na zrakoplovu Pilatus PC – 9. Trimer osim što je upravljiv iz kabine ponaša se kao antikompenzacijski Flatner, tj. kod otklanjanja kormila pravca u jednu od strana, trimer se još dodatno u istu stranu zakreće ovisno o prethodnom trimanju (slika 4.8.). Na samoj slici date su vrijednosti otklona trimera u stupnjevima pri maksimalnim otklonima kormila.



Slika 4.8. Izgled kombinacije upravljivog trimera i antikompenzacijskog Flatnera na avionu Pilatus PC – 9

4.1.6. Kompenzacija s pomoću podesivih pomoćnih površina

Postoje dva tipa podesivih pomoćnih površina (trim tabs): fiksne i upravljive. Fiksne pomoćne površine podešavaju se na zemlji. Obje vrste zastupljene su na avionu Pilatus PC – 9. Podešavanje je izbor kuta zakretanja pomoćne površine da se izbjegne neželjena strukturalna asimetrija. Npr. zrakoplov pokazuje tendenciju nagnjanja na jednu stranu. Umjesto da pilot taj moment kompenzira trajnim zakretanjem krilaca, podesi se pomoćna površina tako da se ona zakrene i u definiranim uvjetima leta osigura dodatnu uzgonsku silu na krilo koje je pokazivalo tendenciju propadanja. U nekim drugim uvjetima leta pilot će morati djelovati silom na upravljačku polugu. To djelovanje izaziva umor i nije ugodno na dužim letovima.



Slika 4.9. Shema servo upravljanja preko pomoćnih površina

Većina zrakoplova ima upravljive pomoćne površine koje aktivira neposredno pilot (servo-trim tabs). U svim uvjetima leta pilot zakretanjem pomoćnih površina proizvodi željeni kompenzirajući moment (i do 100%), Na slici pokazano je upravljanje pomoćnim površinama s pomoću čeličnih užadi kojima se proizvodi zakretanje neovisno djelovanju na upravljačkim površinama. Ta se metoda upravljanja primjenjuje i na većim zrakoplovima.

Na zrakoplovu PC–9 fiksne trimere imamo samo na krilcima i oni se podešavaju na zemlji od strane tehničara. Upravljivi trimeri imaju svoje aktuatore koji su spojeni sa pomoćnim upravljivim površinama preko prijenosnih poluga. Upravljaču se iz kabine gdje postoji i pokazivač položaja trimera po sve tri osi aviona. Kao što je prikazano u

prethodnom poglavlju trimer kormila pravca ima svoj aktuator koji je smješten u vertikalnom stabilizatoru, horizontalno kormilo ima aktuator koji se nalazi u samom horizontalnom kormilu, dok krilca nemaju upravljivi trimer u klasičnom smislu već aktuator koji je vezan za mehanizam ekscentrične poluge te tako djelujući na prijenosni mehanizam postavlja krilca u određeni kut odklona ovisno kolikog iznosa i smjera želimo generirati sile po nagibu zrakoplova.

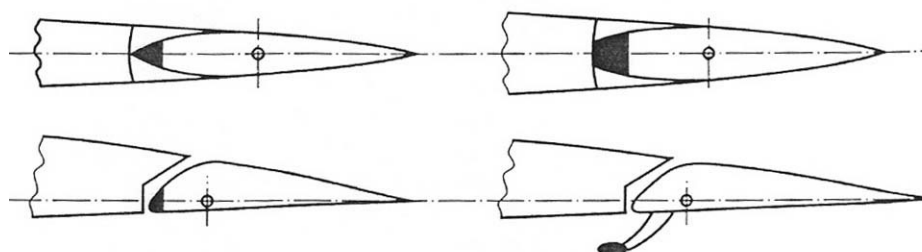
4.2. Statičko uravnoteženje mase upravljačke površine

Kompenzacija mase upravljačke površine čini se radi njezina statičkog „uravnoteženja“. To je nešto sasvim različito od kompenzacije opterećenja usljed aerodinamičkih sila. Važno je da centar mase upravljačke površine leži na osi rotacije upravljačke površine ili neposredni ispred osi rotacije, a nikako iza osi rotacije, što se vidi iz slijedećeg.

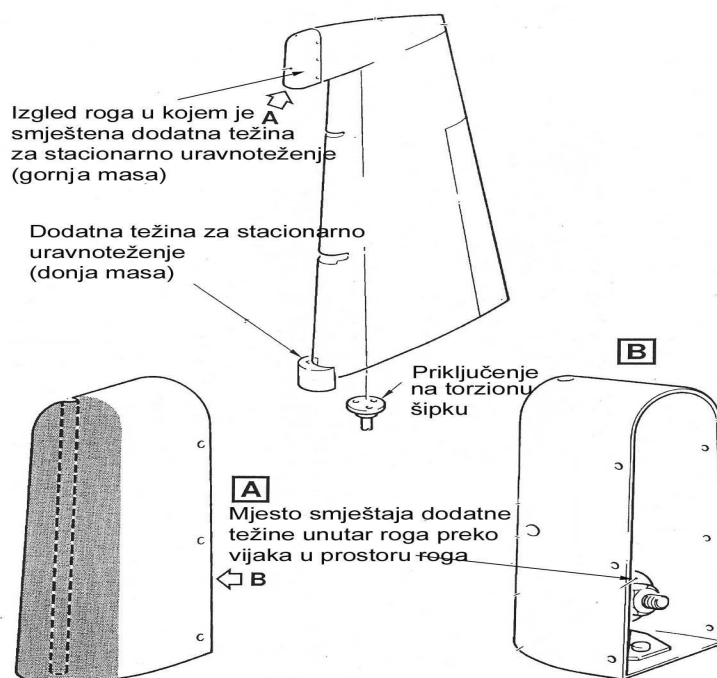
Neka se pretpostavi da je centar masa upravljačke površine iza osi rotacije (nizstrujno) i neka je krilo izloženo naglom udaru vjetrova koji krilo ubrzava prema gore. Inercijalna sila koja djeluje u centru masa djeluje na dolje i izaziva zekretanje upravljačke površine na dolje zato što je centar masa iza osi rotacije. Usljed zakretanja upravljačka površina na dolje javlja se porast uzgonske sile koja dodatno gura krilo prema gore. Dakle, superponiraju se dva efekta; jedan od udara a drugi od djelovanja mase upravljačke površine.

Isti način razmišljanja može se primjeniti kod poremećaja koje ubrzava krilo na dolje. Upravljačka površina usljed zakretanja na gore pojačava efekt poremećaja. U takvoj konfiguraciji centra mase i osi rotacije dolazi kod određenih brzina do nepoželjnih oscilacija upravljačkih površina pa i cijelog krila, što može rezultirati lomom elastičnih elemenata. Posebno su nepovoljne složene oscilacije nastale kao superpozicija usljed savijanja krila oko pravca paralelnog s tetivom krila i torzijske oscilacije oko uzdužne osi krila kada su frekvencije oba osciliranja iste. Povećanje brzine vodi neprigušenim oscilacijama velikih amplituda i lomu konstrukcije. Taj slučaj osciliranja poznat je pod imenom flater (*flutter*).

Sličnom analizom se pokazuje da zakretanje upravljačke površine, kada je centar masa ispred osi rotacije, neutralizira efekt poremećaja pa se dobiva prigušivanje oscilacija. Kada je centar masa na osi rotacije, nema zakretanja upravljačke površine uslijed inercijalnog svojstva površine. Jedan način rješenja problema je statičko balansiranje masa upravljačke površine. Sastoji se u tome da se na prednjem dijelu upravljačke površine doda posebna masa unutar površine ili aerodinamičko tijelo izvan upravljačke površine.

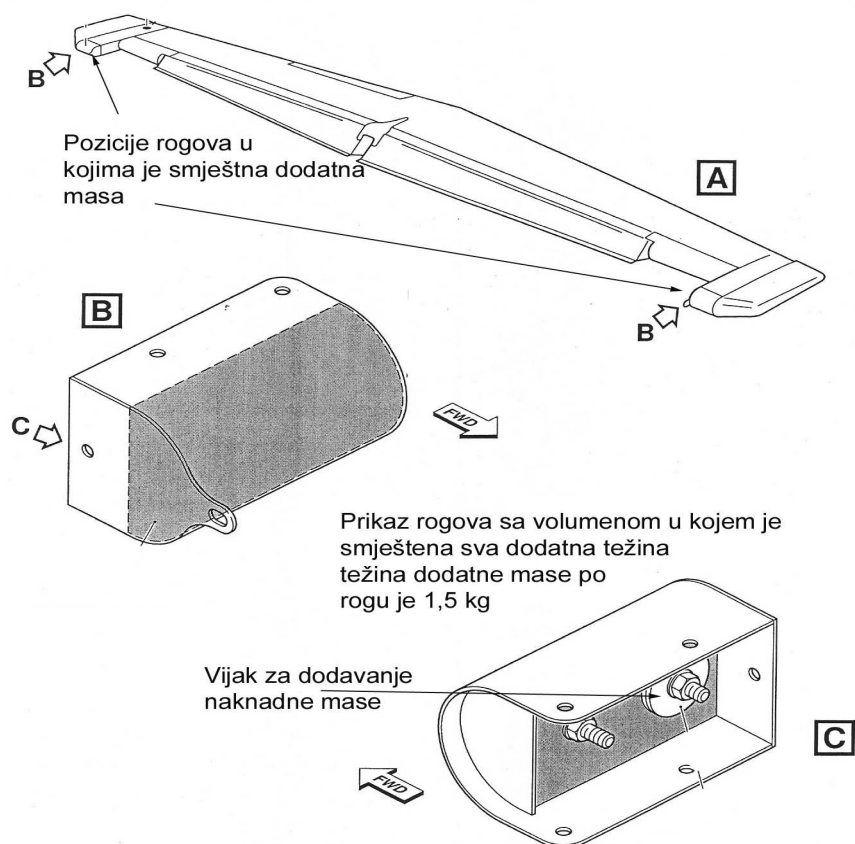


Slika 4.10. Statičko uravnoteženje masa upravljačkih površina

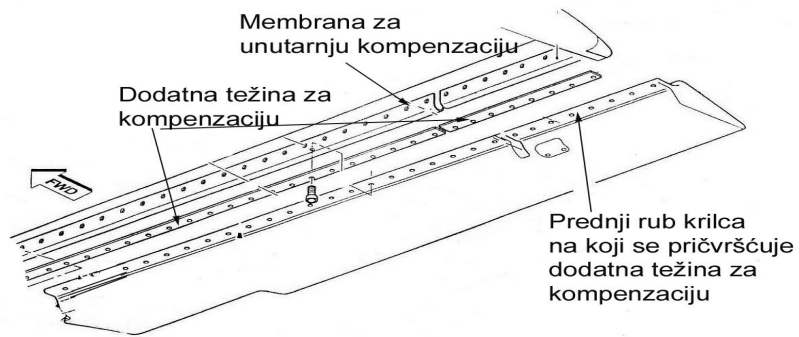


Slika 4.11. Način stacionarne kompenzacije na kormilu pravca za PC – 9

Na zrakoplovu Pilatus PC-9 statičko uravnoteženje upravljačkih površina izvedeno je dodavanjem posebnih masa na prednji dio upravljačkih površina. Unutar rogova kormila dubine i kormila pravca nalazi se posebno dodana masa, a na prednjem rubu krilca također je dodana masa uzduž cijelog prednjeg brida u obliku letve koja je pričvršćena za prednji rub krilca (slika 4.11., 4.12. i 4.13).



Slika 4.12. Način stacionarne kompenzacije na horizaontalnom kormilu za PC – 9



Slika 4.13. Način stacionarne kompenzacije na krilcu za PC – 9

5. ZAKLJUČAK

Upravljačke površine kao što je opisano i u prethodno izloženom tekstu predstavljaju najznačajniji element konstrukcije jedne letjelice. Ako promatramo avion ili bilo koji drugi zrakoplov, sva aerodinamika i dizajn počevši od konstrukcije trupa i ostalih uzgonskih površina u niti jednom segmentu nisu samostalni element aviona. Uviđamo da konačan rezultat jednog aerodinamičkog i konstrukcijskog istraživanja i usavršavanja kakav predstavlja jedan zrakoplov kao što je Pilatus PC-9 sa svim svojim performansama koje ima zahvaljujući pogonskoj skupini, aerodinamičkom dizajnu trupa, krila i ostalih površina koje posjeduje, apsolutno ne predstavljaju ništa ukoliko avion kao kruto tijelo kako ga u mehanici leta promatramo, ne može sve te performanse adekvatno iskoristiti bez posjedovanja upravljačkih površina. Drugim riječima upravljačke površine su izvršni element performansi zrakoplova. Posjeduju ih svi avioni različitih namjena i kategorija.

Upravljačke površine u svakom režimu leta i svakom položaju aviona, kako u složenim akrobacijama tako u kompletnom rasponu brzina moraju adekvatno i efikasno funkcionirati. Od ključne su važnosti za sigurnost letenja aviona i izvršavanje njegovih različitih letačkih zadaća. Avion PC-9 zahvaljujući izvedbi upravljačkih površina koje posjeduje uz kompletne svoje performanse sposoban je izvoditi najsloženije akrobatske elemente od najjednostavnijeg poluprevratanja, petlji, immelmanna, vertikalnih osmica, kovita sa 6 okreta do Stall turna pokazuje nam koliko su komande učinkovite i kakvim su sve radnim opterećenjima izložene. Zahtjevi sigurnosti su na visokoj razini, upravo zbog dinamike leta koja prati ovakav tip letjelice.

Vidljivo je da i upravljačke površine aviona PC-9 predstavljaju jedan klasični model konstrukcije upravljačkih površina sa nekim manjim modernijim pristupima u rješavanju aerodinamičke kompenzacije tih istih površina, kao što je slučaj kod krilaca i njihova unutarnja kompenzacija. Bez obzira na sve njihova uloga je nepromijenjena i učinkovitost je na vrlo velikoj razini, što je dokazano kroz praksu. Pa tako činjenica da tvrtka Pilatus nije mijenjala aerodinamički dizajn upravljačkih površina na avionima PC-7 mk, PC-9 i PC-9M govori dovoljno o pouzadanoosti koja prati taj način konstrukcijsko aerodinamičke izvedbe.

LITERATURA

1. John D. Anderson, Jr. : Introduction to flight, McGraw-Hill, 1989.
2. Petar Kesić: Osnove aerodinamike, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2003.
3. Mladen Kalajžić: Teorija leta, Fakultet Prometnih Znanosti, Zagreb 2002.
4. Borivoj Galović: Autorizirana predavanja iz Mehanike leta i Performansi zrakoplova, Zagreb, 2003.
5. Pilatus PC-9: Flight Training Manual (TO-1T-CAF-1FM)
6. Pilatus PC-9: Maintenance Manual, Pilatus 2004.