

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

prof. dr. sc. Sanja Steiner
mr. sc. Andrija Vidović
Ivona Bajor, dipl. ing.
Omer Pita, dipl. ing.
Igor Štimac, dipl. ing.

ZRAKOPLOVNA PRIJEVOZNA SREDSTVA 1



Zagreb, 2008

prof. dr. sc. Sanja Steiner
mr. sc. Andrija Vidović
Ivona Bajor, dipl. ing.
Omer Pita, dipl. ing.
Igor Štimac, dipl. ing.

ZRAKOPLOVNA PRIJEVOZNA SREDSTVA 1

Izdavač

FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
Sveučilišta u Zagrebu

Za izdavača

prof. dr. sc. Ivan Dadić
dekan Fakulteta prometnih znanosti

Recenzent

prof. dr. sc. Ernest Bazijanac

Lektura

Mirjana Zec, prof.

Naklada

100 primjeraka

Svako kopiranje ili umnožavanje ove knjige zabranjeno je bez pismene dozvole nakladnika.
Sva autorska prava pridržana.

CIP zapis dostupan u računalnom katalogu
Nacionalne i sveučilišne knjižnice u Zagrebu
pod brojem 688194

ISBN 978-953-243-035-6

PREDGOVOR

Skripta „Zrakoplovna prijevozna sredstva 1“ pripremljena je kao osnovni nastavni materijal za istoimeni kolegij preddiplomskog studija u sklopu Zavoda za zračni promet Fakulteta prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu. Ova prva edicija skripte najuže je vezana za uspostavu kontinuiranog praćenja nastave u akademskoj godini 2008/2009, a predstavlja hrestomatski objedinjene nastavne cjeline. Tematika skripte obrađuje zahtijevane teorijske fundamente iz područja općeg poznavanja zrakoplova sukladno Zakonu o zračnom prometu Republike Hrvatske, kao i normative 9A-JAR-FCL 1. Teme iz područja zrakoplovnih sustava i zrakoplovnih motora obrađene su načelno jer se temeljito obrađuju u programima posebnih kolegija. Od specificirane literature, najveći dio nastavnog materijala adoptiran je iz knjiga i separata s predavanja autora: Baraba, Galović i Milutinović, te JAA priručnika „Airline Transport Pilot's Licence, Theoretical Knowledge Manual - Aircraft General Knowledge“.

Nadopuna minimalno potrebnoga kvantuma teorijskog predznanja usmjerena je na elaboraciju opće zahtijevane normative konstruiranja, izgradnje i eksploatacije zrakoplovne konstrukcije te globalno usvojenih standarda (ICAO¹, FAR², JAR³, IATA⁴ itd.). U skripti se kronološki opisuje povijesni razvoj tehnologije gradnje i eksploatacije zrakoplova s prednostima i nedostacima pojedinih konstruktivnih koncepcija te „zrakoplovnih“ materijala. Obradena tematika može poslužiti kao nadopuna za stjecanje potrebnih saznanja iz područja gradnje, tehničke i letačke eksploatacije zrakoplova u programima srodnih kolegija aeroprometnog usmjerenja.

Tehničko-tehnološka konstrukcija zrakoplova u današnje vrijeme predstavlja bitnu komponentu planiranja razvoja zrakoplova, opreme i aerodromske infrastrukture. Brz razvitak zrakoplovne tehnike, a usporedno s tim i razvoj zračnog prometa, mogući su zahvaljujući postignućima znanosti u svim segmentima zrakoplovne industrije. Početkom prošlog stoljeća, u vrijeme potpune dominacije željezničkog prometa, učinjeni su prvi koraci u razvoju zrakoplovne tehnike i ostvarena je vječna težnja čovjeka za letenjem.

Otežavajuća okolnost prvim konstruktorima bila je u tome da u to vrijeme nije bilo dostupno korištenje širokog spektra materijala. Nagli razvoj konstrukcije zrakoplova omogućila je primjena novih konstrukcijskih materijala (lagane slitine, čelici visoke otpornosti, razne plastične komponente velike čvrstoće, kompozitni materijali...). Svjetski ratovi, pogotovo Drugi svjetski rat, dali su daljnji poticaj razvoju ove industrije koji su zrakoplove učinili bržima, sigurnijima, efikasnijima... Uvođenjem zrakoplova DC-3 u promet 1936. godine, započelo je vrijeme suvremene zrakoplovne konstrukcije i ekonomičnog prijevoza. Od tog vremena su kapacitet, brzina i ostale performance doživjeli znatna unaprjeđenja što je i rezultiralo današnjim širokotrupnim zrakoplovima koji lete na velike udaljenosti, prevozeći nekoliko stotina putnika nudeći potpunu udobnost. Razvoj zrakoplovne tehnike i tehnološka postignuća u pogledu novih materijala, izdržljivijih i ekonomičnijih motora, alternativnih goriva itd., čine daljnji razvoj sredstava zračnog prometa neupitnim.

Zagreb, prosinac 2008.

AUTORI

¹ ICAO – International Civil Aviation Organization

² FAR – Federal Aviation Regulations (USA)

³ JAR – Joint Aviation Regulations (European Union)

⁴ IATA – International Transport Aviation Association

SADRŽAJ

PREDGOVOR

1 UVOD	1
2 PODJELA ZRAKOPLOVA	9
2.1 Podjela zrakoplova prema namjeni	12
2.2 Konstrukcijske koncepcije aerodina	14
3 OSNOVNI PRINCIPI KONSTRUIRANJA ZRAKOPLOVA	25
3.1 Opći zahtjevi konstruiranja zrakoplova	29
3.2 Načini i sredstva za uspješna konstruktivna rješenja pojedinih organa i elemenata	30
3.3 Osnovni konstruktivni podaci	33
3.4 Osnove konstruiranja zrakoplovne strukture	35
3.4.1 Pregled procesa konceptnoga konstruiranja	37
3.4.2 Osnovni uvjeti plovidbenosti konstrukcije	40
3.5 Značajni čimbenici koji utječu na formiranje strukture zrakoplova	41
3.5.1 Uvod	41
3.5.2 Struktura zrakoplova	42
3.5.3 Metode sigurne konstrukcije zrakoplova	46
3.5.3.1 Klasična konstrukcija (<i>Safe-Life Design</i>)	46
3.5.3.2 Sigurnosna konstrukcija (<i>Fail-safe Design</i>)	47
3.5.3.3 Konstrukcija tolerantna na oštećenja (<i>Damage-Tolerant Design</i>)	47
3.5.3.4 Primjena sigurnosti u konstrukciji strukturalnih elemenata zrakoplova	48
4 OSNOVNI KONSTRUKTIVNI ELEMENTI ZRAKOPLOVA I NJIHOVE FUNKCIJE ..	50
4.1 Krilo zrakoplova	50
4.1.1 Konstruktivni sastav krila	55
4.1.2 Sastavni dijelovi krila	58
4.1.3 Mehanizacija krila	67
4.1.3.1 Krilca	67
4.1.3.2 Hiperpotisak	71
4.1.3.3 Aerodinamičke kočnice	75
4.2 Trup zrakoplova	77
4.2.1 Uvod	77
4.2.2 Konstruktivne koncepcije trupa	82
4.2.2.1 Rešetkasti tip	82
4.2.2.2 Kutijasti tip	83
4.2.2.3 Prijelazni tip (kutijasto-ljuskasti)	84
4.2.2.4 Ljuskasti tip	85
4.2.3 Opterećenja trupa	87
4.3 Repne površine zrakoplova	88
4.3.1 Horizontalne repne površine	90
4.3.2 Vertikalne repne površine	91
4.3.3 Opće koncepcije repnih površina	92
4.3.4 Struktura repnih površina	94
4.3.5 Podešavanja i kompenzacije	95
4.3.6 Opće konstruktivne smjernice i preventivne mjere protiv opasnosti lepršanja („flutter“)	98
4.3.7 Težine	99
4.4 Stajni trap zrakoplova	99
4.4.1 Opći uvjeti dobre koncepcije stajnog trapa	99
4.4.2 Elastične noge (amortizeri)	100

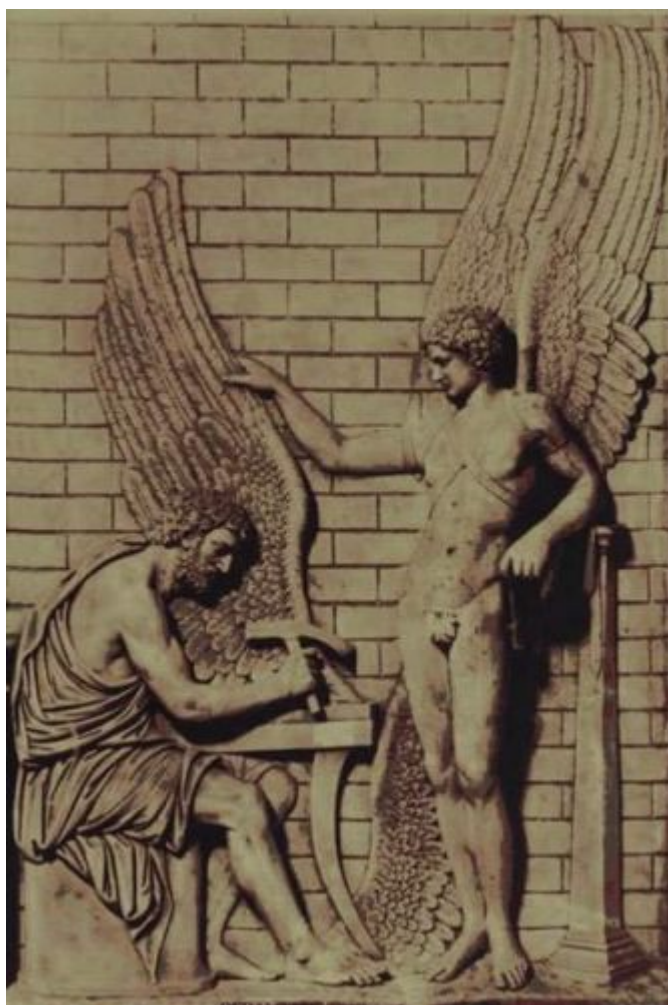
4.4.3 Opća konstrukcija stajnih organa	101
4.4.4 Osnovni elementi stajnih organa	102
4.4.5 Pogon uvlačćih stajnih organa	103
4.4.6 Opće konstruktivne koncepcije stajnog trapa	104
4.4.7 Opće koncepcije repnoga kotača	106
4.4.8 Uvlaćivi stajni organi	108
4.5 Pogonska grupa	115
4.5.1 Vrste pogona	115
4.5.1.1 Zrakoplovni klipni motori	116
4.5.1.2 Zrakoplovni mlazni motori	119
4.5.2 Sastav i opći uvjeti instalacije pogonske grupe	124
4.5.3 Opće koncepcije smještaja pogonskih grupa	125
4.5.4 Nosač motora	128
4.5.5 Elastične veze motora	129
4.5.6 Oplata motora	130
5 SUSTAVI I OPREMA ZRAKOPLOVA	131
5.1 Sustav za kisik	131
5.2 Hidraulićni sustavi	131
5.3 Pneumatski sustavi	133
5.4 Sustav za gorivo	133
5.5 Elektrićni, komunikacijski i navigacijski sustavi	134
5.6 Protupožarna instalacija	136
5.7 Sustavi protiv zaleđivanja i za odleđivanje	136
5.8 Prićuvni energetski sustavi (APU)	138
6 MATERIJALI I ELEMENTI ZRAKOPLOVNE KONSTRUKCIJE	140
6.1 Drvo	141
6.2 Lake slitine	144
6.2.1 Slitine na bazi aluminija	144
6.2.2 Slitine na bazi magnezija („elektron“)	146
6.3 Metali	147
6.3.1 Čelik	147
6.3.1.1 Obićni ugljićni ćelici	147
6.3.1.2 Legirani ćelici	149
6.3.2 Nikl	149
6.3.3 Titan i berilij	150
6.4 Nemetali	151
6.5 Sendvić konstrukcije	154
6.6 Korozija (XE „korozija“)	155
6.6.1 Specifićni pojava ni oblici korozije	157
6.6.2 Aktivnosti sprećavanja pojave korozije	162
6.6.2.1 Održavanje ćistoće strukture zrakoplova	162
6.6.2.2 Redovite provjere i obnova antikorozivne zašćite strukture zrakoplova	163
6.6.2.3 Rana identifikacija korozije	164
6.7 Ošććenja nastala zbog zamora materijala (<i>Fatigue Damage</i> - FD)	165
7 HELIKOPTERI	168
7.1 Općenito o helikopterima	168
7.2 Klasifikacija helikoptera	168
7.3 Koncepcije helikoptera	169
7.4 Problem maksimalne brzine horizontalnog leta	174
7.5 Konstrukcija helikoptera	175

7.5.1 Trup helikoptera	175
7.5.2 Rotor helikoptera	176
7.5.3 Upravljanje helikopterom	178
7.5.4 Ručne komande helikoptera	179
7.5.5 Hidraulični uređaj komandi	180
7.5.6 Nožne komande helikoptera	181
7.5.7 Stajni organi i oprema helikoptera	181
8 URAVNOTEŽENJE I OPTEREĆENJE ZRAKOPLOVA	182
8.1 Uvod	182
8.2 Težine zrakoplova	183
8.2.1 Konstrukcijske težine zrakoplova	183
8.2.2 Stvarne težine zrakoplova	184
8.2.3 Operativne težine zrakoplova	185
8.2.4 Ostali pojmovi koji se koriste pri uravnoteženju i opterećenju zrakoplova	186
8.3 Težište zrakoplova	186
8.4 Uravnoteženje i opterećenje zrakoplova	188
8.4.1 Metode izradbe liste opterećenja i uravnoteženja zrakoplova	189
8.4.2 Elektronska izradba liste uravnoteženja i opterećenja	190
8.4.3 Elementi za proračun uravnoteženja i opterećenja zrakoplova	191
8.4.3.1 Putnici	191
8.4.3.2 Težina posade	192
8.4.3.3 Utjecaj prtljažnih prostora na položaj težišta zrakoplova	193
8.4.3.4 Utjecaj rasporeda tereta na položaj težišta zrakoplova	195
8.4.3.5 Kuhinja (galley)	196
8.4.3.6 Utjecaj goriva na položaj težišta zrakoplova	196
8.5 Tijek uravnoteženja i opterećenja zrakoplova	197
8.5.1 Planiranje utovara (<i>Load planning</i>) i izradba naputka utovara (<i>Load Instruction</i>)	197
8.5.2 Opis postupka opterećenja i uravnoteženja zrakoplova	198
8.5.3 Promjene u posljednjim trenucima - LMC	199
8.5.4 Sigurnost tereta – učvršćivanje	200
8.5.5 Potrebna dokumentacija za izradbu liste opterećenja i uravnoteženja zrakoplova	200
LITERATURA	202

1 UVOD

U uvodnom dijelu će se ukratko rekapitulirati najznačajniji povijesni iskoraci u povijesti zrakoplovstva i zrakoplovne industrije.

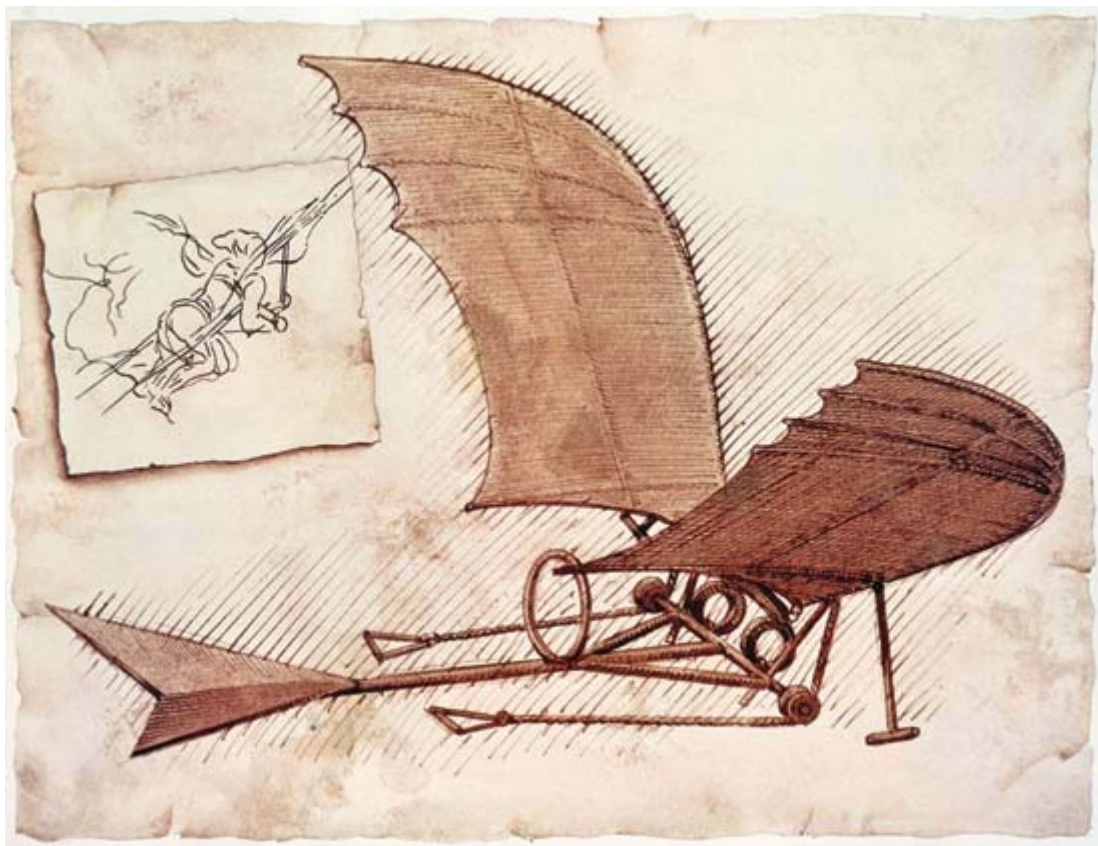
Želja čovjeka da uzleti kao ptica seže u daleku povijest. Prema legendi, prvi čovjek koji je letio bio je kralj Etan u Mezopotamiji, a nosio ga je orao. Ipak najpoznatiji mit o Dedalu i Ikaru, koji je, prije svega, upozoravajuća priča o čovjekovoj želji za letom, ali i opasnostima koje letenje sa sobom nosi – nebo, kao i more, prebivalište je bogova i opasno za smrtnike. Dedal, atenski arhitekt, kipar i izumitelj svrdla (oko 1700 godina pr. Kr.), sagradio je na otoku Kreti labirint – prebivalište Minotaura. Da se ne otkrije tajna labirinta, kralj Minos zabranio je graditelju i njegovom sinu Ikaru da napuste otok. Dedal je otok naumio napustiti zračnim putem. Izgradio je krila od perja i voska, ali je njihov let završio tragično za Ikara (previše se približio Suncu).



Slika 1. Dedal i Ikar

Veliki umjetnik i znanstvenik 15. stoljeća – Leonardo da Vinci – dobar dio svog života posvetio je ideji zrakoplovstva (najintenzivnije u vremenu od 1486.do 1490.). Njegov sustavan i znanstveni pristup problemu letenja ostavio je prve stvarne i realne dokumente rada na zrakoplovnim konstrukcijama (oko 500 skica i prikaza konstrukcija). Odustao je od daljnjih pokušaja, vjerujući da ni jedna znanost nema istinske vrijednosti ako se ne može

primijeniti u praksi, kao što ni praktična znanja nemaju istinske vrijednosti ako ih se ne može znanstveno obrazložiti. Tek nakon više od 400 godina realizirano je u praksi znanstveno istraživanje toga prvoga konstruktora dinamičke letjelice. Zrakoplov je postao dominantno prijevozno sredstvo, dapače, zračni promet obilježje je 20. stoljeća.



Slika 2. Leonardov plan letećeg stroja – ornithopter (oko 1490. godine)

Većina pokušaja letenja rezultirala je neuspjehom. Povijest zrakoplovstva bilježi braću Josepha i Etiennea Montgolfiera kao prve „aeronaute“⁵ koji su poletjeli balonom u Parizu, 21. studenoga 1783. Razdoblje od početka devetnaestog stoljeća je era balona i zračnih brodova s pogonom ili bez pogona te pokušaja dokazivanja teorije da zrakoplov teži od zraka može letjeti.

⁵ Aeronaut – zrakoplovac (naziv dobiven po prvim nautičarima – moreplovcima, zrakoplovce su nazvali aeronautima, a pilote svemirskih letjelica astronautima)



Slika 3. Balon braće Montgolfier

Važan datum u razvoju aeronautike je 1799. godina, kada je engleski znanstvenik George Cayley na srebrnoj ploči ugravirao koncepciju letjelice fiksnih krila i repnih površina te definirao odvojene mehanizme za generaciju uzgona i propulzije. Smatra se pionikom koncepcije suvremenog zrakoplova.

Prve skokove upravljanih letjelica s motornim pogonom ostvarili su francuski inženjer Felix Du Temple 1874. godine, Rus Aleksandar Mozhajski 1884. godine te Francuz Clement Ader 1890. godine koji je ujedno tvorac termina „avion”. Ti naleti se ne smatraju kontroliranim ustaljenim letenjem.

Otto Lilienthal je dizajnirao prvu uspješnu jedrilicu u povijesti i u razdoblju 1891.-1896. godine izveo više od 2.500 jedriličarskih naleta.

Samuel Pierpont Langley, američki inženjer i sveučilišni profesor, izveo je 1896. godine prvi ustaljeni neupravljeni (bez posade) let u povijesti s modelom letjelice nazvane „aerodrome”. Njegovi pokušaji upravljanog leta bili su neuspješni.

Dvadeseto stoljeće započinje letenjem zrakoplovima pogonjenim motorom – težim od zraka. Gotovo 4000 godina razdvaja Dedala od braće Wright, a tijekom tog razdoblja čovječanstvo je nestrpljivo iščekivalo pravu tehnologiju, kako bi ostvarilo vječni san. Bilježe se mnogi više ili manje uspješni pokušaji letenja pogonjenih zrakoplova težih od zraka, no utrku i slavu osvojili su braća Wilbur i Orville Wright, svojim letom zrakoplova Flyer u Kitty Hawku, 17. prosinca 1903. Od tog dana zrakoplovstvo, kao obilježje 20. stoljeća, napreduje velikim koracima.



Slika 4. Flyer braće Wright

Sljedeći datumi su zauzeli bitno mjesto u povijesti zračnog prometa:

- Wilbur Wright, 20. rujna 1904. u Simms Station, Ohio, preletio kompletan krug, a 5. listopada 1905. postavio prvi rekord u istrajnosti leta (38 minuta i 3 sekunde preletjevši 24 milje – 38,62 kilometra);
- 1905. godine francuski zrakoplovac Gabriel Voisin, eksperimentira s letenjem „hidrojedrilice“ koju vuče trkaći motorni čamac;
- 1906. godine zabilježeni su sljedeći rekordi: braća Wright s Flyerom III ruše rekord u najbržem letu (37,85 mph – 60,9 km/h), najvišem letu (50 ft – 15,24 m) i polijetanju s najvećom masom (855 lb – 387,76 kg), najsnažniji motor na zrakoplovu – Antoinette od 50 hp (francuski konstruktor Leon Levaseur);
- 25. srpnja 1909. godine Louis Bleriot prvi je preletio kanal La Manche od Sangatte u Francuskoj do Dovera u Engleskoj;
- 28. ožujka 1910. prvi let hidrozrakoplova u Francuskoj (Henri Fabre, letio 1640 ft – 499,87 m, na visini 13 ft – 3,96 m), a tu godinu je obilježilo još nekoliko događaja: prvi put poslana bežična poruka iz zrakoplova (Morseova) s visine 656 ft – 199,95 m (27. kolovoz 1910. – New York), Glen Curtis je prvi put prikazao bombardiranje broda iz zraka i pogodio sa 18 od 20 bombi (30. lipnja 1910.–Lake Keuka, USA), George Chavez prvi je preletio Alpe, ali poginuo pred slijetanje (27. rujan 1910. – Milano);
- 1. studenog 1911. prvi put je korišten zrakoplov u bombardiranju (Libija). Te godine je uspješno testiran padobran s 40 lb – 18,14 kg tereta bačen s Eiffelovog tornja;
- 23. rujna 1913. Francuz Roland Garros je prvi put preletio Mediteran (nakon 7 sati i 53 minute, St. Raphael – Francuska do Bizerta – Tunis). Iste godine, 2. kolovoza 1913., poletio je najveći zrakoplov – Boljšoj Baltiskii – konstruktora Igora Sikorskog, s 8 putnika i letio 1 sat i 54 minute.

- srpanj 1914. godine pred rat – francuska vojska ima 156 zrakoplova i 15 zračnih brodova; njemačka 246 zrakoplova, 36 hidrozrakoplova i 7 zeppelina; engleska ima 113 zrakoplova, ali samo 70 spremnih za rat i 7 zračnih brodova; Rusija ima 50 hidrozrakoplova; Austro-Ugarska ima 36 zrakoplova i 1 zračni brod;
- 1918. godine na kraju rata: Engleska ima 22.171 zrakoplov; Francuska oko 20.000; Njemačka 15.342. Pet zaraćenih nacija, uključujući SAD i Italiju proizvelo je 205.000 zrakoplova raznih modela za vrijeme rata – uspoređujući 1914. i 1918. godinu jasno je da je rat bio veliki generator razvoja zrakoplovne industrije.

Zračni prijevoz putnika i robe bilježi početak svog razvoja pred početak Prvoga svjetskog rata:

- 1. siječnja 1914. poletio je prvi redovni putnički zrakoplov - kompanija Airboat Line na liniji St. Peterburg – Tampa (19 milja – 30,57 km, let je trajao 20 min) s jednim putnikom;
- 15. svibnja 1918. započeo je prijevoz pošte zrakoplovima na liniji Washington – New York;
- 15. studeni 1918. – panoramski let s 40 putnika.

Nakon rata, Europa razmatra mogućnost uporabe preostalog velikog broja zrakoplova u civilne svrhe:

- 8. veljače 1919. – civilnim zračnim transportom povezani su London i Pariz;
- 25. lipnja 1919. – poletio moderni metalni putnički zrakoplov Junkers F13 (Dessau – Njemačka);
- 1. prosinca 1922. – Velika Britanija je objavila promet putnika i robe preko kanala La Manche: promet između Engleske, Belgije, Francuske i Nizozemske porastao je gotovo 50% u odnosu na 1921. godinu.

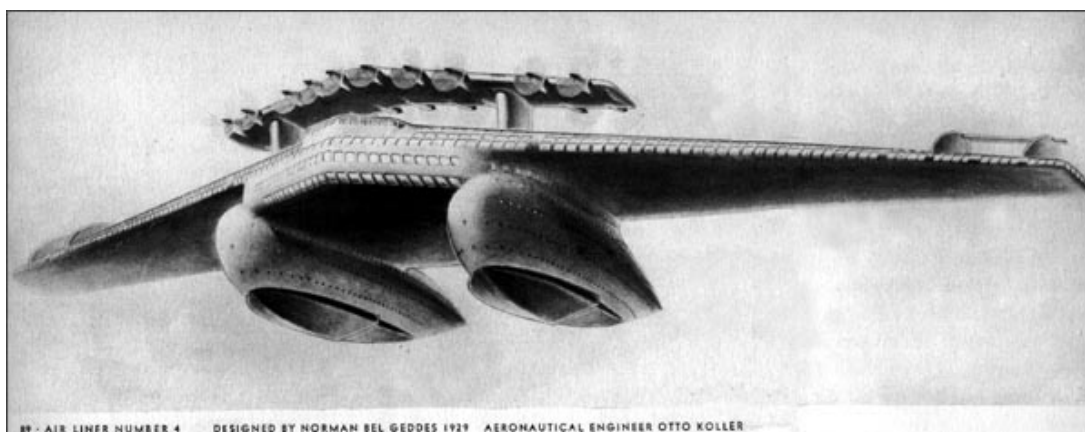
Modificirani vojni zrakoplovi polako se povlače iz prometa, a uvode se novi i ekonomičniji zrakoplovi s 8 – 15 sjedala ili do 2 tone korisne nosivosti, osnivaju se zrakoplovne kompanije i natječu se luksuznom ponudom:

- 7. listopada 1919. – službeno registrirana nizozemska zrakoplovna kompanija – KLM;
- 28. travnja 1924. – počela letjeti nova britanska kompanija Imperial Airways;
- 6. travnja 1926. – počela letjeti sjedinjena njemačka kompanija Deutsche Luft – Hansa, a uveli su i spavaće odjeljke u zrakoplovu. United Air Lines – prvi na letovima uvode hostese;
- 21. svibnja 1927. – Charles A. Lindberg je sam preletio Atlantik u non-stop letu. Poletio je iz New Yorka s piste dugačke 5000 ft (1640,42 m) te nakon 33 sata, 30 minuta i 29 sekundi, preletjevši 3614 milje, sletio u Pariz. Čovjek i zrakoplov su svladali ocean i omogućili razvoj masovnoga zračnog prometa. Zbog nedostatka dovoljno dugačkih pista, sigurnosti putnika i mogućnosti slijetanja na more u slučaju otkaza motora, ogromni hidrozrakoplovi bili su tehničko rješenje tog vremena. Dornier Do X (najveći hidrozrakoplov u to vrijeme) povezivao je Ameriku sa starim kontinentom. Gotovo da nema veće tvornice tog vremena koja se nije okušala u gradnji „letećeg broda“.



Slika 5. Početkom 20. stoljeća hidrozrakoplovi (Do X) povezuju kontinente

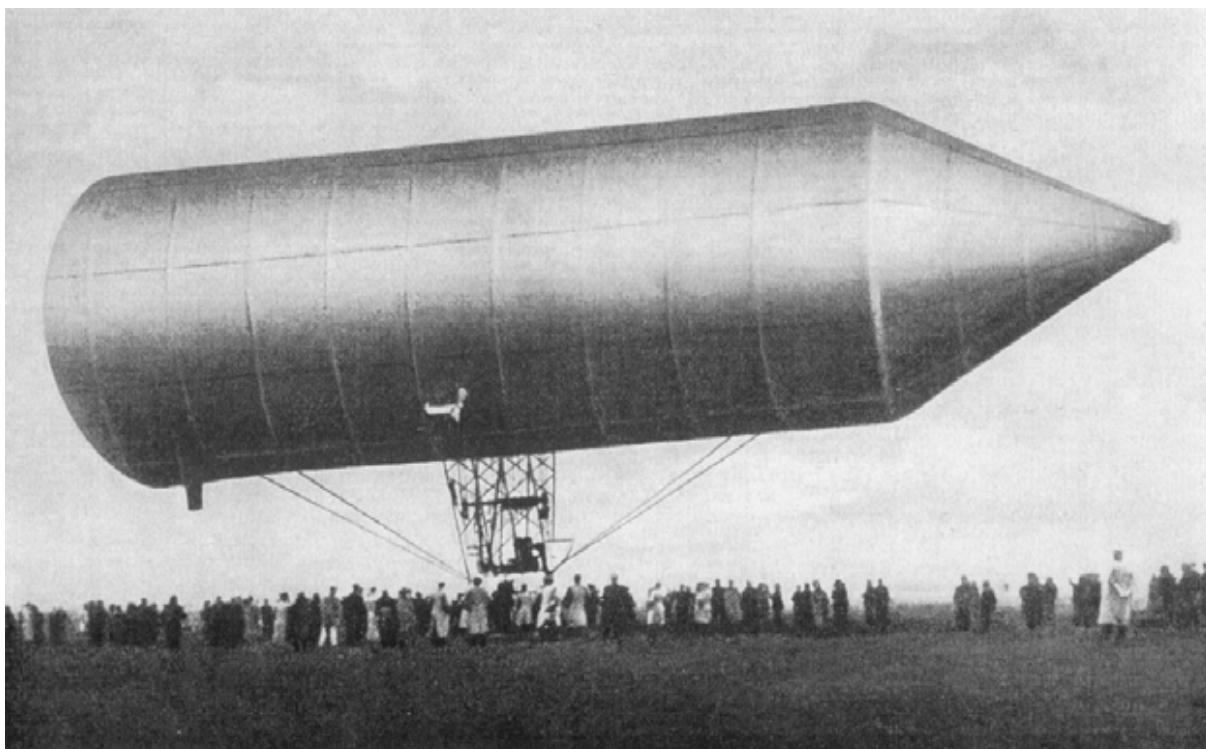
Konstruktori se natječu u konstruiranju što većih zrakoplova, što luksuznijih i za prijevoz većeg broja putnika. Tako slika 6. pokazuje idejno rješenje zrakoplova „Leteće krilo“ američkog industrijskog dizajnera Normana Bel Geddesa iz 1929. godine – Colossal luxury – predviđenoga kapaciteta 451 putnik i 155 članova posade, težine polijetanja 700 tona, 20 motora, raspona krila 190 metara i enormno visoke cijene za ono vrijeme – 9 milijuna USD.



Slika 6. Idejni prikaz zrakoplova Flying Wing iz 1929. godine

U nastavku je povijesni pregled razvoja zrakoplovstva u Hrvatskoj:

- Faust Vrančić sa svojim izumom prvog padobrana pojavio se početkom sedamnaestog stoljeća. U svom radu „Machinae novae” Vrančić je objavio sliku padobrana u bakrorezu pod nazivom „Homo volans” i teorijsku razradu njegove konstrukcije.
- David Schwarz (1852.-1897.) početkom 1890. godine izrađuje nacрте prvoga zračnog broda ukočenog sustava s rebrima i uzdužnicama od duraluminija. Godine 1894. u Petrogradu, pod pokroviteljstvom cara Aleksandra III, Schwarz gradi prvi upravljivi zračni brod na svijetu. Uz pomoć njemačke Vlade gradi potpuno metalni zračni brod na polju Tempelhof kraj Berlina, ali umire prije predviđenog leta, a njegove nacрте otkupljuje Zeppelin, koji se priznaje zvaničnim konstruktorom zračnog broda.
- Inženjer Eduard Slavoljub Penkala (1871.-1922.), svestrani izumitelj i konstruktor prvoga hrvatskog zrakoplova. U prosincu 1909. godine Penkala podnosi Mađarskom kraljevskom patentnom uredu patentnu prijavu zrakoplova na principu zmaja. Taj je tip zrakoplova bio jedinstven i s izvornim konstrukcijskim inovacijama. U lipnju 1910. godine Penkala je, nakon brojnih pokusnih letova, prvi put javno nastupio na uzletištu u Črnomercu. U nemogućnosti da poboljša letne performanse zrakoplova, iz financijskih razloga, Penkala, zadovoljan potvrdom svojih teorijskih spoznaja, daje demontirati zrakoplov, a hangar i opremu prodaje Zagrepčaninu Mihajlu Merćepu koji u suradnji s braćom Rusjan iz Slovenije i Penkalinim pilotom Dragutinom Novakom nastavlja graditi zrakoplove. Prije patentiranja zrakoplova, Penkala je analizirao i ispitivao modele raznih uzgonskih površina, te je na osnovi empirijskih pokazatelja konstruirao okretnu turbinu za zrak ili vodu, odnosno definirao princip gibanja rotoplana i tzv. lebdjelica (hovercraft) koji je praktično primijenjen nakon 45 godina pod autorizacijom Engleza Cristophera Cockerella. Poboljšavajući uzgonski uređaj, Penkala prijavljuje novi patent u čijem se idejnom nacrtu prepoznaje tzv. puhajući aeroprofil (regulator graničnog sloja) koji je primjenu našao u aerodinamici nakon šezdesetak godina.
- Za dan „rođenja” hrvatskog zrakoplovstva i organizacije prvog aerodroma uzima se 23. veljače 1910., kada je tek izgrađeni hangar za smještaj zrakoplova na uzletištu u Črnomercu bio spreman primiti dijelove Penkalinog zrakoplova.
- Dragutin Novak (urar i prvi hrvatski diplomirani pilot) izveo je prvi let najvjerojatnije 22. lipnja 1910. s aerodroma Črnomerec u Zagrebu, uzdigao se 10 m i načinio zaokret od 180°.
- Daljnji razvoj hrvatskog zrakoplovstva vezan je za Rudolfa Fizira, konstruktora zrakoplova „Fizir” koji se serijski proizvodio za vojno zrakoplovstvo. Fizir je zaslužan za pojavu prvih hidroplana, prve amfibije i različitih tipova sportskih zrakoplova.
- Zagrepčanin Tvrtko Paskijević konstruktor je sportskoga zrakoplova „Lastavica”, a Stanko Obad, konstruktor sportskih zrakoplova i jedrilica, zaslužan je za pojavu brojnih visokosposobnih jedrilica „Orao” i metalne jedrilice „Meteor”.



Slika 7. Schwarzov zračni brod

Sva prijevozna sredstva, a zrakoplovi možda u najvećoj mjeri, kruna su znanja i razvoja znanosti i tehnologije određenog vremena. Dostupna saznanja iz svih područja znanosti, od kemije i materijala, primijenjene matematike i konstruiranja, pa do tehničko-tehnoloških proizvodnih procesa za izgradnju ekološki prihvatljivog, sigurnog i upravljivog prijevoznog sredstva, diktiraju moguću realizaciju u danom trenutku. Upravo se iz tih razloga, u pravilu, razmatra povijesni razvoj pojedine skupine prijevoznih sredstava, a pri konstruiranju zrakoplova imperativno se nameće razmatranje i korištenje prethodno stečenih znanja i eksploatacijskih iskustava. Ta znanja i iskustva za koja se često naglašava da su i krvlju plaćena, temelji su međunarodno usvojene regulative i tehničkih standarda za gradnju, održavanje i eksploataciju zrakoplova.

U proteklih nekoliko desetljeća dogodile su se velike promjene u prijevozu ljudi i dobara, a brze tehnološke promjene naročito su prisutne na području elektronike, telekomunikacija i zračnog prometa. Očito je da za opći društveni razvoj, struktura prometne mreže ima rastuće značenje. Kvantiteta i implementacija znanja o prometu karakterizira svjetsku ekonomiju. Rješavanje problema i stvaranje uvjeta da promet može rasti i razvijati se u dugoročnoj perspektivi, moguće je interdisciplinarnim angažmanom niza znanstvenih disciplina i praktičnih aktivnosti: tehničkih znanosti, prometne logistike, značajki prijevoznih i transportnih sredstava, urbanog i regionalnog planiranja, sustavskih analiza, ekonomije, ekologije, itd.

2 PODJELA ZRAKOPLOVA

Sve letjelice, u najopćenitijem smislu, dijele se u dvije osnovne skupine: svemirske letjelice i letjelice što lete unutar Zemljine atmosfere. Kako je osnovni medij Zemljine atmosfere zrak, potonja skupina letjelica se naziva zrakoplovima.

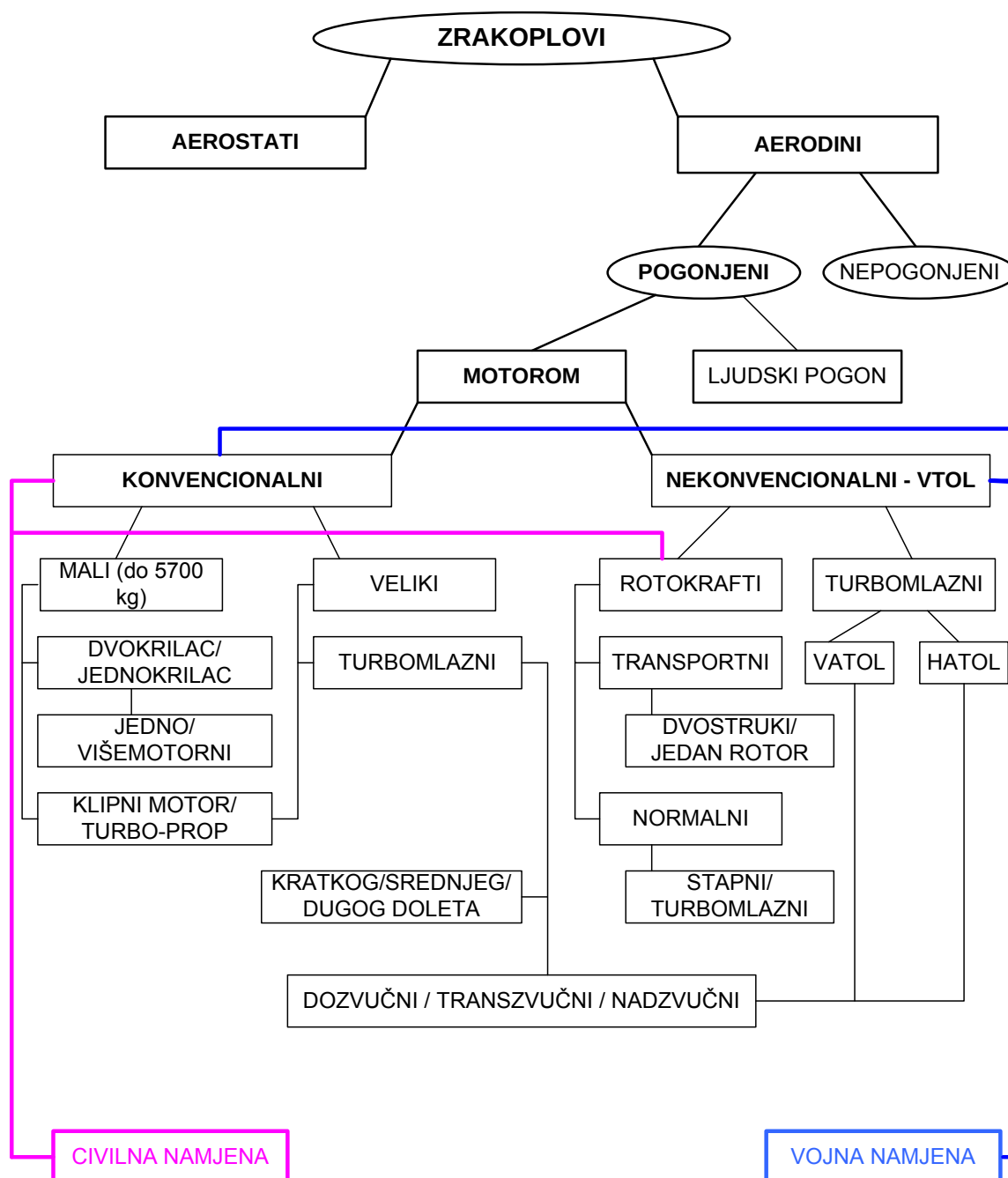
Dok aerodinamika proučava interakciju zrakoplova s okolišnim zrakom, mehanika leta koristi ta stečena saznanja kao poznate sile, zadane glavnim vektorima aerodinamičkih sila i momenata, koji su funkcija brzine, gustoće zraka, geometrijskog oblika zrakoplova i njegova postavnoga kuta na smjer nadolazeće struje zraka. Mehanika leta zrakoplova razmatra zrakoplov kao kruto tijelo koje se giba zračnim prostorom po nekoj putanji i na koje djeluju inercijalne, propulzivne, gravitacijske i aerodinamičke sile i momenti. Dinamika leta zrakoplova, kao dio mehanike leta, definira i opisuje letačka svojstva zrakoplova (performance) u zadanim uvjetima. Putanja koju neki zrakoplov može slijediti ograničena je aerodinamičkim i propulzivnim značajkama te strukturalnom čvrstoćom zrakoplova za primijenjena opterećenja. Značajke strukture zrakoplova se objedinjuju pod pojmom zrakoplovne konstrukcije, te interakcija aerodinamike, mehanike leta i konstrukcije određuje performance, stabilnost i upravljivost zrakoplova.

Pojam zrakoplov obuhvaća sve letjelice koje imaju svojstva letjeti ili ploviti u plinovitom mediju koji se naziva zrak. Razmatrajući općenito, zrakoplov (aircraft) je sredstvo konstruirano tako da se održava u atmosferi iznad Zemljine površine. Dakle, zrakoplov je svaka naprava (ili stroj) koja je u stanju da se svojim vlastitim pogonom samostalno održava u zraku, lebdi ili leti. Komplementarno navedenom, prema Zakonu o zračnom prometu Republike Hrvatske, definicija zrakoplova glasi: „Zrakoplov je svaka naprava koja se održava u atmosferi zbog reakcije zraka, osim reakcije zraka u odnosu na Zemljinu površinu.“

Prema osnovnim principima na kojima se temelji mogućnost letenja odnosno održavanja zrakoplova u zraku, zrakoplovi se dijele na dvije osnovne vrste. To su:

1. **aerostati** - letjelice lakše od zraka, koje se održavaju u atmosferi na visini na kojoj istiskuju vlastitu masu zraka (aerostatskim uzgonom). To su zrakoplovi čija je ukupna težina manja od težine zraka volumena jednakog volumenu samog zrakoplova, tj. manja od težine istisnutog zraka. Osnovne podskupine su baloni (vezani ili slobodni) i zračni brodovi (dirizabli). Kod zračnih brodova, aerodinamički uzgon koji stvara trup svojim cilindričnim oblikom može biti dosta značajan, ali ne u dovoljnoj mjeri da bi se klasificirali aerodinamičkim. Ta vrsta letjelica se održava u zraku prema načelu zakona o aerostatičkom uzgonu te se zato nazivaju i „statičke leteće naprave“;
2. **aerodini** – letjelice teže od zraka, održavaju se u zraku dinamičkom interakcijom okolišnog zraka i letjelice stvarajući aerodinamičke sile. To su zrakoplovi čija je težina veća od težine istisnutog zraka. Zbog toga oni kao uvjet za svoje održavanje u zraku zahtijevaju postojanje jedne aerodinamičke noseće sile (uzgon) koja se suprotstavlja djelovanju vlastite težine. **Aerodoni** su jedrilice koje se tako održavaju u letu uz prirodnu vlastitu stabilnost i nemaju pokretnih upravljačkih površina. Primjeri su: papirnate bačene ili odgurnute jedrilice, jednostavni slobodno-leteći modeli i zrakoplovi koji nastave letjeti bez djelovanja posade. Aerodonetika (aerodonetics) je znanost koja se bavi proučavanjem jedrenja – „klizajućeg leta“ (gliding flight) uz uporabu ili bez uporabe upravljačkih površina.

Zrakoplov ne treba obvezno imati vlastiti način pogona (baloni plove tako da lete zajedno s ukupnim gibanjem atmosfere, dok zmajevi plove zbog djelovanja okolne atmosfere), niti treba obvezno imati neki upravljački sustav, niti neki izvor aerodinamičkog ili aerostatičkog uzgona (npr. mlazni VATOL⁶ zrakoplov ne mora biti ništa više do motora izgrađenog tako da usmjeruje ispušne mlazove prema dolje). Slobodno-padajuće svemirske letjelice su isto zrakoplovi (aerodoni) ako nakon ponovnog ulaska u atmosferu oblik letjelice uzrokuje dovoljan omjer uzgona i otpora (tj. ima finesu: C_z/C_x), i „jedri” iznad veće izdužene udaljenosti, bez obzira na to može li ili ne kontrolirati svoju putanju.



Slika 8. Shematski prikaz podjele zrakoplova

⁶ VATOL – Vertical Attitude Take Off and Landing

Slijedom navedenog, proizlazi podjela aerodina prema načinu generiranja sile uzgona na zrakoplove-aerodine s pogonom ili bez pogona. Osnovni predstavnici zrakoplova-aerodina bez pogona su: padobranci, zmajevi, jedrilice, parajedrilice itd. Zrakoplovi-aerodini iz skupine s pogonom dijele se na zrakoplove na ljudski pogon (ultralaki pogonjeni zrakoplov ili mahokrilac) te pogonjene motorom.

Zrakoplovi pogonjeni motorom dijele se prema tipu i vrsti motora te prema načinu generiranja sile uzgona na zrakoplove s fiksnim krilom (avion, ultralaki avion, motorne jedrilice) i zrakoplove s rotorom (helikopteri, žirokopteri).

Navedena podjela aerodina zasniva se na osnovnim značajkama zrakoplova vezanim za pogon i način stvaranja uzgonske sile. Ovisno o namjeni zrakoplova, zrakoplovi se dijele na civilne i vojne. Vojni zrakoplovi se dalje dijele na podskupine: napadačke (lovac-presretač), borbene i trenažno-borbene, izviđačke, bombardere, transportne, školske. Civilni zrakoplovi se dijele na „male” (do 5700 kg mase u polijetanju) i „velike” (iznad 5.700 kg mase u polijetanju), a koji se dijele na opće, poluakrobatske i akrobatske te transportne (putničke i cargo).

S obzirom na konstrukcijske značajke, zrakoplovi se dijele prema broju krila na dvokrilce, višekrilce, jednokrilce, a prema položaju krila u odnosu na trup zrakoplova na visokokrilce, srednjokrilce i niskokrilce. S obzirom na pozicioniranje stabilizirajuće površine dijele se na canard (horizontalni stabilizator ispred krila) i repne (iza krila) ili bezrepne (leteće krilo), s obzirom na konstrukciju trupa na rešetkaste, kutijaste mješovite (semi-monocoque) i tankostijene (monocoque). Prema pogonskoj grupi provedena je klasifikacija na stapne (klipne), turbo-prop, turbo-ventilatorske (turbo-fan), mlazne i raketne, a prema površini s koje slijeću i polijeću na zrakoplove za zemlju i/ili vodu (hidro/zrakoplov) - amfibija. Sa stajališta performanci prisutna je podjela na konvencionalne i nekonvencionalne, na dozvučne, okozvučne i nadzvučne, po doletu na zrakoplove kratkog, srednjeg ili dugog doleta itd.

Postoje različite podjele zrakoplova, koje se u osnovi zasnivaju na podjeli zrakoplova prema glavnim kriterijima:

1. načinu generiranja uzgona (aerostati; aerodini)
2. maksimalnoj masi u polijetanju (mali; veliki)
3. pogonskoj grupi (stapni, mlazni, raketni)
4. performancama (konvencionalni; nekonvencionalni; dozvučni; nadzvučni)
5. konstrukcijskim koncepcijama (jednokrilac; dvokrilac;...)
6. namjeni (vojni; civilni).

Za kratki sažeti opis i klasifikaciju nekog zrakoplova često se navode njegove osnovne značajke iz svih vrsta podjela, na primjer: fiksni mali turbo-prop, akrobatski niskokrilac, mješovite metalne konstrukcije s uvlačivim stajnim trapom.

Kategorizacija zrakoplova po vrstama i tipovima izvodi se prema cilju njihove namjene (eksploatacijske upotrebe). Kako su eksploatacijski uvjeti i kriteriji vremenom postali vrlo strogi, praktično je nemoguće stvoriti univerzalan tip zrakoplova, pa je zbog toga potrebna sve veća specijalizacija. To diferenciranje ne može se smatrati završenim jer se primjena zrakoplova sve više širi na nova područja rada, što stvara uvjete za postanak novih kategorija.

2.1 Podjela zrakoplova prema namjeni

Podjela zrakoplova prema namjeni može se izvršiti na dvije glavne kategorije: civilnu i vojnu.

A. CIVILNI MODELI ZRAKOPLOVA

a) *školski*

laki mali zrakoplovi, obično dvosjedi, namijenjeni osnovnoj obuci pilota, brzinama od 200 km/h pa na više;

b) *sportsko-akrobatski*

za letenje s izvođenjem akrobacija, nešto većom brzinom od školskog;

c) *turistički*

oni su redovno sa zatvorenim kabinama, kapaciteta 4 do 6 putnika i brzinom preko 200 km/h. To su zapravo vrste zrakoplova-taksija, odnosno ekvivalent osobnom automobilu;

d) *putnički*

u postotku su danas najbrojniji predstavnik civilnih tipova zrakoplova. Obuhvaćaju vrlo širok dijapazon kapaciteta, dimenzija i brzina. Kapaciteta su od 12 putnika do više stotina, a brzine od oko 300 km/h do preko 1000 km/h. Pogon je vrlo raznolik: u brzinama do 500 km/h pogoni su standardni s klipnim motorima, u domenu brzina između 500 i 800 km/h pogon je turbo-elisni, a preko toga mlazni;

e) *teretni („Cargo“)*

pojavljuju se u sve većoj primjeni nakon Drugoga svjetskog rata. Danas su postali neophodni za brz transport skupog i dragocjenog tereta;

f) *specijalni radni ili gospodarstveni*

za posebne zadatke, npr. za poljoprivredu, protupožarnu službu, snimanje terena, sanitetsku službu itd.

B. VOJNI MODELI ZRAKOPLOVA

a) *školski - trenažni*

taj početni tip, iako školske vrste, znatno se razlikuje od civilnoga školskog tipa po većoj snazi i brzini. Osim toga, posljednjih godina sve se više usvaja tendencija primjene mlaznoga motornog pogona, pa prema tome i znatno većih početnih brzina leta;

b) *lovački ili borbeni*

kako mu ime kaže, namijenjen je za borbu s neprijateljskim zrakoplovima, obranu od neprijateljskih bombarderskih napada i pratnju, odnosno zaštitu vlastitih bombardera pri njihovoj akciji. Iz tako složene eksploatacijske namjene proizlazi uvjet optimalnih aerodinamičkih karakteristika, kako u pogledu horizontalne brzine, tako i mogućnosti penjanja i prvoklasnih manevarskih sposobnosti. Osim toga, mora posjedovati snažno naoružanje i dovoljan radijus djelovanja. Obično se pilotsko sjedište zaštićuje još i čeličnim oklopom za zaštitu glave i leđa. Normalno se izvodi kao jednosjed manje težine i bolje kompaktnosti masa, a za noćnu službu kao dvosjed. Budući da su potrebne velike brzine,

pogon se danas izvodi redovno s mlaznim motorima (jedan ili dva) a horizontalne brzine kreću se preko 2000 km/h;

c) *lovci - bombarderi*

iz naziva se vidi da se radi o kombinaciji dviju funkcija: lovca i lakog bombardera za akcije bombardiranja bez lovačke pratnje. Početna koncepcija potiče od lovca, koji se obično neznatno poveća i s pojačanom snagom motora osposobi za nošenje lakšeg tereta bombi i raketa, a bez velikog utjecaja na brzinu, tako da rasterećen poslije izvršenog zadatka opet vraća svoje lovačke karakteristike za borbu;

d) *oklopni*

predviđeni su za taktično djelovanje napadom iz niskoga „brišućeg“ leta kad je obrana pomoću protuzrakoplovnog topništva skoro nemoguća. Konstruktivne karakteristike su: snažno naoružanje i jak oklop posade i drugih vitalnih dijelova, i to s donje strane i s bokova;

e) *obrušavači*

to je zapravo vrsta lakših bombardera predviđenih za specijalnu taktiku bombardiranja iz strmog leta obrušavanja, a s ciljem što veće vjerojatnosti i točnosti pogotka. Većinom su jednomotorni jednosjedi sa snažnim motorima radi povećanja kapaciteta nosivosti;

f) *bombarderi*

to je kategorija zrakoplova s najširim dijapazonom podvrsta, dimenzija, brzina i kapaciteta. Tako se, npr., ukupne težine bombardera kreću u granicama između 10 tona do preko 100 tona. Uglavnom, mogu se podijeliti na tri kategorije: laki – 10-20 tona, srednji – 30-75 tona, i teški – 100 tona i više. Pogonske grupe predstavljaju turboreaktivni motori sa 2, 4, 6 ili 8 motora. Osim toga, dolazi vrlo složena vojna i elektronska oprema i posada od 3 do 12 članova, prema tipu, namjeni i opremi bombardera. Iz praktičnih operativnih razloga potrebna je velika brzina leta koja danas često prelazi granicu brzine zvuka i ne zaostaje mnogo iza brzina lovačkih zrakoplova;

g) *zrakoplovi za višestruku namjenu*

to je kategorija vojnoga teretnog zrakoplova analogna civilnom tipu kargo adaptirana za vojne potrebe, na primjer: za prijevoz ranjenika, za prijevoz trupa, vojnog materijala, teškog naoružanja, vozila itd;

h) *izviđački*

to je lakši zrakoplov, obično jednomotorni, sličan turističkom tipu sa 4-6 sjedala čiji je praktični zadatak održavati komunikaciju između vojnih položaja na teško pristupačnim dijelovima bojišnice. Budući da se u takvim uvjetima ne može računati na obične piste za slijetanje i polijetanje, konstruktivna glavna odlika tog tipa zrakoplova sastoji se u njegovoj minimalnoj brzini, koja mu treba omogućiti minimalnu dužinu polijetanja i slijetanja, da bi mogao koristiti nepripremljene kratke terene. U posljednje vrijeme za iste potrebe sve češće se primjenjuju helikopteri, koji su znatno skuplji, ali za dane uvjete leta najbolje odgovaraju.

2.2 Konstrukcijske koncepcije aerodina

U današnje vrijeme raznolikost i brojno stanje raznih koncepcija, kako zrakoplova tako i svih ostalih letjelica dinamičkog tipa, tako su povećani da je u razradi ovog dijela moguće navesti samo manji broj tipičnih koncepcija koje predstavljaju svoje karakteristične vrste. Ta raznolikost nastala je kao rezultat raznih brojnih pojedinačnih stavova u filozofiji projektiranja i gradnje, a s ciljem da se usavrši zrakoplov u cjelini ili neki njegovi važni pojedinačni oblici i značajke.

Činjenica je da je po primitku konkretnoga projektno-konstruktivnog zadatka projektant najčešće već djelomično upućen na izvjesnu koncepciju zrakoplova ako neki sporedni uvjeti ne prave tome smetnje, kao što je to vrlo često slučaj u praksi. U takvom slučaju treba pristupiti dokumentiranoj studiji svih uvjeta prije konačnog izbora koncepcije i njezinih glavnih parametara.

Prema osnovnim aerodinamičkim kriterijima postoje dvije glavne konstrukcijske koncepcije zrakoplova: jednokrila i dvokrila.

Povijesno, zrakoplovstvo kakvo je poznato i danas, započelo je s dvokrilcem braće Wright, poslije čega su se dugo razvijali usporedno i dvokrila i jednokrila, ali danas suvereno vlada jednokrila u gotovo svim kategorijama.

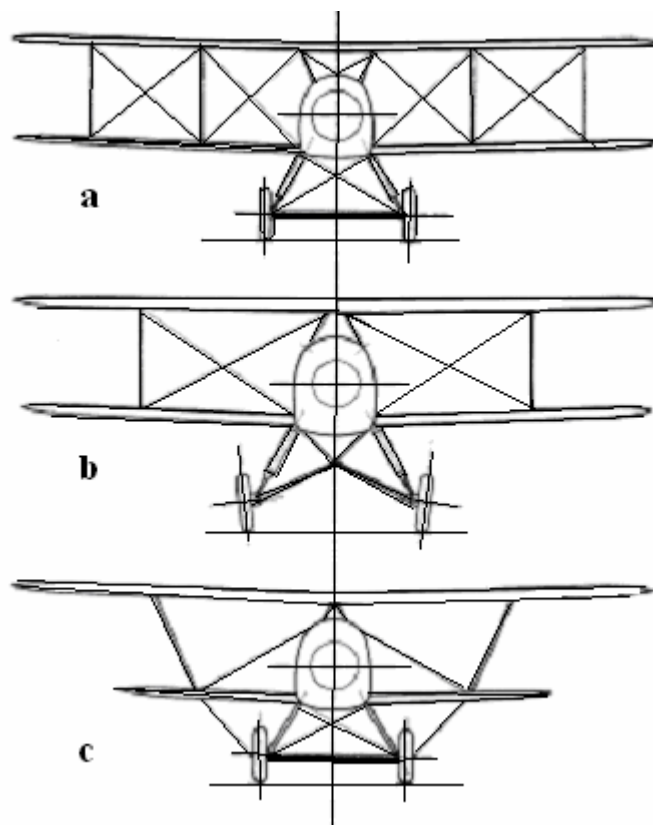
Razlog za takav razvoj događaja prvenstveno je u domeni aerodinamike jer krilo monoplana predstavlja idealnu osnovnu nosivu površinu koja se može podesiti po svim teorijskim uvjetima za poboljšanje aerodinamičkog efekta krila. Pod uvjetima dobre i cjelovite konstrukcije, monoplan pruža mogućnost maksimalnog aerodinamičkog efekta, te se prema tome i primjenjuje u svim slučajevima gdje je potrebno postići maksimalne i optimalne leteće osobine. Tome ide u prilog i znatna ušteda profilnih otpora na monoplenu, dok moderni aeroprofil i pored veće relativne debljine ne predstavljaju znatnije povećanje svog otpora.

Pod pretpostavkom istog raspona krila zrakoplova, biplan pruža mogućnost veće vitkosti svakoga pojedinoga krila, pa prema tome i povećanje finese i faktora penjanja zbog smanjenja induciranih otpora. To pozitivno djelovanje povećane vitkosti svakoga pojedinoga krila i smanjenog induciranih otpora dolazi do izražaja tek pri većim vrijednostima uzgona, tj. u gornjem dijelu polarnog dijagrama jer je proporcionalno s kvadratom uzgona. Međutim, istovremeno se stvara međusobna aerodinamička indukcija (interferencija) između gornjega i donjega krila, koja povećava inducirani otpor polare biplana, i to upravo u njezinu gornjem dijelu zbog proporcionalnosti s kvadratom uzgona. Na taj način se znatno parira pozitivan utjecaj vitkosti pojedinih krila, cijela nova polara se deformira, povećavajući otpor i smanjujući uzgon, a naročito njegovu maksimalnu vrijednost u tjemenu nove polare. Iz tog razloga obično se za istu kategoriju aeroplana kod biplana daje nešto veća nosiva površina krila nego kod monoplana.

Ali, osim navedenih nedostataka biplana u aerodinamičkom pogledu, koji se sastoje u štetnom djelovanju aerodinamičkih induciranih otpora, kao i u povećanom broju dijelova koji stvaraju profilne otpore, biplan ipak ima i dobrih svojstava. Dobra svojstva biplana su:

a) u statičkom i konstruktivnom pogledu: niža specifična težina krila s njegovim zategama pa prema tome i lakša gradnja;

b) u dinamičkom i praktičnom eksploatacijskom pogledu: dobra koncentracija masa, pa prema tome bolja pokretljivost i upravljivost zrakoplova, što za izvjesne namjene može imati veliko značenje.



Slika 9. Razvojne koncepcije biplana

Konstrukcija biplana je danas praktično potpuno potisnuta. Na slici 9. prikazane su tri faze i karakterističan put njegove evolucije.

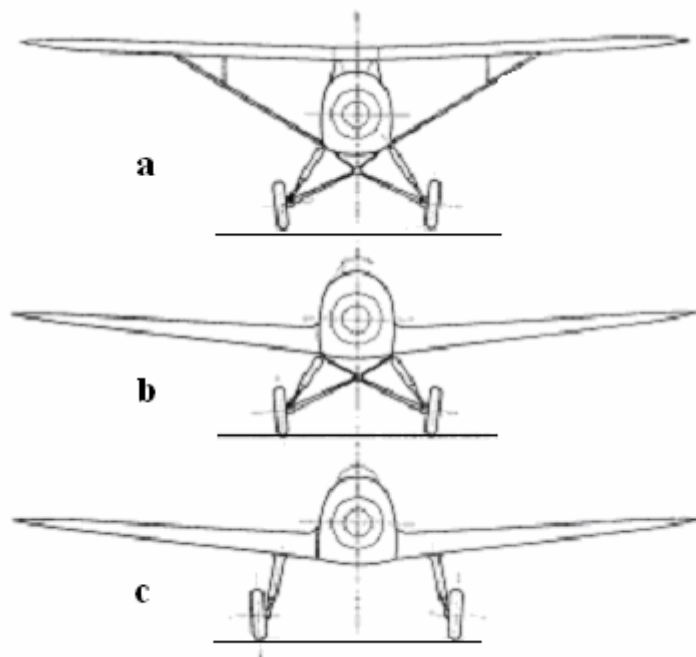
Koncepcija označena sa „a“ predstavlja posljednju završnu formu dvokrilca s aeroprofilima male relativne debljine (do oko 8%). To je dugo bila omiljena forma engleske škole, gdje su s njom i postignuti maksimalni rezultati.

Koncepcija „b“ predstavlja dvokrilac s aeroprofilima srednjih debljina (10-12%). Pojačani aeroprofil omogućio je nešto jednostavniju žičanu mrežu međusobne veze krila pa prema tome i bolju aerodinamiku cijele forme, zadržavajući pri tome pozitivne odlike biplana u statičkom pogledu. Ta forma doživjela je najširu praktičnu primjenu i postigla i odlične rezultate.

Koncepcija „c“ dala je najbolje postignute rezultate u svojoj klasi biplana i ujedno predstavlja njegovu završnu evolucijsku formu. To je zapravo jedna vrsta ekstrapolacije biplana u smislu njegovog približavanja formi monoplane. To je izvedeno potenciranom razlikom u površini pojedinih krila, tako da je gornje krilo otprilike dvaput veće od donjeg čime je postignut dobar aerodinamički efekt. U statičkom pogledu, veza cijelog zrakoplova

izvedena je u obliku zatvorenoga kruga čeličnih zatega u kojemu je spregnut stajni trap kao jedan oslonac, a dio donjega krila kao drugi. Na taj način omogućena je laka konstrukcija zrakoplova, ali po cijeni veće opasnosti od loma konstrukcije prilikom kvara ili loma elemenata stajnog trapa. To je bila dugogodišnja koncepcija poznatoga francuskoga vojnog zrakoplova tipa „Breguet XIX“ sve do nekoliko godina pred Drugi svjetski rat.

Istovremeno i usporedno s dvokrilcem tekao je razvojni put jednokrilca (monoplana). Štoviše, u Europi (naročito u Francuskoj), u početku su jednokrilci bili čak brojniji od dvokrilaca. U naredne dvije slike (10. i 11.), prikazan je razvojni put monoplana kroz nekoliko bitnih evolucijskih faza.



Slika 10. Razvojne koncepcije monoplana

Koncepcija „a“ na slici 10. predstavlja monoplan s krilom srednje relativne debljine (oko 10-12%) koja zbog toga dobiva upornice. Takva veza s poduprtim krilom nešto je kruća nego kod dvokrilca, ali mu je dosta slična, kako po svojim statičkim osobinama lake konstrukcije tako i po osobinama koncentracije masa i pokretljivosti zrakoplova.

Koncepcija „b“ predstavlja zrakoplov sa slobodnonosećim debelim krilom. Odavno je ustvrđeno da samo zadebljanje aeroprofila krila ne predstavlja jedini i glavni uvjet povećanja otpora krila, a naročito ako se to zadebljanje na provodi po cijelom krilu kao što je ovdje slučaj. Zadebljanje je neophodno samo u korijenu krila gdje je ono najopterećenije momentom savijanja. Ovdje je potreban aeroprofil s relativnom debljinom od oko 14-15%. Idući dalje duž raspona prema rubovima, debljina se može stanjivati do na oko 9%.

Praktično istu aerodinamičku koncepciju predstavlja i faza „c“ s konstruktivnom evolucijom stajnog trapa koji je pojednostavljen radi smanjenja aerodinamičkog otpora. To je zapravo prijelazna faza u razvoju koncepcije stajnog trapa prije njegovog uvlačenja u krilo ili trup.

Koncepcije „b“ i „c“ predstavljaju slobodnonoseće koncepcije klase tzv. „niskokrilca“. Međutim, slobodnonoseće krilo može biti postavljeno na raznim visinama tako da postoje i „srednjokrilci“ i „visokokrilci“. Svaka od tih verzija ima svoje dobre i loše osobine. U aerodinamičkom pogledu razlike postoje u iznosu aerodinamičke indukcije krilo-trup, koja je najmanja u „srednjokrilca“, zatim slijedi „visokokrilac“ a najnepovoljniji je „niskokrilac“. Na sreću, to se može uspješno riješiti pogodnom oplatom-slivnikom između krila i trupa.

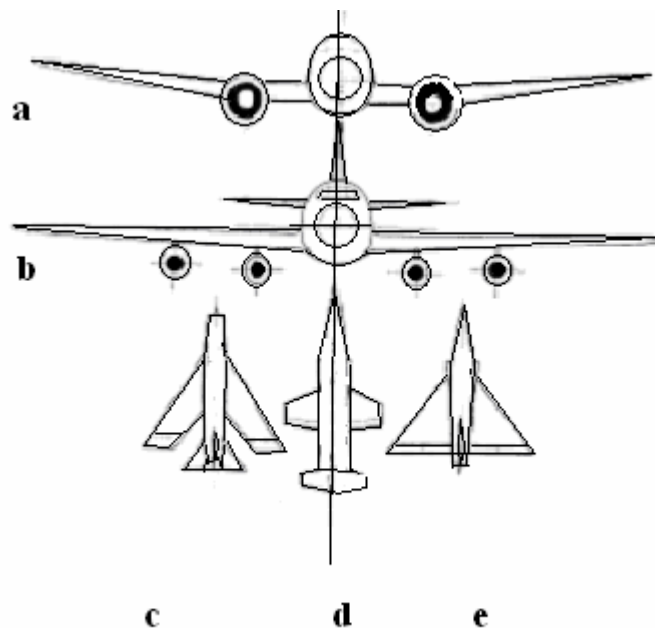
U konstruktivnom pogledu, postoji važna razlika u vezi s koncepcijom stajnog trapa u ovisnosti o položaju slobodnonosećega krila. U tom pogledu, niskokrilac je znatno povoljniji jer omogućuje kratke noge stajnog trapa i njihovo lako uvlačenje u unutrašnjost krila, što je kod visokokrilca znatno nepovoljnije ako se one ne uvuku u motorne gondole, koje vise ispod krila. Osim toga, niskokrilac pruža i mogućnost mnogo pogodnije, kompaktnije i lakše veze krila s trupom, što sve omogućuje nešto manju konstruktivnu težinu niskokrilca.

Konačno, postoje i razlike u eksploatacijskom smislu između tih dviju koncepcija. Na prvom mjestu je pitanje vidljivosti iz putničke kabine naniže, prema zemlji. U tom pogledu, bez ikakve sumnje, visokokrilac predstavlja idealno rješenje, dok je niskokrilac nepovoljan iz dva razloga. Prvo, samo krilo zaklanja velik dio terena nad kojim se leti i, drugo, putnik za vrijeme lošeg vremena ima priliku promatrati elastično savijanje vitkoga krila, što baš ne djeluje ohrabrujuće na putnika.

U pogledu brzine slijetanja, niskokrilac je nešto povoljniji iz dva razloga: manja visina od zemlje mu omogućuje bolje iskorištenje aerodinamičkog efekta blizine zemlje odnosno pojačanja uzgona, kao i mogućnost mnogo šire primjene sustava hiperpotiska koji se može postaviti po cijelom rasponu.

Konačno, u eksploataciji se mora predvidjeti i mogućnost nesreće pri slijetanju, npr. lom stajnog trapa. U tom slučaju upadljiva je razlika u korist niskokrilca, koji je u stanju svojom velikom masom krila, koje prvo udara u zemlju, apsorbirati glavninu kinetičke energije udara, spašavajući trup i putnike od većih povreda. Suprotno tome, kod visokokrilca, gdje cijela masa krila leži nad glavama putnika, njima prijete smrtna opasnost u slučaju veće nesreće pri slijetanju.

„Srednjokrilac“, koji bi bio u aerodinamičkom pogledu najpovoljniji, danas se vrlo slabo koristi, uglavnom iz razloga što kontinuitet ramenjača krila kroz sredinu trupa znatno remeti dobar raspored u unutrašnjosti trupa i njegovo racionalno iskorištavanje.



Slika 11. Razvoj konstruktivne koncepcije samonosivoga jednokrila

Na slici 11. prikazane su faze razvoja modernih zrakoplova većih brzina s potpuno uvučenim stajnim trapom i s raznim tipovima pogona. Prvi tip „a“ predstavlja klasičan putnički zrakoplov s vanjskim klipnim motorima u krilu, koji je danas glavna opcija za promet na kraćim relacijama. Brzine su do oko 500 km/h, poslije čega se prelazi na turboelisni pogon i konačno na mlazni.

Forma „b“ predstavlja današnju najbržu i najveću klasu preoceanskog modela putničkog zrakoplova s četiri mlazna motora obješena u gondolama ispod krila. Osim takvog načina smještaja mlaznih motora postoje još dva druga načina: ili smještaj u šupljinu krila (naročito u njegovom korijenu), ili smještaj u posebne odvojene gondole pokraj trupa, a iza krila.

Tri ostale forme, „c“, „d“ i „e“, predstavljaju koncepcije brzih vojnih zrakoplova lovačkog tipa s mlaznim pogonom i nadzvučnim brzinama.

Svaka uspješna koncepcija zrakoplova može se preraditi u hidroplan, zamjenom stajnih trapova s pogodnim modelom plovnih trapova, bilo u obliku posebnih plovaka, bilo u obliku tzv. centralnog čamca.

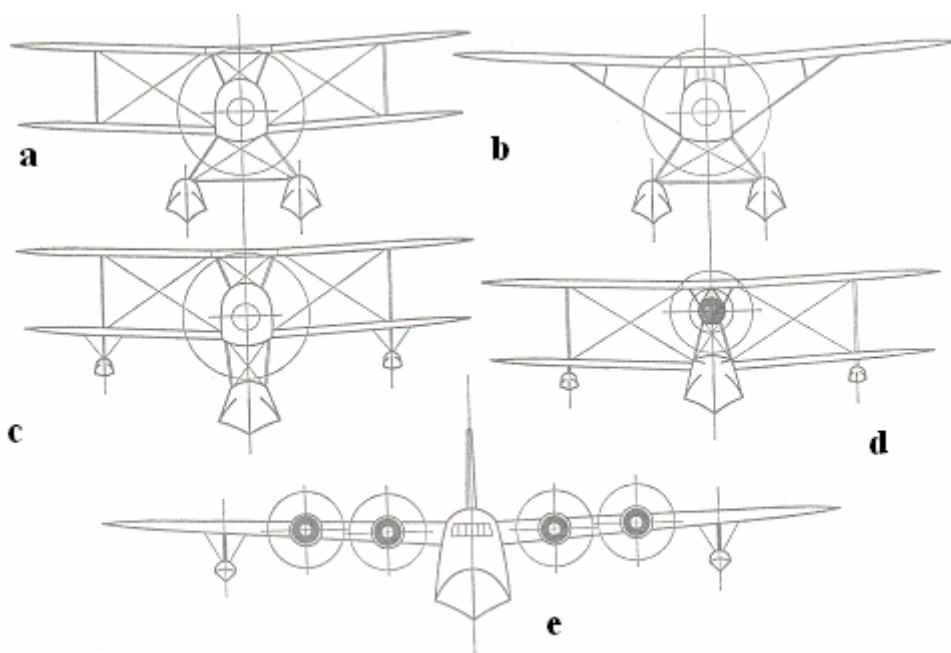
Na slici 12. navedeno je nekoliko glavnih i tipičnih faza evolucije hidroplana do današnjih velikih tzv. „letećih čamaca“.

Faza „a“ predstavlja početnu formu transformacije klasičnog aeroplana dvokrila u hidroplan, jednostavnom zamjenom kotača odgovarajućim plovcima, koji iz više razloga moraju imati znatno veći deplasman nego što bi odgovaralo masi aviona. Faza „b“ predstavlja isti tip transformacije primijenjen na poduprtom jednokrilu.

Treća faza, „c“, predstavlja prvi korak racionalizacije pri kojoj je cjelokupan deplasman koncentriran u jednom centralnom plovku, ali je u ovom slučaju zbog bočne

stabilizacije potrebno postaviti još i dva bočna pomoćna mala plovka zvana „baloneti“. Daljnji korak i posljednji u etapama racionalizacije hidroplana-dvokrilca predstavlja varijanta „d“. Ovdje konačno dolazi do izražaja sasvim logična i pravilna koncepcija da se centralni plovak – u ovom slučaju centralni čamac – iskoristi istovremeno i za ulogu trupa. Takva sprega odnosno ušteda jednoga krupnog dijela zrakoplova nesumnjivo predstavlja korist u aerodinamičkom pogledu, kao i uštedu u težini.

Konačno, varijanta „e“ predstavlja istu konstruktivnu filozofiju primijenjenu na velikim višemotornim prekontinentalnim hidroplanima, tzv. „kliperima“. Kao što se vidi na slici, takvi hidroplani postižu čiste linije i ne razlikuju se mnogo od modernih zrakoplova s uvučenim stajnim trapovima, izuzev navedenih bočnih „baloneta“. Kod nekih modela se čak i baloneti mogu uvlačiti u krila ili se za njihovu ulogu spuštaju rubnjaci krila koji se u letu opet uvuku – podignu na svoje pravo mjesto.

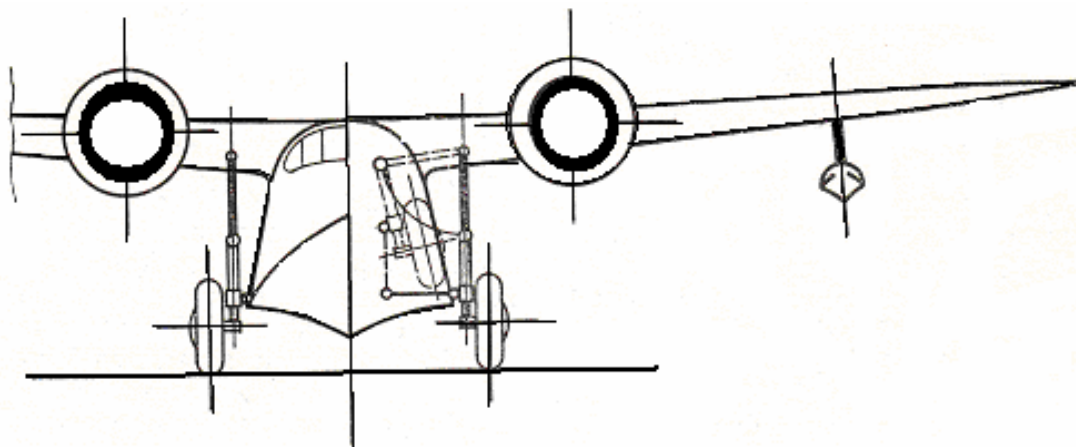


Slika 12. Faze evolucije hidroplana

U izvjesnim područjima specifične geografske konfiguracije terena, gdje u potpunosti ne odgovara ni aeroplan ni hidroplan, pojavljuje se posebna koncepcija tzv. „amfibije“ prikazane na slici 13. Ona predstavlja praktično objedinjenje zrakoplova i hidroplana, što znači da istovremeno sadrži i stajne i plovne trapove. Kako je plovni trap po svojoj funkciji, volumenu, kao i težini, dominantan, on se uzima kao glavni-osnovni trap, a stajni trapovi mu se dodaju sa strane. Kako se istovremeno može koristiti samo jedna vrsta trapova za pristajanje, primjenjuje se stajni trap uvlačivog tipa i uvlači se odnosno preklapa, kako za vrijeme plovidbe tako i u vrijeme leta. Pri tome unutrašnjost čamca pruža dovoljno slobodnog prostora da se u njegovim bokovima spakira preklapljeni stajni trap.

Polazeći od toga da je glavna namjena i uloga amfibije, kao i svake druge letjelice, letenje kroz zrak, svaka vrsta stajnih trapova predstavlja profilni teret (i otpor) koji štetno djeluje na leteće osobine. To se kod amfibije odražava u još većoj mjeri jer je ona opterećena s obje vrste stajnih trapova. Ovdje treba navesti da, npr., težinska vrijednost stajnih trapova zrakoplova iznosi oko 6-8% od ukupne težine zrakoplova, dok je težina hidroplana na koji se

oni ugrađuju već nešto veća od odgovarajućeg tipa aeroplana. Stoga je sasvim prirodno što amfibija, tako opterećena mrtvim teretima, pod istim uvjetima pogonske snage, mora biti redovno inferiornija u svojim performansama u usporedbi s običnim zrakoplovom ili hidroplanom. To i objašnjava relativno ograničenu upotrebu tog tipa letjelica.



Slika 13. Amfibija

Prema principu leta zrakoplova, za stvaranje potrebne uzgonske aerodinamičke sile neophodno je translatorno kretanje cijelog zrakoplova izvjesnom brzinom. To istovremeno zahtijeva i potrebu odgovarajuće duljine poletne staze odnosno aerodroma. Ako se, međutim, klasični oblik kruto ugrađenoga krila zrakoplova zamijeni okretnim nosivim sustavom u obliku tzv. „rotora“, dobije se posebna kategorija letjelica po imenu „*rotoplani*“ ili „*žiroplani*“. Ta kategorija letjelica na taj način može samom rotacijom rotora u mjestu stvoriti potrebnu uzgonsku aerodinamičku nosivu silu i bez translatornoga kretanja cijele letjelice.

Prvi od dvaju predstavnika te kategorije letjelica je tzv. „*autožiro*“, prikazan na slici 14. Za pogon odnosno vuču autožiro ima ugrađen motor u prednjem dijelu trupa s vučnom elisom, dok za stvaranje uzgona ima specijalan nosivi sustav u obliku okretnoga krila, takozvanog „rotora“, ili nosive elise, kao helikopter. Rotor je izveden obično iz tri do četiri kraka (lopaticice) s odgovarajućim presjekom aeroprofila.

Osnovna i bitna značajka te koncepcije letjelice, po kojoj je i ime dobila, sastoji se u autorotaciji nosivog sustava, odnosno rotora, po čemu se i suštinski razlikuje od helikoptera.

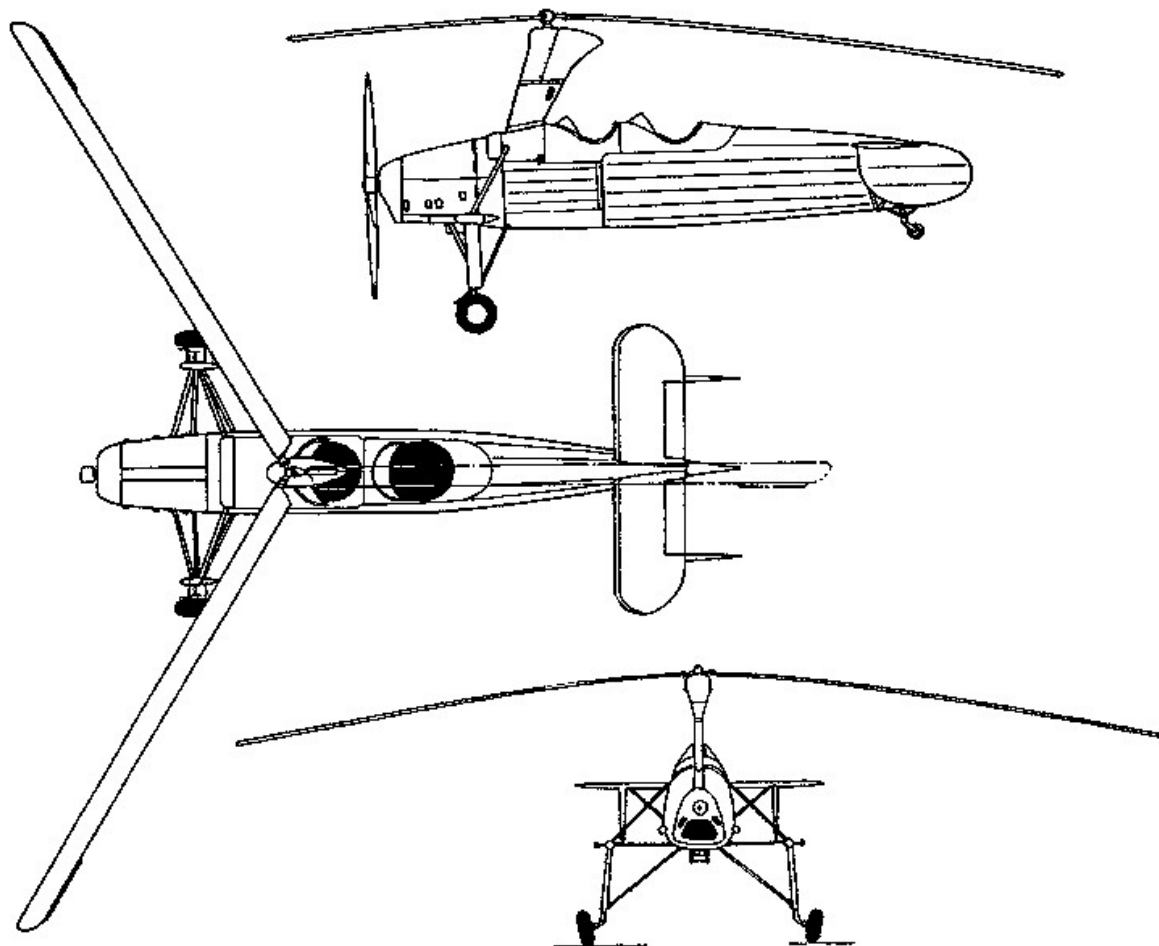
Od trenutka izjednačenja pogonskog momenta od strane dijela vjetrenjače i potrebnog momenta za pogon dijela elise stvara se tzv. „autorotacija“, koja svojim uzgonom obavlja ulogu nosivog sustava, odnosno krila. Pri tome motorna grupa pomoću elise daje potrebnu vučnu silu za letenje i svladavanje svih otpora u pravcu leta.

Kako se vidi sa slike 14, motor ima specijalnu spojku za potreban povremeni pogon rotora. Postupak polijetanja izvodi se na sljedeći način.

Rotor se ukopča preko spojke na motorni pogon dok dobije dovoljan broj okretaja stojeći u mjestu, odnosno dok stvori pretežan dio potrebnog uzgona za uzlet. Potom se motorni pogon odvaja od rotora i cjelokupna snaga motora prebacuje na pogon elise, koja daje potreban zalet i povećavajući na taj način brzinu na krakovima rotora dopunjava potreban ostatak uzgonske sile te tako dovodi do vrlo kratkog zaleta i uzlijetanja. U slučaju primjene

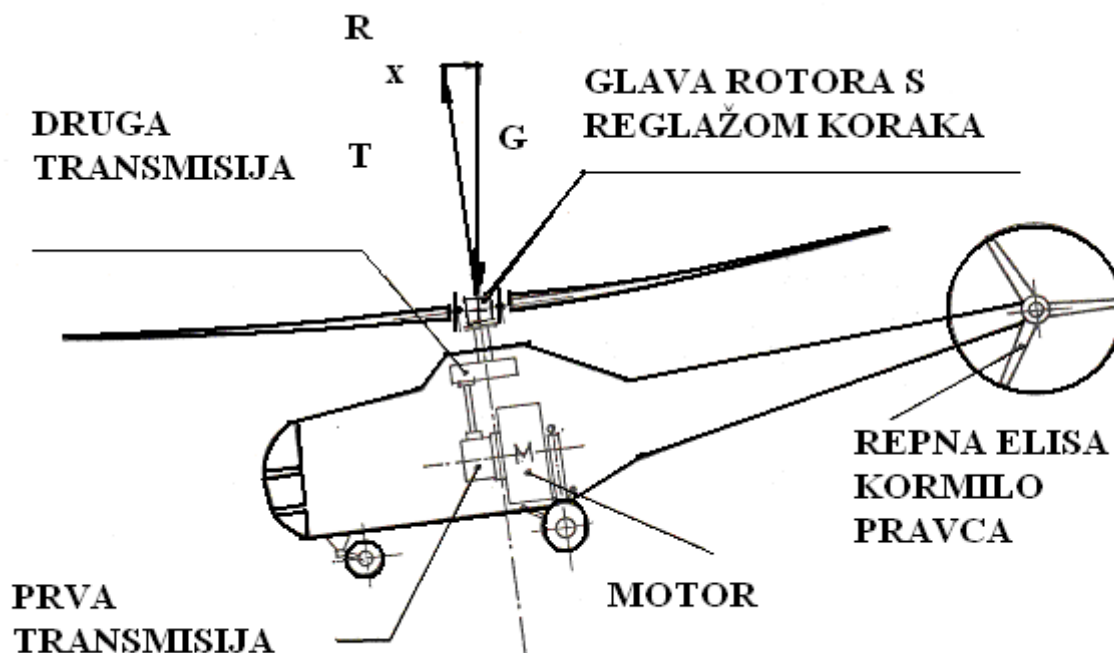
rotora s promjenljivim korakom krakova taj se zalet može čak i potpuno eliminirati po ugledu na helikopter.

Radi mirnijeg rada i poboljšanja uvjeta praktične stabilnosti leta, krakovi rotora nisu vezani kruto u svojim glavama, nego im je preko zglobovitih veza ostavljena izvjesna sloboda osciliranja oko horizontalne i oko vertikalne osovine.



Slika 14. Tipična konstrukcija žirokoptera

Drugi član te kategorije „rotoplana“ je helikopter, prikazan na slici 15. Helikopter ima također rotor kao nosivi organ, ali s bitnom i osnovnom karakteristikom da to nije samo slobodno okretni rotor kao kod autožira, nego da on predstavlja glavni centralni i jedinstveni pogonski organ, koji osim svoje nosive uloge predstavlja i pogonski odnosno propulzivni organ. Ovdje je motorna grupa preko raznih transmisija izravno ukopčana na pogon rotora, bez posebne elise za vuču u horizontalnom letu. Ta potrebna vučna sila dobije se kao horizontalna komponenta uzgonske sile rotora, koji se u tom smislu treba nagnuti u odgovarajućem pravcu. Na slici 15. prikazan je položaj helikoptera u normalnom horizontalnom letu. Pri tome potisak rotora „ T “ razložen u dvije komponente daje vertikalnu komponentu „ G “ koja održava vlastitu težinu letjelice, i horizontalnu komponentu „ R_x “ koja predstavlja pogonsku - vučnu silu ravnu komponenti cijelog aerodinamičkog otpora letjelice.



Slika 15. Tipična konstrukcija helikoptera

Budući da je takav manevar nagnjanja letjelice nemoguće izvršiti mehaničkim putem, isti se efekt postiže aerodinamičkom reglažom rotora pomoću sustava tzv. „cikličke promjene koraka“ krakova, i to svakoga pojedinoga kraka prilikom njegova kružnoga kretanja. Tako se korak svakoga kraka u jednoj polovini kružne putanje smanjuje, a u drugoj povećava.

Sustav upravljanja cikličkim korakom pruža helikopteru neograničene manevarske mogućnosti, pa među ostalima i mogućnost bočnog leta u stranu kao i leta unazad.

Osim toga specijalnog sustava cikličke promjene koraka, na helikopteru je usporedno primijenjen i sustav obične ravnomjerne istovremene promjene koraka svih krakova ujedno, koji se upotrebljava za manevar podizanja – polijetanja sa zemlje, penjanja, kao i spuštanja, odnosno slijetanja na zemlju.

Na kraju izduženog trupa (na repu) nalazi se mala pomoćna elisa, koja ima dvojaku ulogu: kompenzira reaktivni moment mase rotora i istovremeno izmjenama svog potiska obavlja ulogu kormila pravca helikoptera.

S obzirom na to da je kod helikoptera cjelokupna pogonska snaga motora izravno koncentrirana na rotor kao nosivi organ, cijeli sustav postaje u svojoj osnovnoj funkciji održavanja u zraku potpuno neovisan o istovremenoj translaciji. Može, dakle, praktično „lebdjeti“ kao balon nepokretno u mjestu, po želji letjeti u svim pravcima i spuštati se potpuno vertikalno na zemlju, kako se i uzdigao od zemlje.

Osnovni nedostaci helikoptera su, osim izvjesnih problema stabilizacije, uglavnom u povećanim otporima i relativno maloj brzini horizontalnog leta (prosječno 250 km/h), kao i niskoj ekonomičnosti, iz čega proistječe relativno ograničena nosivost i radijus djelovanja.

Rezultat razvoja znanosti i zrakoplovne industrije je nova, kreativna filozofija, koja sebi postavlja za cilj istovremeno objedinjenje dobrih osobina zrakoplova i helikoptera, a bez njihovih slabosti. To se postiže zadržavanjem velikih horizontalnih brzina zrakoplova i ujedno postizanjem što manjih brzina i staza polijetanja i slijetanja, sve do granice polijetanja iz mjesta po uzoru na helikopter. Te koncepcije dobile su i svoje konvencionalne definicije i skraćene stručne nazive u literaturi, i to:

a) za kratko polijetanje i slijetanje – „*STOL*“ (Short Take-Off and Landing)

b) za vertikalno polijetanje – „*VTOL*“ (Vertical Take-Off and Landing).

Uza sve prednosti vertikalnog polijetanja i slijetanja, promatranjem helikoptera u progresivnom letu primjećuju se njegove najveće slabosti, veoma visok profilni otpor koji utječe na nepovoljan ukupni odnos uzgon-otpor, pojavljivanje asimetričnog uzgona, stlačivosti zraka i slično, koje ograničavaju maksimalnu brzinu helikoptera.

Potreba za letjelicom koja može uspješno kombinirati prednosti vertikalnog polijetanja i slijetanja (VTOL) helikoptera, velikom putnom brzinom, doletom, nosivošću i ekonomičnošću zrakoplova s fiksnim krilima, dovela je do razvoja *tiltwing* i *tiltrotor* koncepta.

Konvertiplan uspješno objedinjuje značajke helikoptera i zrakoplova, to jest uzlijeće kao helikopter, a leti kao zrakoplov (HATOL⁷). To postiže dvostrukom upotrebom rotora. U fazi polijetanja, lebdenja i slijetanja oni obavljaju ulogu nosivog rotora helikoptera, a u horizontalnom letu ostvaruju potrebnu vučnu silu, dok se sila uzgona realizira krilima. Takva eksploatacija rotora postiže se u dvjema različitim koncepcijama:

- zakretanjem krila zajedno s motorima – *TILTWING* koncepcija (primijenjena na LTV XC-142A, Canadair-84...)
- zakretanjem rotora odnosno motora – *TILTROTOR* koncepcija (V-22 Osprey, Bell-Boeing 609...).



Slika 16. LTV XC-142A

Izvor: http://www.vought.com/heritage/photo/html/pxc-142m_0.html

⁷ HATOL – Horizontal Attitude TakeOff and Landing



Slika 17. V-22 Osprey

Izvor: http://www.military.cz/usa/air/in_service/aircraft/v22a/v22a_en.htm

Tiltwing koncepcija je varijanta tiltrotor koncepcije, u kojoj se zakreću i krila i motori na njima, što je s konstruktivnog stajališta znatno složenije, a ima i aerodinamički negativne efekte pri prijelazu u horizontalni let. Ta koncepcija s vremenom je napuštena.

Tiltrotor zrakoplov polijeće i slijeće vertikalno s rotorima (motorima) usmjerenim vertikalno nagore (kao rotor helikoptera). Za progresivni let, rotori koji su smješteni na krajevima krila polako se okreću prema naprijed i tako konvertiraju zrakoplov u turboprop avion. U takvom načinu leta, tiltrotor je u mogućnosti dostići znatno veću putnu brzinu nego što je to moguće helikopterom. Na taj način tiltrotor objedinjuje prednosti helikoptera i turboprop aviona. Iz razloga što rotori tiltrotora ne mogu biti veliki kao kod helikoptera, efikasnost lebdjenja tiltrotora je manja.

Jedini nedostatak konvertiplana očituje se u relativno visokom stupnju mehaničke složenosti te konzekventno povećanim zahtjevima u održavanju. U punoj mjeri je u serijsku proizvodnju krenuo samo jedan konvertiplan (predstavnik HATOL tiltrotor koncepcije), Bell-Boeing V-22 Osprey. Na tržištu je dostupna civilna verzija Bell-Boeing 609 s 9 putničkih mjesta, a priprema se inačica s 20 putničkih mjesta.



Slika 18. Bell-Boeing 609

Izvor: www.helicoptersales.com/

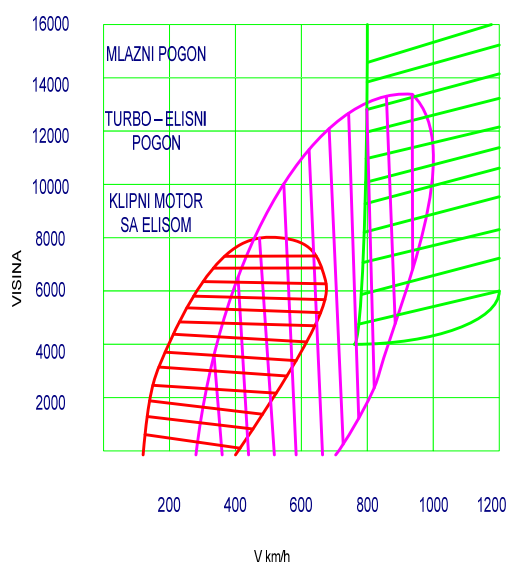
3 OSNOVNI PRINCIPI KONSTRUIRANJA ZRAKOPLOVA

Za analizu razvojnog procesa zrakoplovnog projektiranja pogodna je usporedba različitih modela letjelica iz različitih vremena, na primjer Cayleyeve jedrilice iz 1804. godine, Wrightovog Flyera iz 1903. godine i mlaznog dvomotorca Cessne Citation iz 1980-ih godina. Mogu se uočiti značajne razlike s aspekta tehničkog napretka zrakoplovnog dizajna, ali su osnovna dva aerodinamička parametra referentna za poredbenu analizu različitih zrakoplovnih dizajna ista.

Prvi je koeficijent otpora pri nultom uzgonu kao važna značajka zrakoplova zbog jakog utjecaja i učinka na maksimalnu brzinu leta. Drugi referentni parametar je finesa aeroprofila (aerotijela),⁸ a posebno njezina maksimalna vrijednost, kao mjera aerodinamičke učinkovitosti zrakoplova zbog utjecaja na letne performanse, primjerice istrajnost i dolet.

Tijekom devetnaestog stoljeća brojni su vizionari predviđali da je za upravljeni let letjelicom težom od zraka nužna prikladna pogonska snaga koja će omogućiti podizanje sa zemlje. Neodgovarajući pogon bio je glavni razlog neuspjeha Du Templea, Adera i Mozhajskog jer njihovi parni motori nisu odgovarali zahtjevima pa je trebalo razviti motor dovoljne snage i istodobno male težine, tj. motor velikog odnosa snage i težine.

Propulzija je osnova i svakog poboljšanja glede letnih brzina zrakoplova. Tijekom razvoja zrakoplovstva, snaga motora je rasla od 12 hp⁹, kolika je bila snaga motora braće Wright na Flyeru I iz 1903. godine, do 2200 hp snage radijalnih motora iz 1945. godine, a analogno su se uvećavale i letne brzine od 28 do 500 mph. Danas, pak, mlazni i raketni motori omogućuju let brzinama mnogostruko većim od brzine zvuka.



Slika 19. Teorijske međuovisnosti performanci zrakoplova i pogonske grupe u granicama podzvučnih brzina¹⁰

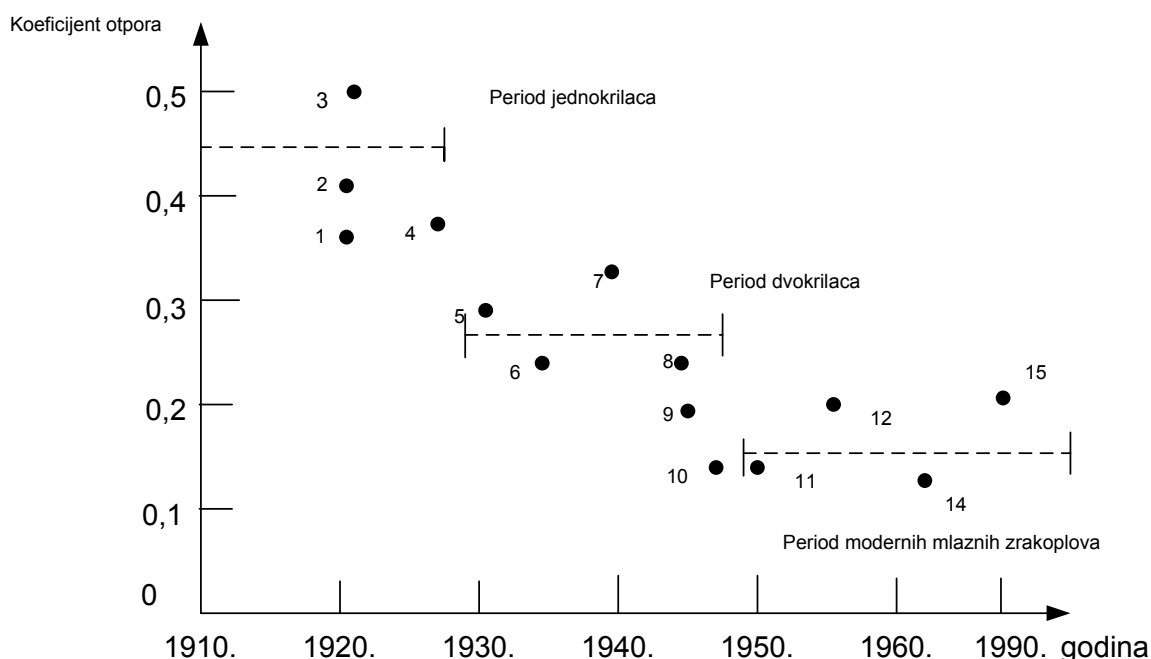
⁸ Finesa je odnos koeficijenata uzgona i otpora aeroprofila, (c_z/c_x).

⁹ Veličina snage izražena u jedinici hp (horse power), konjske snage; 1 hp=746 W.

¹⁰ U teorijskoj podršci korišten je izvor Anderson, J.: Introduction to flight, McGraw Hill Book Company, New York, 1989.

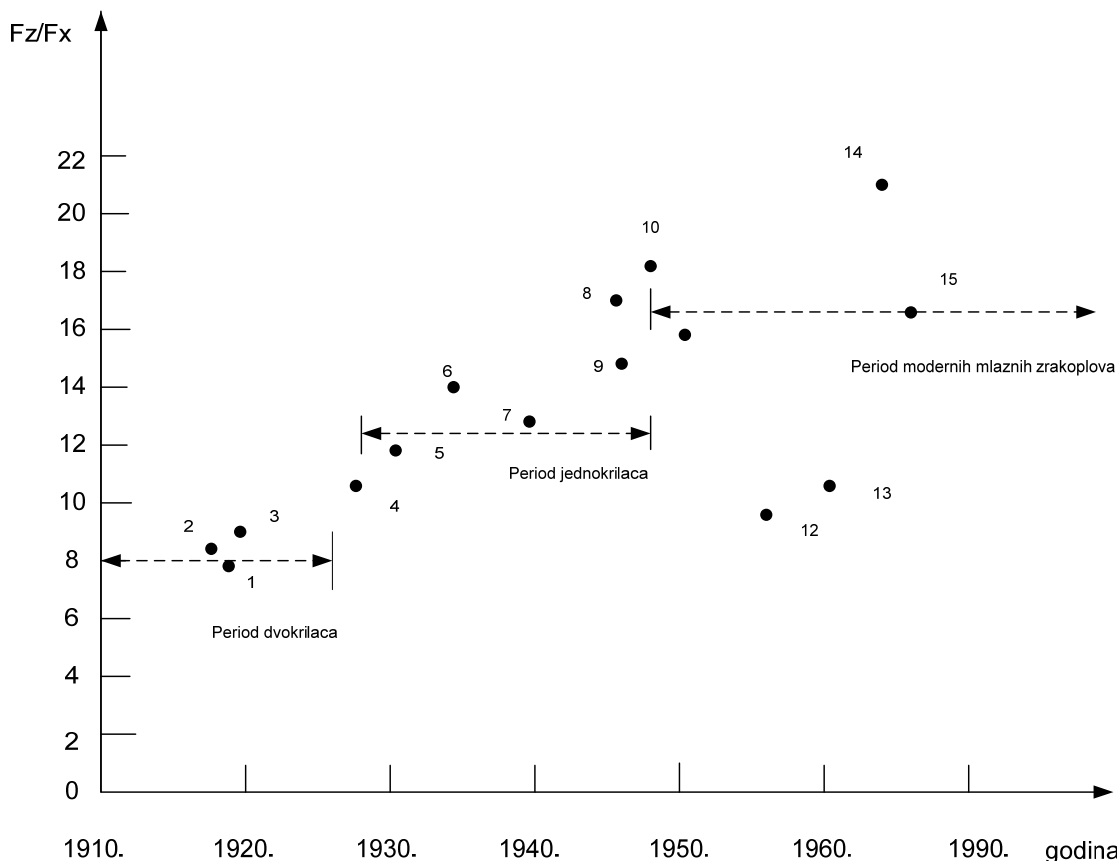
Analizom povijesti razvoja zrakoplovstva može se zaključiti da je propulzija bila „ključ za otvaranje vrata” k letenju, a pokretačka je filozofija mnogih poboljšanja u aeronautici općenito, pa tako i zrakoplovnog inženjerstva od prvog leta 1903. godine do danas, letjeti brže, više i dalje, sa što većom masom.

U analizi razvoja konstrukcije zrakoplova, treba voditi računa o tomu da koeficijent otpora nije uvijek pouzdan pokazatelj pri usporedbi različitih tipova zrakoplova jer na njegovu vrijednost utječe veličina nosive površine zrakoplova, no relativna vrijednost koeficijenta otpora dopušta određena zaključivanja o glavnim razvojnim fazama zrakoplovnog dizajna (slika 20.). Korištenje maksimalne vrijednosti finese kao aerodinamičkog mjerila je preciznije, a po tom se kriteriju također mogu identificirati tri glavna razvojna razdoblja u projektiranju zrakoplova (slika 21.).



Slika 20. Glavna razvojna razdoblja zrakoplovnog dizajna 20. stoljeća, determinirana vrijednošću koeficijenta otpora

Kazalo: **I period biplanske konfiguracije:** (1) SPAD XIII; (2) Fokker D-VII; (3) Curtiss JN-4H Jenny; (4) Ryan NYP (Spirit of St. Louis); **II period prop-pogona monoplane konfiguracije:** (5) Lockheed Vega; (6) Douglas DC-3; (7) Boeing B-17; (8) Boeing B-29; (9) North American P-51; (10) Lockheed P-80; **III period moderne mlazne avijacije:** (11) North American F-86; (12) Lockheed F-104; (13) McDonnell F-4E; (14) Boeing B-52; (15) General Dynamics F-111D.



Slika 21. Glavna razvojna razdoblja zrakoplovnog dizajna determinirana vrijednošću finese

Prosječna vrijednost maksimalne finese zrakoplova u Prvom svjetskom ratu iznosi 8, ne mnogo više od finese Wrightovog Flayera. Uvođenjem monoplanske konfiguracije tijekom druge razvojne faze vrijednost finese zrakoplova je uvećana na 12 i više, a maksimalna finesa za suvremene zrakoplove u rasponu je od 12-13 za vojne zrakoplove visokih performanci do oko 20 i više.

Međutim, s uspjehom braće Wright 1903. i s posljedično naglim razvojem zrakoplovstva tijekom predratnog perioda (Prvi svjetski rat), letne performanse zrakoplova postaju primarno značajne. Izvjesna su se pitanja (aktualna i danas) postavljala uz određeni dizajn. Koja je maksimalna brzina zrakoplova? Kako se brzo penje do određene visine? Kako daleko može letjeti uz zadani kapacitet goriva? Kako dugo može ostati u zraku?

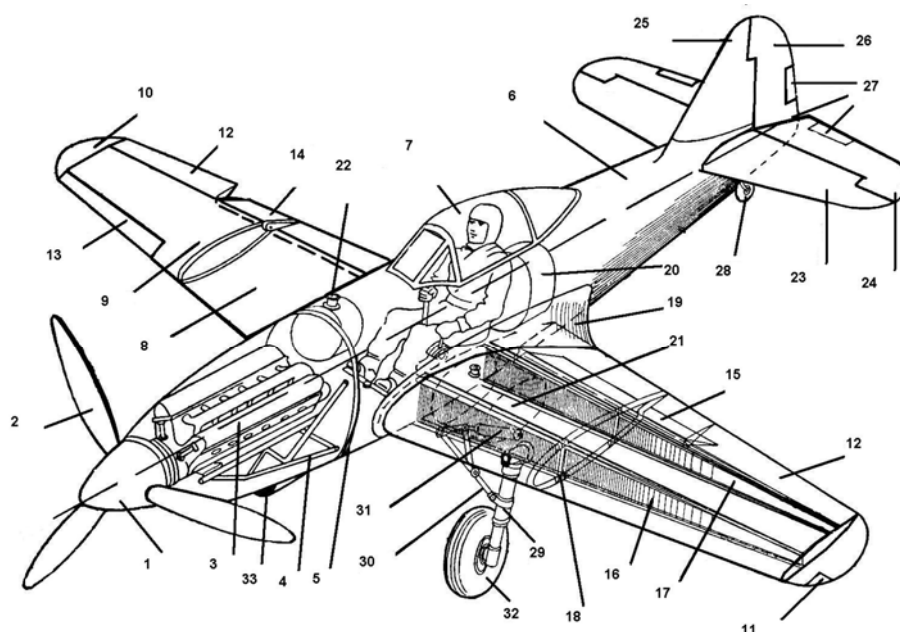
Analiza i odgovori na ta i slična pitanja čine tematiku zrakoplovnih performanci, ali kojima zrakoplovna konstrukcija mora udovoljavati. Ovisno o fazi leta, razlikuju se osnovne zrakoplovne performanse polijetanja, penjanja, krstarenja, planiranja i slijetanja, a tip zrakoplova određen je referentnim parametrima za konstrukciju zrakoplova, npr.:

- razmah krila - b (m)
- nosiva površina - S (m²)
- operativna težina - G (N)
- kapacitet spremnika goriva - V (l)
- potisak motora (mlazni pogon) - T (N)
- snaga motora (klipni pogon) - P (W)

- specifična potrošnja goriva (mlazni pogon) - c_t
- specifična potrošnja goriva (klipni pogon) - c_l
- koeficijent parazitnog (profilnog) otpora – C_{x0}
- efikasnost krila – Oswaldov koeficijent - e
- efikasnost propelera (klipni pogon) - η
- visina krila od podloge - h (m)
- ograničenje koeficijenta uzgona u poletnoj/sletnoj konfiguraciji – C_{Zmax}

Promatrano s povijesnog stajališta, vratolomno brz razvoj zrakoplovstva nema premca u povijesti razvoja ma kojega drugoga prijevoznog sredstva, te danas, više od 100 godina od prvog uspješnog polijetanja braće Wright i više od 30 godina od prvog slijetanja na Mjesec, prometuje se zrakoplovima nove „fly-by-wire” generacije, te potpuno automatiziranim letjelicama bez posade, mada se one u suštini sastoje od istih osnovnih konstruktivnih dijelova koje je crtao Cayley:

1. uzgonskih površina (krila ili rotora)
2. trupa
3. pogonske grupe
4. stabilizirajućih i upravljačkih površina
5. podvozja.



GLAVNI SASTAVNI DIJELOVI KLASIČNOG ELISNOG ZRAKOPLOVA

- | | |
|-----------------------------|----------------------------------|
| 1. Kapa elise | 18. Krilna veza (spoj) |
| 2. Krak elise (lopatica) | 19. Slivnik krilo - trup |
| 3. Motor (klipni) | 20. Središnji spremnik za gorivo |
| 4. Nosač motora | 21. Krilni spremnik za gorivo |
| 5. Požarni zid | 22. Spremnik za ulje |
| 6. Trup | 23. Horizontalni stabilizator |
| 7. Pilotska kabina (krov) | 24. Kormilo visine |
| 8. Centralno krilo | 25. Vertikalni stabilizator |
| 9. Vanjsko krilo | 26. Kormilo pravca |
| 10. Ivičnjak | 27. Trimeri |
| 11. Pozicijsko svjetlo | 28. Repni kotač |
| 12. Krilce (lijevo i desno) | 29. Elastična noga (amortizer) |
| 13. Pretkrilce | 30. Preklopna noga |
| 14. Zakrilce | 31. Pogonski cilindar |
| 15. Zakrilce tipa "kapak" | 32. Glavni kotač stajnog trapa |
| 16. Prednja ramenjača | 33. Usisna škrga za zrak |
| 17. Stražnja ramenjača | |

Slika 22. Konstruktivni dijelovi klasičnog zrakoplova s klipnim motorom

Osnovni konstruktivni dijelovi zrakoplova čine cjelokupnu konstrukciju zrakoplova (aircraft structure), koja treba biti u funkciji aerodinamičkog oblika te zaštite putnika, tereta i zrakoplovnih sustava od okolnih uvjeta tijekom leta, odnosno osiguravanja uvjeta za siguran i upravljiv let. Bez obzira na namjenu ili značajke zrakoplova, od prvog dana rođenja pogonjenog aerodina pa do današnje treće generacije zrakoplova, sve zrakoplovne konstrukcije sastoje se i izgrađene su od navedenih pet osnovnih konstruktivnih dijelova.

Projekt letjelice je obično rezultat kompromisa između raznih postavljenih konstruktivnih uvjeta i zahtjeva, koji su obično teško međusobno pomirljivi, te je praktično nemoguće u potpunosti zadovoljiti sve postavljene uvjete istovremeno.

Rješenja koja najbolje odgovaraju za ispunjenje pojedinačnih postavljenih uvjeta obično su u velikom broju slučajeva u međusobnoj koliziji, te se tako konstruktor od početka projektiranja nalazi pred velikim brojem problema koji zahtijevaju kompromisna rješenja.

Da bi se što bolje zadovoljio jedan uvjet, potrebno je nešto žrtvovati od drugog i obratno. Tako se cijelo projektiranje sastoji od neprekidnog rasuđivanja i procjenjivanja veličine gubitaka u odnosu prema dobivenim vrijednostima i pretpostavkama na drugoj strani, i cijeli konačan uspjeh projekta je uglavnom rezultat uspješnosti svih procjena i zbira svih učinjenih kompromisa.

3.1 Opći zahtjevi konstruiranja zrakoplova

Za stvaranje uspješne letjelice, kako s teorijskog tako i s praktičnog, tj. eksploatacijskog i ekonomskog stajališta, potrebno je u što većoj mjeri zadovoljiti sljedeće uvjete:

1. što bolji, savršeniji i skladniji aerodinamički oblik s dobrim karakteristikama, performancama, stabilnošću itd. To je kompozicija čiste aerodinamike;
2. čvrstoću, odnosno otpornost cijele letjelice sa svim njezinim elementima. Granica otpornosti propisana je posebnim konvencionalnim uvjetima za proračun raznih tipova letjelica, ali osim tih propisanih uvjeta mora se voditi računa i o posebnim uvjetima praktične eksploatacije, koja može iziskivati lokalna pojačanja pojedinih elemenata.

Pri tome treba težiti što potpunijem „kontinuitetu“ otpornosti cijeloga nosivog sustava i svih elemenata. Idealan, iako praktično nedostižan slučaj bio bi onaj u kojemu bi svi konstruktivni elementi, pa prema tome i cijela letjelica, postigli svoju granicu otpornosti pri jednoj točno unaprijed proračunom određenoj vrijednosti opterećenja.

U izvjesnim elementima vrlo je korisno uvesti određenu „gradaciju“ stupnja otpornosti pojedinih elemenata prema njihovoj relativnoj važnosti, stvarajući tako namjerno mjesta smanjenog otpora s ciljem zaštite drugih vitalnijih elemenata.

Osim otpornosti pojedinih elemenata, postavlja se bitnim i pitanje krutosti pojedinih elemenata, kako na savijanje tako još više na torziju.

Taj uvjet dobio je naročito veliko značenje s porastom brzina zrakoplova i danas predstavlja jedan od glavnih parametara u vrlo složenoj problematici „aeroelastičnosti“, gdje je najprije bilo uočeno pravo značenje krutosti krila.

3. što manja vlastita masa. Poslije prvog uvjeta, taj uvjet se pojavljuje kao najvažnije područje rada konstruktora, u kojemu treba pokazati svoje znanje, pravilno razmišljanje i snalažljivost. Ovdje kao vrlo koristan uvod i podsjetnik može poslužiti definicija principa konstruiranja: „Konstrukcija je način provođenja i uravnoteženja sila u nekom opterećenom sustavu.“

3.2 Načini i sredstva za uspješna konstruktivna rješenja pojedinih organa i elemenata

Za stvaranje uspjele konstrukcije potrebno je što više zadovoljiti određene uvjete: 1. dobar aerodinamički efekt, dobre performance i aerodinamičke osobine u letu; 2. dovoljna čvrstoća; 3. potrebni kontinuitet čvrstoće; 4. mala težina konstrukcije; 5. pristupačnost pri montaži/demontaži; 6. jednostavnost i cjelovitost konstrukcije. Konstruktor mora biti dobro upoznat s tehnologijom proizvodnje.

a) Konstruktivni oblik

U duhu prednje konstruktivne definicije treba težiti ka što izravnijem putu prenošenja odnosno provođenja sila bez zaobilaženja jer svako zaobilaženje komplicira uvjete opterećenja elemenata i prema tome povećava težinu. Osim toga, a s ciljem olakšanja, treba sav suvišan materijal (prouzrokovan koncepcijom oblika ili tehnološkim postupkom izradbe) skinuti pomoću rupa ili posebnih izreza.

b) Izbor materijala

Za pravilan izbor konstruktivnog materijala treba savjesno proučiti sve radne i eksploatacijske uvjete odgovarajućeg elementa, vodeći pri tome računa ne samo o uvjetima teorijskog proračuna, nego još i više o karakteru i vrsti naprezanja, naročito dinamičkog opterećenja, opterećenja na udarce i na zamor.

Iz toga proistječe rezultat da se svi priključci i veze najvitalnijih organa, npr. krila i motora, izvode od najboljih i najskupljih legiranih čelika koji su najžilaviji i najotporniji na dinamička naprezanja i na zamor materijala.

c) Kombinacija korištenja pojedinih organa za više uloga istovremeno

To je jedan od najefikasnijih načina za uštedu na vlastitoj masi zrakoplova. Kao početni primjer može poslužiti kruta oplata krila u obliku nosive oplate, koja obavlja višestruku ulogu: najprije prenosi transverzalne sile uzgona s površine krila na ramenjače (što je ranije rađeno platnom) i istovremeno ukružuje krilo u tangencijalnoj ravnini, za što su kod platnenoga krila bile potrebne posebne zatege. Kao treću, vrlo važnu ulogu, treba navesti jako ukrućenje na torziju krila koje je neophodno u slučaju slobodno-nosivoga krila bez upornica.

Kao drugi i još efikasniji primjer može se navesti slučajeve tzv. „integralnih spremnika“ goriva smještenih u krilo.

Umjesto izradbe pojedinačnih spremnika goriva i njihovog razmještaja po unutrašnjosti krila, koristi se šupljina krila između prednje i stražnje ramenjače koja pruža vrlo velik slobodan prostor za gorivo. Kada se uzme u obzir da je u nekim slučajevima u pitanju količina goriva od nekoliko desetaka tona, lako je shvatiti veliku uštedu u težini eliminiranjem spremnika. Ali, osim uštede spremnika, ta kombinacija pruža istovremeno i još

jednu drugu ništa manju korist u pogledu olakšanja konstrukcije. Težina goriva, koja je ravnomjerno raspoređena uzduž raspona krila, djeluje naniže suprotno aerodinamičkom uzgonu koji predstavlja glavno opterećenje krila. Praktično, to je isti efekt kao i povećanje vlastite mase krila što djeluje pozitivno u smislu smanjenja aerodinamičkog opterećenja krila, pa prema tome i njegova konstruktivnog olakšanja. Uostalom, tek praktična primjena te konstruktivne kombinacije je i omogućila izravne prekooceanske letove velikih zrakoplova s mlaznim motorom.

U slučajevima takvih složenih kombinacija novi zajednički organ može se nešto i pojačati preko normalne težine, pa da se ipak postigne ušteda u ukupnoj težini zahvaljujući potpunoj eliminaciji jednoga cijeloga drugog organa.

d) Funkcionalnost

Funkcionalnost je određena s dva uvjeta: uvjeti normalne radne namjene i uvjeti praktične eksploatacije odnosno održavanja.

U prvi dio uvjeta pripadaju: dovoljan dijapazon brzina, pri čemu treba pokloniti osobitu pažnju brzini slijetanja zrakoplova koja ne treba prelaziti vrijednosti od oko 150-200 km/h za civilne zrakoplove, dok kod vojnih modela može ići do oko 250-300 km/h. Osim toga, potreban je dovoljan kapacitet nosivosti tereta, radijus djelovanja i zadovoljavajuća mjera stabilnosti, naročito dinamičke. Konačno, neophodno je za posadu i putnike osigurati uvjete što udobnijeg smještaja da se izbjegne fizički zamor poslije duljeg leta. Uz to se postavlja i pitanje klimatizacije i obnove zraka i, konačno, pitanje lakog i neometanog ulaza i izlaza u kabinu i trup, kao i unutarnje međusobne komunikacije. Na kraju, kod vojnih zrakoplova potrebno je predvidjeti i pogodne pomoćne izlaze za slučaj spašavanja s padobranom. Osim toga, na nekim vojnim modelima zrakoplova dragocjena je primjena čeličnih oklopa na nekim mjestima s ciljem zaštite posade i motora zrakoplova. I u takvom slučaju mogu doći do primjene ranije opisane kombinacije pod „c“. Tako se npr. glava pilota s prednje i stražnje strane može dobro zaštititi pojačanim specijalnim pancirnim staklom pilotske kabine, dok se motor s donje strane osigura na taj način, što se postavi neposredno u čeličnu ljuskastu kolijevku koja predstavlja istovremeno i vanjsku oplatu.

U drugi dio uvjeta pripadaju uvjeti praktičnog održavanja zrakoplova na zemlji, priprema, pregleda i popravaka.

Tu pripadaju najprije uvjeti lakog i brzog punjenja goriva i maziva, zatim pristupačnost i preglednost cjelokupne motorne instalacije, opreme i kontrolnih uređaja i instrumenata.

Električna i hidraulična instalacija, kao i instalacija komandi leta, moraju biti pregledne i dobro pristupačne za lakši pregled i popravak.

Veliku pomoć u održavanju zrakoplova pruža upotreba standardiziranih elemenata te raznih spojnih dijelova i armatura električne i hidraulične opreme, koji omogućuju veliku uštedu u vremenu popravka, a poznato je da vrijeme predstavlja vrlo važan čimbenik u suvremenoj eksploataciji kako civilnih, tako još i više vojnih modela zrakoplova.

e) Cjelovitost konstrukcije

I ova točka bi mogla biti razmatrana s dva aspekta: najprije s gledišta izgradnje i poslije s gledišta uvjeta praktične upotrebe letjelice, tj. održavanja, popravaka i revizija. Kako je ovaj drugi dio uvjeta uglavnom već dobrim dijelom obrađen pod točkom „funktionalnost“, to se u ovom razmatranju treba ograničiti samo na prvi dio, tj. na pitanja uvjeta pogodnosti izradbe projektiranog zrakoplova.

Cilj dobrog projekta treba se sastojati i u tome da se postigne relativno laka, brza i cjelovita, tj. ekonomična odnosno jeftina izradba. To se odnosi uglavnom na serijsku proizvodnju, dok izradba prototipa prirodno mora uvijek biti znatno skuplja jer se on radi s najmanjim brojem specijalnih alata. Vrlo pogodno sredstvo u smislu olakšanja i ubrzanja serijske izradbe sastoji se u razbijanju cijelosti zrakoplova na što veći dio konstruktivnih odnosno montažnih grupa i sklopova, koji se izrađuju usporedno pa se naknadno svi sastavljaju u zrakoplov. Ta metoda pruža višestruku korist i to olakšava izradbu grupe kao i montažu odgovarajućeg dijela opreme u njoj, a istovremeno omogućuje znatno bržu izradbu usporednim radom više istovrsnih montažnih alata. Ako se taj sustav provede u širim razmjerima, onda on pruža veliku pomoć i pri održavanju zrakoplova brzom i lakom zamjenom cijelog sklopa ili grupe neke instalacije, komande i slično.

Ovdje ne treba zaboraviti da to razbijanje unosi neznatan višak težine u obliku elemenata koji služe za spajanje. Osim toga, potrebne su uske tolerancije zbog dobre montaže i zamjenjivosti dijelova.

Što se tiče konstruktivnih elemenata i dijelova, prvo treba težiti k smanjenju njihovog broja, zatim oni trebaju biti što kompaktniji, jednostavnog oblika i pogodni za normalnu obradu. Obrada odnosno njezina ekonomičnost potpuno je ovisna o količini, tj. seriji zrakoplova. S druge strane, koncepcija elemenata i njegova izradba u najužoj su funkcionalnoj međusobnoj ovisnosti.

Iz prednjih ovisnosti slijedi zaključak da je za konstruktora od golemog značenja uvjet da pri projektiranju i razradi nove konstrukcije bude upoznat sa što detaljnijom perspektivom proizvodnje novog projekta, kako bi bar najbitnije elemente prilagodio uvjetima najekonomičnije izradbe. Za primjer mogu poslužiti glavni okovi za vezu krila i slično. Za prototip oni se mogu izvesti od pojedinačnih zavarenih elemenata ili isijecanjem iz punog bloka, dok se za seriju primjenjuju u kalupu rađeni strojni otkivci, otprešci ili odljevci od specijalnoga legiranog čelika.

Što se tiče međusobnog spajanja pojedinih elemenata, dijelova, grupa i organa na raspolaganju su uglavnom sljedeće tehnike: lijepljenje, varenje i zakivanje. Spajanje pomoću specijalnog ljepila primjenjuje se u sastavljanju elemenata krila, trupa i repa od lakih slitina. To je težinski najlakša vrsta, a osim toga omogućuje i hermetizaciju spoja. Varenje se primjenjuje uglavnom na čeličnim okovima i ono daje mnogo lakše spojeve nego zakivanje. Zakivanje je standardna metoda spajanja elemenata od lakih slitina. Pri konstrukciji takvih spojeva treba težiti da se osigura pristupačnost spoju s obje strane jer inače nastaje potreba za posebnim vrstama zakovica i posebnim alatima za zakivanje. Veze pomoću zakovica su uobičajeni strojni postupak i one se primjenjuju na svim glavnim organima koji se povremeno mogu skidati.

Konačno treba podsjetiti na potrebu striktnih tolerancija izradbe, naročito svih priključaka, kako bi se osigurala međusobna zamjenjivost dijelova.

Postizanje dovoljne preciznosti izradbe i naročito uvjeta zamjenjivosti ne može se ni zamisliti bez dobro proučenih i precizno izrađenih alata, a posebno onih za montažu dijelova i sklopova. Na toj poziciji nije preporučljiva štednja jer se ona kasnije plaća mnogo skuplje.

3.3 Osnovni konstruktivni podaci

Osnovni konstruktivni i projektni podaci od kojih počinje ikakav projektantski rad na letjelici, izraženi su sljedećim glavnim vrijednostima:

- ukupna težina u letu G [N]
- nosiva površina krila S [m²]
- pogonska snaga motora P [W].

Umjesto snage motora kod zrakoplova s mlaznim motorom analizira se iznos statičkog potiska T [N] .

Kako prednji podaci predstavljaju svoju pravu vrijednost tek u cjelini, to se za zgodnije i razumljivije rukovanje njima iz njihovih međusobnih odnosa formiraju tzv. „konstruktivne karakteristike“ ili parametri, pa se na taj način dobiju logični instrumenti koji služe za procjenu klase danog zrakoplova i njegovih mogućnosti. Zapravo, to su izrazi i vrijednosti koji se već pojavljuju u aerodinamičkim proračunima performanci, kao:

- opterećenje po površini: G/S [N/m²]
- opterećenje po snazi: G/P [N/W]
- opterećenje po potisku: G/T
- površinska snaga: P/S [W/m²].

Navedene značajke koje daju sliku mogućnosti letnih osobina obično su obrnuto proporcionalne jer:

- manje vrijednosti G/S rezultiraju boljom nosivošću, boljim penjanjem, boljim performancama polijetanja i slijetanja, ali manjim horizontalnim brzinama;
- veće vrijednosti G/S rezultiraju slabijom nosivošću i slabijim penjanjem, ali većom brzinom;
- manje vrijednosti G/P rezultiraju, zbog jače snage, boljim vrijednostima svih parametara: bolja nosivost, penjanje, polijetanje i bolja horizontalna brzina;
- veće vrijednosti G/P , zbog manje snage, daju sve prednje vrijednosti slabijim.

Iz prednjih odnosa jasno se vidi da se pri jačoj snazi motora (tj. manja vrijednost G/P) može primijeniti veća vrijednost G/S , jer snaga kompenzira slabiju nosivost. Isto tako, slabijom snagom (veći odnos G/P) neophodno je smanjiti vrijednosti G/S da bi se dobili zadovoljavajući uvjeti nosivosti i penjanja, a naročito polijetanja kao najkritičnije faze leta.

ANALIZA TEŽINE

Podjela i specifikacija pojedinačnih težina raznih organa zrakoplova razlikuje se u raznim državama. Glavne razlike nastaju zbog podjele na civilne i vojne zrakoplove čiji uvjeti opreme nisu isti.

Ovdje je primijenjena podjela na način da se grupu tzv. specijalne opreme posebno svrsta u prazan zrakoplov jer je ona neophodna za praktičnu upotrebu svakoga specijalnog zrakoplova.

Na taj način se dobije sljedeća podjela:

I. Prazan zrakoplov

sastoji se od sljedećih dijelova odnosno organa:

A) planera u užem smislu riječi, tj. „zmaja“ koji sadrži: krilo, trup, repne površine, stajne organe i sve spremnike za gorivo

B) kompletne motorne grupe s cijelom potrebnom instalacijom i elisom

C) općih stalnih osnovnih uređaja (instrumenti, pilotska oprema i sl.) koji su neophodni za siguran let i pripadaju u grupu „zmaja“

D) dopunske ili specijalne opreme za slijepo letenje, navigaciju, uređaja za ventilaciju, grijanje i klimatizaciju kabine, kao i specijalne vojne opreme i naoružanja.

II. Teret

sastoji se od sljedećih grupa:

E) gorivo i mazivo (i eventualno tekućina za hlađenje)

F) posada

G) koristan teret. U slučaju vojnih zrakoplova ovdje ulazi teret bombi i municije.

Zbroj tih dvaju dijelova daje: *ukupnu težinu pri startu („u letu“)*.

To je osnovni polazni podatak za konstruktora. Ta najveća težina naziva se i težina u letu ili često i ukupna težina, ali je zbog veće sigurnosti bolje nazvati je težinom pri startu jer se u letu ona rapidno smanjuje zbog potrošnje goriva.

Pravilna podjela i analiza tih težina predviđenog projekta i dobra procjena pojedinačnih težina svakoga važnijeg dijela predstavljaju prvi i osnovni postupak pri početku projektiranja.

U početku, sve te pojedinačne težine konstruktori sami procjenjuju bilo da se polazi od elemenata odnosno pojedinih organa, ili od ukupne težine zrakoplova, koju treba raščlaniti na pojedine dijelove – organe zrakoplova i njegove elemente. Kasnije, tijekom konstruiranja,

kada se s prvotnim težinama već dobiju neke proračunske dimenzije važnijih elemenata, te proračune i dobivene dijelove potrebno je računski prekontrolirati da bi se dobile preciznije i točnije vrijednosti stvarnih težina te tako provela kontrola točnosti prvotne procjene.

Za osnovnu polaznu procjenu težina može se poslužiti praktičnim iskustvom ili statističkim podacima i vrijednostima sličnih već praktično ostvarenih konstrukcija.

Za početnu grubu fazu projekta može se poslužiti sljedećim statističkim vrijednostima relativnih težina pojedinih dijelova – organa zrakoplova izraženih u postocima ukupne mase zrakoplova:

1. cijeli planer („zmaj“) bez motorne grupe	28-55%
2. krila	12-18%
3. trup	7-10%
4. centralni čamac hidroplana	10-12%
5. repne površine	2-3%
6. stajni organi	a) fiksni 4,5-6%
	b) uvlačivi 6-8%
7. komande leta	1-1,5%
8. motorna grupa	

Kod klipnih motora ovdje se podrazumijeva sve što je motoru potrebno za rad izuzev spremnika, goriva, maziva i instrumenata, dakle: motor, elisa, nosač motora, oplata, hladnjaci, kanalizacija i sve armature.

Kod mlaznih motora, koji imaju znatno manju specifičnu težinu, treba se služiti vrijednostima iz kataloga, a težine nosača motora i oplata ocijeniti prema normalnim nosačima klipnih motora istih dimenzija. Kod čisto mlaznih motora nosači su vrlo laki, dok su kod turboelisnih znatno teži zbog njihove duljine. Isto je i s oplatom.

3.4 Osnove konstruiranja zrakoplovne strukture

Temeljem utvrđene potražnje i poželjnih značajki (performanci) zrakoplova za specifičnu namjenu, tj. definiranoga projektnog zadatka, potrebno je verificirati:

- mogućnost konstruiranja i izvedbe zrakoplova zahtijevanih značajki koristeći postojeću tehnologiju
- cijenu i troškove izgradnje zrakoplova koji udovoljava zadanim specifičnim zahtjevima (standardima) za plovidbenost
- preduvjete ili čimbenike za realizaciju projekta.

Tijekom procesa konstruiranja, analizom će se utvrditi realna mogućnost izgradnje zrakoplova, koji postiže performance sukladne projektnom zadatku, odnosno utvrditi kolika su odstupanja. U tom dijelu definiraju se potrebe dodatnog istraživanja i/ili poboljšanja. Od samog početka procjenjuju se troškovi realizacije projekta. Ako su procjene pozitivne, tj. tehnologija materijala i izgradnje zrakoplova omogućuje realizaciju projekta, koncept konstrukcije u osnovi odgovara projektnom zadatku uz prihvatljive troškove, predložen model „drži vodu“ i može se započeti konstruiranje.

Postoji nekoliko metoda i razina u proceduri konstruiranja novog modela zrakoplova. Procjena zahtjeva krajnjega korisnika može imati utjecaja na odabir metode i „pristupa” pri konstruiranju nove konstrukcije. Naime, klasificiraju se tri krajnja korisnika i njihovi temeljni ciljevi koje žele realizirati s novom konstrukcijom zrakoplova. To su:

- **privatni operateri** (zrakoplovne tvrtke) s primarnim ciljem - realizacija profita
- **vojni korisnici** s primarnim ciljem - što „snažniji” učinak po jedinici utrošenog novca
- **državni operateri** (općedruštveni interes) – što bolja djelotvornost s obzirom na namjenu (nadzor - SAR¹¹, EMS¹², policija, carina, protupožarstvo itd., te socijalno-gospodarski efekti – povezivanje nerazvijenih regija, poticanje društvene proizvodnje itd.).

Ovisno o krajnjem korisniku novog zrakoplova, pristup prilikom konstruiranja zrakoplovne konstrukcije može biti:

- „**Design to price**” – unaprijed determinirana cijena proizvoda - (ograničava konstruktora na odabir materijala i tehnologije koja se uklapa u cijenu – ne najbolje već najekonomičnije)
- „**Design to cost**” – troškovi i cijena se utvrđuju na kraju – najbolji izbor unutar ekonomski prihvatljivih granica)
- „**Design optimization**” – odabiranje optimalnog rješenja između performanci i cijene – kontinuirano razmjenjivanje „boljeg” i „jeftinijeg”).

Najjednostavnija metoda konstruiranja je - korištenje saznanja od već izgrađenog zrakoplova (npr., trebate li procjenu težine polijetanja zrakoplova koji ima karakteristike lovca F-15¹³, koristite brojku 44,500 lb (20.181,4 kg). Drugim riječima, odabire se najslićniji zrakoplov po željenim značajkama i započinje se analiziranje i konstruiranje. Za „točna” rješenja, trebat će nekoliko godina timskog rada velikog broja ljudi i mnogo novaca.

Stvarno i potpuno novu koncepciju zrakoplovne konstrukcije treba „poduprijeti” opsežnim prethodnim i dodatnim istraživanjima (RDTE¹⁴), poboljšanjima, te konstruirati, analizirati i dimenzionirati, optimalizirati i rekonstruirati nekoliko puta, prije konačnog rješenja.

Sredina između tih dvaju ekstrema nalazi se u takozvanoj metodi „konceptnoga konstruiranja”. Za zrakoplove s jednostavnijim misijama, bez borbenih letova ili izbacivanja tereta (bombi ili slično), usvojena je pojednostavljena metoda dimenzioniranja na temelju konceptne skice. Takvom metodom, to jest tom fazom konstruiranja zrakoplova, utvrđuju se parametri, dimenzije, raspored i značajke buduće konstrukcije zrakoplova, te se odabire optimalno rješenje (primjerena pristupu „design optimization”).

Konstruiranje zrakoplovne konstrukcije je posebna disciplina u aeronautičkom inženjerstvu – različita od analitičkih disciplina, kao što su aerodinamika, struktura, kinematika (upravljački sustavi) i propulzija. Konstruktor mora biti stručnjak u tim područjima kao i u mnogim drugim, no najviše vremena utroši na geometrijsko definiranje zrakoplova koji će se graditi. Općenito se konstruiranje zrakoplova dijeli na tri glavne faze:

¹¹ SAR – Search And Rescue

¹² EMS – Emergency Medical Services

¹³ F-15 lovac-presretač u sastavu američkih zračnih snaga, proizvođač McDonnell Douglas

¹⁴ RDTE – Research, Development, Testing and Evaluations

- konceptno konstruiranje
- preliminarno konstruiranje
- detaljno konstruiranje.

A. Konceptno konstruiranje započinje konceptom, tj. novom idejom koju se skicira i analizira, gdje tijekom toga fluidnog procesa nove ideje i problemi izranjaju kako se istražuje konstrukciju u sve više detalja. Svaki put ih se analizira i dimenzionira, ponovno crta i unose se izmjene, skicira i mijenjaju težine, količine goriva, veličina krila, motora itd. Početni testovi u zračnom tunelu počesto traže dodatne promjene u konfiguraciji. Rezultat je definiranje parametara: dimenzije, težine i konfiguracije novog modela zrakoplova, koji udovoljava svim zahtijevanim specifikacijama, ograničenjima i udovoljava traženim značajkama – performancama.

B. Preliminarno konstruiranje započinje kada su glavne izmjene u konceptu već determinirane i kad su poznati osnovni parametri i konfiguracija. Specijalisti za strukturu, stajni trap, upravljačke sustave itd. konstruirat će i proanalizirati pojedinosti – elemente strukture. Utvrđuju se potrebna testiranja iz područja aerodinamike, propulzije, strukture, stabilnosti i upravljivosti. Slijedi faza izgradnje modela (mockup), a ključna aktivnost je „lofting“ – krojenje, odnosno faza u kojoj se provjeravaju dodatni zahtjevi, kao podobnost za serijsku proizvodnju (productibility) i sl. Preliminarna konstrukcija mora rezultirati prijedlozima i rješenjima u punoj mjeri te verificirati da se zrakoplov može sagraditi na vrijeme i po procijenjenim troškovima. Utrošena su već znatna sredstva i vrijeme te u praksi tu fazu nazivaju – „kuća na okladu“, jer pogrešne odluke mogu odvesti kompaniju u stečaj.

C. Detaljno konstruiranje nastavlja razvoj konstrukcije u punoj mjeri i počinje detaljno konstruiranje elemenata koji ulaze u proizvodnju. Na primjer, dok je konceptno konstruiranje i preliminarno konstruiranje promatralo krilo kao cjelinu, sada se konstruiraju detalji kao što su rebra, ramenjače, uzdužnice i oplata, od kojih se svaki element zasebno analizira. Tu je uključeno utvrđivanje tehnologije, izradba alata i uspostava proizvodnje. Ti konstruktori često traže značajne modifikacije zbog lakše ili ekonomičnije proizvodnje, no to može utjecati na performance ili težinu konstrukcije. Neki kompromisi su neizbježni, no u finalu konstrukcija mora udovoljiti svim osnovnim zahtjevima i predviđanjima. U toj fazi intenziviraju se testiranja pojedinih dijelova, gradi se simulator kojim lete i tvornički i kupčevi piloti, a detaljna konstrukcija završava se izgradnjom prvih zrakoplova – prototipa, na kojima se provode ispitivanja i zahtijevana dokazivanja za stjecanje svjedodžbe o homologaciji.

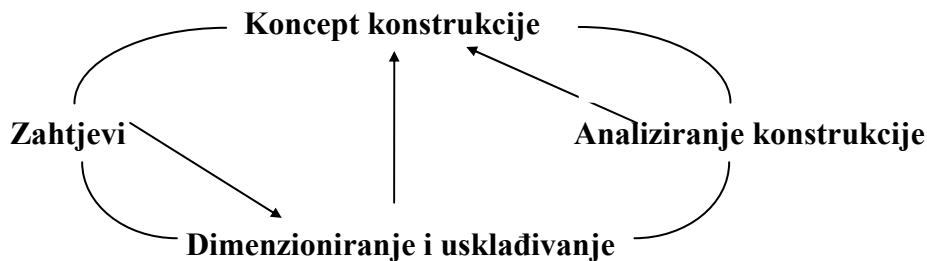
3.4.1 Pregled procesa konceptnoga konstruiranja

Sažetim pregledom razvoja zrakoplovne konstrukcije uviđa se da su ovisno o tehnološkom razvoju u danom vremenu i nastojanjima društvene zajednice, prisutne „orijentacije“ konstruktora. Realizacija određenoga koncepta konstrukcije počesto je dugotrajan proces. Na primjer, od ideje vertikalnog polijetanja Leonarda da Vincija, tek nakon četiri stoljeća, braći Breguet je 1907. godine uspjelo „odskočiti“ vertikalno od zemlje s konstrukcijom helikoptera, a koji se konceptualno i danas sastoji od istih osnovnih dijelova:

- **uzgonske površine tj. glavnog rotora** (za generiranje aerodinamičke sile)
- **trupa** (za objedinjavanje i povezivanje svih dijelova, te osiguranje volumnog prostora za smještaj korisnog tereta)
- **pogonske grupe - motora** (za generiranje vučne i/ili potisne sile)
- **stabilizirajućih uređaja ili površina** (sekundarni rotor – ili mlaznice)
- **podvozja** (za kretanje po kopnenoj i/ili vodenoj površini).

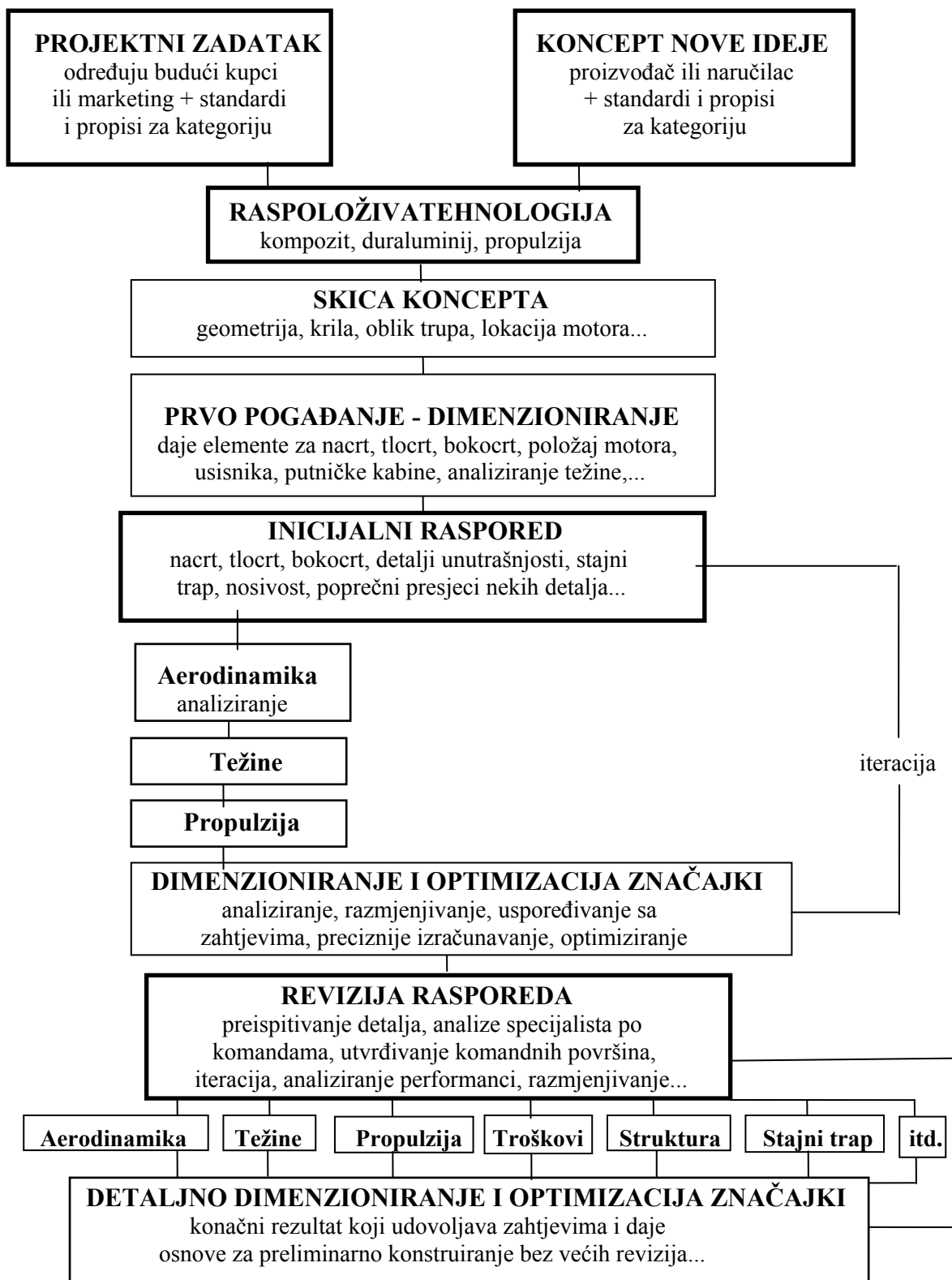
Međutim, i iz same podjele zrakoplova može se uočiti da razne kombinacije s navedenim osnovnim dijelovima zrakoplova rezultiraju bitno različitim zrakoplovnim konstrukcijama, a što je funkcija bezbrojnih čimbenika. Postavlja se pitanje: što je „konceptno konstruiranje“ i gdje je početak konstruiranja novog modela zrakoplova?

Početak konstruiranja za konstruktora je skica koncepta novog zrakoplova. Specijalist-analitičar za dimenzioniranje zna da ništa ne može započeti dok nisu načinjene početne procjene dimenzija i težina. Kupac, civilni ili vojni, smatra da sve započinje sa specifikacijom zahtjeva - tj. precizno utvrđenim projektnim zadatkom. Svi su „u pravu“ jer konstruiranje je iterativno zalaganje cijele grupe, prikazano tzv. „krugom konceptnoga konstruiranja“.



Slika 23. Iterativni krug konceptnoga konstruiranja

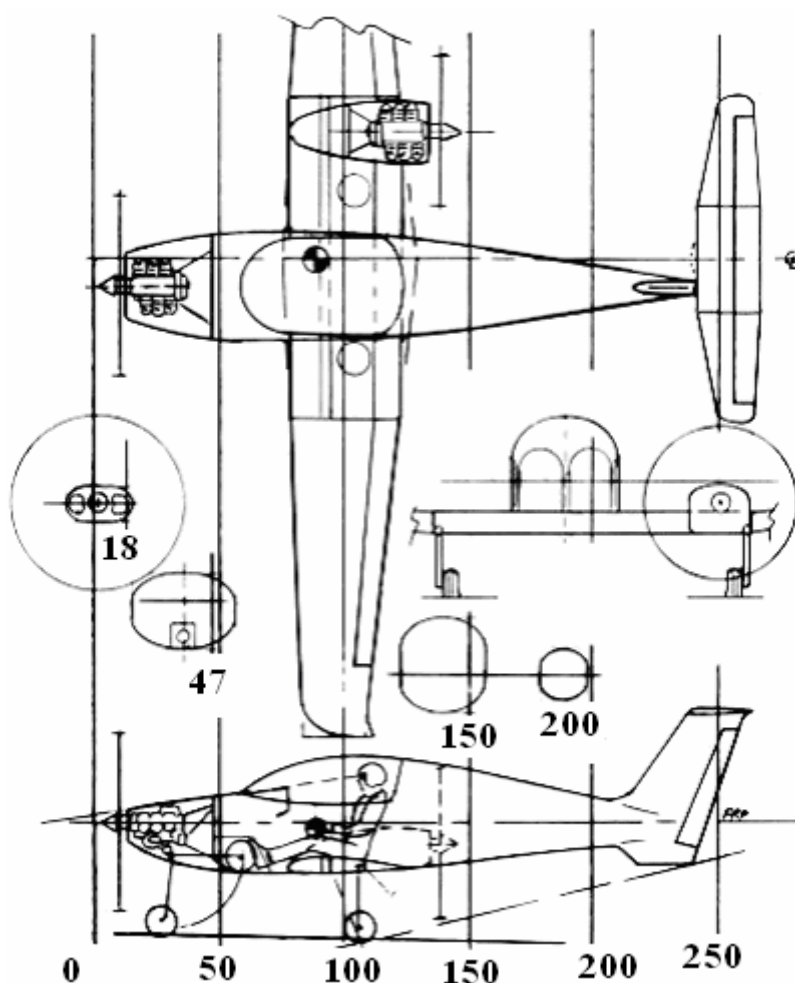
Postoje dva jednako važna aspekta u konstruiranju zrakoplova: osnivanje konstrukcije (layout) i analiziranje konstrukcije. Analiziranje može započeti od idejne skice i rasporeda osnovnih elemenata zrakoplova. Skica, te kasnije stvarni razvoj nacrtu zrakoplovne konstrukcije, nije trivijalni posao skiciranja (crtanja zrakoplova u trenutku nadahnuća) temeljenog na rezultatima analize, već ključni element ukupnog procesa konstruiranja, koji u konačnici određuje značajke, težinu i cijenu zrakoplova.



Slika 24. Proces konceptnoga konstruiranja zrakoplova

Dobra konceptna konstrukcija rezultira olakšanom postupnom evolucijom u radu pojedinih specijalista, bez velikih promjena, tj. stajni trap je odgovarajući, spremnici goriva su blizu težišta, strukturalni dijelovi lagani, motori jednostavni za ugradnju i sve se dobro uklapa. To nije slučajnost, već rezultat velikog iskustva i znanja, upornoga mentalnog i

fizičkog rada konstruktora. Vizualizaciju i skiciranje novog zrakoplova, aerodinamičke linije, djelotvorni unutarnji raspored, uz zadovoljenje nevjerojatno velikog broja ograničenja i specifikacija, treba godinama kultivirati.



Slika 25. Primjer inicijalne skice i razrada konfiguracije u procesu konceptnoga konstruiranja zrakoplovne konstrukcije

Drugi ključni element u konstruiranju je analitički proces kojim se popravljaju konceptna konstrukcija, kako bi udovoljila ograničenjima i svim poželjnim ili zahtijevanim značajkama.

Dimenzioniranje te analitički proračuni i procjene neizostavno zahtijevaju definiranje pojedinih pozicija na skicama te nacrtima zrakoplovne konstrukcije. Ovisno o kategoriji i tipu zrakoplova, aeronautički inženjeri su uspostavili standardnu metodologiju.

3.4.2 Osnovni uvjeti plovidbenosti konstrukcije

Ispravnost i pouzdanost konstrukcije zrakoplova (aircraft structure), zbog izravne međuovisnosti s performancama, stabilnošću i upravljivošću, jedan je od temeljnih preduvjeta za plovidbenost zrakoplova. Imperativno se stoga nameće potreba za provjerom i verifikacijom ispravnosti i pouzdanosti zrakoplovne konstrukcije prije svakog polijetanja zrakoplova. Sustavnom podjelom obveza, tehničko osoblje provjerit će tu ispravnost (potvrditi plovidbenost) neposredno prije polijetanja s tzv. „predpoletnim pregledom”, a

letačko osoblje vizualnom provjerom eksterijera i funkcionalnom provjerom vanjskih elemenata zrakoplova s tzv. „walk around check”. Dobro poznavanje strukturalnih komponenata zrakoplova i opterećenja koja se na njih prenose, međuovisnost dodatnih masa (tereta) i mogućih implikacija na strukturu zrakoplova u letu, neophodno je svakom zrakoplovcu za pravilnu eksploataciju zrakoplova, bilo s tehničkog ili letačkog aspekta. To je neophodno tehničkom osoblju kako bi mogli rekonstruirati i obaviti popravke na način da se obnove oštećeni dijelovi i povrati im se originalna čvrstoća, odnosno ocijeniti udovoljava li pojedini element zahtjevima. Za letačko osoblje neophodno je pridržavati se propisanih ograničenja opterećivanja strukture zrakoplova u svakoj fazi leta, kao i pravilno detektirati odnosno prepoznavati neispravnosti. Kontrolorima letenja poznavanje konstrukcije zrakoplova i standarda neophodno je kako bi ovisno o kategoriji i namjeni zrakoplova djelotvorno regulirali promet (izdali eventualni nalog za manevar koji zrakoplovna konstrukcija može podnijeti), a aerodromskom osoblju radi pravilnog opsluživanja, utovara i istovara odnosno eksploatacije na zemlji. Međutim, prije svega trebalo je zrakoplov konstruirati i izgraditi tako da udovoljava zahtijevanim tehničkim standardima sukladno kategoriji i namjeni zrakoplova. Pritom će koncepcija konstrukcije, materijali i primijenjena tehnologija determinirati standarde.

Plovidbenost zrakoplova u svim aspektima, pa tako i konstrukcije zrakoplova (requirements), diktirana je prvenstveno udovoljavanjem usvojenih tehničkih standarda gradnje te normama sigurnosti u eksploataciji. Sa stajališta konstrukcije zrakoplova, to se odnosi na:

- zahtijevanu strukturalnu čvrstoću (**structural strenght**)
- istrajnost konstrukcije (**durability**)
- zadovoljavajuću krutost (**rigidity**)
- određene sigurnosno-zaštitne mjere u slučaju udara i/ili nesreće (**crashworthy and ditchworthy**)
- podobnosti za održavanje (**maintainability**)
- zadovoljenje zahtjeva vezanih za stabilnost, upravljivost, performance i osnovne pogonske, električne i hidraulične sustave zrakoplova.

Ovisno o namjeni zrakoplova, standardizirani su specifični dodatni mnogobrojni uvjeti kojima konstrukcija zrakoplova mora udovoljavati (radar detectability, IR detectability itd.). Odabir minimalnih uvjeta sigurnosti u eksploataciji za pojedine tipove zrakoplova propisuju nadležne državne uprave i tijela zemlje proizvođača zrakoplova, odnosno države Registra. Zrakoplovna konstrukcija koja udovoljava svim propisanim zahtjevima može dobiti svjedodžbu o homologaciji, a udovoljenjem svih aspekata provjere sigurnosti u eksploataciji – svjedodžbu o plovidbenosti.

3.5 Značajni čimbenici koji utječu na formiranje strukture zrakoplova

3.5.1 Uvod

Razvoj zrakoplovne tehnike i uvođenje novih tehnologija u zrakoplovne sustave, omogućuje sve veću ekonomičnost i upotrebljivost komercijalnih zrakoplova te ih istovremeno čini sve pouzdanijim i sigurnijim. Osim primjena novih tehnologija, element koji bitno utječe na povećanu pouzdanost zrakoplova, kao složenog sustava, jest činjenica da se

konstrukcijom i dizajnom zrakoplovnih sustava sve više osigurava zalihost (*redundancy*) svih vitalnih funkcija zrakoplova potrebnih za odvijanje procesa letenja. Kvar u bilo kojem sustavu zrakoplova, pa čak i kombinacija kvarova, ne mora značiti da je zrakoplov postao neplovidben jer postoje paralelni podsustavi koji preuzimaju na sebe funkciju neispravnog dijela sustava.

Takav pristup dizajnu zrakoplova čini zrakoplov vrlo skupim proizvodom. Cijena komercijalnog uskotrupnog zrakoplova (*narrowbody*) usporediva je s cijenom tvornice srednje veličine. Za zračne prijevoznike, nabavka flote vezana je uz veliko ulaganje financijskih sredstava, koje se u pravilu otplaćuje na dulji rok (10 do 15, pa i više godina). Iz tog razloga, ekonomski životni vijek zrakoplova mora biti dug. Limitirajući čimbenik životnog vijeka zrakoplova je zmaj zrakoplova¹⁵. On je podložan starenju (*ageing*) koje je rezultat prvenstveno zamora materijala zbog cikličkih naprezanja i korozije.

Današnji zrakoplovi projektiraju se za komercijalni životni vijek od 20-30 godina, odnosno 50.000-80.000 letova (ciklusa polijetanja/slijetanja). Nije rijedak slučaj da se u komercijalnom prometu susreće zrakoplove starije od 30 godina, pri čemu je program održavanja takvih zrakoplova intenziviran primjenom dodatnih radova održavanja (*ageing program*) kojima se prvenstveno osigurava integritet zmaja zrakoplova.

3.5.2 Struktura zrakoplova

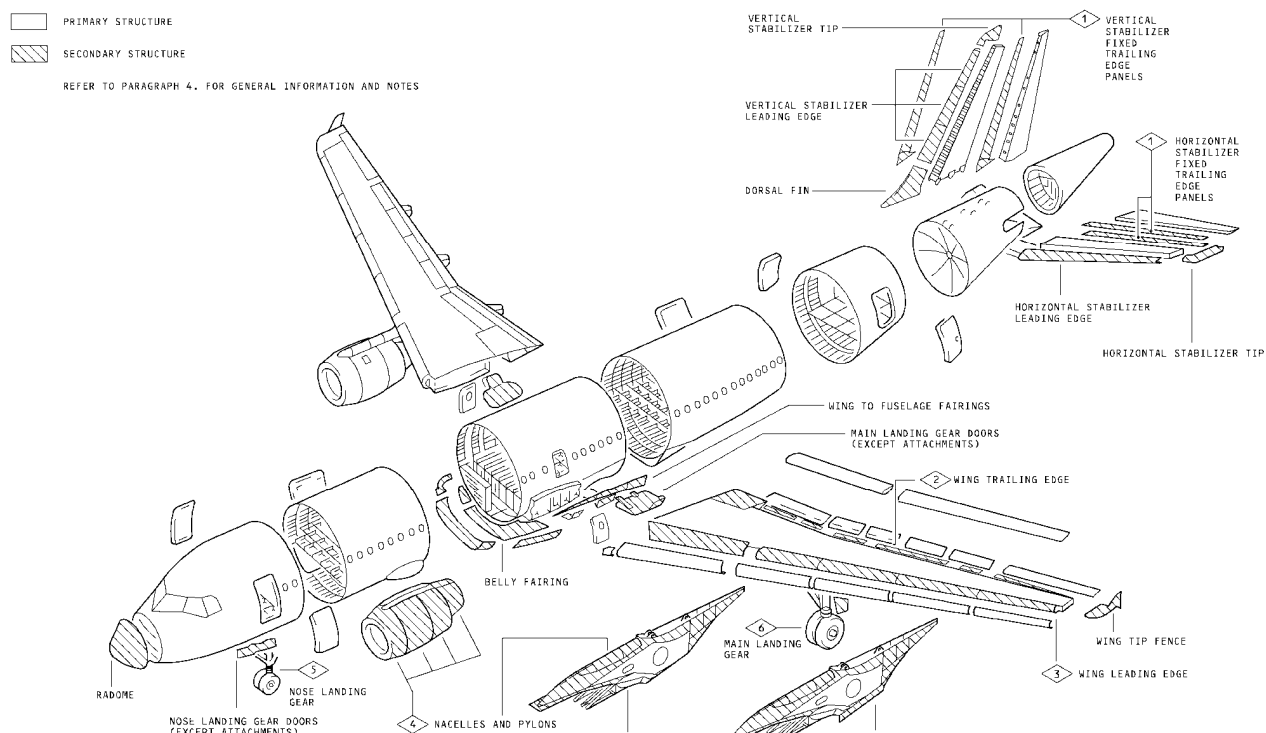
Struktura zrakoplova se dijeli na primarnu strukturu i sekundarnu strukturu.

Primarna struktura je struktura koja znatno pridonosi nosivosti aerodinamičkog i dinamičkog opterećenja u letu, dinamičkog i statičkog opterećenja na zemlji te opterećenju koje nastaje zbog diferencijalnog tlaka u kabini zrakoplova.

Sekundarna struktura je struktura koja je opterećena aerodinamičkim i inercijalnim silama generiranim na sekundarnu strukturu ili unutar sekundarne strukture. Pojednostavljeno, može se reći da sekundarna struktura „nosi samu sebe”.

Kao važna podvrsta primarne strukture razlikuju se strukturni elementi čiji je integritet od velikog značenja za ukupni integritet strukture zrakoplova. Takvi elementi se nazivaju **glavni strukturni elementi** (*PSE – Principal Structural Elements*). Primjer za glavni strukturni element su putnička vrata zrakoplova.

¹⁵Zmaj zrakoplova = sklop primarnih strukturalnih komponenata zrakoplova zajedno s komponentama zrakoplova koje su vezane za primarnu strukturu nerastavljivim spojem.



Slika 26. Primarna i sekundarna struktura zrakoplova A319
Izvor: Structural Repair Manual A319, Airbus

Primarna struktura mora biti sposobna nositi sva opterećenja kojima zrakoplov može biti izložen u operaciji (u letu i na zemlji).

Kao mjera za sposobnost izdržavanja opterećenja, u zrakoplovstvu se koristi termin **faktor opterećenja** (*load factor*). Faktor opterećenja je omjer ukupnoga stvarnog ili specificiranog opterećenja koje nosi krilo zrakoplova u nekom trenutku (što uključuje kombinaciju težine zrakoplova, inercijalnih i aerodinamičkih sila, te sila reakcije s tlom ili vodenom površinom) i ukupne težine zrakoplova. Često se izražava kao „g”, na primjer 2g ili 3g. Faktor opterećenja u letu je pozitivan kada je krilo zrakoplova opterećeno aerodinamičkim silama prema gore u odnosu na zrakoplov, a negativan kada sile djeluju prema dolje.

Granični faktor opterećenja (*limit load factor*) predstavlja maksimalno opterećenje koje neki zrakoplov normalno smije podnijeti u letu.

Da bi zrakoplov dobio certifikat tipa (*Type Certificate*) u određenoj kategoriji, mora izdržati **bez ikakvih trajnih deformacija i posljedica** određeni granični faktor opterećenja (*load factor limit*). Kategorije zrakoplova vezane su uz predviđenu namjenu pa se tako razlikuju:

zrakoplovi do 5670 kg MTOW¹⁶

EASA¹⁷ Part 23 definira specifikacije zrakoplova ispod 5670 kg MTOW.

¹⁶ MTOW – maksimalna težina polijetanja (Maximum Take Off Weight)

¹⁷ EASA – European Air Safety Agency je zrakoplovna vlast u Europskoj uniji

Normal je kategorija zrakoplova kojoj je namjena normalno letenje. Granični pozitivni faktor opterećenja je minimalno

$$n = 2,1 + \frac{24000}{W + 10000}$$

gdje je W =MTOW zrakoplova, s tim da minimalna vrijednost n ne smije biti manja od 2,5, a ne treba prelaziti maksimalnu vrijednost $n=3,8$.

Utility je kategorija koja je namijenjena za sportsko letenje uz ograničene akrobacije. Granični pozitivni faktor opterećenja je 4,4.

Acrobatic je kategorija namijenjena za akrobatsko letenje. Granični pozitivni faktor opterećenja je 6,0.

Commuter je kategorija koja obuhvaća dvomotorne zrakoplove, do 19 putničkih sjedala, pogonjene propelerom, koji ne prelaze MTOW od 8618 kg. Za tu kategoriju vrijedi isti granični faktor opterećenja kao i za *normal* kategoriju zrakoplova.

Zrakoplovi preko 5670 kg MTOW

EASA Part 25 definira specifikaciju za kategoriju transportnih zrakoplova pogonjenih turbinskim motorima (*transport category large airplanes*) sa MTOW preko 5670 kg.

Granični pozitivni faktor opterećenja je minimalno

$$n = 2,1 + \frac{24000}{W + 10000}$$

gdje je W =MTOW zrakoplova, s tim da minimalna vrijednost n ne smije biti manja od 2,5, a ne treba prelaziti maksimalnu vrijednost $n=3,8$. Na primjer, zrakoplov Airbus A319 ima granični pozitivni manevarski faktor opterećenja 2,5g.

Prema fazi leta i prirodi opterećenja, razlikuju se:

- manevarski faktor opterećenja (*maneuvering load factor*)
- trenutni faktor opterećenja (*gust load factor*)
- faktor opterećenja slijetanja (*landing load factor*).

Manevarski faktor opterećenja odnosi se na opterećenje koje nastaje za vrijeme normalnog manevra zrakoplova (na primjer skretanje, penjanje i sl.). Karakteristično za tu vrstu opterećenja je da traje kontinuirano koliko traje i manevar te da su promjene opterećenja postupne.

Trenutni faktor opterećenja promatra se pri naglim promjenama opterećenja koja mogu nastati naglim udarima zračnih struja ili letom kroz jake turbulencije. Ta opterećenja traju vrlo kratko, te se mijenjaju skokovito.

Faktor opterećenja slijetanja odnosi se na opterećenja zrakoplova prilikom slijetanja. U momentu slijetanja, na zrakoplov djeluju različite sile u odnosu na sile koje djeluju u letu, te

je s pozicije konstrukcije zrakoplova vrlo važan za dimenzioniranje i izvedbu podvozja zrakoplova i primarnih strukturnih elemenata vezanih uz podvozje.

Proizvođač zrakoplova, u fazi dizajna, mora dimenzionirati elemente primarne strukture tako da spriječi katastrofu u onim rijetkim situacijama kada opterećenje zrakoplova premašuje granično opterećenje. Zbog toga se granični faktor opterećenja uvećava za tzv. **krajnji faktor sigurnosti** (*ultimate factor of safety*), te se dolazi do krajnje sigurnosne granice opterećenja zrakoplova pod nazivom **krajnji granični faktor opterećenja** (*ultimate limit load factor*)

$$n_u = n \times UFS$$

n_u – krajnji granični faktor opterećenja (*ultimate limit load factor*)

n – granični faktor opterećenja (*limit load factor*)

UFS – krajnji faktor sigurnosti (*ultimate factor of safety*)

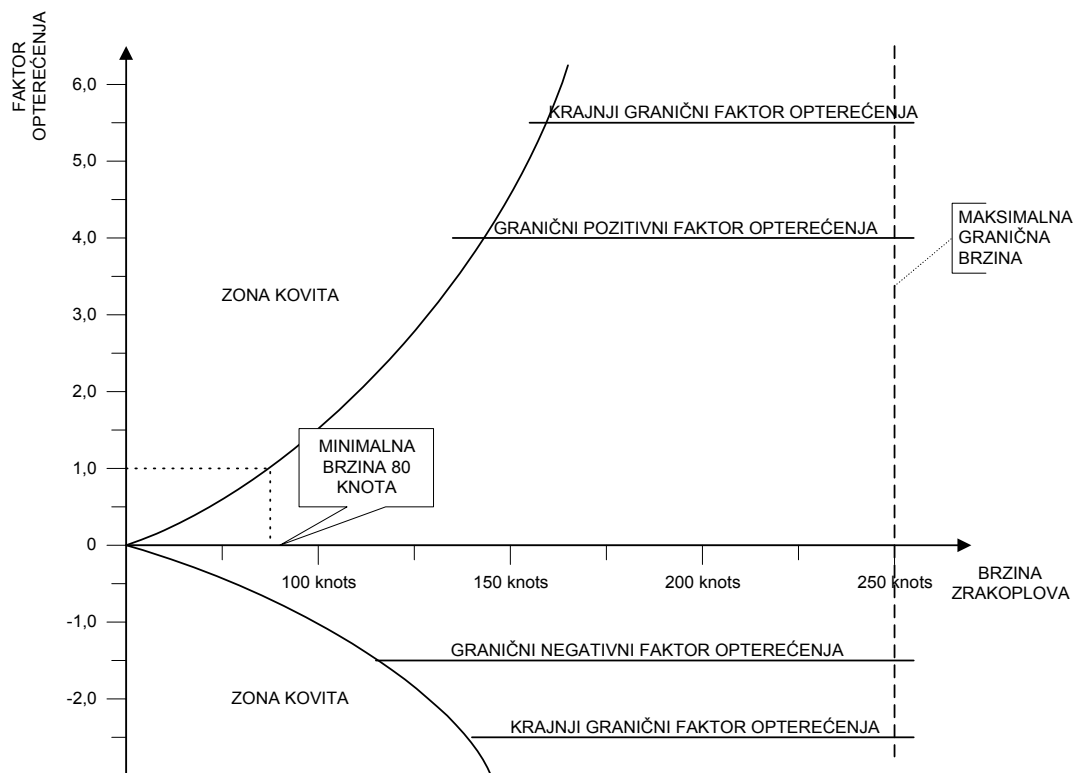
U EASA Part 23 i 25, standardni propisani minimalni krajnji sigurnosni faktor je 1,5. To znači da primarna struktura zrakoplova **ne smije otkazati** pod opterećenjem 50% većim od projektiranoga graničnog opterećenja zrakoplova. U EASA Part 25.305 definirano je da u postupku certifikacije tipa zrakoplov mora izdržati krajnje granično opterećenje u trajanju najmanje tri sekunde **bez otkaza** strukture. Takve demonstracije izdržljivosti strukture do otkaza provode se u laboratorijskim uvjetima.

Na primjer, izračun krajnjega graničnog faktora opterećenja za zrakoplov Airbus A319 pokazuje sljedeće

$$n_u = 2,5 \times 1,5 = 3,75$$

Zaključak: zrakoplov A320 je projektiran tako da može, bez otkaza primarne strukture, izdržati pozitivno opterećenje od 3,75g, što znači da, u slučaju da je certificiran za MTOW = 70.000 kg, krila zrakoplova moraju izdržati, bez otkaza, krajnje opterećenje koje odgovara masi od 265.000,00 kg u trajanju od najmanje tri sekunde.

Iz prethodnog teksta vidljivo je da predviđena namjena zrakoplova uvjetuje samu konstrukciju. Jedan od najvažnijih dijagrama koji definiraju svojstva zrakoplova vezana uz opterećenje je tzv. V-N dijagram. Na tom dijagramu definirani su faktori opterećenja u ovisnosti o horizontalnoj brzini zrakoplova. Tipičan V-N dijagram prikazan je na slici 27. Takav dijagram izrađuje se za svaki tip zrakoplova posebno. Na konkretnom primjeru, zrakoplov ima pozitivni granični faktor opterećenja 4,0g, te pozitivni krajnji granični faktor opterećenja 5,5g. U uvjetima negativnog uzgona, negativni granični faktor je -1,52g, a krajnji negativni granični faktor je -2,5g. Raspon brzina ide od minimalne brzine kovita (*stall speed*) od 75 čvorova do maksimalne brzine od 250 čvorova.



Slika 27. Tipičan V-N dijagram

Iz dijagrama je vidljiva korelacija između brzine zrakoplova i faktora opterećenja, pa je tako već pri brzini od 150 čvorova moguće doseći granični pozitivni faktor opterećenja. Ako bi takav zrakoplov bio operiran u uvjetima iznad 3,8g, moguće je nastajanje trajnih deformacija i ubranog zamora strukture, a u uvjetima iznad 5,7g moguć je otkaz (lom) strukture. Isto vrijedi i za negativne vrijednosti faktora opterećenja, pri čemu je vidljivo da su granične vrijednosti negativnih faktora opterećenja niže od pozitivnih.

3.5.3 Metode sigurne konstrukcije zrakoplova

Tijekom povijesnog razvoja zrakoplovstva, metodologija konstrukcije zrakoplova je evoluirala, pa tako danas postoji nekoliko pristupa dizajnu strukture zrakoplova:

- klasična konstrukcija (*Safe-Life Design*)
- sigurnosna konstrukcija (*Fail-safe Design*)
- konstrukcija tolerantna na oštećenja (*Damage-Tolerant Design*)

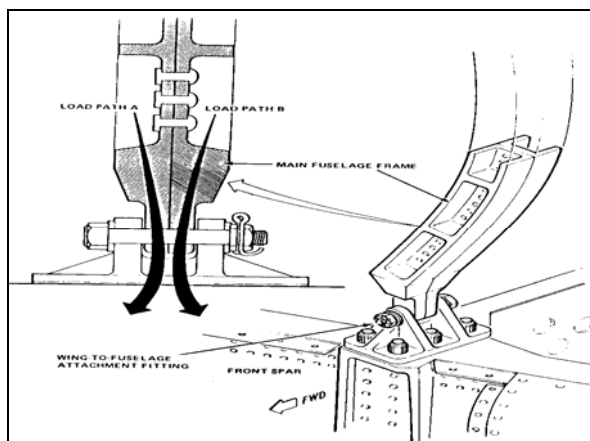
3.5.3.1 Klasična konstrukcija (*Safe-Life Design*)

U prvoj polovici dvadesetog stoljeća *safe-life* bila je prihvaćena službena teorija razvoja strukturnih dijelova zrakoplova. Osnova tog pristupa je osigurati da struktura ili element strukture izdrži svoj unaprijed definirani, eksperimentalno utvrđeni životni vijek na zrakoplovu bez pojave greške zbog zamora materijala. Životni vijek strukturnog elementa određuje se u laboratorijskim uvjetima, gdje je komponenta strukture izložena naprezanjima kojima su simulirani stvarni uvjeti eksploatacije, sve do pojave oštećenja. Prosječno vrijeme

koje je većina laboratorijskih uzoraka izdržala do pojave oštećenja umanjilo bi se za 25% te se tako dobiveno vrijeme nazivalo **maksimalni plovidbeni vijek strukturne komponente**. Korištenjem strukturne komponente do maksimalnoga plovidbenog vijeka, osigurano je da neće doći do otkaza komponente za vrijeme eksploatacije. U praksi se taj pristup pokazao previše simplističkim jer nije uzimao u obzir niz dodatnih čimbenika (slučajna mehanička oštećenja, nesavršenost materijala, stvarni uvjeti eksploatacije koji nisu isti kao laboratorijski...) te u stvarnoj eksploataciji nije uvijek davao zadovoljavajuće rezultate.

3.5.3.2 Sigurnosna konstrukcija (*Fail-safe Design*)

Imajući na umu nedostatke klasične konstrukcije, a to je prije svega činjenica da klasična konstrukcija nije predviđala mogućnost prijevremenog otkaza strukturne komponente (što se u eksploataciji događa), razvijen je novi pristup koji predviđa mogućnost otkaza strukturne komponente, a naziva se sigurnosna konstrukcija (*fail-safe design*). U sigurnosnoj konstrukciji, svaka strukturna komponenta projektira se tako da je u mogućnosti preuzeti na sebe opterećenje sa susjedne komponente u slučaju njezina otkaza. Princip je ilustriran na slici 28.



Slika 28. Primjer fail-safe izvedbe spoja okvira trupa i primarne konstrukcije krila zrakoplova Bombardier Challenger

Iako predviđa mogućnost otkaza strukturne komponente, fail-safe pristup ne uzima u obzir greške u materijalu, varijacije u čvrstoći materijala te ne anticipira dinamiku rasta mikropukotina. Uspostavljeni inspekcijski kriteriji, koji se pouzdaju u rezultate laboratorijskih testiranja u idealnim uvjetima, ne specificiraju adekvatne intervale i metode inspekcije koji će pouzdano otkriti oštećenja prije otkaza strukturne komponente. Stvarni uvjeti eksploatacije (nesavršene strukturne komponente, klimatski uvjeti, vrsta operacije, čimbenici okoline) ne uzimaju se u obzir prilikom laboratorijskog testiranja.

3.5.3.3 Konstrukcija tolerantna na oštećenja (*Damage-Tolerant Design*)

Konstrukcija tolerantna na oštećenja, logičan je nastavak fail-safe pristupa u dizajnu strukture zrakoplova, te ta dva pristupa zajedno čine cjelinu. Pri tom pristupu usvajaju se principi fail-safe dizajna te se uzimaju u obzir “nove” činjenice:

- da dijelovi strukture koji izlaze iz masovne proizvodnje nisu savršeni, već da imaju skrivene greške

- da u tijeku eksploatacije zrakoplova dolazi do oštećenja koja su svojstvena određenom tipu operacije, regiji i klimatskim uvjetima
- da metode inspekcije imaju svoja ograničenja, te da nije uvijek moguće otkriti oštećenje
- da neotkrivena oštećenja (na primjer pukotine) propagiraju
- da je moguća kombinacija raznih manjih oštećenja na susjednim elementima strukture koja mogu rezultirati otkazom strukture.

Taj pristup, uzevši sve te činjenice u obzir, pokušava cjelovito sagledati problematiku dizajna sigurne strukture zrakoplova te predstavlja današnji standard za dizajn strukture zrakoplova.

Inženjer – konstruktor uzima u obzir činjenicu da skrivene greške već postoje u strukturnim komponentama, predviđa njihov rast, te utvrđuje intervale i metode inspekcije koje će pravodobno otkriti grešku prije otkaza strukturnog elementa. Svaki strukturni element mora biti projektiran tako da izdrži predviđeno opterećenje (uvećano za faktor sigurnosti), uz prisutnost skrivenih grešaka ili oštećenja u materijalu, do momenta kad će greška narasti do te mjere da će moći biti otkrivena nekom od prikladnih metoda inspekcije.

FAA¹⁸ je 1978. godine formalno prihvatila konstrukciju tolerantnu na greške kao primarnu metodu dizajna strukture zrakoplova. Danas, FAA propisi FAR 25.571 i AC-91.56, kao i EASA Part 25.571 definiraju obvezu konstruktora da primijeni *damage-tolerant* i *fail-safe* dizajn prilikom razvoja konstrukcije novog tipa zrakoplova.

Ako za neke dijelove strukture nije praktično primijeniti konstrukciju tolerantnu na greške ili sigurnosnu konstrukciju, tada je obvezna primjena klasičnog pristupa (*safe-life*).

3.5.3.4 Primjena sigurnosti u konstrukciji strukturalnih elemenata zrakoplova

Imajući na umu da je očuvanje integriteta strukture zrakoplova za vrijeme njegova životnog vijeka primarni cilj, da proračunske vrijednosti sila koje djeluju na zrakoplov u eksploataciji mogu biti premašene, te da realni materijal po svojim mehaničkim svojstvima uvijek odstupa od idealnog materijala, prilikom dimenzioniranja strukturnih elemenata zrakoplova koristi se faktor sigurnosti.

Proračunske dimenzije pojedinoga strukturnog elementa koje uključuju sigurnosnu marginu, dobivaju se tako da se stvarna maksimalna čvrstoća korištenog materijala dijeli s faktorom sigurnosti

$$\sigma_{dizajn} = \frac{\sigma_{max}}{1 + S_{faktor}}$$

σ_{dizajn} – maksimalno naprezanje strukturnog elementa dobiveno proračunom

σ_{max} – maksimalna stvarna čvrstoća strukturnog elementa

S_{faktor} – faktor sigurnosti

Faktor sigurnosti može se izražavati i u obliku postotka.

¹⁸ FAA – Federal Aviation Authority je zrakoplovna vlast u SAD

Faktor sigurnosti ne smije biti prevelik jer je cijena previsokog faktora sigurnosti povećana težina zrakoplova. Stoga konstruktori prilikom dizajna novog tipa zrakoplova primjenjuju koncept **gradacije čvrstoće**. Vitalni dijelovi zrakoplova dimenzioniraju se uz korištenje visokih faktora sigurnosti, a faktor sigurnosti se smanjuje što je strukturni dio manjeg značenja za ukupni integritet zrakoplova. Neki strukturni dijelovi izvode se namjerno oslabljeni (uz primjenu minimalnog faktora sigurnosti), kako bi, u slučaju nezgode, struktura zrakoplova otkazala upravo na tim mjestima. Na primjer, postoje konstrukcijska rješenja u kojima motori mogu biti ovješeni za krilo na taj način da pri pojavi velikih inercijalnih sila prema dolje (na primjer u momentu nekontroliranog udara u tlo), oni otpadnu prije nego dođe do loma krila.

Često se u praksi koristi termin **sigurnosna margina** (*margin of safety*). Sigurnosna margina je drugi način za iskazivanje istog podatka – faktora sigurnosti. Izračunava se prema formuli

$$MS = \left(\frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{\text{dizajn}}} - 1 \right) \cdot 100 \text{ izraženo u [\%]}$$

MS – sigurnosna margina

σ_{dizajn} – maksimalno naprezanje strukturnog elementa dobiveno proračunom

$\sigma_{\max}$ – maksimalna stvarna čvrstoća strukturnog elementa

4 OSNOVNI KONSTRUKTIVNI ELEMENTI ZRAKOPLOVA I NJIHOVE FUNKCIJE

Koristeći sva trenutna tehnološka postignuća i saznanja iz brojnih grana znanosti, kao aerodinamike, performanci, materijala, analitike strukture itd. konstruira se zrakoplovna konstrukcija. Pritom, već od početne skice (konceptnim konstruiranjem) mora se udovoljiti čitavom nizu specifikacija. Kategorija i tip zrakoplova, ovisno o namjeni, determinirat će opterećenja, stabilnost, upravljivost itd., a uvjeti za plovidbenost odabir materijala te tehnološke postupke obrade, spajanja i gradnje zrakoplovne konstrukcije. U konačnici, rezultira zrakoplovna konstrukcija, koja više ili manje odgovara svim zadanim zahtjevima, po čemu se i ocjenjuje uspješnost realizacije. Osnovna funkcija svake zrakoplovne konstrukcije je da:

- prenosi i odupire se svim primijenjenim opterećenjima
- osigura aerodinamički oblik i zaštiti putnike, robu, sustave zrakoplova itd. od vanjskih ambijentalnih uvjeta tijekom leta zrakoplova, odnosno stvori sve preduvjete za siguran i što udobniji let.

Te zahtjeve, na većini modernih zrakoplova, udovoljavamo tankostijenom strukturom gdje vanjska površina ili oplata čini „zaštitnu školjku” i biva ojačana i poduprta uzdužnim ukružujućim elementima (uzdužnicama) te transverzalnim okvirima, kako bi konstrukcija imala dovoljnu čvrstoću i odupirala se svim vrstama opterećenja, kao savijanju, tlačenju i/ili torzijskom opterećenju bez pojava prekomjernog uvijanja ili deformacija. Takve konstrukcije poznate su pod nazivom *semi-monocoque (polutankostijene ili mješovite)*, a ako se konstrukcija oslanja isključivo na „tanku” oplatu i njezinu sposobnost da se odupire svim opterećenjima naziva *monocoque (ljuskasta ili tankostijena)*.

Uvođenje metalnih zrakoplova s prenapetom oplatom rezultiralo je metodama i tehnologijama gradnje zrakoplova koje su prisutne sve do danas. Međutim, poboljšanja performanci motora i napredne aerodinamike rezultiraju većim potiskom i uzgonom, većim brzinama leta itd., ali i većim opterećenjima krila što zahtijeva poboljšanu tehnologiju izgradnje, naročito pri konstrukciji krila. Kako je već navedeno, sve zrakoplovne konstrukcije sastoje se od 5 osnovnih dijelova: **1. uzgonskih površina (krila ili rotora); 2. trupa; 3. stabilizirajućih i upravljačkih površina; 4. podvozja; i 5. pogonske grupe**, koje će se pojedinačno razmotriti u nastavku teksta.

4.1 Krilo zrakoplova

S obzirom na funkciju krila, a to je stvaranje aerodinamičke sile uzgona, može se reći da je krilo glavni ili osnovni organ zrakoplova. Kako sila uzgona mora biti dovoljno velika da održi zrakoplov u zraku kad leti pri maksimalnoj dopuštenoj težini, očito je da je krilo podvrgnuto statičkim i dinamičkim opterećenjima razne prirode. Uzgon pridonosi najvećem opterećenju krila, i to na savijanje.

Krilo predstavlja složen prostorni nosivi sustav, i osim navedene uloge ima još mnogo dodatnih funkcija. Kod suvremenih zrakoplova, krilo je ujedno i spremnik za gorivo, nosiva konstrukcija za komande leta, ugradbu stajnog trapa, raznih agregata ili elemenata za upravljanje komandnim površinama, itd. Kod ljuskaste konstrukcije krila, i sama obloga (kora) preuzima određeni dio opterećenja i pridonosi ukupnoj čvrstoći strukture krila.

Što se tiče savijanja, teorijski je poželjna što veća relativna debljina krila, no na taj način se dobije manja težina remenjača, ali se povećava težina rebara i ostalih konstruktivnih elemenata, pa se težinski i nije na dobitku. Nadalje, kod debljega krila povećava se i aerodinamički otpor, pa se u praksi koristi specifični omjer relativne debljine i minimalnoga koeficijenta otpora. Obično se relativna debljina kreće u korijenu (kod trupa) od 14 do 15%, a na rubovima krila 8 do 10%.

Zajednička karakteristika fiksne i rotirajuće uzgonske površine je u osnovi aeroprofil, o kojemu će ovisiti aerodinamičke karakteristike zrakoplova. Prema kategoriji i namjeni zrakoplova, konstruktor će sustavom bodovanja odabrati aeroprofile koji svojim značajkama najviše odgovaraju zadatku. Nadalje, prema koncepciji zrakoplova odabrat će planformne oblike (trodimenzionalne značajke) o kojima će ovisiti rezultirajuće aerodinamičke performance zrakoplova.

Osnovni kriteriji za izbor optimalnih aerodinamičkih karakteristika su:

- što manji profilni otpor $(C_{X0})_{\min}$
- što veći uzgon $(C_Z)_{\max}$
- što veća „finesa“ $(C_Z/C_X)_{\max}$
- što veći „faktor penjanja“ $(C_Z^3/C_X^2)_{\max}$
- što manji moment uzgonske površine $(C_{m0})_{\min}$
- što veći dijapazon brzina $(V_{\max}/V_{\min})_{\max}$

Krilo je glavni organ zrakoplova za stvaranje sile uzgona. Obavljajući svoju ulogu, ono stvara aerodinamičku silu koja u njemu prouzrokuje dinamička opterećenja raznih vrsta, a zbog vlastite težine opterećen je i statički.

Po svojoj konstrukciji krilo predstavlja složeni prostorni nosivi sustav u obliku nosive kutije. Kod takvoga nosivoga sustava i vanjska obloga trpi deformacije. Pri projektiranju glavna pažnja posvećuje se aerodinamičkom oblikovanju, tj. izboru oblika u projekciji y, međusobnim proporcijama njegovih dijelova i obliku djelujućih presjeka, kao i izboru i rasporedu aeroprofila.

Svako krilo mora zadovoljiti određene uvjete.

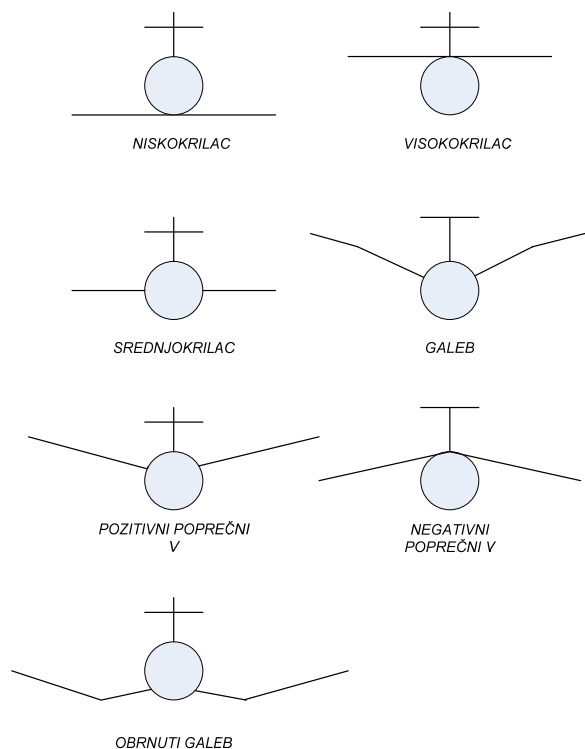
a) Aerodinamičke – konstrukcija krila mora omogućiti postizanje što većeg uzgona uz što manji otpor, stoga treba izabirati aeroprofile koji će odgovarati tim zahtjevima. Od krila se zahtijeva da osigura poprečnu stabilnost, osobito pri letu velikim napadnim kutovima. Mora posjedovati veliki dijapazon brzina. Na mjestima spoja krilo-trup potrebno je kanalizirati struju zraka da se što više smanji interferirani otpor. Završetak krila treba biti izveden tako da se što više smanji inducirani otpor.

b) Konstrukcijske – sastoje se u maloj težini, dovoljnoj jačini i krutosti krila i mogućnosti točne veze konstrukcije krila s ostalim dijelovima zrakoplova.

c) Eksploatacijske – sastoje se u mogućnosti maksimalnog iskorištenja unutrašnjosti krila, dobar je pristup dijelovima koji se opslužuju, laki popravci, eksploatacija u svim godišnjim dobima i mogućnost čuvanja na otvorenom prostoru.

d) Tehnološke – izradba mora biti laka, jednostavna, brza i uz to što je moguće jeftinija.

U odnosu na poprečnu os zrakoplova krilo može biti postavljeno pod određenim kutom (+ ili -), odnosno može biti podignuto prema gore ili spuštено prema dolje. Kut postavljanja krila naziva se poprečno „V“. Krila koja se primjenjuju radi povećanja stabilnosti su s kutom poprečnog „V“ 2-7 stupnjeva. Krilo s jako izraženim poprečnim „V“ kod spoja krilo-trup naziva se tip „galeb“. To je krilo na gornjoj strani trupa te daje bolje aerodinamičke osobine. Obrnuti „galeb“ ima opušten kut poprečnog „V“ krila i prelazi u horizontalni. Takav tip krila smanjuje interferirani otpor, visinu podvozja, ali je izradba teža i povećava se ukupna težina konstrukcije. Takav način postavljanja krila s kutom većim od 5 stupnjeva smanjuje poprečnu stabilnost krila.



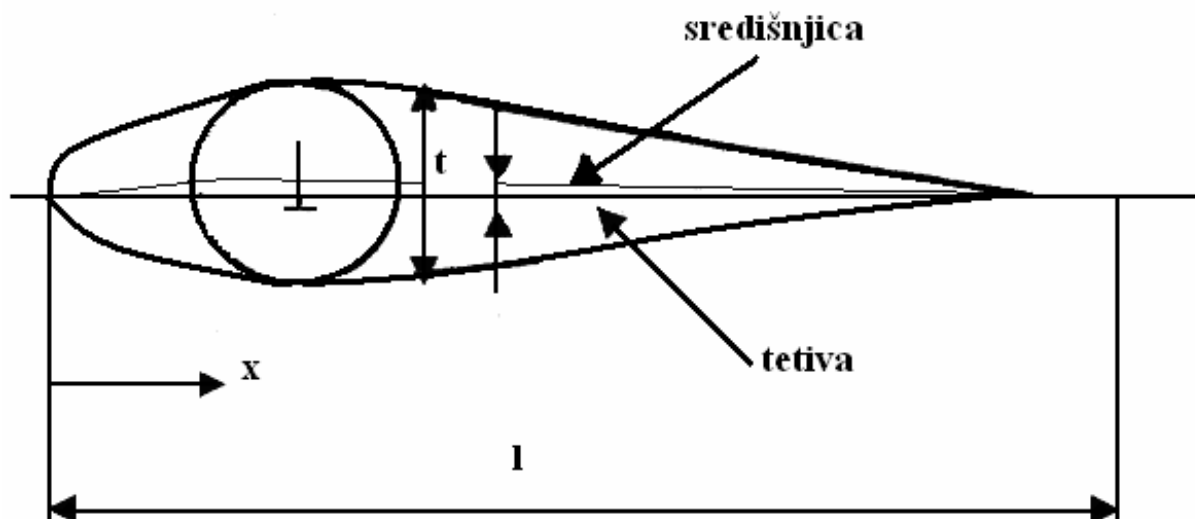
Slika 29. Načini postavljanja krila

Krilo od jednog dijela neposredno se pričvršćuje na trup, izuzetno je otporno (otpornije od višedijelnih) jer tvori jednu cjelinu. Loša mu je osobina to što je nepraktično za transport i u slučaju većeg oštećenja jedne strane krila potrebno je mijenjati cijelo krilo.

Krilo od dvaju dijelova sastoji se od lijevog i desnog, također se neposredno pričvršćuju na trup. Smanjena im je otpornost na mjestima pričvršćenja na trup.

Krilo od triju dijelova sastoji se od centropлана, lijevog i desnog. Centroplan je glavni dio za koji se pričvršćuje lijevo i desno krilo, motori ili podvozje. Takva krila se lako transportiraju i lako se zamjenjuju u slučaju oštećenja jednog dijela krila. Međutim, smanjena im je otpornost na mjestima pričvršćenja za centroplan.

Pri konstruiranju krila, naročita pažnja se posvećuje izboru aeroprofila, jer o tome ovise sve performanse zrakoplova. Aeroprofil je određen s nekoliko parametara koji ga definiraju i daju mu određenu karakteristiku. Za osnovu služi tzv. „skeletna linija“ (središnjica) na koju se nanose debljine po određenom rasporedu da bi se dobila vanjska kontura aeroprofila.



Slika 30. Osnovne geometrijske osobine aeroprofila

Za potpuno definiranje aeroprofila potrebno je poznavati srednju liniju profila – središnjicu profila (mean line-camber line) i raspodjelu debljina duž srednje linije. Središnjica profila nastaje spajanjem središta upisanih kružnica u aerofilu. Ako središnjica ima oblik pravca, tada je profil simetričan. Tetiva (*chord*) je dužina koja spaja krajnje točke srednje linije i označuje se s l .

Najveća relativna debljina aeroprofila ($t_{\max}/l$): odnos najveće debljine aeroprofila prema njegovoj tetivi izražen u postocima. Prema najvećoj relativnoj debljini aeroprofili se dijele na tanke (0-8%), srednje (8-12%) i debele (>12%).

Položaj najveće relativne debljine aeroprofila (x_t/l): odnos udaljenosti najveće relativne debljine aeroprofila od prednjeg brida i duljine tetive izražen u postocima.

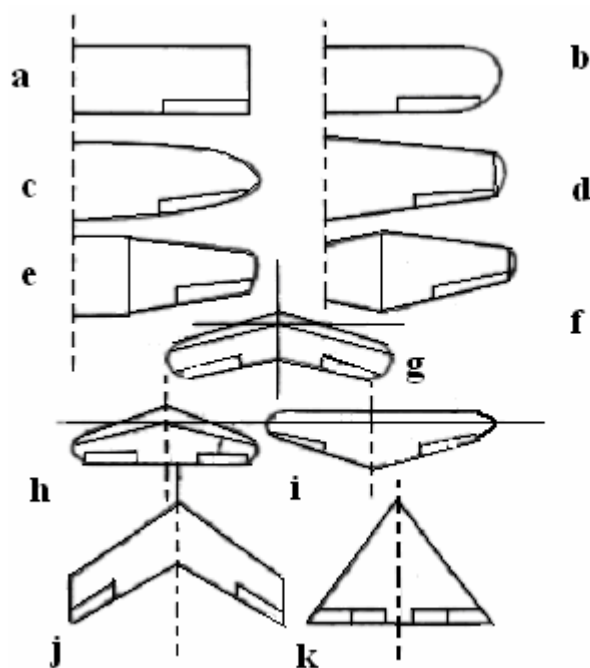
Najveća udaljenost srednje crte od pravca tetive aeroprofila f naziva se zakrivljenost aeroprofila.

Najveća relativna krivina profila ($f_{\max}/l$): odnos najvećeg razmaka srednje linije aeroprofila od tetive srednje linije i izražava se u postocima dužine tetive. Prema najvećoj relativnoj krivini aeroprofili se dijele na aeroprofile male (0-2%), srednje (2-4%) i velike krivine (>4%).

Položaj najveće relativne krivine profila (x_f/l): odnos udaljenosti najveće relativne krivine aeroprofila od prednjeg brida i duljine tetive izražen u postocima.

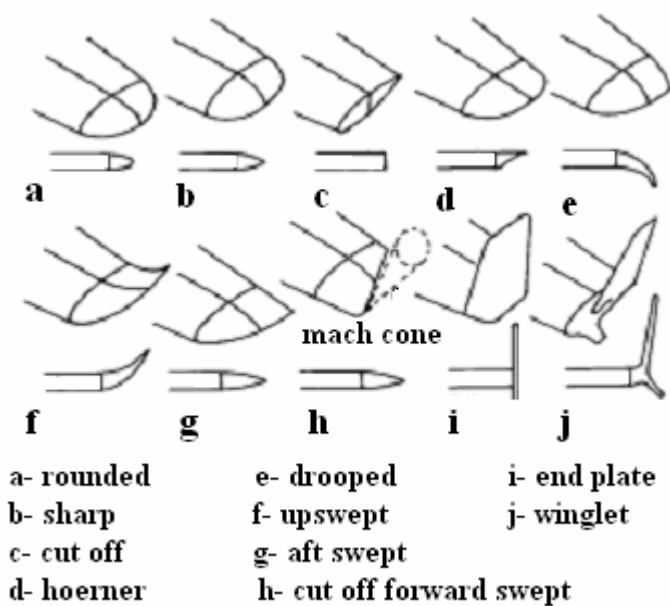
Pri odabiru aeroprofila za neko krilo važan segment predstavlja oblik (planimetrija) krila. Po glavnim koncepcijama oblika krila, postoje ravna i strelasta krila. Nadalje, krila mogu biti pravokutna, koja su aerodinamički najnepovoljnija, ili eliptična, koja su najbolja u aerodinamičkom pogledu, ali nepovoljna u konstruktivnom. Postoje sužena krila koja uz pomoć vitoperenja postaju bolja od eliptičnih ili delta krila. Na slici 31. prikazani su osnovni uobičajeni oblici krila: a/b) ravno krilo (s ravnim ili zaobljenim rubnikom); c) eliptično; d) suženo; e) kombinirano ravno i suženo; f) kombinirano s obratnim suženjima; g) ravno strelasto; h/i) suženo strelasto (pozitivna ili negativna strijela); j) ravna ili sužena strijela; k)

delta krilo. Konstruktor bira oblik krila na osnovi potrebnih performanci zrakoplova, ekonomičnosti i estetskog izgleda.



Slika 31. Razne koncepcije oblika fiksnoga krila

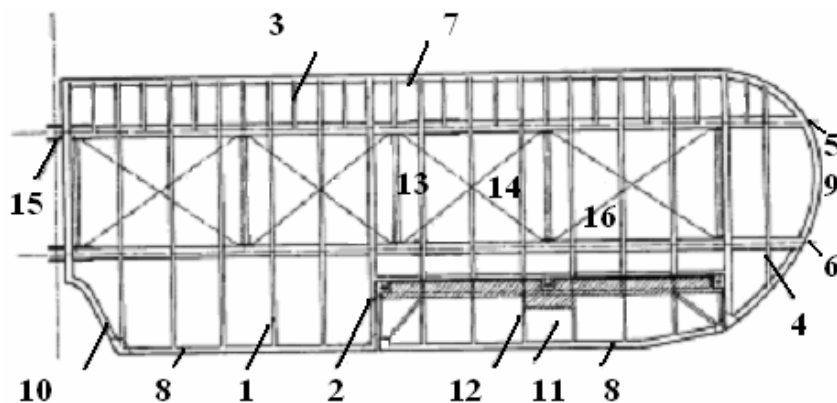
Važne sekcije krila predstavljaju završeci krila (rubnici) s kojih se odvajaju rubni vrtlozi te im se zbog toga treba posvetiti dovoljna pažnja, kako u horizontalnoj tako i u vertikalnoj projekciji. To se pogotovo odnosi na pravokutne oblike aeroprofila kao najslabije, koji se uz pomoć rubnika u znatnoj mjeri mogu poboljšati. Na slici 32. dana su razna rješenja oblika rubnika. Završetak rubnika može biti kružni, eliptični ili kombinacija kruga i elipse.



Slika 32. Razne koncepcije konstruiranja završetka (rubnika) krila

4.1.1 Konstruktivni sastav krila

Sastavni dijelovi i elementi klasičnog modela krila s platnenom oplatom predloženi su na slici 33. s uobičajenim nazivima pojedinih dijelova.



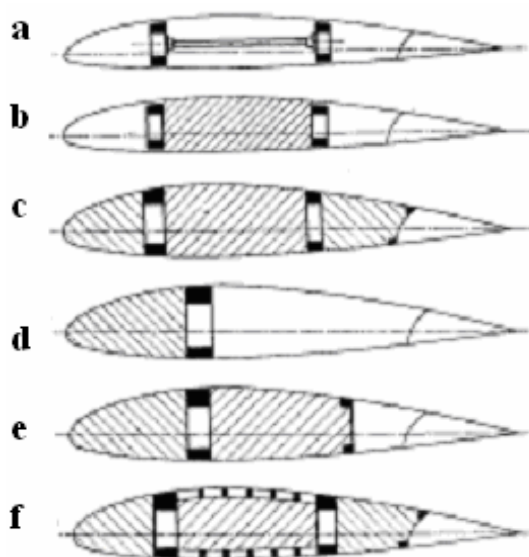
Slika 33. Tipična struktura krila s platnenom oplatom

Kazalo: **1** - normalno rebro; **2** - pojačano rebro; **3** - pomoćno rebro (polurebro); **4** - skraćeno rebro; **5** - prednja ramenjača; **6** - stražnja ramenjača; **7** - prednji napadni rub; **8** - stražnji izlazni rub; **9** - vanjski luk (rubnik); **10** - unutarnji luk; **11** - krilce; **12** - rebro krilca; **13** - distancijske cijevi (odstojnici); **14** - žičane zatege (drag wires); **15** - centralni okovi; **16** - priključni okovi

Taj sastav odnosi se na krila poduprtog ili upregnutog tipa relativne debljine do oko 12%.

A. Razne koncepcije nosive osnove drvenih krila u presjeku

Na slici 34. prikazan je tok evolucijskog razvoja konstruktivnih koncepcija drvenoga krila.



Slika 34. Karakteristične koncepcije gradnje drvenoga krila s jednom ili više ramenjača

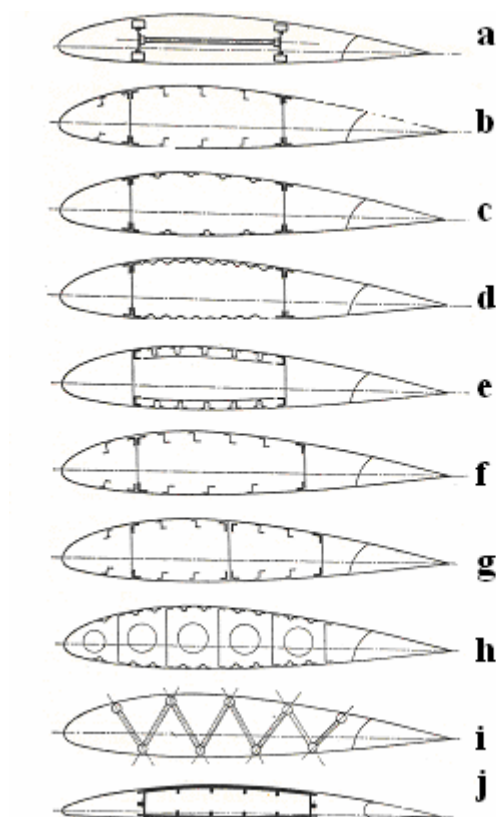
Konstrukcija „a“ predstavlja presjek klasičnog tipa s platnom oplatom koji je u projekciji prikazan na slici 33. Na konstrukciji „b“ dio gornjake i donjake u prostoru između ramenjača je pokriven nosivom korom (ljepenkom) i tim je formirana jaka zatvorena kutija (wing box) koja eliminira unutarnje zatege i distancijske cijevi i ujedno stvara otporni moment protiv torzije.

Konstrukcija „c“ ima potpunu zamjenu platnene oplata s nosivom krutom oplatom, što daje krilu maksimalnu protukorzijsku krutost.

Konstrukcija „d“ predstavlja jednoramenjački sustav koji za otpornost protiv torzije koristi samo prednji dio krila do napadnog ruba, formirajući na taj način krutu kutiju. Konstrukcija „e“ predstavlja daljnju ekstrapolaciju prednjega jednoramenjačkog sustava, pri čemu se oplata produžuje i iza glavne ramenjače, sve do pomoćne slabije ramenjače koja je potrebna za vezu krilaca i zakrilaca. Konačno, konstrukcija „f“ predstavlja pojačanu konstrukciju „c“ primijenjenu za krila s vrlo visokim opterećenjem. Zbog toga su sekcije kore između ramenjača još posebno pojačane pomoću dvostrukih zidova i ugrađenih uzdužnica između tih zidova.

B. Dispozicije raznih konstruktivnih koncepcija metalnih krila u presjeku

Slika 35. predstavlja prikaz raznih rješenja konstruktivne nosive osnove krila u presjeku, i to rješenja za slučajeve gradnje od lakih metala (Al-Cu-Mg) koji danas predstavljaju skoro generalnu primjenu u zrakoplovnoj industriji.



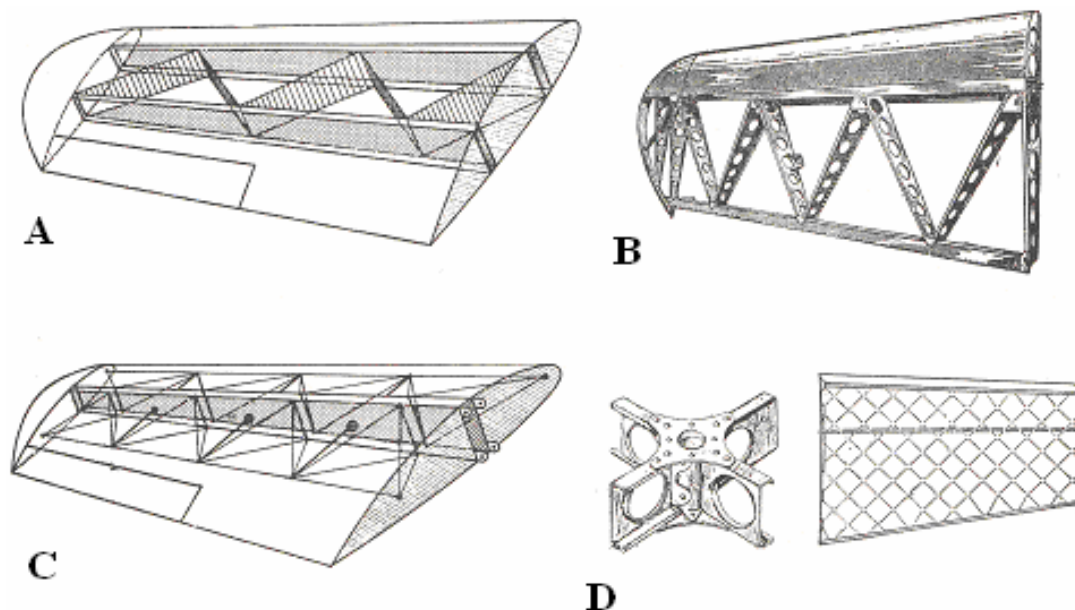
Slika 35. Karakteristične koncepcije gradnje metalnoga krila

Koncepcija „a“ predstavlja metalnu konstrukciju klasičnog tipa krila s platnenom oplatom i unutarnjim žičanim utegama s distancijskim cijevima. Sve sljedeće koncepcije su s nosivom korom. Koncepcije „b“ i „c“ predstavljaju najčešće primjenjivane gotovo standardne koncepcije slobodnonosivih krila s metalnom oplatom. Razlike su uglavnom u tipu uzdužnica koje su u koncepciji „b“ tzv. „Z“ tipa, a u koncepciji „c“ zatvorenog tipa „omega“. Koncepcije „d“ i „e“ predstavljaju dvoramenjačne tipove s posebnim pojačanjima gornje i donje oplate u zoni između ramenjače, pri čemu su u tipu „e“ izvedeni udvojeni ukrućeni zidovi za vrlo opterećena krila. Koncepcija „f“ predstavlja neku vrstu jednoramenjačnog sustava jer je zadnja ramenjača znatno slabija i služi više za veze komandnih površina i zakrilaca. Koncepcija „g“ odgovara sustavu triju ramenjača od kojih je jedna centralna – glavna, a ostale su slabije. Koncepcija „h“ predstavlja koncepciju kod koje je opterećenje na savijanje cijelog presjeka usmjereno isključivo na pojačanu koru s gustim uzdužnicama. Pri tome su umjesto klasičnih ramenjača primijenjeni samo limeni vertikalni zidovi potpuno zakrčljali ramenjača. U vezi s takvom koncepcijom mijenja se i sustav veza krila na trup, odnosno centropilan.

Koncepcija „i“ je godinama bila dosljedno primjenjivana na zrakoplovima tipa „Junkers“. Po konturama gornjake i donjake aeroprofila postavljene su serije cijevi koje su među sobom triangulacijom povezane u krut prostorni rešetkasti nosivi sustav. Taj nosivi sustav je presvučen tankom limenom oplatom valovitog tipa zbog čega se u potpunosti štede rebra. S porastom brzina leta u Drugom svjetskom ratu taj sustav je morao biti napušten na račun klasične gradnje s ravnom vanjskom oplatom. Konačno, koncepcija „j“ predstavlja konstruktivnu koncepciju tzv. „integralne“ konstrukcije, u kojoj se cijela gornja i donja nosiva oplata pojedinačno izrađuje od jednoga masivnog dijela koji sadrži i pojačanu oplatu i uzdužnice istovremeno obrađene strojno na točnu mjeru aeroprofila. To je slučaj koji se primjenjuje za krila supersoničnih brzina male debljine i najvišega specifičnog opterećenja.

C. Neke specijalne koncepcije krila

Na slici 36. prikazana su neka specijalna idejna rešenja strukture krila od kojih svako ima svoje specifične osobine.



Slika 36. Rješenja strukture krila

Tako rješenje prema koncepciji „A“ predstavlja slobodno nosivo krilo s dvjema ramenjačama i platnenom oplatom. Za borbu protiv torzije krila primijenjen je sustav triangulacijskih veza između dviju ramenjača. Kako se torzija krila u tom slučaju odražava u međusobnom relativnom transverzalnom pomjeranju, tj. savijanju ramenjača, to se jake triangulacijske ploče suprotstavljaju tome relativnom pomjeranju stvaranjem čvrstog sprega dviju ramenjača. Koncepcija „B“ predstavlja praktičnu realizaciju istog principa na jednom lakom turističkom zrakoplovu jednoramenjačne konstrukcije u kojoj donji element predstavlja pomoćnu ramenjaču za vezu komandnih površina. Sasvim neobično rješenje predstavlja koncepcija „C“. To je engleska koncepcija tzv. „Monospar“ sustava krila. To je slobodno nosivo krilo s platnenom oplatom i samo jednom ramenjačom, pri čemu se torzija krila svladava pomoću sustava žičanih unutarnjih zatega. To je konstruktivna koncepcija koja omogućuje po težini najlakšu konstrukciju slobodno nosivoga krila.

Konačno, koncepcija „D“ prikazuje tzv. „geodetske“ konstrukcije krila, koja također omogućuje priličnu uštedu u težini krila. To je bio specijalitet engleske tvrtke „Vickers“ koja je tu geodetsku koncepciju svojevrstno dosljedno primjenjivala i na konstrukciju trupa. Konstruktivna ideja sastoji se u formiranju gornje i donje oplata krila u obliku rešetkaste ukružene prostorno zaobljene konstrukcije sastavljene od brojnih međusobno povezanih elemenata. Preko tih ploča dolazi platnena oplata. Osim tih oplata koje nose samo na smicanje postoji i jača normalna ramenjača zbog savijanja. S naglim porastom specifičnog opterećenja krila, kao i s povećanjem brzina, ta koncepcija je bila napuštena još tijekom Drugoga svjetskog rata, kao što je bio slučaj i s koncepcijom „Junkers“.

4.1.2 Sastavni dijelovi krila

A. Ramenjača krila (wing spar)

Ramenjače su glavne grede nosivog sustava krila, koje se odupiru savijanju. U slučajevima poduprtih ili utegnutih krila, osim savijanja, pojavljuje se i horizontalna komponenta oslonca kao dopunska aksijalna sila u ramenjači. Konstruktivno, ramenjače se sastoje od vanjskih pojaseva („peta“ – spar cap) i centralnih zidova i mogu biti ili tzv. „pločaste“ s jednim zidom, ili „kutijaste“ s dva ili tri zida. Na slici 37. prikazane su neke od glavnih koncepcija presjeka ramenjača za razne konstruktivne materijale.

Koncepcije 1, 2, 3 i 4 predstavljaju drvene ramenjače, i to tri prve za krila, a posljednja, 4, za površine kormila.

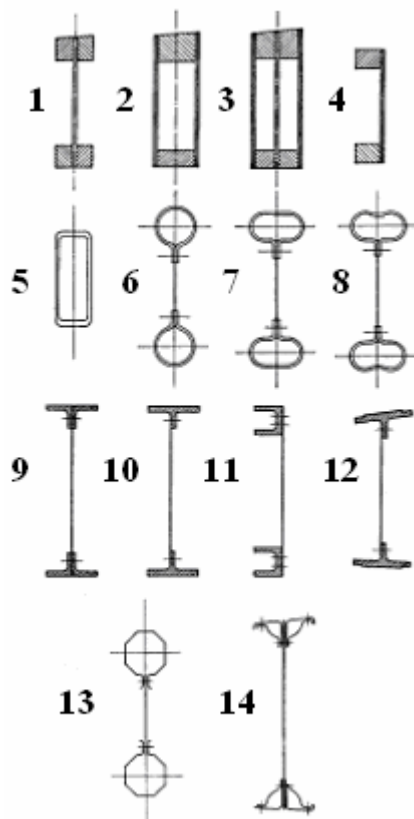
Koncepcija 3 s tri zida nastala je zbog potreba za povećanjem vanjskih površina lijepljenja između pojaseva i zidova koji prenose jake transverzalne sile.

Koncepcija 5 je pravokutna cijev od lake slitine Al-Cu-Mg koja može poslužiti za ramenjaču tankoga lakšega krila ili veće repne površine. Pri tome su vertikalne strane (kao zidovi) stanjene, dok su horizontalne kraće stranice koje služe kao pojasevi zadebljane. Koncepcije 6, 7 i 8 predstavljaju tipične „duraluminijske“ koncepcije za krila s platnenom oplatom. Pojasevi su izvučeni iz debljeg lima tipa „Al-Cu-Mg“, a ravni zidovi su od istog materijala manje debljine i vezani zakovicama s pojasevima.

Koncepcije 9, 10, 11 i 12 su rješenja ramenjača za moderne brze zrakoplove s nosivom krutom oplatom. Za pojaseve primijenjeni su vučeni masivniji profili raznih presjeka iz

„Al-Cu-Mg“ ili „Al-Mg-Zn“ slitina, a za zidove isti limeni materijal, vezan zakovicama s pojasevima.

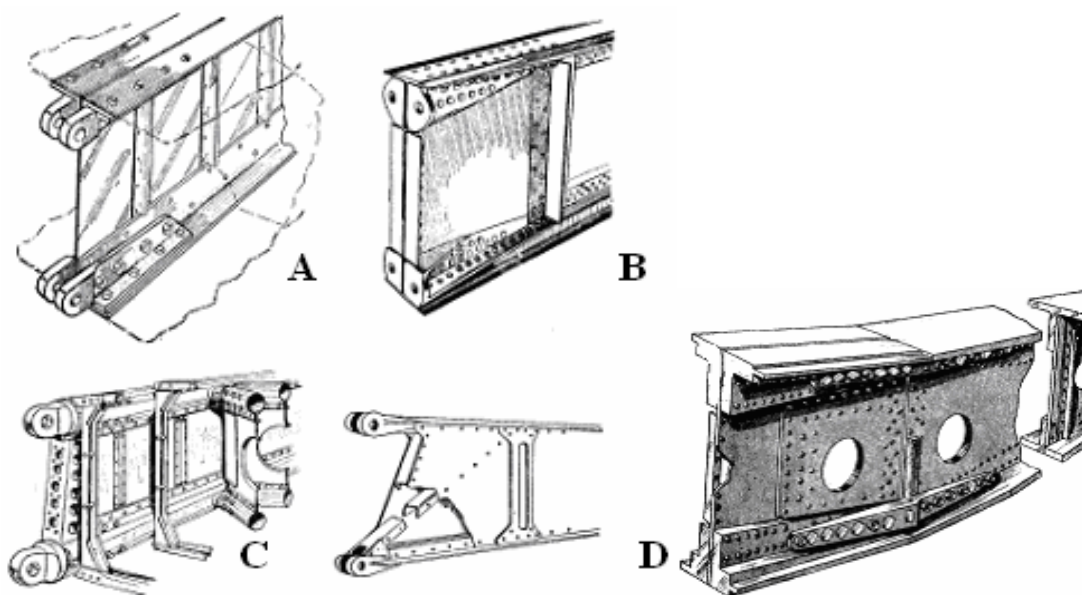
Konačno, koncepcije 13 i 14 predstavljaju konstruktivnu kombinaciju pojaseva iz legiranih čeličnih limenih profila i ravnih zidova od lakih aluminijevih slitina. Pri tome koncepcija 13 odgovara krilu s platnenom oplatom, a koncepcija 14 krilu s metalnom oplatom, pri čemu vanjske površine čeličnih pojaseva naliježu točno pod limenu koru.



Slika 37. Razne izvedbe ramenjače krila ovisno o materijalu i opterećenju

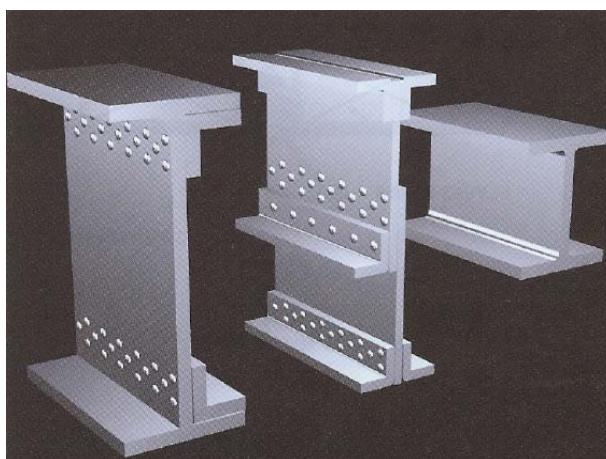
U vezi s promjenljivim tokom opterećenja ramenjače uzduž raspona, treba i njene presjeke i dimenzije pojaseva podešavati što bliže toku momentne linije, kako bi se dobila što ravnomjernija naprezanja u pojedinim presjecima.

Kako je opterećenje krila nejednoliko i po rasponu i po tetivi krila, ramenjača može biti konstruirana za takav promjenjivi tok opterećenja. Presjek i dimenzija ramenjače podešava se što bliže toku momentne linije, kako bi se postigla ravnomjerna naprezanja po pojedinim presjecima, te uštedjelo na ukupnoj težini konstrukcije. Ako krilo ima „dihedralni kut“ ugradnje, taj se može konstruirati i u samoj ramenjači, a također se u korijenu krila na ramenjaču spajaju čelični okovi za spajanje krila s trupom (slika 38.).



Slika 38. Konceptije izgradnje ramenjače krila (s jednim ili dva zida), ojačanjem i ugradnjom čeličnih okova u korijenu (A/B/C/D); izvedba ramenjače s diskontinuitetom za izradbu pregiba (dihedralnoga kuta)

Uloga pojasa ili „pete” ramenjače (spar cap) jest razvijanje smicajuće sile da se odupre opterećenjima smicanja i torzije. Ona ima sekundarnu, ali vrlo značajnu ulogu da zajednički s oplatom „stabilizira” konstrukciju, te stoga može podnijeti velika tlačna opterećenja nastala od savijajućih i aksijalnih efekata. Peta ramenjače ima utjecaj na stabilizaciju oplata na sličan način kao i uzdužnica.



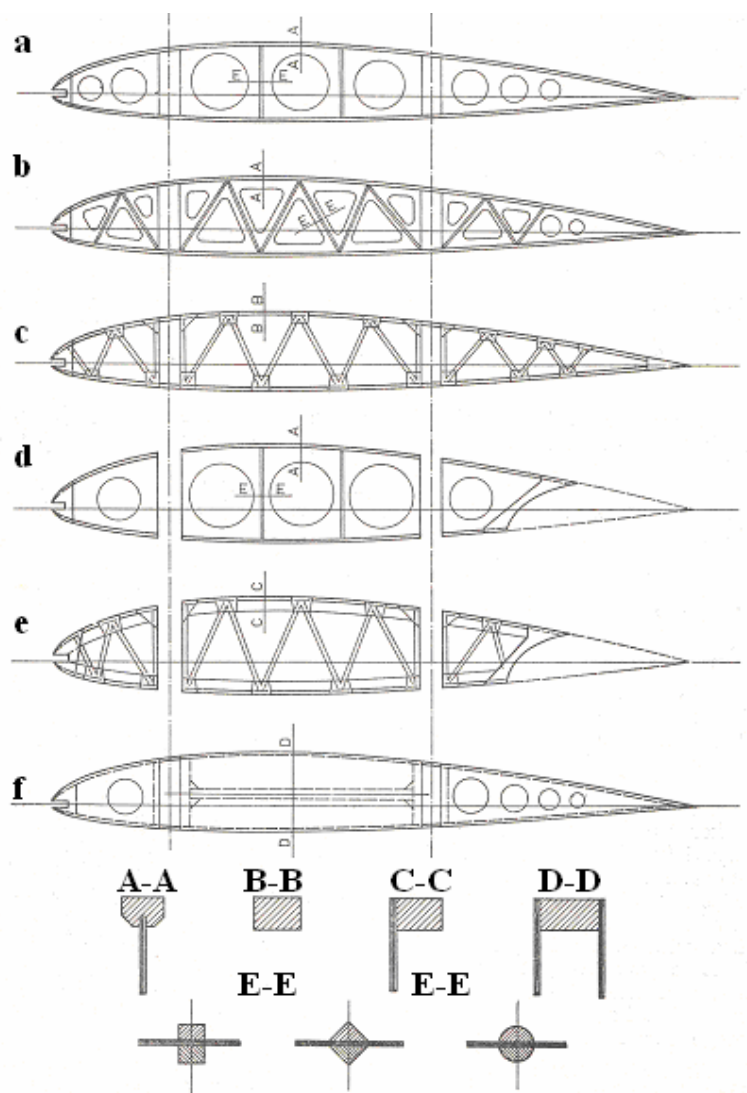
Slika 39. Izvedbe ramenjače od stupca (web) i gornje te donje „pete” (cap)

B. Rebra krila zrakoplova (rib)

Rebro ima dvojaku ulogu: osigurava oblik presjeka krila, tj. aeroprofila, i prenosi transversalne aerodinamičke sile na ramenjaču. Uzduž razmaha krila rebra obično mijenjaju svoju tetivu, relativnu debljinu, a često i tip, odnosno porodicu aeroprofila. Ona mogu biti raznih vrsta: normalno rebro, pomoćno (tj. djelomično), skraćeno (na mjestu krilaca), stanjeno na rubu krila i pojačano.

Konstruktivno postoje pločasta, rešetkasta i kutijasta rebra, a prema primijenjenom materijalu drvena ili metalna, i to redovno od lakih slitina Al-Cu-Mg klase. Zbog relativno niskog opterećenja rebara i u vezi s tim odgovarajućeg dimenzioniranja ovdje primijenjeni materijal ima bitnu ulogu u konstruktivnoj koncepciji rebara.

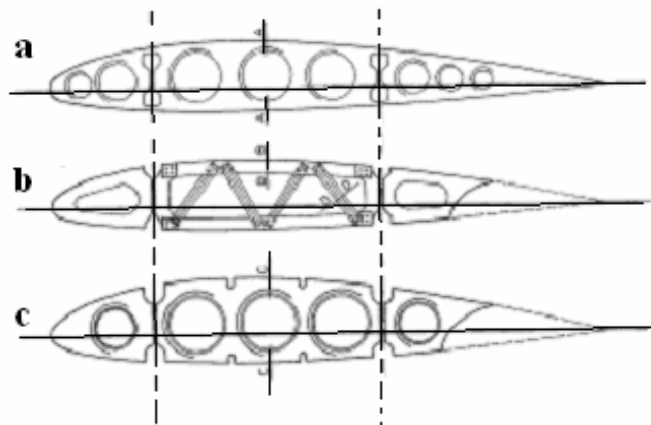
Slika 40. predstavlja glavne koncepcije drvenih tipova rebara. Koncepcije „a“ i „d“ predstavljaju pločaste tipove, i to koncepcija „a“ za krila s platnom oplatom, a pozicija „d“ za krila s nosivom korom, kod kojih se koristi cijela slobodna visina ramenjače zbog čega se rebro razbija na tri dijela. Olakšanje se izvodi isijecanjem okruglih rupa u ploči od ljepenke. Kod koncepcije „b“ olakšanja su izvedena u obliku trokutastih rupa tako da konstrukcija prelazi u vrstu rešetke, pri čemu se pojedini dijagonalni štapovi (pogledati presjek E-E) obično pojačavaju pomoću nalijepljenih tankih letvica. Prave rešetkaste konstrukcije predstavljaju opcije „c“ i „e“. Konstrukcija „c“ odgovara krilu s platnom oplatom gdje se platno može ušiti izravno na pojaseve (pogledati presjek B-B), dok koncepcija „e“ odgovara krilu s nosivom korom zbog čega je rebro razbijeno na tri dijela. Kako je potreban pritisak prilikom lijepljenja kore, pojasevi su pojačani prema presjeku C-C. Konačno, koncepcija „f“ predstavlja pojačano kutijasto rebro koje istovremeno ima ulogu i distancijske cijevi za unutarnje zatege u ravni krila s platnom oplatom.



Slika 40. Glavne koncepcije drvenih tipova rebara

Na slici 41. predstavljeni su tipovi metalnih rebara od lakih slitina tipa „Al-Cu-Mg“. Konstrukcija „a“ odgovara namjeni za krila srednjih debljina s platnenom oplatom. Zato je cijelo rebro izvedeno od jednoga komada lima s okruglim rupama za olakšanje, a pojasevi, kao što se vidi iz presjeka A-A, imaju spuštene rubove da ne sijeku platno.

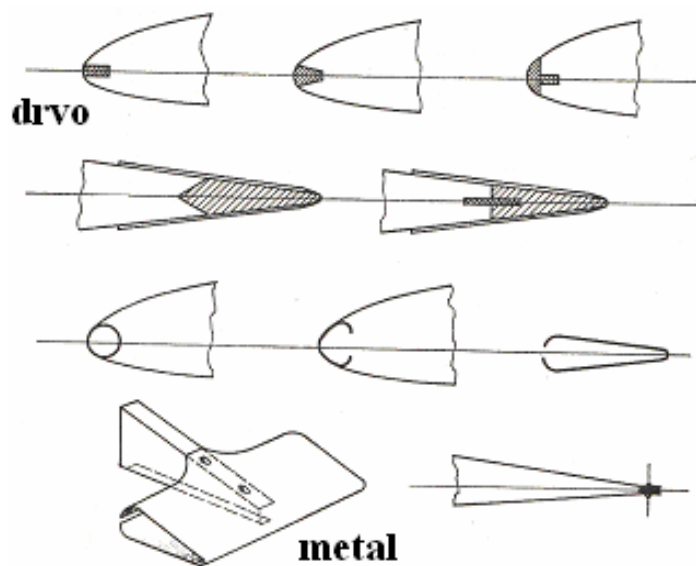
Koncepcija „b“ predstavlja rešetkasti tip rebra čiji je glavni centralni dio sastavljen od posebnih pojaseva i dijagonala sa odgovarajućim presjecima B-B i D-D. Posljednja koncepcija pod „c“ predstavlja standardan tip pločastog rebra za jača krila s nosivom korom i izrezima za krilne uzdužnice („stringere“) po periferiji pojaseva. Olakšanja su izvedena u obliku standardnih okruglih rupa s ukrućenim rubovima prikazanim u presjeku C-C.



Slika 41. Koncepcija izvedbe rebra: a) prešano; b) rešetkasto; c) ojačano-prešano

C. Rubovi i lukovi

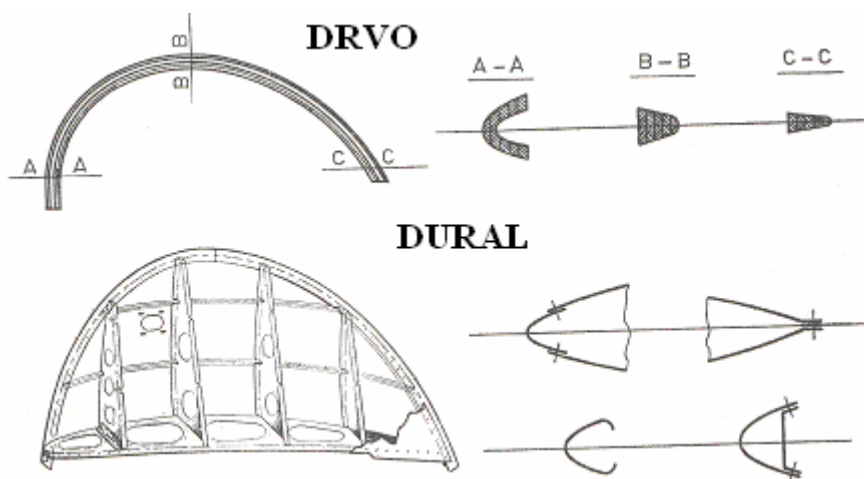
Na slici 42. prikazani su oblici izvođenja napadnih i izlaznih rubova krila. U gornjem dijelu su tri tipa napadnih (čelnih) rubova i dva tipa izlaznih rubova za drveno krilo. U donjem dijelu slike dana su dva tipa napadnog ruba i dva tipa izlaznog za metalno krilo.



Slika 42. Napadni i izlazni rubovi krila

Napadni rubovi predstavljaju neophodan sastavni dio krila s platnom oplatom, dok u slučaju krute nosive kore, a naročito u metalnoj konstrukciji, oni mogu biti potpuno eliminirani.

Slika 43. prikazuje rubne lukove (rubnike) za drveno i metalno krilo. U gornjem dijelu slike prikazan je standardan lamelirani rubni luk s karakterističnim presjecima na tri glavna mjesta. U donjem redu prikazan je cijeli kostur metalnog rubnika krila, a pokraj njega presjeci po porubu luka. Ispod toga su dva moguća presjeka limenog luka za krilo s platnom oplatom.



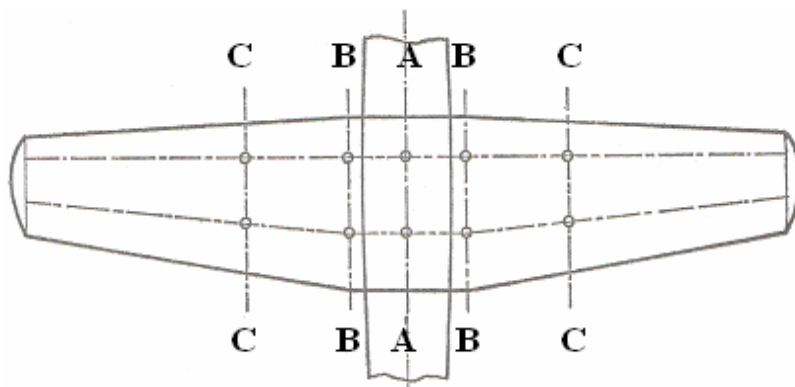
Slika 43. Rubni lukovi (rubnici) za drveno i metalno krilo

D. Okovi

Ovdje će biti razmatrani samo tzv. „glavni“ okovi, tj. oni koji služe za vezu – priključak krila na trup, piramidu ili upornicu, zatim za međusobnu vezu pojedinih krila, kao i za spajanje pojedinih dijelova krila međusobno, kao što je slučaj kod slobodno nosivih krila.

Ta podjela ili „razbijanje“ slobodno nosivoga krila na više sastavnih dijelova pruža višestruke koristi, najprije mogućnost racionalnije i brže serijske proizvodnje, a zatim omogućuje lakše i jeftinije održavanje zrakoplova u praksi zamjenom oštećenog dijela krila.

Na slici 44. predložene su glavne sekcije presjeka po kojima se slobodno nosivo krilo rastavlja.



Slika 44. Glavne sekcije presjeka krila

1. Po sekciji „A“ krilo se rastavlja u ravni simetrije. To rješenje je najjednostavnije u konstruktivnom pogledu i po težini najlakše jer sadrži samo dva kompleta spojeva. Tome treba samo dodati još i izvjestan višak težine dopunskih okova za vezu krila s trupom. Ali, s gledišta praktične eksploatacije, to rješenje je nepraktično jer uvelike komplicira cijeli montažni postupak oko rastavljanja i zamjene pojedinih polovina krila.

2. Sekcija „B“ predstavlja spoj u korijenu krila, pri čemu centralni dio ramenjača, koji prolazi kroz trup, čini obično sastavni dio trupa, tako da se skidaju samo vanjski dijelovi krila. Ta koncepcija je po težini znatno teža od prve jer sadrži četiri kompleta vanjskih okova. U stvarnosti, to je najteži spoj jer se okovi nalaze na mjestu maksimalnog momenta savijanja. S gledišta praktične manipulacije, to rješenje je mnogo pogodnije od prvog rješenja, „A“, i predstavlja najrasprostranjeniji način spoja krila, a naročito kod manjih i jednomotornih zrakoplova.

3. Koncepcija spajanja i rastavljanja po sekciji „C“ predstavlja praktičnu podjelu krila na tri dijela, i to dva prikraćena vanjska dijela i srednji dio, tzv. „centroplan“. Takvo rješenje ima dvije pretpostavke. Prvo je smanjena težina okova u usporedbi s oba ranija slučaja jer su momenti savijanja u sekciji „C“ mnogo manji nego u „A“ ili „B“. Druga pretpostavka je praktične eksploatacijske prirode i leži u činjenici da cijela instalacija stajnih organa, koja je obično u zoni centroplana, prilikom demontaže vanjskih krila ostaje netaknuta, što omogućuje normalnu manipulaciju zrakoplova. Ta koncepcija je naročito interesantna u slučaju višemotornih zrakoplova, gdje su motori smješteni u centroplanu kao i stajni organi, koji najčešće leže u osi motorne gondole. Jedina praktična primjedba na takvo rješenje je u tome da treba dobro procijeniti izbor sekcija „C“, odnosno iznos praktičnog raspona zrakoplova bez vanjskih dijelova krila, kako bi on mogao biti nesmetano transportiran kroz razne ograničene prolaze, ograde, podvožnjake i sl.

Da bi se mogla u potpunosti iskoristiti dobra svojstva tako rastavljenoga krila, a prije svega brzog popravka zrakoplova pomoću zamjene pojedinih dijelova krila, potrebno je posvetiti naročitu pažnju preciznoj izgradnji svakog dijela, a posebno njihovih vanjskih okova pri montaži. Zato su neophodne vrlo oštre i tijesne tolerancije, kako pri izradbi okova tako i prilikom njihove montaže na krilo, koja se neizbježno mora izvoditi pomoću jakih i krutih montažnih alata. Samo na taj način može se osigurati prava „zamjenjivost“ pojedinih dijelova krila.

Pogodnom konstruktivnom koncepcijom okova spoja krila može se mnogo pridonijeti olakšavanju i pojednostavljenju izradbe i većem osiguranju zamjenjivosti dijelova krila. To se postiže smanjenjem broja rigoroznih i preciznih montažnih dimenzija bez zazora.

E. Vanjska oplata krila zrakoplova (skin)

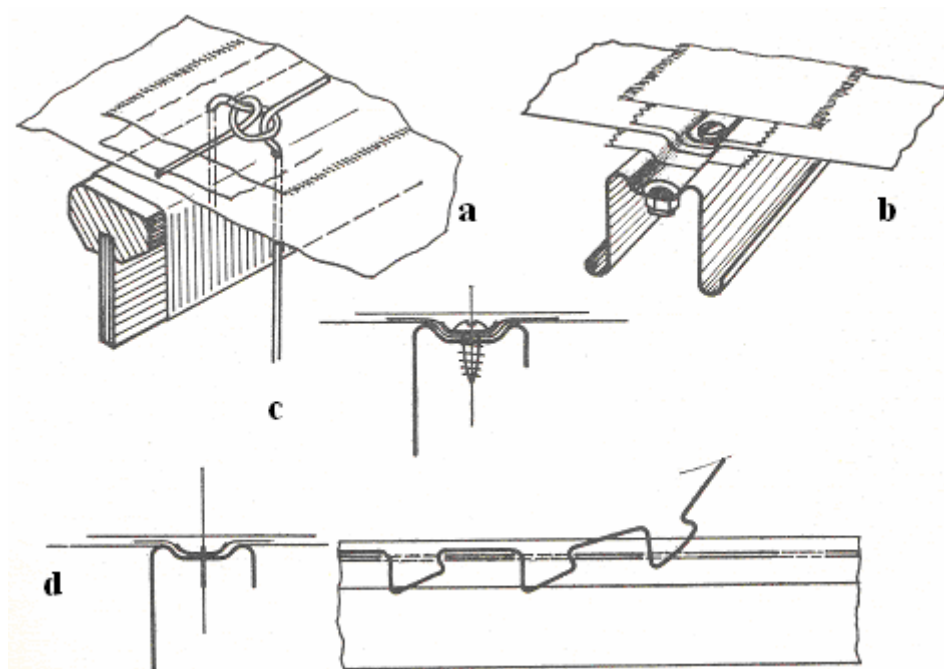
Vanjska oplata krila zrakoplova ima zadatak da krilu osigura aerodinamičan oblik i ujedno prenese aerodinamičke sile na unutarnju strukturu krila. Te aerodinamičke sile prenose se preko oplata na rebra i uzdužnice kao djelovanje plohe ili membrane. Otpornost na sile smicanja i torzije preuzet će oplata s „petom“ (cap) ramenjače dok će aksijalna opterećenja i opterećenja na savijanje nositi kombinirana struktura oplata i uzdužnica.

Mada se tanka oplata djelotvorno odupire silama smicanja i vlačnja, povinut će se pod razmjerno malim silama tlačenja. Umjesto da se povećava debljina oplata i kao rezultat dobiju penali u težini, pričvršćuju se uzdužnice i rebra uz oplatu, čime se podijeli površina

oplate na male pravokutnike, što povećava čvrstoću oplate na svijanje i tlačenje. Stabilizirajuće djelovanje uzdužnice na oplatu je zapravo recipročno do određene mjere, mada je efekt okomito na površinu oplate minimalan. Uzdužnica naliježe na spoj s rebrom da se izbjegne djelovanje stupca u tom smjeru. Kombinirana akcija oplate i uzdužnice odupire se aksijalnim i povijajućim opterećenjima.

Vanjska oplate krila zrakoplova može biti meka ili kruta.

a) *Meka platnena oplate* izvodi se od specijalnoga pojačanoga lanenog platna velike otpornosti koje se prošiva preko rebara lanenim koncem, ili se pričvršćuje mehaničkim putem na neki od načina prikazanih na slici 45.



Slika 45. Načini učvršćenja oplate

Koncepcija „a“ prikazuje način običnog prošivanja koji se primjenjuje na lakim i manje opterećenim krilima. Pri tome se zbog sigurnosti na svakoj obuhvatnoj vezi mora uvezati obvezan čvor. Koncepcije „b“ i „c“ predstavljaju veze pomoću vijaka ispod čijih glava se proteže limeni profil kao zajednički podmetač. U koncepciji „d“, koja predstavlja i najekonomičniju i najlakšu kombinaciju, serija vijaka zamjenjuje se specijalno profiliranom žičanom vezom koja osigurava vrlo brzu montažu i sigurno nalijezanje. U svim tim slučajevima ti šavovi, odnosno veze, zaštićuju se nalijepljenim platnenim profilima.

Konačno, cijela platnena oplate se impregnira specijalnim celuloznim lakom koji napinje i zateže platno i znatno mu povećava otpornost. Svi navedeni postupci presvlačenja krila vrijede u potpunosti i za repne površine.

Praktična granica primjene platnene oplate krila je kod zrakoplova s maksimalnom brzinom oko 500 km/h.

Zbog nešto manjega specifičnog opterećenja repnih površina (krilca i repova) ta granica praktične primjene platnene oplata na njima iznosi znatno više i za zrakoplove s većim brzinama, daleko preko 500 km/h.

b) *Kruta oplata krila*, tzv. „nosiva oplata“

Osim onih osnovnih uloga koje obavlja i obična platnena oplata, kruta nosiva oplata omogućuje tehnički racionalnije rješenje, iz razloga što pruža istovremeno pretpostavku šire primjene za nošenje tangencijalnih opterećenja, torzije krila kao i dijela aksijalnih sila u kori pri savijanju krila, što znači ispomoć i djelomično rasterećenje ramenjača krila.

U takvom slučaju relativno tanke oplata, koja pokriva veće slobodne površine krila, dolazi do problema s tzv. „stabilnosti“ stanja te nosive kore. To vrijedi i za normalne napone i za smičuće, kao i njihove složene slučajeve. Posebno težak slučaj predstavlja normalni napon u oplati kojemu je ona podvrgnuta pri savijanju krila.

Vrijednost napona pri kojemu jedan opterećeni element nosive oplata gubi svoju stabilnu ravnotežu naziva se „kritični napon“. Kad oplata dosegne kritični napon, pojavljuje se ondulacija i ako ne postoje nikakva pojačanja oplata, ona prelazi neposredno u gužvanje odnosno definitivno razaranje dotadašnjeg oblika. U slučajevima kad je oplata ojačana (uzdužnice, okviri) i poslije postizanja kritičnog napona u oplati, i ako ona ondulira, naponi u pojačanjima će rasti i dalje s opterećenjem, samo taj porast neće biti više razmjernan opterećenju. U takvim slučajevima kritični napon pojačanja odnosno cjelokupne konstrukcije treba nastupiti tek kod granice opterećenja predviđenog za lom. Vrijednosti tih kritičnih napona uvijek su ispod granice elastičnosti.

Za racionalnije iskorištenje te kore kao oplata krila neophodno je uvesti seriju pojačanja u obliku uzdužnica („Stringeri“) uzduž raspona krila, koje zajedno s rebrima dijele cijelu koru u pojedine elemente, odnosno „polja“. Tako dobivena pojedina polja mogu se promatrati ili kao ravne ploče ili kao sekcije cilindrične površine s odgovarajućim radijusom krivine.

Kod zrakoplova velikih brzina, a naročito onih s lamiranim aeroprofilima, mora se osigurati što kruća oplata, čija stabilnost mora biti sačuvana do iznad vrijednosti sigurnog opterećenja.

Drvene uzdužnice za koru od ljepenke obično su pravokutnog presjeka, a u iznimnom slučaju trapeznog, dok one metalne od lakih slitina mogu imati raznolike oblike, kako je to prikazano na slici 46. Navedeni profili najčešće su izrađeni od limenih traka. Konceptije 3 i 4 su otpornije na tlak jer predstavljaju zatvorene kutije, dok je koncepcija 2 slabija kao otvoreni profil, ali je zbog jednostavnije izradbe pogodnija i najrasprostranjenija. Konceptije 5 i 6 predstavljaju kontinuirano pojačanje oplata.



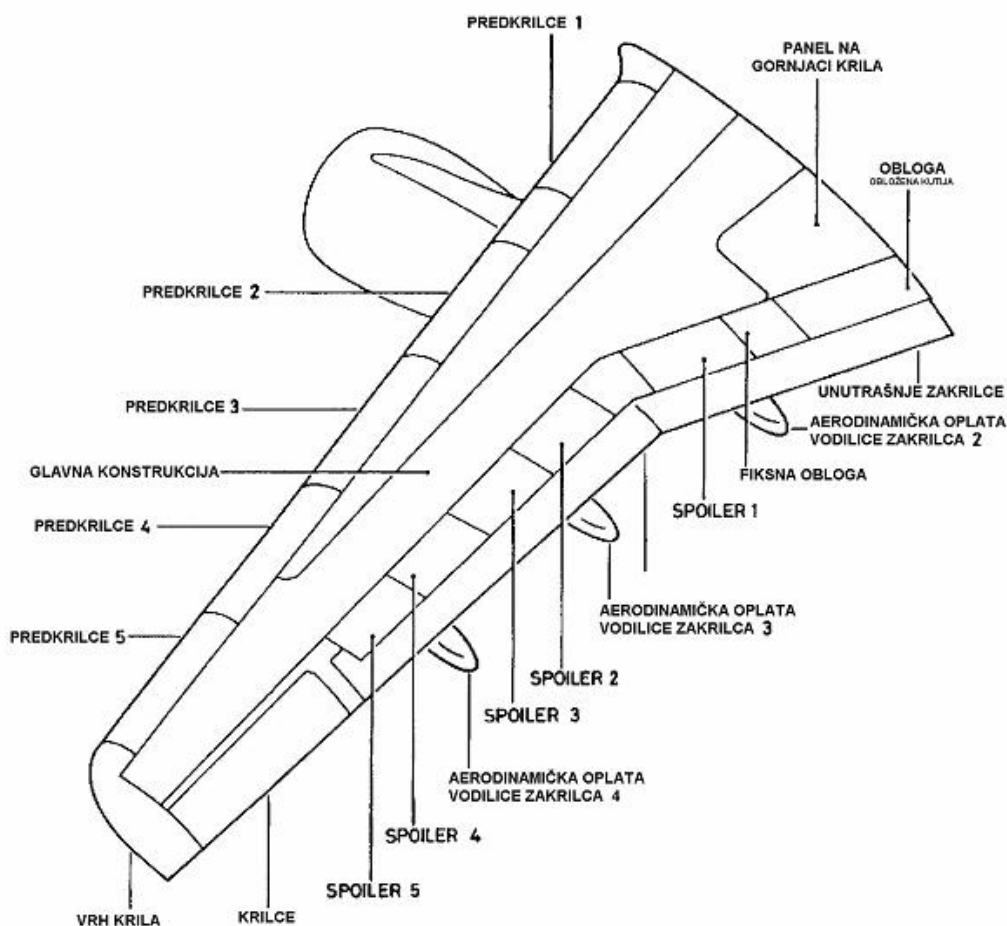
Slika 46. Razne koncepcije uzdužnica

Kod zrakoplova većih brzina zbog potrebe čistih vanjskih površina krila, neophodno je primjenjivati samo zakovice s ukopanom glavom. Isto tako dobru površinu omogućuje i električno točkasto varenje, a najčistiju površinu daje slijepljeni spoj.

Spajanje pomoću zakovica tanjih limova oplata prouzrokuje izvjesne deformacije u okolini zakovica remeteći pri tome glatkoću površine krila, i ta okolnost predstavlja praktičnu donju granicu debljine lima.

4.1.3 Mehanizacija krila

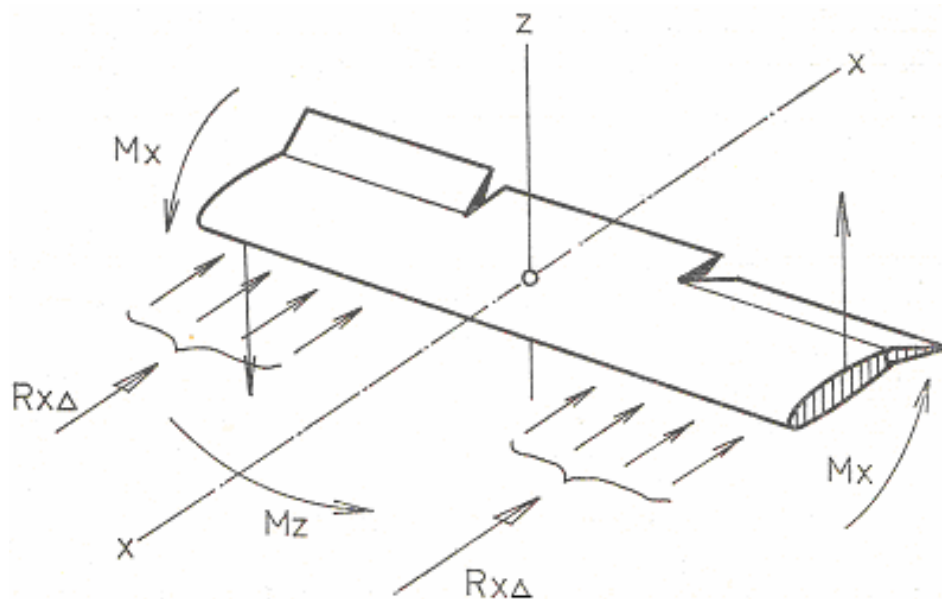
Na slici 47. dan je prikaz osnovnih upravljačkih površina na krilu zrakoplova. U nastavku će biti pojedinačno elaborirana uloga svih uređaja.



Slika 47. Upravljačke površine na krilu zrakoplova

4.1.3.1 Krilca

Krilca su poprečne upravljačke površine za upravljanje i okretanje zrakoplova oko njegove uzdužne osi x . Ona to izvide istovremenim upravljanjem u suprotnim smjerovima. Krilca se, u pravilu, ugrađuju u vanjskim dijelovima krila do samog rubnika, kako bi se dobio što veći krak, pa u vezi s tim i što veći pogonski moment za upravljanje. U iznimnim slučajevima zrakoplova velikih brzina, kod kojih postoji opasnost od tzv. „reversa“ krilaca zbog elastičnosti konstrukcije krila, krilca se ili podjele u dva para ili se premjeste dalje od ruba krila.



Slika 48. Djelovanje krilaca

Moment M_x oko uzdužne osi zrakoplova je rezultat nastale razlike između uzgona obje strane krila, tj. povišenog uzgona one strane sa spuštenim krilcem i smanjenog uzgona druge strane s podignutim krilcem.

Slika zbivanja pri otklonu krilaca predstavljena je shematski na slici 48. Pri tom upravljanom zaokretu udesno, lijeva strana krila sa spuštenim krilcem naniže stvara izmijenjeni aeroprofil s povećanom krivinom i uzgonom. Ali to istovremeno prouzrokuje i povećanje otpora izmijenjenoga lijevog aeroprofila i cijele lijeve strane krila u usporedbi s desnom stranom. Ta razlika u otporima između lijeve i desne strane krila proizvodi novi nepoželjan moment M_z koji djeluje suprotno upravljanom zaokretu i koči ga.

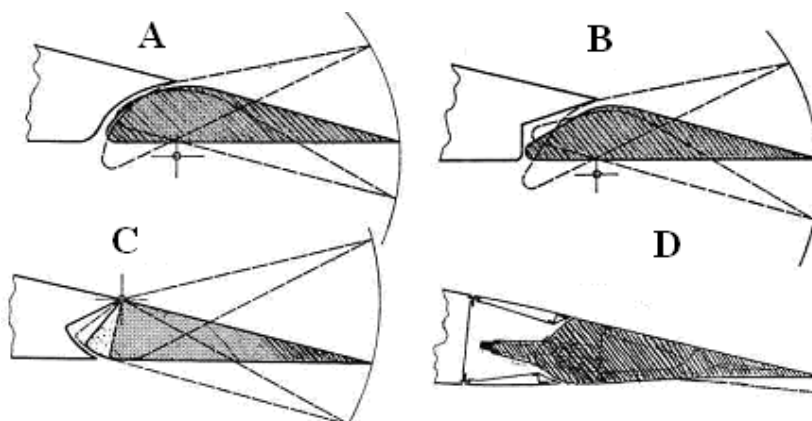
Djelovanje krilaca odnosno okretni moment M_x ovisi, osim o općim konstruktivnim parametrima, najviše o kutovima upravljanja. Ali, osim toga, okretni moment ovisi i o režimu leta, tj. o napadnom kutu krila. Ta ovisnost je u području normalnoga horizontalnog leta neznatna, ali s većim kutovima blizu tjemena polare ona dolazi do snažnog izražaja. Znatan utjecaj na djelovanje krilaca može imati i kontura krila, tj. oblik rubnika, kao i način uklapanja vanjskog ruba krilca u rubnik krila.

Krilca se mogu smatrati najsloženijom i najdelikatnijom od svih upravljačkih površina koju je najteže teorijski obraditi. Svi navedeni obrasci i geometrijske proporcije dobrih krilaca nisu dovoljna podloga i mogu poslužiti samo za načelni projekt zrakoplova. Za izradbu glavnog projekta neophodna je detaljnija analiza njihove efikasnosti, kako računskim tako i eksperimentalnim putem.

Za prvu analizu mogu vrlo korisno poslužiti uvjeti statičkog proračuna krila, koji u nekim slučajevima nesimetričnog opterećenja krila zahtijevaju određenu vrijednost kutnog ubrzanja zrakoplova oko osi x , prouzrokovanog djelovanjem krilaca. Pri tome to ubrzanje treba biti postignuto izbacivanjem krilaca do najviše 30° . Ako taj teorijski proračun zahtijeva veći kut, to onda predstavlja sigurnu indicaciju da krilca nisu dobro koncipirana ni dimenzionirana.

Radi smanjenja pogonskog momenta krilca, tj. rasterećenja komande, primjenjuje se tzv. aerodinamička kompenzacija, i to ravnomjernog tipa, kao što se primjenjuje i na repnim površinama. Osnova te vrste kompenzacije sastoji se u izmjeni oblika čelnog dijela krilca i pomicanju njegove okretne točke više unatrag kako bi se što više primakla položaju centra potiska krilca. To su uostalom zajednički principi za sve repne površine.

Primjeri takve kompenzacije dani su na slici 49. u koncepcijama a, b i d, dok koncepcija c predstavlja slučaj običnoga nekompenziranog krilca kakvo se često primjenjuje na manjim zrakoplovima.



Slika 49. Primjeri aerodinamičke kompenzacije upravljačke površine

Što se tiče aerodinamičke efikasnosti krilaca, ona dobrim dijelom ovisi o oblikovanju čelnog dijela krilca, kao i završnog dijela krila na koji se ono nadovezuje.

Iako u principu svaki običan procjep između nosivih površina i stabilizatora djeluje štetno, u slučaju krilca dobro koncipiran procjep može biti vrlo efikasno sredstvo za pojačanje djelovanja krilca, zbog toga što je pojačanje uzgona potrebno samo za stranu spuštenoga krilca. U tu svrhu procjep se izvodi u obliku uskoga kanala na osnovi kolektora i difuzora. Tipičan primjer takvoga kanala prikazan je koncepcijom „a“ na slici 49. Konstrukcija kanala mora biti takva da se pri spuštanju krilca pojačava opstrujavanje čelnog dijela krilca i tako pojačava njegov uzgon, dok se pri uzdignutom krilcu to sve poremeti i u krajnjem gornjem položaju krilce potpuno zatvori kanal. Pri tome je potrebno da gornjaka profila krilca, naročito u svom prednjem - čelnom dijelu po mogućnosti odgovara obliku maloga samostalnog aeroprofila.

U borbi protiv kočćeg djelovanja štetnog momenta M_z vrlo korisno može poslužiti i samo aerodinamička kompenzacija sa svojim isturenim prednjim dijelom krilca. U slučaju podizanja krilca, taj prednji dio obično ispada ispod konture aeroprofila te mu tako povećava otpor i djeluje suprotno momentu M_z . To korisno djelovanje čelnog dijela krilca još se više potencira konstrukcijom tipa „Frise“ koja je prikazana koncepcijom „b“ na slici 49. Ovdje je potpuno izmijenjen i kanal te napadni rub krilca više zaoštren radi jačega aerodinamičkoga kočenja.

Vrlo efikasno sredstvo za rasterećenje upravljanja krilaca (kompenzacija) uz istovremeno poboljšanje njihovog aerodinamičkog djelovanja pruža tzv. „diferencijalni“ pogon krilaca. Osnovna ideja je u nejednakom pogonu, tako da se krilce spušta naniže za znatno manji kut nego što se podiže naviše.

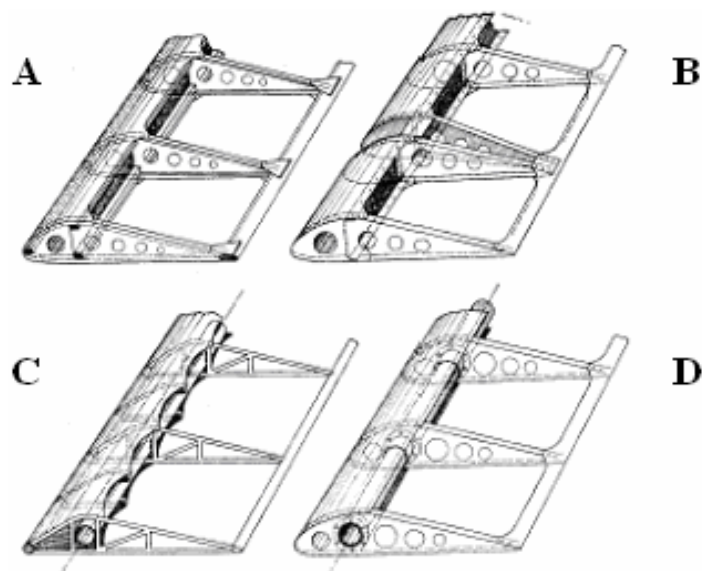
Budući da spuštено krilce s pojačanim uzgonom predstavlja glavni otpor pogonskom momentu, to se smanjenjem njegovog hoda odnosno kuta spuštanja smanjuje i potrebni pogonski moment.

Istovremeno s tim smanjenjem kuta spuštanja krilca smanjuje se i štetna komponenta aerodinamičkog otpora na toj strani, dok se na suprotnoj strani krila s jače podignutim krilcem aerodinamički otpor povećava, što sve ukupno djeluje vrlo povoljno u smislu eliminacija štetnog momenta M_z , koji remeti pravilan zaokret.

Kinematika diferencijalnog pogona praktično se ostvaruje poremećajem nekoga pravokutnog prijenosa u transmisiji komandi i može biti izvedena na jednom ili na više mjesta transmisije prema potrebi.

Osnovna konstruktivna koncepcija krilca ne razlikuje se mnogo od konstrukcije krila, osim što je znatno lakša i jednostavnija, zbog znatno nižega specifičnog opterećenja krilca. Tako se, u pravilu, primjenjuje samo jedna pločasta ramenjača. Sekcija između ramenjače i napadnog ruba zatvori se obično pomoću krute oplata čime se stvori otporna kutija protiv torzije.

Na slici 50. prikazane su 4 razne koncepcije čija konstruktivna rješenja pokazuju izvjesne specifičnosti koje proistječu iz razlike primijenjenih materijala. Tako koncepcija A predstavlja tipičnu drvenu konstrukciju, a koncepcija B metalnu (od lakih slitina). Koncepcija C je konstrukcija u cjelini iz tankozidnih čeličnih cijevi spajanih pomoću varenja. Konačno, koncepcija D predstavlja miješanu kombinaciju čelika i durala, pri čemu čelična cijev formira ramenjaču, a sve ostalo je od durala.



Slika 50. Primjer konstrukcije upravljačkih površina

U slučaju vrlo izduženih krilaca, tj. većih vitkosti, a naročito kod brzih akrobatskih zrakoplova, zbog savijanja krila pri oštrijem upravljanju krilaca dolazi do trzaja u komandama jer spuštено krilce nije sposobno pratiti savijanje krila. Zato se u takvim slučajevima krilce rasiječe na dva dijela, tako da svaki ne smije imati više od dva ležaja, kako bi mogao pratiti savijanje krila.

U slučaju konstrukcije običnoga krilca čije je težište iza okretne osi, prilikom izvjesne oscilacije u vertikalnom smislu, odnosno pri odgovarajućoj akceleraciji krila, zbog inercije mase krilca ono dobiva tendenciju da kasni za glavnim kretanjem prednje krute konstrukcije krila. Na taj način pri kretanju krila naviše, mijenja se krivina osnovnog aeroprofila krila, koja stvara dopunski uzgon, a on djeluje u smislu povećavanja inicijalnog ugiba, tj. povećanja amplitude osciliranja. Takvo stanje dovodi do pojave opasnih oscilacija koje su poznate pod imenom „flutter“, tj. „lepršanje“ krila, a koje naročito kod brzih zrakoplova zbog velike akumulacije kinetičke energije mogu postati katastrofalne pri izvjesnoj tzv. „kritičnoj“ brzini i dovesti do loma krila.

a) *Statička kompenzacija*

U većem broju slučajeva, i to pri umjerenijim brzinama, ta opasnost može se izbjeći pomoću tzv. „statičke kompenzacije“. Ona se sastoji u tome da se raspored mase krilca izvede tako da njegov centar težišta padne u vertikalnu ravninu postavljenu kroz okretnu os (ležaj) krilca, ili još sigurnije malo ispred te osi. To se izvodi putem dodavanja dopunskih masa ispred ležaja krilca, bilo u napadnom rubu krilca ili, po potrebi, i na posebnoj isturenoj poluzi.

b) *Dinamička kompenzacija*

Za potpuno osiguranje krilca nije dovoljan samo uvjet statičke kompenzacije, nego je neophodna i potpuna dinamička kompenzacija. To znači zapravo kompenzacija oko obje osi „X“ i „Y“, tako da se dobije tzv. produkt inercije ili „složeni moment inercije“.

Svi navedeni odnosi kao i uvjeti statičke i dinamičke kompenzacije mogu se analogno i u potpunosti primijeniti i na ostale upravljačke površine, kao što su kormilo visine i kormilo pravca.

4.1.3.2 Hiperpotisak

Osnovna i stalna težnja u razvitku konstrukcije zrakoplova kreće se putem uporne borbe za povećanje brzine leta, koja predstavlja glavnu odliku i karakteristiku zrakoplova kao prometnog sredstva.

Međutim, s povećanjem putne brzine zrakoplova istovremeno se povećava i minimalna brzina slijetanja, odnosno polijetanja, pa prema tome i duljina rulanja po zemlji u oba slučaja. Brzina slijetanja se mora ograničavati zbog eksploatacijske sigurnosti pri slijetanju i polijetanju, i održavati u propisanim podnošljivim granicama.

Postoje dva osnovna parametra koja formiraju minimalnu brzinu, i to specifično opterećenje krila G/S i nosivost aeroprofila $C_{z_{max}}$.

Kako specifično opterećenje G/S predstavlja istovremeno i glavni parametar povećanja putne brzine leta, koji je danas narastao do vrlo visokih vrijednosti, njega se ne smije znatno snižavati da se ne bi smanjila i brzina normalnoga horizontalnog leta. Za manipulaciju ostaje jedino karakteristika aeroprofila $C_{z_{max}}$. Na žalost, i pored ogromnog progressa koji je postignut kod suvremenih aeroprofila u domeni otpora i finese profila, ta vrijednost maksimalnog uzgona ostala je u dosta skromnim i ujednačenim granicama. Zbog takvog stanja pojavila se ideja da se u danom momentu praktične potrebe, bilo pomoću umjetne deformacije

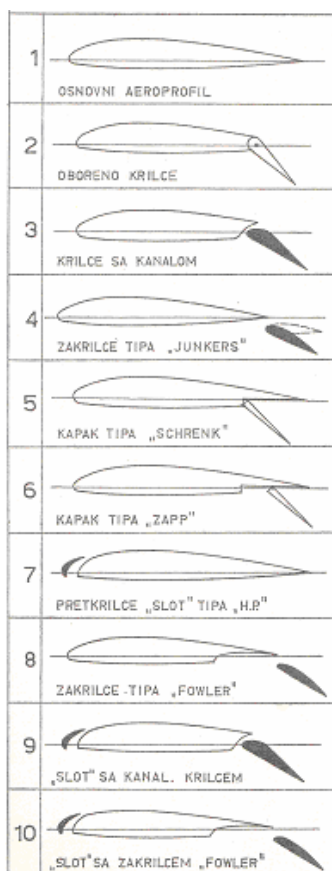
aeroprofila ili pomoću posebnih uređaja i dodataka na krilu, poveća njegova nosivost za slučaj minimalne brzine leta, slijetanja ili polijetanja.

Budući da se pri takvim postupcima tzv. „hiperpotiska“ bitno mijenja tip aeroprofila, to je neizbježno da se osim uzgona $C_{z_{max}}$ izmijene i ostale njegove karakteristike, npr.:

- $C_{X_{min}}$ - koji poraste
- C_{m_0} - koji poraste
- $(C_Z/C_X)_{max}$ - koji se smanjuje
- $(C_Z^3/C_X^2)_{max}$ - koji se smanjuje
- α_0 - kut nultog uzgona, koji se smanjuje
- α_{kr} - kritični kut pri $C_{z_{max}}$.

Na slici 51. navedeni su sustavi ostvarenja hiperpotiska koji potječu iz osnovnoga klasičnog aeroprofila relativne debljine 12%. Hiperpotisak se može ostvariti na razne načine, od kojih su u skripti navedeni primjeri nekoliko glavnih vrsta sustava. To su:

- a) povećanje krivina aeroprofila. To su tipične koncepcije pod 2 i 5
- b) pojačanje cirkulacije kroz procjepe aeroprofila, kao na koncepciji 7
- c) djelomično povećanje nosive površine povlačenjem zakrilca unazad, ali koje ide uvijek u kombinaciji s nekom od prednjih vrsta
- d) kombinacije prednjih vrsta ujedno, kao na primjer:
 - krivine i cirkulacije ujedno prema koncepcijama 3, 4 i 9
 - krivine i površine prema koncepciji 6
 - krivine, cirkulacije i površine prema koncepcijama 8 i 10.



Slika 51. Razne dispozicije zakrilca (s pretkrilcem i bez pretkrilca) te rezultirajući aerodinamički parametri

Osim tih standardnih vrsta izvođenja hiperpotiska postoje i drugi složeniji sustavi, na primjer: sustavi usisavanja graničnog sloja ili propuhivanja s nadtlakom, a s ciljem sprečavanja preranog odvajanja strujnica s gornjake krila. U posljednje vrijeme u primjeni su tzv. „reaktivna“ zakrilca za nadzvučne zrakoplove. Vrlo jednostavna konstrukcija sastoji se zapravo u uskom procjepu po izlaznom rubu inače tankoga krila, kroz koji se ispuhuje snažan mlaz zraka pod kutom oko 45° , koliko bi inače iznosio i kut spuštanja zakrilaca.

Svaki sustav hiperpotiska (koji se često naziva i „mehanizacija“ krila) znatno mijenja aerodinamičke karakteristike cijeloga krila i nastale glavne promjene su sljedeće:

1. smanjena minimalna brzina slijetanja i vožnje po zemlji do zaustavljanja, kao i mogućnost skraćenog polijetanja
2. povećan otpor krila koji ometa mogućnost pune primjene sustava hiperpotiska za polijetanje, ali je koristan za kočenje pri slijetanju
3. smanjena finesa krila $(C_Z/C_X)_{\max}$ koja je nepovoljna za uvjete dobrog zaleta s punom mehanizacijom, ali s gledišta slijetanja predstavlja povoljnu okolnost zbog strmijega kuta prilaza terenu
4. smanjena karakteristika penjanja $(C_Z^3/C_X^2)_{\max}$ onemogućuje punu primjenu hiperpotiska za polijetanje, nego se on iskorištava samo za oko 20 - 25% punog iznosa kuta spuštanja
5. zbog promjene kuta nultog uzgona, svakom, pa i manjem, napadnom kutu krila odgovara povećani uzgon. To predstavlja značajnu okolnost pri polijetanju, a naročito u slučajevima, kao npr. kod hidroplana, gdje je za izvjesno vrijeme skoro nemoguće visinsko upravljanje
6. promjena kritičnoga kuta α_{kr} pri $C_{Z\max}$ može biti naviše ili naniže. Kod sustava pretkrilca („slotova“) s kanalom kut α_{kr} se znatno povećava, dok se kod običnih zakrilaca nešto smanjuje.

A. Pretkrilca

Pretkrilca su organi relativno malih dimenzija položeni po prednjem – napadnom rubu krila. Tetiva iznosi svega oko 12 - 15% tetive krila. Ona obično predstavljaju odsječak glavnog aeroprofila krila, koji se u slučaju potrebe odvaja od osnovnoga krilnog profila i formira pravilan procjep - kanal. Razlika tlakova koja vlada između donjake i gornjake uspostavlja strujanje kroz procjep, povećava kinetičku energiju fluidnih djelića u pravcu strujanja, pa prema tome pojačava i cirkulaciju odnosno uzgon.

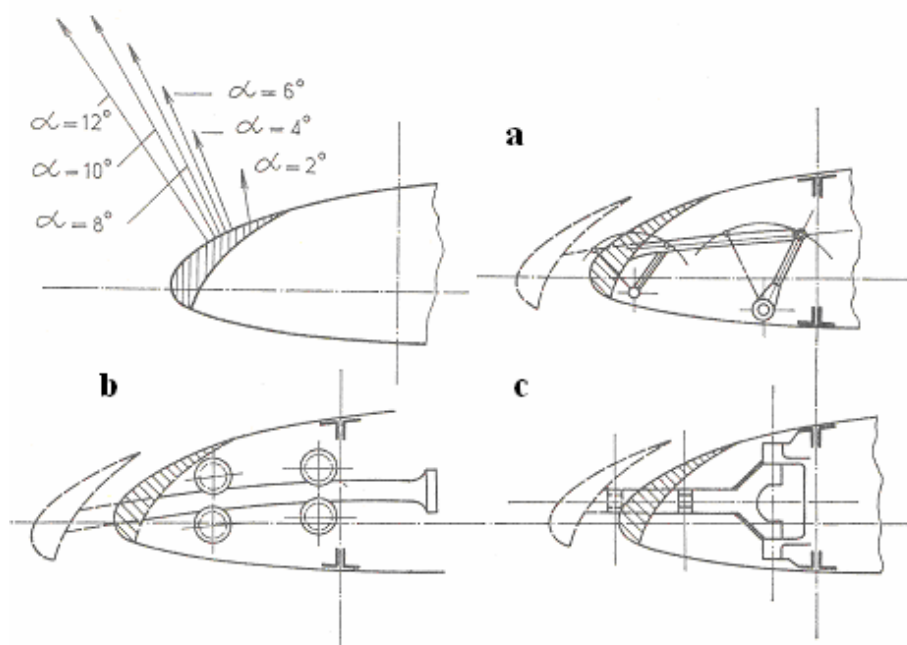
Osnovna i bitna praktična i eksploatacijska karakteristika djelovanja pretkrilaca sastoji se u tome da jači porast maksimalnog uzgona prati ujedno i jači porast kritičnoga kuta α_{kr} koji mu odgovara. Ta okolnost vrlo je korisna u slučaju leta minimalnom brzinom i bez vanjske vidljivosti, dok je pri slijetanju vrlo nepovoljna jer zahtijeva veću visinu stajnog trapa, što je za brze zrakoplove posebno konstruktivno nezgodno jer otežava njihovo uvlačenje u letu. Taj nedostatak pretkrilca najbolje se izbjegava njegovom kombinacijom s istovremenom primjenom zakrilca koje ima suprotnu tendenciju k smanjenju kritičnoga kuta.

Takva zajednička kombinacija pretkrilaca i zakrilaca ima pozitivne poraste uzgona od oba dijela s istovremenim smanjenjem kritičnoga kuta α_{kr} samog pretkrilca.

Pokretanje pretkrilca može biti ili potpuno automatsko ili upravljano od pilota. Obje strane mogu biti ili međusobno povezane da rade simultano, ili mogu biti potpuno neovisne. Potpuno automatsko pokretanje osigurava aerodinamička sila koja djeluje na pretkrilcu s promjenljivim pravcem i intenzitetom, tako da pri velikim napadnim kutovima ta sila postaje dovoljno jaka da izvuče pretkrilce. Sa smanjenim napadnim kutom i smanjenim uzgonom na pretkrilcu, ono se vraća u svoj neutralan položaj pod djelovanjem otpora i eventualne slabije opruge koja mu stabilizira neutralan položaj.

Na slici 52. prikazan je spektar aerodinamičkih sila koje djeluju na pretkrilcu, kao i tri vrste pogonske kinematike, odnosno sustava vođenja koje mu trebaju osigurati u izvučenom stanju optimalan položaj prema osnovnom krilu. Efikasnost tj. uzgon pretkrilca ne ovisi toliko o obliku koliko o njegovom položaju prema osnovnom krilu.

Praktično, pretkrilca se najčešće primjenjuju samo djelomično po sekcijama krila ispred krilaca. U tom slučaju ona predstavljaju vrlo efikasno sredstvo za osiguranje poprečne stabilnosti u letu s velikim napadnim kutovima.



Slika 52. Princip rada pretkrilaca

B. Zakrilca

Zakrilca su površine za povećanje uzgona koje mijenjaju ukupan uzgon krila povećanjem zakrivljenosti profila, a ponekad i povećanjem površine krila („Fowler“ zakrilce). Osim povećanja uzgona, zakrilca povećavaju i aerodinamički otpor. Nalaze se na izlaznom rubu krila prema trupu zrakoplova. Konstrukcijski su slična konstrukciji krila. Najčešći tipovi zakrilca su: obično zakrilce, „Fowler zakrilce“ i zakrilce s procjepom.

Zakrilca predstavljaju pretežnu većinu svih praktično primjenjivanih vrsta hiperpotiska. Među njima su najčešći slučajevi (slika 51.):

- a) obično spuštено krilce prikazano na koncepciji 2, s nešto poboljšanom varijantom s procjepom prikazano na koncepciji 3
- b) zakrilca tipa kapak („Schrenk“) sa znatno poboljšanom varijantom „Zapp“ prikazano koncepcijom 6 koji ujedno povećava i projekciju nosive površine.

Najsnažnije djelovanje od svih zakrilaca postiže tip „Fowler“, prikazano kao koncepcija 8, a najefikasniju kombinaciju udruženog djelovanja predstavlja koncepcija 10.

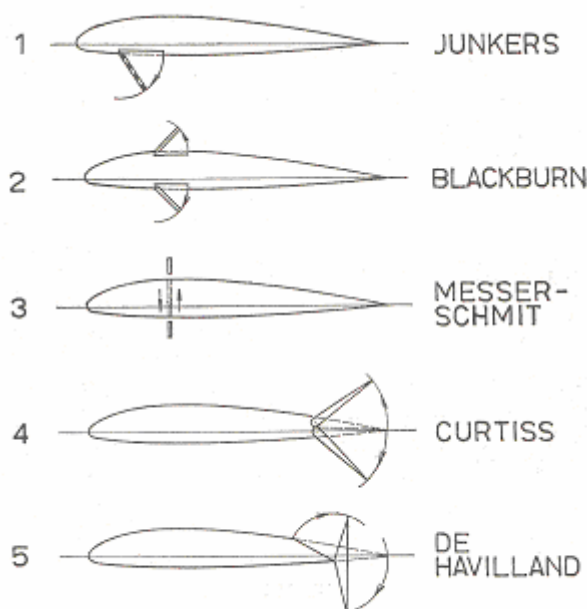
Osim tih deset navedenih koncepcija, postoji, među ostalim, još i mogućnost primjene više procjeka – kanala po uzoru na procjep pretkrilca, i ti procjepi mogu biti raspoređeni po cijeloj tetivi, ali su većinom koncentrirani u zadnjem dijelu tetive, ispred krilca.

4.1.3.3 Aerodinamičke kočnice

Suprotno općoj težnji k povećanju horizontalnih brzina leta postoje u praktičnoj eksploataciji i slučajevi kad je potrebno obavljati kočenje brzine u letu. Najtipičniji je slučaj tzv. „granične brzine spuštanja“ koja je određena otporom zrakoplova $C_{x_{min}}$.

Ograničenje te brzine može biti uvjetovano bilo eksploatacijskim taktičnim uvjetima ili konstruktivno-statičkim okolnostima. Drugi konkretan slučaj predstavlja potreba za smanjenjem finese kod zrakoplova velike finese da bi se dobio strmiji i kraći prilaz stazi ako taj efekt nije dovoljno postignut pomoću primijenjenog hiperpotiska.

Za povećanje aerodinamičkog otpora na krilima se primjenjuju različiti tipovi aerodinamičkih kočnica, od kojih su neki najpoznatiji predstavnici prikazani na slici 53.



Slika 53. Koncepcije aerodinamičkih kočnica

Osim navedenih kočnica, na krilu se s istim ciljem često ugrađuju i aerodinamičke kočnice na trupu. One se obično postavljaju po bokovima trupa simetrično s obje strane, i to u obliku poklopaca kojima se upravlja hidrauličnim putem.

S naglim porastom brzina leta, naročito velikih zrakoplova s većim vrijednostima specifičnog opterećenja krila kao i većom vitkošću krila, počinju se pojavljivati nepovoljne pojave, kao što je, na primjer, tzv. „revers“ krilaca. To je zapravo deformacija, odnosno torzija, krila prouzrokovana djelovanjem krilaca pri većim brzinama, koja dovodi do potpunog poremećaja normalnog funkcioniranja krilaca.

Kao praktičan lijek protiv te pojave primjenjuju se dvije osnovne konstruktivne koncepcije krila i njegove poprečne komande:

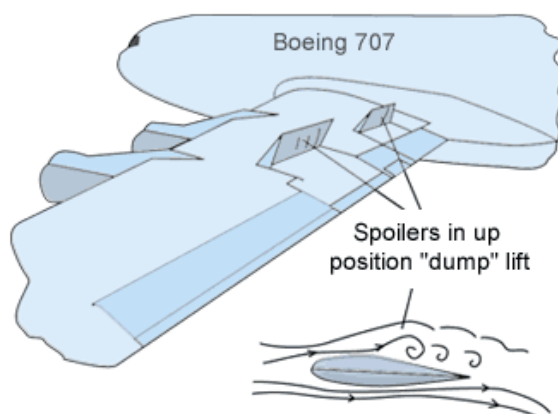
- a) ugrađuju se dva para krilaca, i to jedan par na uobičajenom vanjskom kraju krila i drugi manji par u sredini. Sustav upravljanja izveden je na taj način da pri umjerenijim brzinama rade simultano oba para krilaca dok se pri velikim brzinama zbog opasnosti od reversa vanjski par isključuje, te djeluje samo onaj manji unutarnji par krilaca;
- b) vanjska rubna sekcija krila ostavlja se čista bez ikakvih upravljačkih površina i ugrađuje se samo jedan par krilaca oko sredine krila.

U oba slučaja, zbog smanjenih potrebnih parametara za efikasan moment djelovanja krilaca, primjenjuju se za ispomoć posebne vrste aerodinamičkih kočnica, tzv. „spojlari“, koji se postavljaju na mjestima zakrilaca, oko njih ili nešto ispred njih.

To su zapravo kočne površine (kapci) postavljene na gornjaci krila, koje se po komandi dižu za kut oko 60° i više, pri čemu, osim snažnog povećanja otpora na danoj sekciji krila, ujedno kvare cirkulaciju i smanjuju uzgon.

Kad se takva „spojler – kočnica“ primijeni na unutarnjoj strani zaokreta, tj. na strani krila koje se spušta, ona vrlo efikasno dopunjava i pojačava djelovanje krilaca.

Osim navedene upotrebe spojlera kao poprečne površine, takvi spojleri mogu se vrlo korisno upotrijebiti i kao aerodinamičke kočnice kad se spuštaju simultano na obje strane krila. Osim te uloge spojlera, i neovisno o njoj, koristi se još jedan par spojlera koji se upotrebljavaju samo simultano kao aerodinamičke kočnice.



Slika 54. Smještaj i uloga spojlera

4.2 Trup zrakoplova

4.2.1 Uvod

Trup zrakoplova je središnji dio zrakoplova namijenjen za smještaj posade, putnika i tereta, a ponekad i za smještaj pogonske motorne grupe i repnih površina. Na njega se redovito vežu krila, a u većini slučajeva i repne površine i stajni organi. Ovisno o namjeni zrakoplova, trup također treba zadovoljavati uvjete dobre konstrukcije, pri čemu su glavni čimbenici utjecaja:

- **aerodinamički** - što pravilniji aerodinamički oblik i što manji otpor
- **eksploatacijski** - optimalno iskorištenje slobodnog prostora, udobnost putničke kabine (klimatizacija, grijanje, ventiliranje, termička i zvučna izolacija itd.)
- **konstrukcijski** - zadovoljavajuća čvrstoća i otpornost konstrukcije na torziju i savijanje, a za nadzvučne zrakoplove i dobra stabilnost oplata
- **tehnoški** - lagana i jeftina proizvodnja (po mogućnosti iz više modula).

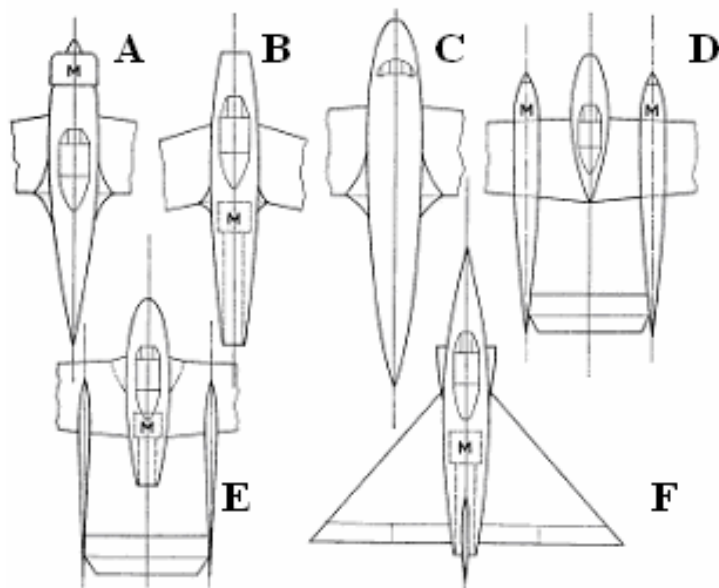
S aerodinamičkoga gledišta, karakteristična značajka trupa je tzv. „vitkost trupa”, odnosno omjer duljine i poprečnog presjeka, koja je funkcija namjene zrakoplova, maksimalne brzine leta i slično. Eksploatacijski zahtjevi su najčešće u suprotnosti s aerodinamičkim, jer je s jedne strane poželjan što veći koristan volumni prostor, dok je s druge strane poželjan što manji poprečni presjek i „mokra površina” (površina oplošja) radi aerodinamičkog otpora. Trup zrakoplova, osim primarne funkcije osiguranja prostora za putnike, robu i sustave zrakoplova, ima i funkciju povezivanja svih osnovnih konstruktivnih dijelova zrakoplova, te je najčešće smješten centralno, kako bi se ostvarila simetrija lijeve i desne strane zrakoplova (zbog poprečne stabilnosti zrakoplova), pa to proizlazi kao optimalno pozicioniranje.

Pod trupom kao širim pojmom središnjeg dijela zrakoplova razlikuju se tri različita organa:

- normalni trup zrakoplova koji na svome kraju nosi i repne površine
- prikraćeni trup ili gondolu koja ne nosi repne površine nego za tu potrebu postoje posebne tanje grede
- centralni čamac hidro-zrakoplova koji ima normalnu ulogu trupa, a istovremeno i ulogu plovnog objekta – čamca svojom donjom površinom, odnosno koritom.

Na slici 55. prikazane su različite konstruktivne koncepcije trupova i gondola s njihovim uklapanjem u cjelinu zrakoplova.

Koncepcija A predstavlja klasični trup s repnim površinama i klipnim motorom; koncepcija B trup s ugrađenim mlaznim motorom; koncepcija C standardni oblik trupa s više motora na krilima; koncepcija D prikazuje standardnu gondolu odnosno skraćen trup dvomotornoga klipnog zrakoplova; koncepcija E prikazuje skraćen trup s ugrađenim mlaznim motorom; koncepcija F prikazuje trup s ugrađenim mlaznim motorom i bočnim uvodnicima zraka.



Slika 55. Različite koncepcije izvedbe trupa zrakoplova

Osnovni elementi konstrukcije trupa su:

Oplata

- oblikuje vanjsku površinu, mora uz izgled osigurati i povoljno opstrujavanje zraka,
- prima poprečne sile i momente uvijanja.

Okviri

- obični – trupu daju poseban oblik, čuvaju ga tijekom djelovanja opterećenja;
- nosivi – primaju opterećenja od drugih elemenata konstrukcije zrakoplova.

Uzdužnice

- mogu biti nosivi elementi trupa;
- primaju osne – aksijalne sile, sile na istezanje ili tlak;
- nenosivi elementi – služe kao oslonac oplati i za prijenos opterećenja na okvire.

Ramenjače

- preuzimaju sile na istezanje ili tlak i djelomično primaju momente sila koje savijaju trup;
- uloga slična uzdužnicama, ali su većih dimenzija.

Osim što se središnjim pozicioniranjem trupa uspostavlja simetričnost lijeve i desne strane konstrukcije zrakoplova, te se time uspostavlja poprečna stabilnost, prisutni su i dodatni razlozi za takvo „centralno” pozicioniranje trupa zrakoplova. Naime, primarni cilj pri konstruiranju zrakoplova u fazi rješavanja dobrog strukturalnog raspoređivanja je uspostaviti djelotvorne „trase opterećenja” – tj. rasporediti strukturalne elemente s kojima se nasuprotne sile spajaju. Najveće primarne sile koje se trebaju „riješiti” su uzgon (krilo ili rotor) i njoj suprotstavljena težina od osnovnih dijelova konstrukcije (npr. motori) i korisnog tereta. Veličina i težina strukturalnih dijelova bit će minimizirana ako se elementi pozicioniraju jedan blizu drugoga nasuprotnim silama. Stoga je npr. trup helikoptera „prikračen”, a masa koncentrirana ispod glavnog rotora, što omogućuje izvedbu lake konstrukcije trupa helikoptera.

Ekstremni slučaj vodi prema konceptu „letećega krila”, odnosno zrakoplovu „bez trupa”¹⁹. Kod letećega krila uzgon i težina mogu se svesti na istu poziciju. Nadalje, kod takvoga koncepta minimiziran je poprečni presjek i „mokra površina” trupa, što rezultira najmanjim aerodinamičkim otporom, a time i manjom zahtijevanom snagom pogonske grupe.

U idealnom slučaju, težinu zrakoplova treba rasporediti uzduž raspona krila točno prema distribuciji uzgona (spanwise). To se naziva „opterećenje po rasponu” (spanloading), a konstrukcija eliminira potrebne teške strukturalne elemente krila koji moraju „nositi” težinu trupa nasuprot djelovanja sile uzgona koju krilo generira. Strukturalni elementi se tada mogu dimenzionirati uz manje granične vrijednosti opterećenja, npr. opterećenja od podvozja.

Dok je idealno „opterećenje duž raspona” rijetko moguće izvesti, koncept se primjenjuje kod konvencionalnih zrakoplova raspoređujući neke teške elemente, npr. motore, uzduž krila. To dovodi do znatnih ušteda u težini konstrukcije, ali se mora izbalansirati s eventualnim povećanjem otpora.

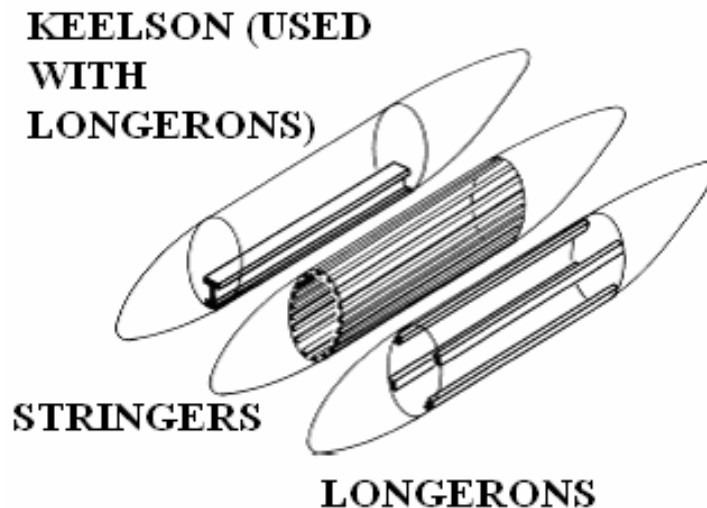
Ako se suprotno djelujuće sile uzgona i težine ne mogu svesti na istu poziciju, tada će biti neophodno izvesti „trase opterećenja” koje će prenositi opterećenja („put” kojim se opterećenje preraspoređuje). Nadalje, težina strukturalnih elemenata može se smanjiti ako su ti elementi što kraći i što ravniji.

Glavna opterećenja trupa prenose se na krilo s „teškim uzdužnim gredama” (longerons), koje su uobičajeno „I” ili „H” profila, i protežu se uzduž trupa i spojene su s oplatom trupa. To su sami po sebi teški elementi, no težina im se može smanjiti ako ih se izvede da su što ravniji (ravne trase opterećenja), primjerice, ako su donje teške uzdužne grede dovoljno visoko pozicionirane da prelaze „zatvorenu kutiju krila”. Kad bi ih se pozicioniralo niže, moralo bi se izraditi „koljeno” da se prijeđe nosiva „kutija” krila, a što znatno otežava težinu konstrukcije. U nekim situacijama, donje teške uzdužne grede je optimalno staviti niže (na dno trupa), da prolaze ispod „kutije” krila, što isto smanjuje težinu, ali komplicira i proizvodnju i održavanje.

Analiziranjem većeg broja mogućih rješenja konačno će se determinirati optimalna solucija za pojedini specifični slučaj, što je suština konstruiranja i iznalaženja optimuma za međusobno suprotne zahtjeve.

Za transportni zrakoplov koji ima manje otvora i koncentriranija opterećenja, za razliku od borbenog, trup se konstruira s velikim brojem „lakah uzdužnih greda” (stringers) koje su raspoređene uokolo trupa. Težina se smanjuje ako su te grede ravne i bez prijeloma. Drugi primarni element koji se koristi za ukrućivanje trupa na savijanje je „kobilica” (keelson), kao na brodu (slika 56). Primjer lošeg raspoređivanja elemenata može se vidjeti na nekim starijim konstrukcijama gdje se stajni trap uvlači u „kutiju” krila. To zahtijeva ojačavanje otvora, što na kraju rezultira teškom strukturom.

¹⁹ Leteće krilo – koncept konstrukcije koja zahtijevani volumni prostor trupa inkorporira u krilo zrakoplova.

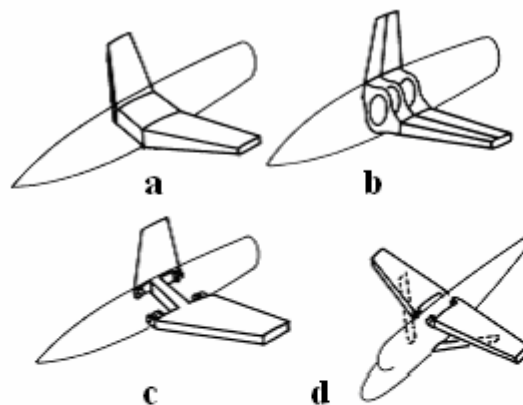


Slika 56. Elementi konstrukcije središnje sekcije trupa transportnog zrakoplova (koristeći „kobilicu”, lake uzdužne grede – stringers i teške uzdužne grede – longerons)

Strukturalno rješenje pojedinih elemenata trupa zrakoplova ovisi o strukturalnom rješenju krila zrakoplova. Konstrukcija krila i trupa moraju biti međusobno spojene na način da se opterećenja prenose i preraspoređuju (po „trasama” opterećenja) po elementima strukture. Pri pozicioniranju strukturalnih elemenata trupa istovremeno se razmatraju i svi ostali osnovni dijelovi zrakoplovne konstrukcije jer, kao što je već rečeno, jedna od funkcija trupa je objedinjavanje svih dijelova.

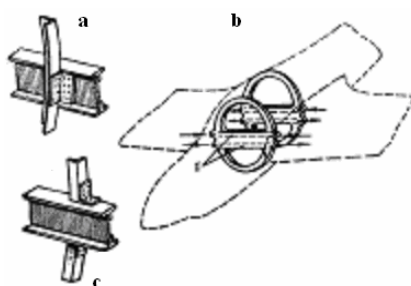
Današnje konstrukcije strukture koja spaja trup i krilo (carry-through structure) koriste u osnovi četiri koncepta:

- koncept zatvorene „kutije” krila standardno se koristi za transportne zrakoplove koji lete visokim podzvučnim brzinama, kao i za zrakoplove „generalnog zrakoplovstva”. „Kutija” krila se jednostavno nastavlja kroz trup. Trup zrakoplova ne preuzima nikakva opterećenja savijanja krila, što minimizira težinu strukture trupa, no zauzima dobar dio volumena te povećava poprečni presjek trupa na najnezgodnijem mjestu – formiranja sekundarnog vorteksa s popratnim povećanjem otpora. Nadalje, presijeca „trasu opterećenja” koju čini teška uzdužna greda trupa (longeron);
- koncept s „okvirima” (ring-frames) zasniva se na velikim teškim okvirnim nosačima koji prenose moment svijanja kroz trup. Takva je struktura teža no rezultirajuće smanjenje otpora na velikim brzinama uvjetuje taj koncept kod mnogih borbenih zrakoplova;
- koncept s „povijajućom gredom” (bending beam) je kompromisno rješenje između prva dva – zauzima manje volumena, ali jedna ili više greda čini konstrukciju trupa težom nego s „kutijom” krila;
- koncept s vanjskim „podupiračem” (strut) koristi se kod mnogih lakših i sporijih zrakoplova. Taj koncept koristi podupirače za preuzimanje opterećenja savijanjem i rezultira najlakšom konstrukcijom, ali se plaćaju visoki penali na većim brzinama zbog porasta otpora.



a - wing box carry through
b - ring frames
c - bending beam
d - strut braced

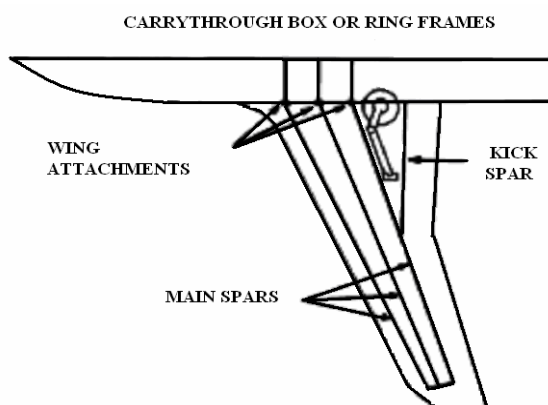
Slika 57. Četiri koncepta konstrukcije strukture (carry-through) spajanja krila s trupom zrakoplova



Slika 58. Načini spajanja ramenjača krila s okvirima trupa

Kazalo: A - pojačani okvir trupa spojen s ramenjačom; B – ramenjača presijeca okvir trupa (diskontinuitet okvira); C – centralni dio ramenjače je sastavni dio okvira trupa

Zrakoplovi koji uvlače stalni trap u krilo najčešće će imati stalni trap pozicioniran iza „kutije” krila s jednom stražnjom ramenjačom iza trapa koja nosi opterećenja zakrilca, kao na slici 59.



Slika 59. Tipična struktura „kutije” krila

Rebra nose opterećenja upravljačkih površina, stajnog trapa i prenose ih na ramenjaču i oplatu. Kod višeramenjačnih krila stoga će biti manje rebara, a smješta ih se na pozicije gdje su glavna opterećenja.

Drugi način konstruiranja krila je formiranje „kutije” krila s velikim brojem rebara (multi-rib) ili velikim brojem uzdužnih greda (multi-stringer) koji se spajaju s oplatom. Rebra se koriste da se izbjegne deformacija krila pod svijanjem. Promjenjiva geometrija krila (s mogućnošću promjene strijele) svakako će povećati težinu strukture. Tada su povoljnija rješenja s delta krilom.

Koja će se koncepcija spajanja krila trupa odabrati ovisi o kategoriji zrakoplova, opterećenjima, ali i „debljina” stijenki trupa će utjecati na konačni odabir (unutar koje se smještaju strukturni elementi) jer je npr. prosječna debljina stijene trupa transportnog zrakoplova oko 4 in. dok je malog zrakoplova oko 1 in.

Oblikovanje trupa okarakterizirano je bočnom projekcijom i oblikom presjeka. I jedno i drugo diktirano je uvjetima dobrog aerodinamičkog opstrujavanja s jedne strane, a s druge strane uvjetima pravilnog i racionalnog smještaja posade, putnika i tereta, kao i ostalim eksploatacijskim uvjetima.

Poprečni presjeci su uglavnom sljedeći:

- a) pravokutni s eventualnim lukom po gornjoj površini, i to samo za lakše, manje i sporije zrakoplove
- b) ovalni, elipsasti ili jajasti za manje i brze zrakoplove (obično vojne)
- c) okrugli za veće putničke zrakoplove koji lete na većim visinama, gdje je potreban nadtlak u kabini. U tome slučaju okrugli presjek pruža najracionalniji oblik za savladavanje nadtlaka.

4.2.2 Konstruktivne koncepcije trupa

4.2.2.1 Rešetkasti tip

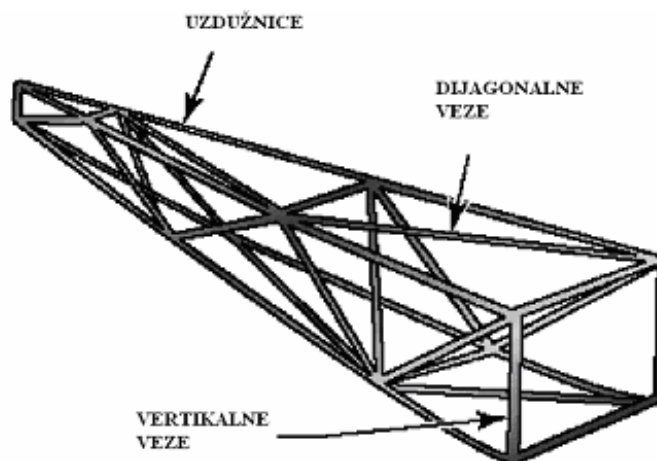
Rešetkasti tip, kod kojega nosivu strukturu - kostur - predstavlja prostorna rešetka, preko koje se nadograđuje pomoćni lakši sustav oplata koji služi samo za pravilniju aerodinamičku profilaciju.

Glavne elemente kostura predstavljaju osnovne uzdužnice - ramenjače s raznim poprečnim i dijagonalnim vezama. U horizontalnim ravninama, kao slabije opterećenim, ugrađuju se djelomično i križane žice umjesto krutih dijagonala, što se koristi i za osiguranje krutosti trupa na izvijanje (torziju). Isti postupak primjenjuje se i u završnom dijelu vertikalnih ravnina (bokova trupa). Taj postupak ima i svoju praktičnu korist u tome što omogućuje naknadno podešavanje i popravak oblika, naročito u slučaju varenih konstrukcija, koje se prilikom varenja mogu deformirati.

Rešetkasti tip trupa primjenjuje se danas samo za manje i lakše zrakoplove koji lete umjerenim brzinama.

Što se tiče konstruktivnog materijala, upotrebljavaju se metalne cijevi okruglog ili iznimno četvrtastog presjeka, i to od durala ili čelika različitih vrsta.

Kako je opće opterećenje, pa i njegove komponente, u pojedinim elementima u horizontalnoj ravnini znatno manje od onoga u vertikalnim ravninama, cijevi u horizontalnim ravninama mogu se spajati običnim varenjem bez naročitih čvornih pojačanja. Također se u toj ravnini često primjenjuje i veći broj križanih žičanih zatega umjesto krutih dijagonala.



Slika 60. Prikaz kostura rešetkastog tipa

4.2.2.2 Kutijasti tip

Kutijasti tip je sastavljen od četiriju glavnih uzdužnica (ramenjača) s pomoćnim poprečnim i dijagonalnim vezama koje služe kao osnova nosive strukture. Zidovi, obično ravni, izvedeni su od krutih oplata koje rade samo na smicanje i tangencijalna opterećenja.

Kutijasti tip trupa okarakteriziran je po svojoj vanjskoj formi osnovnim oblikom četvrtastog, tj. pravokutnog presjeka, s oštrim ili slabo zaobljenim rubovima i bočnim površinama koje su savijene uglavnom samo u jednoj ravnini.

Osnovni pravokutni presjek trupa izvodi se često sa zaobljenom gornjom leđnom površinom, a ponekad se to zaobljenje izvodi i na donjoj površini.

Konstruktivna karakteristika tog tipa trupa sastoji se u tome što je njegova vanjska površina pokrivena čvrstom odnosno krutom korom, koja je organski vezana s konstruktivnim nosivim kosturom.

Zbog mogućnosti izvijanja, ta oplata se ne može računati kao nosiva u punom smislu riječi (tj. kao nosiva na normalna naprezanja prilikom savijanja), nego samo kao sredstvo za osiguranje protiv torzijskog naprezanja, odnosno samo za tangencijalna opterećenja.

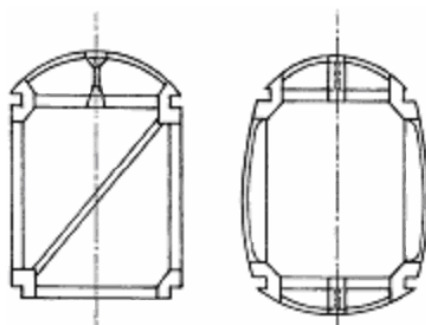
Zbog ograničene uloge oplata, taj konstruktivni tip, kao i rešetkasti, mora imati dovoljno jak osnovni konstrukcijski nosivi kostur, koji se sastoji uglavnom od nosivih ramenjača i okvira. Ramenjače primaju aksijalna naprezanja zbog savijanja, a okviri služe za održavanje oblika presjeka, za vezu vanjske kore kao i smanjenje njezinih slobodnih područja.

Osim toga, u prednjem dijelu trupa u područjima većeg opterećenja ugrađuju se djelomično među okvirima i dijagonale za bolje ukrućenje sustava.

Kutijasti tip konstrukcije trupa izvodi se u drvetu i lakim metalima (duralu).

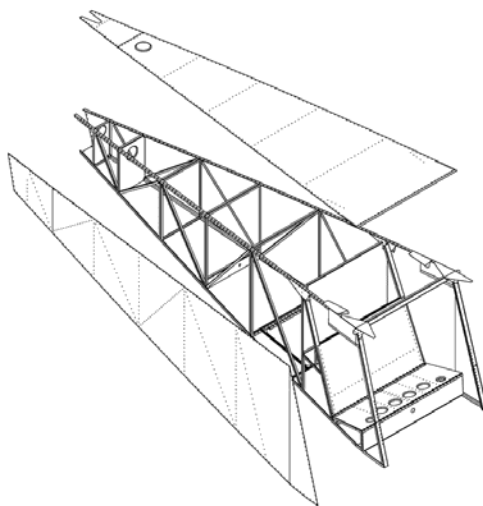
U drvenim konstrukcijama svi elementi kostura izvode se uglavnom u pravokutnim presjecima s lokalnim olakšanjima i zadebljanjima.

Uobičajeni oblici okvira prikazani su na slici 61. s pojačanim kutovima u kojima su usječeni slobodni prolazi za ramenjače. Za oplatu se upotrebljava drvena ljepenska od breze, mahagonija, bukve, javora... Debljine oplata variraju oko 1 - 3 mm.



Slika 61. Okvir trupa kod „kutijaste” konstrukcije

U metalnim konstrukcijama od durala okviri su slični onima od drvenih konstrukcija, sastavljeni od limenih profila s kutnim čvornim limovima. Posebnu konstruktivnu karakteristiku, međutim, predstavljaju glavne ramenjače, koje su obično izvedene od limenih profiliranih traka koje formiraju zatvoren presjek u obliku cijevi.



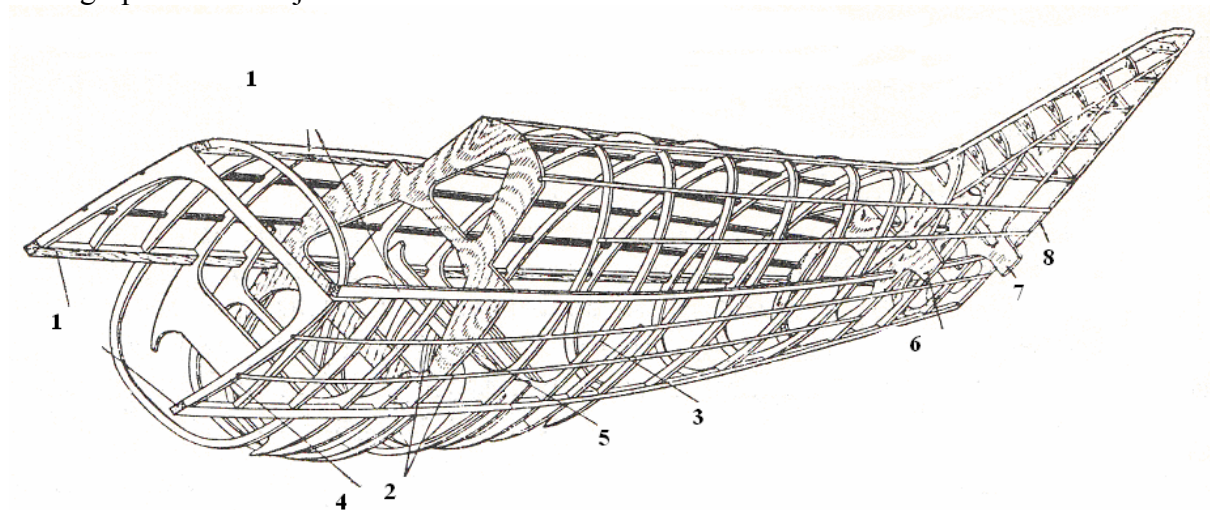
Slika 62. Prikaz trupa kutijastog oblika

4.2.2.3 Prijelazni tip (kutijasto-ljuskasti)

Zahtjevi za većim volumnim prostorom unutar trupa zrakoplova rezultirali su „prijelaznom” ili „mješovitom” konstrukcijom trupa (semi-monocoque) – između „kutijaste” i „tankostijene” (ljuskaste tj. monocoque) konstrukcije. To su konstrukcije koje u strukturalnom pogledu odgovaraju „kutijastoj” konstrukciji, ali s većim brojem jačih uzdužnih

greda po obodu (stringer), zaobljenog presjeka što je karakteristika „tankostijene” konstrukcije s nosivom oplatom.

U slučajevima gdje je i uz najbolju želju iz raznih razloga nemoguće primijeniti tzv. „ljuskasti” konstrukciju, bilo zbog većih izreza, koncentričnih opterećenja, ili zbog veće vitkosti trupa, upotrebljava se „prijelazni tip” konstrukcije. Taj trup ima vanjske obline i oblike presjeka ljuskastog tipa, ali s ugrađenim jačim uzdužnim pojačanjima u obliku ramenjača kao kod kutijastog tipa. Osim tih ugrađenih ramenjača često se pojavljuju slabije uzdužnice s ciljem pojačanja odnosno stabilizacije oplata. Na slici 63. prikazan je primjer takvog tipa konstrukcije.



Slika 63. Primjer „mješovite” konstrukcije trupa

4.2.2.4 Ljuskasti tip

Ljuskasti tip predstavlja tendenciju k maksimalnom iskorištenju vanjske oplata i u statičkom pogledu, što omogućuje znatnu uštedu i smanjenje uloge unutarnjih elemenata, tj. uzdužnica („stringera“). Krajnji teorijski, ali praktično neostvariv cilj predstavljao bi slučaj tzv. čiste ljuske kod koje bi nosila sama oplata.

Ljuskasti tip trupa proistekao je iz ideje i tendencije za što racionalnijim korištenjem konstrukcijskog materijala. Budući da moderno zrakoplovstvo zahtijeva neminovnu profilaciju trupa, obično ovalnog ili okruglog presjeka i vretenastog oblika, došlo se na ideju da bi bilo vrlo korisno da taj materijal, potreban za vanjsku profilaciju, ne bude samo „mrtav teret“ (kao što je to slučaj kod rešetkastih konstrukcija), nego i da se statički iskoristi kao nosivi element, utoliko više što su mjere vanjskog presjeka profilacije stvarno najveće moguće i mnogo veće od dimenzije unutarnje nosive osnove, npr. rešetke na istom mjestu presjeka. To omogućuje konstrukciju šuplje grede s mnogo većim momentima inercije i otpornim momentima, kako na savijanje tako i na torziju. Zbog toga je teorijski moguće pomoću vanjske oplata s dovoljnom debljinom zida ne samo rasteretiti nego i potpuno eliminirati cijelu unutarnju nosivu rešetkastu strukturu i zamijeniti je isto tako otpornom strukturom nosive oplata ili tzv. „ljuske“. Ali iz mnogih eksploatacijskih razloga praktično je nemoguće primijeniti konstrukciju čiste „ljuske“ tj. same slobodne oplata.

Glavni razlozi za to su sljedeći:

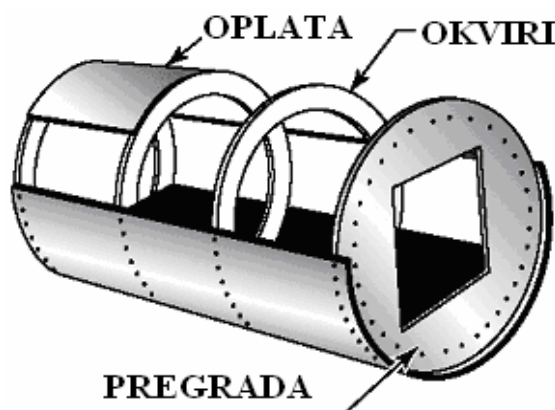
1. Stabilnost oblika ljuske

Na pritisnutom dijelu trupa pod relativno malim normalnim tlakovima oplata bi ondulirala (naborala se), pa ako ne bi bilo čvrstih nosivih elemenata, došlo bi do definitivnog razaranja konstrukcije. Zbog toga su potrebni češći okviri za održavanje stabilnog oblika poprečnih presjeka, kao i uzdužnice za smanjenje veličina slobodnih područja i povećanje kritičnih naprezanja oplata te povećanje ukupne otpornosti trupa.

2. Neizbježno je postojanje raznih otvora i izreza za vrata, prozore i sl., kao i glavnih okova za spojeve ili uopće mjesta koncentričnih opterećenja. Svi takvi poremećaji u kontinuitetu opterećenja oplata zahtijevaju neophodna lokalna pojačanja i kompenzacije oslabljenih sektora. Ta pojačanja izvode se na sljedeće načine:

- a) lokalna pojačanja zidova – oplata
- b) pomoćne tj. dopunske uzdužnice - „stringeri“
- c) pomoćni dopunski ili pojačani okviri ili specijalni porubi za ojačanje isječenih rupa.

Glavni konstruktivni elementi su ramenjače, uzdužnice, normalni, pomoćni ili pojačani okviri, kao i specijalna pojačanja i porubi oko isječenih rupa (prozori, vrata i sl.) na oplati.



Slika 64. Prikaz trupa ljuskastog oblika

Taj tip konstrukcije trupa ima većina današnjih zrakoplova, bilo s klipnim ili mlaznim motorom.

Kako proizlazi iz osnovne definicije, ovdje je vanjska oplata do svoga praktičnog maksimuma iskorištena u nosivom smislu, tj. ona nosi i transverzalne sile i sve momente torzije.

Za proračun takve oplata primjenjuju se analogno i u potpunosti sve postavke i obrasci koji vrijede i za oplatu krila. Ovdje uzdužnice imaju istu ulogu smanjenja slobodnih područja i preuzimanja opterećenja kao i na krilima, dok okviri odgovaraju ulozi rebara krila. Bitnija razlika je jedino u radijusima krivine savijene oplata, koji su znatno manji kod trupa. Zbog toga, prema općim obrascima, proizlaze više vrijednosti kritičnih naprezanja u oplati trupa, pa prema tome i veća stabilnost oplata trupa u usporedbi s krilom.

Pri praktičnom projektiranju obično je već predodređen konstruktivni materijal, dakle i vrijednost modula elastičnosti. Osim toga, u modernim konstrukcijama oblici presjeka trupa imaju prilično ujednačene radijuse krivine, te se po tome parametru ne mogu očekivati veće promjene opterećenja oplata. Tako konačno za konstruktora ostaju za slobodnu manipulaciju parametri debljine oplata i dimenzije, odnosno proporcije slobodnih područja.

Dimenzije slobodnih područja oplata određene su razmacima okvira i gustoćom uzdužnica.

Dimenzije presjeka uzdužnica i njihov raspored, tj. razmake, treba rješavati u najužoj vezi s izborom debljine oplata, kao i odgovarajućim radijusom krivine na danom sektoru jer su to tri glavna parametra koja određuju kritično opterećenje oplata.

Krajnji cilj pravilne kombinacije i usklađivanja prednjih parametara, tj. presjeka uzdužnica, njihovog rasporeda, razmaka okvira i konačno debljine oplata, sastoji se u tome da se dobije što lakša konstrukcija ali s dovoljno visokim vrijednostima kritičnih opterećenja oplata. Pri tome kritična opterećenja mogu biti niža od vrijednosti napona u krilu.

Dimenzije i gustoća uzdužnica, osim općih konstruktivnih razloga (izreza, rupa itd.), uvjetovane su djelomično i vitkošću oblika trupa. Kod vitkih trupova, naročito s jačim izrezima, one su posebno jako izražene, tako da katkada prelaze u dimenzije pravih nosača, tj. ramenjača, zbog čega cijela koncepcija bitno odstupa od prave „ljuske“ i zato se smatra prijelaznim tipom odnosno ljuskasto-kutijastim. Ukoliko je trup manje vitak, utoliko uzdužnice i po dimenzijama i po broju opadaju i cijela koncepcija se više približava tipu idealne prave ljuske.

Najveći broj današnjih zrakoplova ima značajke „tankostijene“ konstrukcije zrakoplova, gdje vanjska površina ili oplata omogućuje znatnu uštedu na težini unutarnjih elemenata kao i smanjenju njihove uloge. Oplata poduprta uzdužnim elementima za ukrućivanje (stringer) i laganim transverzalnim okvirima (frames) koji se odupiru savijanju, stlačivanju i torziji bez povijanja (buckling) oplata, u statičkom pogledu preuzima sva opterećenja. Razlikuju se semi-monocoque konstrukcije, odnosno tankostijene konstrukcije koje su u nekim dijelovima ukrućene elementima „kutijaste“ konstrukcije (ojačanim okvirima i/ili longeronima) te monocoque (tankostijene) konstrukcije, kod kojih oplata isključivo preuzima cjelokupno opterećenje.

4.2.3 Opterećenja trupa

U dosadašnjem razmatranju koncepcije trupa po obliku, konstrukciji, spajanju osnovnih dijelova itd. moglo se upoznati s većinom elemenata koji čine konstrukciju trupa. Može se ustvrditi da se trupovi zrakoplova, mada različiti po obliku i po funkciji od aerodinamičkih (uzgonskih) površina, sastoje od sličnih elemenata strukture i s istom funkcijom.

Međutim, postoje razlike u generiranju i prenošenju različitih tipova opterećenja. Aerodinamičke sile koje djeluju na trup relativno su male; s druge strane, trup podupire velika koncentrirana opterećenja (od podvozja, motora, te reakciju krila, reakciju repa, i nosi robu različitih dimenzija i težina), koja mogu uzrokovati velike inercijalne sile. To će uvjetovati dimenzioniranje i spajanje tih elemenata na drugačiji način. Nadalje, trup zrakoplova namijenjen za let na velikim visinama mora podnijeti opterećenja internog nadtlaka (nadtlačivanja za uspostavu ambijentalnih uvjeta pogodnih za ljude).

Glavno opterećenje trupa uzrokuju aerodinamičke sile koje se prenose s krila i repnih površina, no osim takvih opterećenja trup je opterećen koncentričnim silama mase motora, agregata, korisnog tereta, spremnika za gorivo, stajnog trapa...

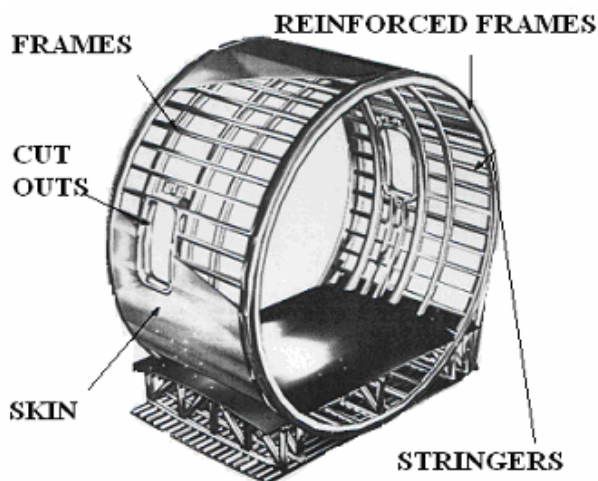
Unutar opterećenja koja su određena putem već zadanih normi razlikuju se:

- simetrična opterećenja – teret koji izaziva deformaciju trupa, simetrično je raspoređen u odnosu na njegovu os, odnosi se na bočno opterećenje prednjeg dijela trupa;
- nesimetrična opterećenja – teret koji izaziva deformaciju trupa je nesimetrično raspoređen u odnosu na os trupa i odnosi se na bočno opterećenje zadnjeg dijela trupa.

Trup uglavnom trpi deformacije savijanja i uvijanja koje nastaju kao rezultat djelovanja sile pri pomicanju kormila dubine i visine.

Pri pomicanju kormila visine pojavljuje se aerodinamična sila koja u odnosu na centar težišta stvara moment koji trup savija i u elementima konstrukcije izaziva sile sabijanja i istezanja.

Oblik poprečnog presjeka trupa zrakoplova determiniran je njegovom namjenom i zahtijevanim performansama. Najdjelotvorniji oblik za trup s nadtlakom je krug ili kombinacija krugova (jer tlak djeluje okomito na površinu). Stoga je tipični oblik trupa putničkog zrakoplova koji nije pod tlakom pravokutnoga poprečnog presjeka, kako bi se dobilo što više volumnog prostora, dok su trupovi s nadtlakom okrugli. Neovisno o obliku, osnovna struktura trupa modernog zrakoplova je tankostijena čelija poput valjka koju čini oplata, transversalni okviri i uzdužnice. Poprečni ili transversalni okviri koji se protežu cjelovito preko poprečnog presjeka trupa, poznati su pod nazivom *bulkhead* – pregradni zid i/ili ukružuju, odnosno zatvaraju valjak.



Slika 65. Prikaz centralne sekcije trupa s tipičnim elementima strukture tankostijene konstrukcije zrakoplova

4.3 Repne površine zrakoplova

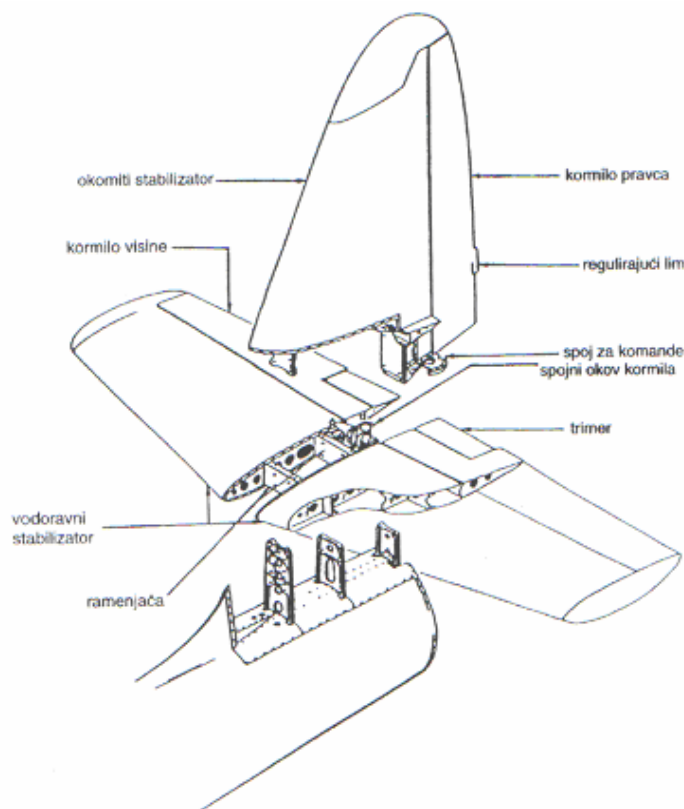
Kod svih konvencionalnih zrakoplova kao jedan od osnovnih dijelova konstrukcije zrakoplova navode se stabilizirajuće i upravljačke površine, kojima je primarna funkcija stabilizacija i upravljanje zrakoplovom u svih šest sloboda gibanja.

Najčešće su stabilizirajuće površine ugrađene na repu zrakoplovne konstrukcije te ih se još naziva i „repne površine”. To je vertikalni stabilizator i kormilo smjera, horizontalni stabilizator i kormilo visine (repni ili canard) te krilca za poprečno stabiliziranje i upravljanje zrakoplovom (na krilu). Kod nekonvencionalnih zrakoplova i rotokoptera ulogu stabiliziranja može preuzeti drugi rotor ili sekundarni generator stabilizirajuće sile (zakretne mlaznice), a ulogu upravljačkih površina preuzima glavni rotor s uređajem za upravljanje nagiba rotora. Nerijetko se kod nekonvencionalnih zrakoplova susreće s konstrukcijskim koncepcijama koje su kombinacija navedenih rješenja.

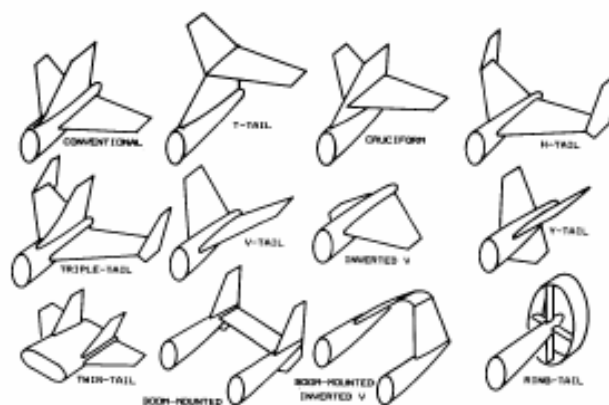
Repne površine svojom konstrukcijom trebaju zadovoljiti glavne uvjete:

- dovoljnu rezervu statičke i dinamičke stabilnosti u svim fazama leta
- pouzdanu kontrolu i upravljivost nad okretanjem zrakoplova oko osi y i z
- umjerene sile na komandama - upravljačkom mehanizmu
- mogućnost podešavanja i održavanja
- eliminiranje ili ublažavanje pojava vibracija i lepršanja
- dovoljnu strukturalnu čvrstoću
- laku izvedbu, održavanje, montažu i zamjenu pojedinih dijelova.

S konstruktivnog stajališta, većina dosada navedenih elemenata strukture uzgonske površine zrakoplova odnosila se na konstrukciju fiksnoga krila, ali, osim krila, ti elementi (**spar, spar-web, spar-cap, stringer, rib, skin**) s istom funkcijom primjenjivi su i za izgradnju svih ostalih aerodinamičkih površina, kojima je zajednička karakteristika – aeroprofil, npr. lopatica rotora, horizontalne i vertikalne repne površine (empenage)...



Slika 66. Osnovni dijelovi repnih površina zrakoplova



Slika 67. Pregled raznih konstrukcijskih koncepcija i izvedba repnih površina

4.3.1 Horizontalne repne površine

Horizontalne repne površine bitno utječu na stabilnost zrakoplova. Sastoje se od kormila visine pa se pomoću njega upravlja zrakoplovom oko poprečne osi. Dimenzija horizontalnog repa je, dakle, vrlo bitan parametar zbog stabilnosti i upravljivosti pa se često primjenjuje opcija pomičnoga horizontalnog stabilizatora, tj. repa, kako bi se povećala djelotvornost pomicanjem cijelog repa.

Osim uzdužne stabilnosti, horizontalne repne površine imaju i zadatak da u letu stvore potrebni moment oko poprečne osi zrakoplova, a s ciljem promjene položaja u prostoru. Prema položaju postavljanja horizontalnih repnih površina u odnosu na trup, one mogu biti: niske, srednje i visoke ugradnje. Horizontalne repne površine mogu se izrađivati od dviju polovica ili od jednoga komada. Što će biti primijenjeno ovisi o mjestu ugradnje u trup i međuodnosa s repnim površinama. Konstrukcijski su slični konstrukciji krila. Osnovni dijelovi horizontalnih repnih površina su: horizontalni stabilizator, kormilo visine i trimer.

Glavni parametri koji određuju površinu horizontalnog repa u odlučujućoj mjeri su:

1. vrijednost koeficijenta momenta C_{m_0} izabranog aeroprofila krila, koji predstavlja osnovni izvor momenata krila koje treba kontrolirati;
2. položaj centra težišta cijelog zrakoplova u odnosu na srednju aerodinamičku tetivu (tzv. „centraža“). Ta centraža treba biti podešena prema izabranom tipu odnosno karakteristikama aeroprofila krila, kao i uvjetima opterećenja u letu. U praksi, srednje vrijednosti centraže zrakoplova kreću se najčešće u granicama od oko 25 - 30% vrijednosti srednje aerodinamičke tetive;
3. razmak horizontalnog repa odnosno osi njegovih panti od „CG“ zrakoplova. Za prosječne zadovoljavajuće vrijednosti tog razmaka panti repa od centra težišta zrakoplova mogu se uzeti iznosi od oko 2,5 - 3,0 SAT;
4. za prvu procjenu i idejni projekt mogu se uzeti praktične vrijednosti horizontalnih repnih površina u odnosu na nosivu krilnu površinu S kao granične vrijednosti $S_H = (0,15 - 0,25) S$.

Pri izboru oblika repnih površina postavljaju se sljedeći uvjeti:

1. Aerodinamički uvjeti

Kao i kod krila, i ovdje najbolji aerodinamički efekt daju oblici elipse i trapeza sa zaobljenim rubnicima te se danas ti oblici najčešće i primjenjuju. Pravokutni oblik sa zaobljenim krajevima također je efikasan i naročito pogodan za poduprte konstrukcije ili sa žičanim utegama.

Vrlo je korisno i preporučljivo da se u korijenu (centralnoj vezi) repnih površina izvedu dobri aerodinamički slivnici, koji smanjuju otpore, a mogu i povećati efikasnost djelovanja repa.

2. Konstruktivni uvjeti

Statički rezultat konstrukcije, odnosno lakoća, u vezi s dovoljnom otpornošću, u najvećoj mjeri je uvjetovana izabranom koncepcijom i oblikom. Po težini, najlakšu konstrukciju daje pravokutni oblik s utegama ili upornicama jer omogućuje primjenu aeroprofila relativne debljine od oko 6 - 8%.

Druge dvije forme, eliptična i trapezna, daju aerodinamički bolji efekt, ali su dosta teži, jer se grade obično kao slobodno nosive koncepcije. Debljina aeroprofila u takvim slučajevima ide, u ovisnosti o vitkosti, do oko 10 - 12%.

3. Uvjeti djelovanja kormila

Poznato je da je djelovanje hoda pokretnoga kormila ekvivalentno odgovarajućoj manjoj vrijednosti promjene napadnoga kuta cijele repne površine.

Kod zrakoplova transsoničnih i supersoničnih brzina postoji veća opasnost gubitka efikasnosti djelovanja zbog mogućnosti formiranja udarnog vala prilikom izbacivanja kormila. Zbog toga se u takvim slučajevima redovno primjenjuje cijela tzv. integralna horizontalna repna površina bez odvojenoga kormila. To je olakšano time što nisu potrebni veći kutovi upravljanja kad je u pitanju integralna površina.

4. Uvjeti estetike

Osim uvjeta aerodinamike i statike, treba voditi računa i o općim uvjetima estetike, harmonije oblika i izvjesnog stila. Stil koji je primijenjen u općem obliku krila treba dosljedno prenijeti i na horizontalnu repnu površinu do krajnje granice mogućnosti. Na svu sreću dobri aerodinamički oblici ne dolaze u sukob sa zakonima estetike.

4.3.2 Vertikalne repne površine

Vertikalne repne površine ili kormilo smjera služe za stabilizaciju momenta oko okomite osi, tj. za upravljanje po pravcu, pa je i dimenzija tog repa vrlo bitna. Više puta se pribjegava povećanju površine na taj način da se na trupu konstruira „peraja“.

Zadatak tih površina je stvaranje momenta oko vertikalne osi zrakoplova, a posljedica toga stvorenog momenta je promjena pravca leta. Upravlja se preko nožnih pedala koje se

nalaze u kabini pilota. Konstrukcijski su slični konstrukciji krila. Osnovni dijelovi vertikalne repne površine su: vertikalni stabilizator, kormilo pravca i trimer.

Stabilizacija zrakoplova po pravcu odnosno odgovarajuće potrebne površine vertikalnog repa ovise o sljedećim parametrima:

1. površini krila
2. ukupnoj težini zrakoplova
3. rasponu krila
4. bočnim projekcijama trupa, motornim gondolama, plovcima i slično
5. udaljenosti vertikalnoga kormila od „CG“ zrakoplova
6. efikasnosti kormila, tj. gradijenta bočnog uzgona vertikalnog repa.

Za proračun potrebnih površina vertikalnog repa treba izvršiti njihovu analizu: ukupna površina repa predstavlja zbroj svih potrebnih parcijalnih površina, koje su neophodne za kompenzaciju odnosno stabilizaciju organa s jačim bočnim projekcijama, kao što su trup, gondole i slično, čemu se mora dodati višak koji služi za upravljanje po pravcu.

4.3.3 Opće koncepcije repnih površina

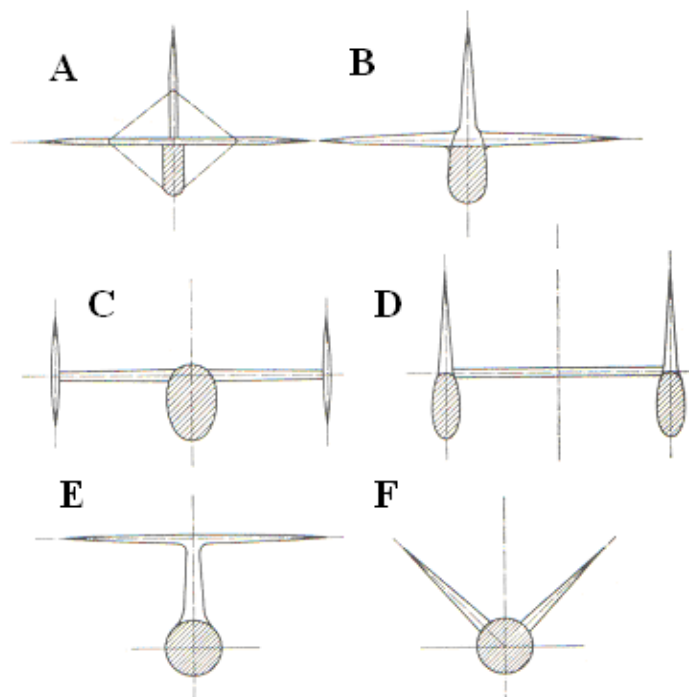
Opća koncepcija repnih površina je rezultat kompromisnog rješenja čitavoga kompleksa postavljenih zadataka i aerodinamičkih, konstruktivnih i statičkih uvjeta, kao i uvjeta praktične eksploatacije.

Na slici 68. prikazano je nekoliko tipičnih vrsta općih koncepcija repnih površina. Tako koncepcija A predstavlja najstariju koncepciju i težinski najlakšu jer su površine izvedene od tankih aeroprofila i međusobno dobro utegnute žičanim zategama. Koncepcija B prikazuje standardnu konstrukciju izvedenu od debljih aeroprofila slobodno nosivog tipa. Koncepcije C i D predstavljaju rješenje s udvojenim kormilima pravca, većinom kod dvomotornih zrakoplova. Takve koncepcije udvojenih vertikalnih kormila proistekle su uglavnom iz dva osnovna razloga, aerodinamičkog i eksploatacijskog:

- a) aerodinamički: pojačanje efikasnosti komande pravca kod dvomotorca pri startu s početnim naglim ubrzanjem zrakoplova, i to zbog smještaja vertikalnih površina u polje mlaza elisa. Taj razlog je imao naročito istaknuto značenje prije primjene efikasnih kočnica na kotačima;
- b) eksploatacijski: kod vojnih zrakoplova veća i bolja preglednost unazad i slobodnije i čistije polje djelovanja obrane od napada s repa.

Koncepcija E prikazuje smještaj u slučaju mlaznog pogona s motorom u trupu i izlaskom mlaza ispod repa. Konačno, koncepcija F predstavlja konstrukciju tzv. „leptirastog“ repa, koji radi uštede sadrži samo dvije komandne repne površine, koje pomoću specijalne pogonske kinematike obavljaju proizvoljno ili pojedinačno svaku od dviju komandi ili simultano obje. Princip djelovanja je sljedeći: jednovremenim usporednim upravljanjem objema površinama naviše ili naniže obavlja se uloga horizontalne površine, a diferencijalnim upravljanjem po principu krilaca stvaraju se dvije horizontalne komponente usmjerene obje u jednom ili drugom pravcu, i tako se dobije bočna sila pravca. Koncepcija „leptirastog“ repa do danas nije našla širu praktičnu primjenu, najviše zbog toga što, osim složenije pogonske

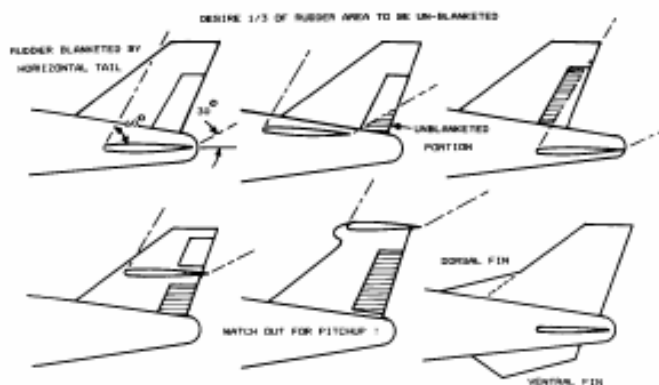
kinematike prilikom zaokreta zrakoplova, djeluje jače od obične koncepcije suprotno djelovanju samih krilaca.



Slika 68. Tipične koncepcije repnih površina

Osim na položaj repnih površina međusobno i u odnosu na trup, treba obratiti i posebnu pažnju položaju repnih površina u odnosu na položaj krila jer je taj odnos, tj. međusobni položaj krilo - rep od velikog značenja u aerodinamičkom smislu zbog opasnosti zaklanjanja repnih površina od strane krila, naročito pri većim napadnim kutovima leta.

Iste mogućnosti i opasnosti zaklanjanja postoje po analogiji i za kormilo pravca od strane kormila visine. Radi rasterećenja kormila pravca od takve opasnosti zaklanjanja, koja može biti naročito kritična u slučaju kovita, izvodi se često izvjesno međusobno pomicanje tih dviju površina, kao što je prikazano na slici 69.

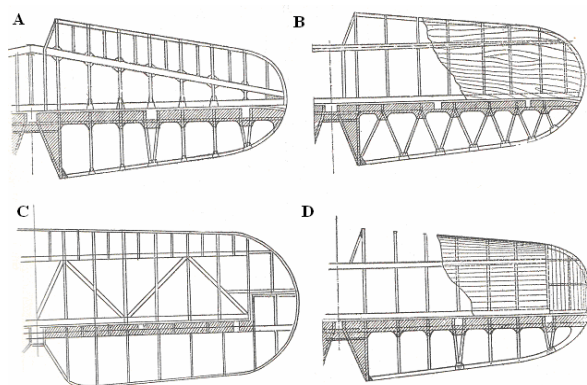


Slika 69. Primjer geometrije zrakoplova i zasjenjenosti pojedinih površina za procjenu vađenja iz kovita

4.3.4 Struktura repnih površina

Struktura repnih površina u načelu odgovara konstrukciji krila jer im je i aerodinamičko djelovanje analogno. Stabilizator odgovara konstrukciji krila, dok kormilo u svemu odgovara konstrukciji krilaca. Tako se stabilizator izvodi obično s dvjema ramenjačama jer je potrebna veća krutost i otpornost na torziju, koja djeluje na repu u raznim fazama leta. Uz to se stabilizator obično još i presvlači, najčešće nosivom oplatom. Tanji aeroprofil koji se presvlače platnom obično se vezuju žičanim zategama ili podupiru upornicama.

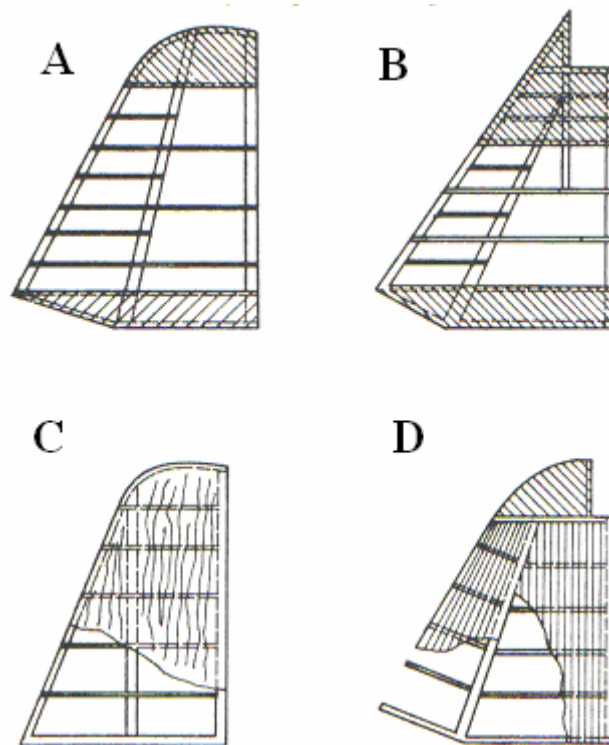
Na slici 70. predstavljeno je nekoliko koncepcija horizontalnih repnih površina za različite vrste primijenjenih materijala.



Slika 70. Neke koncepcije horizontalnih repnih površina

Koncepcija A predstavlja drvenu konstrukciju koja može biti presvučena ili platnom ili krutom oplatom. Pri tome konvergencija ramenjača prema krajevima osigurava jaku torzijsku otpornost konstrukcije. Koncepcija C prikazuje metalnu konstrukciju s platnenom presvlakom. Ako se pri tome ucrtane dijagonale među ramenjačama izvedu jače i s visinama ramenjača dobije se otporna konstrukcija na torziju s platnenom presvlakom i bez upornica, a po ugledu na slična konstruktivna rješenja kod krila. Koncepcija B predstavlja klasičnu drvenu konstrukciju s krutom oplatom (ljepenkom), a koncepcija D isto to u duralu. Ovdje se može uočiti potpuna konstruktivna analogija s konstrukcijom krila, gdje se cijeli trapezni dio izvodi s pravocrtnim izvodnicama radi lakšeg formiranja oplate, dok se rubnik pravi od odvojenog dijela oplate.

Na slici 71. prikazane su neke kompozicije klasičnih oblika vertikalnih stabilizatora. Prve dvije koncepcije, „a“ i „b“, predstavljaju modele s platnenom presvlakom. Pri tome su s ciljem stabilnosti oblika u vezi s tangencijalnim opterećenjima pojedine sekcije stabilizatora povezane ljepenkom ispod platna. Koncepcije „c“ i „d“ prikazuju stabilizatore s krutom oplatom, od kojih posljednja, „d“, ima iste konstruktivne principe kao i prethodni horizontalni stabilizator pod D.



Slika 71. Neke koncepcije klasičnih oblika vertikalnih površina

U slučajevima udvojenih vertikalnih površina, vertikalni stabilizator predstavlja, u načelu, istu konstrukciju kao i horizontalni, samo sa znatno manjim odnosom vitkosti. Što se tiče kormila, kako horizontalnih tako i vertikalnih, za njih vrijede potpuno isti konstruktivni principi i smjernice koji vrijede i za krilca, pa prema tome može se pozvati na konstruktivne skice koje su već ranije dane za konstrukciju krilaca. Te konstrukcije izvode se obično s jednom ramenjačom, koja zbog potrebe prenošenja torzijskih pogonskih momenata mora biti osigurana presvlakom prednjeg dijela pomoću krute oplata koja formira zatvorenu kutiju u čelnom dijelu krilca.

Glavni nosivi organi repnih površina su ramenjače, koje uglavnom odgovaraju oblicima krilnih ramenjača. Okovi i veze (priključci) repnih površina uglavnom su iste prirode kao i kod krila, samo manjih opterećenja i dimenzija, te i ovdje vrijede isti konstruktivni principi kao i kod krila. Jedina specifičnost repnih okova su okretni ležajevi kormila i njihovi nosači. Ovdje vrijedi osnovno pravilo i preporuka da svako samostalno kormilo treba imati, radi sigurnosti, najmanje tri ležaja. Ležišta kormila danas se izvode skoro isključivo pomoću kugličnih ležajeva lakšeg tipa, koji se montiraju u posebne okove - nosače.

Cjelina okova - nosača ležaja sastoji se od dvaju dijelova, od kojih jedan sadrži nabijen kuglični ležaj u odgovarajućem prstenu, a drugi predstavlja odgovarajuću vilicu za vezu u koju ulazi taj ležaj. Pri tome se obično kraći nosač montira na kormilo, a onaj dulji na stabilizator. To je potrebno iz razloga statičke i aerodinamičke kompenzacije.

4.3.5 Podešavanja i kompenzacije

Kod zrakoplova kod kojih se tijekom eksploatacije ili čak tijekom samog leta događaju veće promjene centraže ili veće promjene režima i brzina leta, kao što je npr. slučaj s putničkim ili borbenim zrakoplovima, praktično je nemoguće podesiti tako dobru i pravilnu

cijelu koncepciju repa da ona zadovolji sve promjenljive uvjete i režime leta. Zato je potrebno učiniti izvjesne izmjene i popravke, odnosno kompenzacije i izmjene osnovnih podešavanja pojedinih dijelova repnih površina. U tom cilju na raspolaganju su dva osnovna postupka: izmjena osnovnih podešavanja stabilizatorskog dijela i aerodinamička kompenzacija kormila.

A. Podešavanje stabilizatora

Ovdje se podrazumijeva uglavnom onaj slučaj u kojemu sam pilot obavlja izmjenu napadnoga montažnoga kuta stabilizatora tijekom leta.

Kruta veza stabilizatora s trupom izvodi se obično u dvije ravnine: na prednjoj i stražnjoj ramenjači repa. Izmjena montažnoga kuta izvodi se na taj način da se veze u jednoj od tih ravnina oslonaca naprave pomičnim po visini, dok veze u drugoj ravnini osciliraju oko poprečnih osovina.

Kod manjih zrakoplova taj se pogon obavlja mehaničkim putem pomoću čeličnih kabela ili lanaca, kojima se okreće jedan matični oslonac ispod ramenjače, a kroz njega se podiže i spušta glavni zavrtanj koji drži okov ramenjače stabilizatora. Kod većih zrakoplova neophodno je primijeniti ili hidraulični ili elektromotorni pogon.

B. Aerodinamička kompenzacija

Aerodinamička kompenzacija odnosi se na instalacije vezane za djelovanje pokretnih kormila, a s ciljem smanjenja pogonskog aerodinamičkog momenta oko pantova kormila. Praktično djelovanje takvih konstruktivnih rješenja na kormilima svodi se ili na pomicanje centra potiska aerodinamičkih sila na kormilu što bliže osima pantova, ili na primicanje osi pantova unazad, što bliže centru potiska. Na osnovi prednje definicije postoje dvije osnovne vrste kompenzacije: neravnomjerna i ravnomjerna. Osim njih, postoji i treća vrlo efikasna vrsta u smislu jedne vrste servokomande, pomoću tzv. „trimera“ i „fletnera“.

a) Neravnomjerna kompenzacija

Sastoji se u produženju tetiva vanjskih krajeva kormila, odnosno u povećanju rubne površine kormila koja je ispred okretne osi pantova, dok je okretna os u centru polukruga napadnog ruba kormila. U aerodinamičkom pogledu, ta koncepcija je nepovoljna za zrakoplove većih brzina jer jako remeti uvjete opstrujavanja rubnika, čime povećava aerodinamički otpor. Međutim, postoji i dobra strana tog rješenja koja se sastoji u mogućnosti smanjenja protuteže potrebnog za potpunu dinamičku kompenzaciju kormila, s obzirom na veći krak Y. To je i razlog da ta koncepcija još nije potpuno napuštena.

b) Ravnomjerna kompenzacija

Sastoji se u pomicanju okretne osi pantova od napadnog ruba kormila unazad prema centru aerodinamičkog potiska. Pomicanjem osi panta na neki razmak od napadnog ruba postiže se efikasno smanjenje vrijednosti djelujućega kraka.

Za tu vrstu kompenzacije vrijede sljedeća dva osnovna pravila:

1. Iznos kompenzacije treba tako birati i konstruktivno provjeriti da ni pri najvećim kutovima hoda kormila napadni rub kormila ne smije proviriti izvan konture osnovnog aeroprofila repa.

Kako je taj uvjet vezan za relativnu debljinu aeroprofila, slijedi da je iznos kompenzacije funkcija i tetive i relativne debljine aeroprofila na svakom mjestu.

2. Iznos te kompenzacije treba biti umjeren. Preporučljivo ju je ograničiti da bi se osiguralo jednosmisleno i pravilno upravljanje, tj. da bi se izbjegla hiperkompenzacija koja mijenja smisao pogonskih momenata i sila i da bi se izbjegla i potpuna kompenzacija koja bi eliminirala pogonske sile i momente u potpunosti. Radi praktičnog upravljanja zrakoplovom neophodno je zadržati izvjesne iako umjerene reakcije na komandama, kako bi pilot mogao bolje osjetiti ponašanje zrakoplova, naročito veće promjene brzine. Iz tih razloga nastali su i slučajevi potrebne djelomične ravnomjerne kompenzacije.

Svaki procjep između stabilizatora i kormila, u načelu, smanjuje efikasnost kormila, naročito pri većim kutovima uzgona. Zato je stvoren poseban tip aerodinamičke ravnomjerne kompenzacije s elastičnom dijafragmom koja zatvara taj procjep. Osim toga, taj model najbolje zadržava osnovnu konturu aeroprofila.

c) Trimerska kompenzacija

Može se smatrati nekom vrstom aerodinamičke servokomande, koja se sastoji od jedne vrste malog zakrilca ugrađenog u izlazni rub kormila. Taj organ naziva se u širem smislu riječi „trimer“ i može biti upravljan na razne načine.

Otklanjanje ravnine trimera iz neutralnog položaja za neki kut stvara na njemu silu koja svojim djelovanjem prouzrokuje spuštanje kormila za neki kut, a to je po svom krajnjem aerodinamičkom djelovanju ekvivalentno izvjesnoj promjeni napadnoga kuta. Takav uređaj i postupak svode se, dakle, praktično na promjenu montažnoga kuta, tj. podešavanje stabilizatora.

Pri drugoj koncepciji trimera je ravnina trimera povezana sa stabilizatorom posebnom paralelogramskom kinematikom, koja osigurava da ravnina trimera u svakom položaju ostaje paralelna svom prvotnom položaju. Zbog toga prilikom upravljanja kormila za izvjestan kut trimer dobiva aerodinamičku silu koja djeluje u smislu željene komande, a suprotno reakciji na kormilu. Tako se pogonskom momentu oko pantova suprotstavlja moment trimera. Ovdje je sila znatno manja, ali je zato njezin krak velik, tako da takva koncepcija djeluje kao vrlo efikasno rasterećenje pogonskog momenta. Zbog toga se može nazvati i pogonskim kompenzatorom ili „Flettnerom“ prema tvorcu koji je prvi takav princip primijenio na brodskom kormilu. Konačno, postoji i treća mogućnost korištenja trimera kombinacijom iz prve dvije koncepcije.

Tri koncepcije korištenja trimera su kao:

- A) podešavajući kompenzator, koji obavlja ulogu podešavanja stabilizatora. To se postiže neposrednim podešavanjem kuta između kormila i trimera;
- B) pogonski kompenzator („Flettner“) koji služi za rasterećenje pogonskog momenta. To se postiže paralelogramskom vezom trimera sa stabilizatorom;
- C) kombinirani kompenzator, koji obavlja obje uloge, i podešavajućeg i pogonskog trimera.

To se praktično izvodi na taj način da se polazni kut između kormila i trimera u neutralnom položaju regulira po potrebi, a zatim se zbog paralelogramske veze pri upravljanju kormila ravnina trimera zadržava sama sebi paralelna. Konstruktivno, to se izvodi na taj način da se prednji čvor na koji se veže vanjska šipka napravi pokretan u uzdužnom smislu.

Koncepcije i proporcije trimera dosta slične na one koje vrijede za krilca samo u nešto manjim iznosima. Tako se odnosi tetiva kreću obično u granicama do oko 20% tetive kormila, a odnosi raspona između 25 i 40% poluraspona kormila. Za veće brzine ti odnosi i površine trimera mogu biti znatno manji.

Prilikom praktične primjene trimera i fletnera treba voditi računa o sljedećim specifičnostima:

1. efikasnost tih organa rapidno opada s povećanjem kuta izbacivanja;
2. primjena podešavajućeg trimera ima ograničeno područje djelovanja, i ona se upotrebljavaju samo u slučaju kad dijapazon podešavanja kuta stabilizatora ne prelazi iznos od oko 5 - 6°;
3. kod podešavajućih trimera vrlo je važno izabrati pravilan osnovni montažni kut stabilizatora, a pri tome je naročito važan uvjet slijetanja na tri točke s podignutim kormilom;
4. primjenom trimera i fletnera smanjuje se efekt aerodinamičkog djelovanja kormila, i to kako zbog smanjenja površine kormila tako i zbog suprotnog djelovanja fletnera. Taj gubitak treba kompenzirati bilo povećanjem prvotne površine, bilo povećanjem hoda kormila.

C. Statička i dinamička kompenzacija

Kako repne površine koje se sastoje od stabilizatora i pokretnoga kormila, po teorijskoj dinamičkoj osnovi u svemu odgovaraju slučaju krila i krilca, to i sve što je bilo ranije tamo objašnjeno analogno i u potpunosti vrijedi i za statičku i za dinamičku kompenzaciju repnih pokretnih površina.

4.3.6 Opće konstruktivne smjernice i preventivne mjere protiv opasnosti lepršanja („flutter“)

Radi osiguranja repnih površina od opasnosti lepršanja preporučuju se sljedeće konstruktivne smjernice:

a) Kao opće pravilo:

1. oba stabilizatora, horizontalni i vertikalni, trebaju biti što krući i otporniji, kako na savijanje tako i na torziju;
2. dovoljna krutost kormila visine i kormila pravca, naročito na torziju;
3. da se osigura tzv. „ireverzibilitet“ komandi, tj. uvjet da jedan upravljani hod (kut) kormila ne može biti promijenjen bez pilotove naredbe.

b) Za kormilo visine:

1. međusobna veza obaju dijelova visinskoga kormila mora biti vrlo kruta, obično izvedena pomoću metalne cijevi vrlo otporne na torziju;
2. dinamička kompenzacija (tzv. „produkt inercije“) svake polovine kormila mora biti jednaka nuli;
3. moment inercije kormila oko okretne osi pantova treba biti što manji;
4. umjerena aerodinamička kompenzacija.

c) Za kormilo pravca:

1. spuštanje dijela površine kormila pravca i ispod trupa, kao što se koji put susreće kod hidrioplana. Najbolje rješenje predstavljala bi simetrična podjela kormila u odnosu na os trupa;
2. dinamička kompenzacija kormila pravca treba biti jednaka nuli;
3. moment inercije kormila oko okretne osi panta treba biti što manji;
4. umjerena aerodinamička kompenzacija.

4.3.7 Težine

Specifične konstruktivne težine repnih površina znatno su niže od težina krila zbog odgovarajućeg relativno nižeg opterećenja kao i znatno manjih dimenzija. One bi bile još i niže da im dopunski kompenzacijski kontrautezi ne povećavaju težinu. I ovdje, kao i kod težine krila, pojavljuju se dva glavna parametra: dimenzije i brzinska zona, odnosno dinamičko opterećenje repa.

4.4 Stajni trap zrakoplova

Stajni organi namijenjeni su za polijetanje, slijetanje i manevriranje zrakoplova po tlu. Osim toga, njihova namjena je primanje kinetičke energije udara pri slijetanju i rulanju.

Konstruiranje i pozicioniranje podvozja determinirano je jedinstvenim karakteristikama vezanim uz svaku zrakoplovnu konstrukciju, tj. geometrijom, težinom i zahtijevanom namjenom. Ovisno o podlozi po kojoj se zrakoplov kreće, odnosno s koje polijeće i na koju slijeće, imat će primjenljivo podvozje ili stajni trap, kotače, skije ili plovke za vodu. Osnovna im je funkcija omogućiti stabilno i upravljivo kretanje zrakoplova po zemlji i na vodi, a konstruktivne koncepcije mogu biti različite.

4.4.1 Opći uvjeti dobre koncepcije stajnog trapa

1. Pravilna opća dispozicija koncepcije stajnih organa, koja osigurava sigurnu uzdužnu i poprečnu stabilnost pri kretanju po površini (voda ili kopno).

2. Konstrukcija treba osigurati dovoljno osiguranje od prevrtanja zrakoplova na nos, kao i pravilno nalijevanje kotača pri slijetanju.
3. Konstrukcija treba imati dovoljnu „prodornost“ pri slijetanju i polijetanju s neuređenih aerodroma (travnate i zemljane površine).
4. Dovoljno velika, pogodno riješena i pouzdana apsorbirajuća moć kinetičke energije slijetanja.
5. Dovoljna otpornost svih elemenata stajnih organa s pravilnom „gradacijom“ stupnja otpornosti.
6. Dobra kinematika cijele konstruktivne koncepcije s ciljem osiguranja najpovoljnijih radnih uvjeta svakog elementa.
7. Smanjena opasnost od smicanja guma, koje nastupa zbog bočnih opterećenja kotača koji rade s većim bočnim nagibom (promjenjivim tragom) pri brzom vožnji polijetanja ili slijetanja.
8. Što manji aerodinamički otpor.
9. Što manja vlastita konstruktivna težina.
10. Pojednostavljena i pregledna konstrukcija, pogodna za lako održavanje i popravke.

4.4.2 Elastične noge (amortizeri)

Uvjeti za dobar rad elastične noge (amortizera) i za sprečavanje skoka nakon udara o zemlju (zbog transformacije kinetičke energije udara u potencijalnu energiju) zahtijevaju veći udio amortizirane energije. To poništavanje odnosno amortizacija izvodi se pogodnim kočenjem povratnog hoda, ali takvo kočenje ima za praktičnu posljedicu i istovremeno usporavanje povratnog hoda.

Međutim, pri brzom vožnji, pri polijetanju i slijetanju, naročito po neravnom terenu, frekvencija udara može biti doista velika, te je potrebno da se sabijeni klip amortizera vraća dovoljno brzo kako bi uvijek bio spreman primiti nove udare.

Iz tih razloga preporučljivo je da kočenje povratnog hoda bude podešeno tako da cijeli ciklus radnog i povratnog hoda pri blažim udarcima bude izvršen u vremenu do jedne sekunde.

Prema upotrijebljenom radnom odnosno amortizacijskom materijalu postoje sljedeći tipovi elastičnih nogu:

- 1) **gumeni** – gumene pločice koje reagiraju na tlak. Dobre strane su jednostavna i jeftina izradba, mala težina, a loše strane su mala histereza, starenje gume, velika ovisnost o temperaturi;

- 2) **mehanički opružni** – dobre strane su jeftina i jednostavna izradba i eksploatacija, nevisnost o vanjskim temperaturama, a loše strane su relativno velika težina i habanje zidova cilindra i konusa;
- 3) **zračni (pneumatski)** - dobre strane su laka i relativno jednostavna konstrukcija, mekan rad elastične noge, dovoljna mjera histereze i neovisnost o vanjskoj temperaturi, a loše strane su konstruktivne teškoće sigurnoga komprimiranja zraka pod jačim tlakom i potreba pažljivog održavanja zbog opasnosti od gubitka zraka;
- 4) **kombinirani: zrak – ulje** - dobre strane su mala konstruktivna težina, mekan i blag, kontinuiran rad, moguća velika histereza i mogućnost varijacije radnih uvjeta bez većih konstruktivnih prepravaka, a loše strane su u tome što je potrebno vrlo pažljivo održavanje i velik utjecaj niskih temperatura na rad ulja zbog promjene njegovog viskoziteta;
- 5) **kombinirani: opruga-ulje** – slične karakteristike kao i kod amortizera koji koristi kombinaciju zraka i ulja. Ulje predstavlja najpogodnije sredstvo za kočenje povratnog hoda opruge, odnosno za amortizaciju potencijalne energije opruge, dakle, stvaranje histereze;
- 6) **uljni** – radi na principu elastičnog sabijanja ulja i potrebni su veliki tlakovi da bi se postigla efektivna kompresija.

4.4.3 Opća konstrukcija stajnih organa

A. Klasični tip s repnim kotačem

Konstruktivna koncepcija ovoga kronološki prvotnog tipa stajnog trapa sastoji se od dva prednja glavna oslonca (kotača) ispred CG i pomoćnoga trećeg oslonca na kraju trupa ispod repa. Uvjeti za uspjeh te koncepcije su sljedeći:

1. najvažniji uvjet stabilnosti i sigurnosti brze vožnje po zemlji predstavlja osiguranje zrakoplova od prevrtanja na nos;
2. drugi uvjet za dobru konstrukciju tog tipa stajnog trapa predstavlja osiguranje najpovoljnijega kuta za slijetanje;
3. treći važan uvjet predstavlja izbor visine trupa od terena, kao i minimalni razmak vrha elise.

B. Tip „tricikl“ s čelnim kotačem

U ovoj koncepciji stajnog trapa glavni oslonci (kotači) nalaze se iza CG, dok se pomoćni treći oslonac nalazi u čelu trupa.

Ta koncepcija stvorena je i razvijena s ciljem pojednostavljenja i olakšanja inače složene procedure slijetanja, uštedejući posljednju i najdelikatniju fazu „provlačenje“ zrakoplova s ciljem slijetanja s velikim napadnim kutom i maksimalnim uzgonom, što se inače smatra normalnim postupkom kod klasičnog tipa zrakoplova s repnim kotačem.

Zbog izostanka te završne faze, koja zapravo služi kočenju brzine, taj tip stajnog trapa mora slijetati nešto većom brzinom planiranja od običnog tipa. Za osiguranje od prevrtanja na nos služi daleko naprijed istureni prednji, odnosno čelni kotač. Osim toga, najvažniji propis te koncepcije predstavlja konstruktivan uvjet da pravac rezultante iz težišta zrakoplova prilikom udara o zemlju uvijek padne u trokut oslonaca kotača, vodeći računa i o njihovom radu, tj. ugibu.

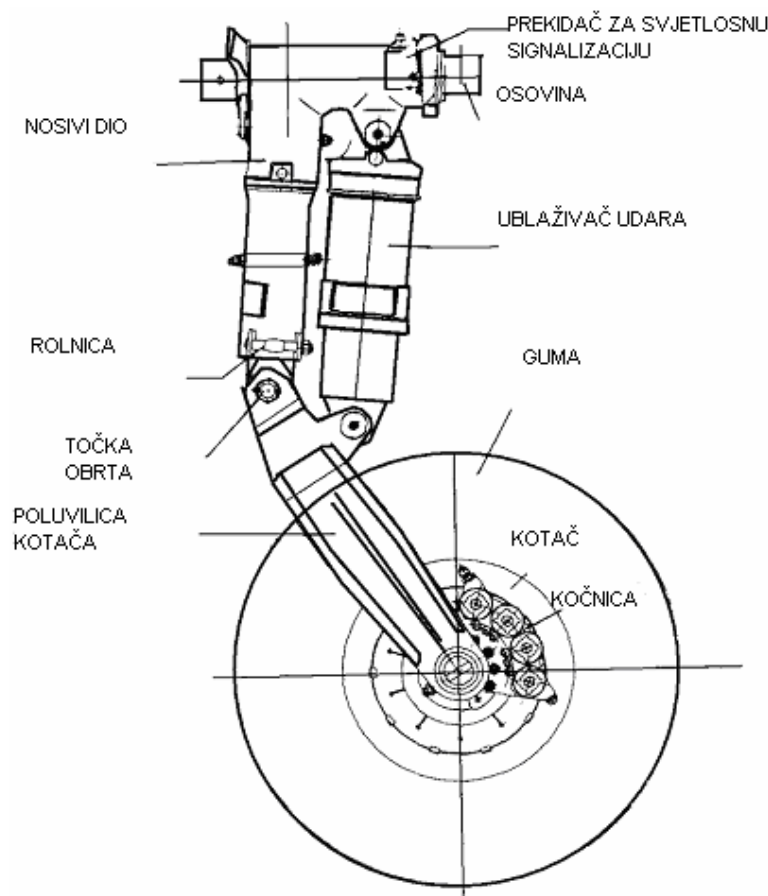
Kako se centar težišta takve konstrukcije nalazi neposredno ispred stražnjih, tj. glavnih kotača, to je zbog sigurnosti za taj tip koncepcije mjerodavna krajnja stražnja centraža zrakoplova.

4.4.4 Osnovni elementi stajnih organa

Bez obzira na to kojeg su tipa stajni organi, njihova je namjena ista pa su im i osnovni konstruktivni dijelovi u osnovi isti.

Dijelovi poput osovine za vješanje, nosivog dijela, amortizera i osovine kotača su izrađeni od specijalnog čelika visoke kvalitete koji je otporan na udar, savijanje, uvijanje i koroziju.

Nosivi dio je namijenjen da se preko njega ostvari veza s konstrukcijom zrakoplova na gornjem dijelu, zatim veza s cilindrom za uvlačenje i izvlačenje i da se na donji dio pričvrsti kotač s gumom i uređajem za kočenje. Za nosivi dio se još veže amortizer, vrata koja zatvaraju cijelu nogu u konstrukciju zrakoplova u uvučenom položaju.



Slika 72. Dijelovi noge stajnog trapa

Prednja noga stajnog trapa

Ova noga ima istu ulogu kao i glavna, s time što obavlja manje ublažavanje energije. Osim amortizacije, ona omogućuje zrakoplovu manevriranje po zemlji. Napravljena je od istog materijala kao i glavna noga s izuzetkom da njezin kotač nije opremljen kočnicama.

Kotači stajnog trapa

Kotači omogućuju polijetanje, slijetanje i manevriranje zrakoplova po zemlji. Kada se zrakoplov ne kreće, opterećeni su jedino težinom zrakoplova.

Kotač se sastoji od gume, bubnja s kugličnim, konusnim ili valjkastim ležajevima, osovine i kočnica.

Gume zrakoplova

Guma, pod kojom se razumijeva spoj vanjske i unutarnje gume, ima namjenu djelomične apsorpcije kinetičke energije udara pri slijetanju i rulanju zrakoplova po terenu, te omogućiti uspješno kočenje pridonoseći time općoj stabilnosti zrakoplova, zbog čega mora biti iznimno dobre kvalitete.

Postoji više vrsta guma za zrakoplove, ali najviše se koriste balon ili pneumatik gume. Vanjska guma izrađena je u obliku šupljeg omotača koji obuhvaća bubanj i utvrđuje se svojim obodom u kojemu se nalazi čelična žica radi ukrućenja na vijenac kotača. Vanjskom stranom guma je na razne načine užlijebljena radi što boljeg trenja gume po uzletno-sletnoj stazi. Unutarnja guma izrađena je od gumenog crijeva s ventilom.

Kočnice kotača zrakoplova

Na svakom kotaču zrakoplova ugrađene su kočnice koje trebaju omogućiti smanjenje duljine slijetanja, povećanje sposobnosti za manevriranje zrakoplova po tlu, rulanje motora... Kočenje se postiže na taj način da se neki nepokretni dio, koji se ne okreće s kotačem, pritiskuje uz vijenac ili tijelo kotača, pri čemu se stvara sila trenja.

Kočnica treba ostvariti određeni moment kočenja, dovoljan da ograniči ili onemogući okretanje kotača. Pri tome toplina naprezanja materijala mora biti u dopuštenim granicama 300 - 400°C, a nerijetko i više. Kočnice moraju djelovati brzo i ravnomjerno na oba kotača kako bi se održalo pravocrtno kretanje zrakoplova po tlu.

Postoji više vrsta kočnica, koje se mogu podijeliti u različite skupine:

- kočnice sa segmentima
- kočnice komornog tipa
- kočnice s diskovima.

4.4.5 Pogon uvlačećih stajnih organa

Pogon se obavlja iz pilotske kabine pomoću specijalnih ručnih komandi poluga ili crpki. Njihov pogon i upravljanje moraju biti jednostavni da fizički ne bi zamarali pilota.

Smisao pokreta komandnih poluga mora biti analogan efektivnom smislu odgovarajućih radnji stajnih organa. Npr., spuštanje poluge prema dolje treba odgovarati izvlačenju stajnih organa i obratno.

Jedan od osnovnih uvjeta kojima cijeli sustav mora odgovarati jest radna brzina cijele operacije. U suvremenim konstrukcijama, kao srednje vrijednosti radnih operacija uzimaju se sljedeći iznosi:

- za male i brze (pogotovo vojne zrakoplove) 8 – 10 sekundi
- za veće i teže zrakoplove do 15 sekundi.

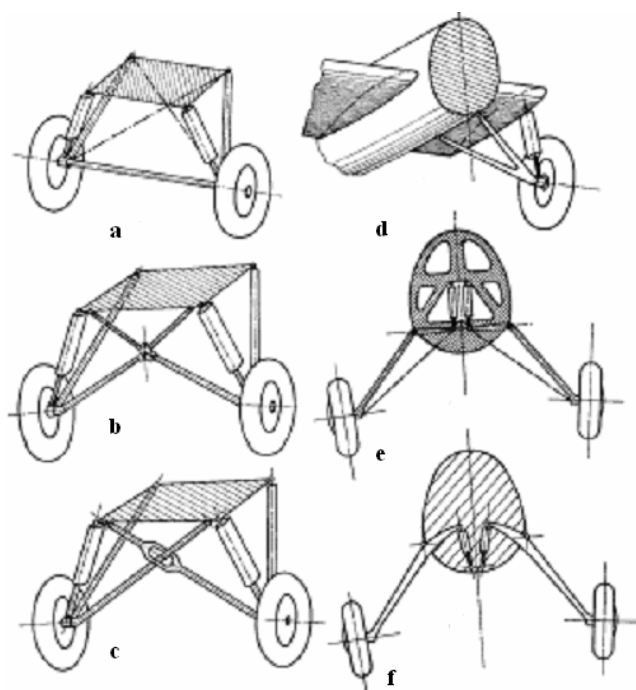
Pogon stajnih organa može biti ručni i mehanički. Danas je ručni izbačen iz upotrebe, a mehanički može biti pneumatski, hidraulični, električni i kombinirani. Najširu primjenu našao je hidraulični sustav pogona (pomoću ulja).

4.4.6 Opće konstruktivne koncepcije stajnog trapa

Obični, tzv. „fiksni“, odnosno neuvlačivi stajni trapovi mogu se, po svojoj koncepciji, podijeliti na tri osnovna tipa.

1. Jednoosovinski tip

Ovaj tip zapravo i po kronološkom redu pripada među prva uspješna konstruktivna rješenja koja su se dulje održala u praksi. Konstruktivnu osnovu čini jača ravna cijev od žilavoga legiranog čelika, koja služi kao osovina za oba kotača. Klasičan oblik takve konstrukcije prikazan je koncepcijom A na slici 73.



Slika 73. Opće konstruktivne koncepcije neuvlačivih glavnih stajnih trapova

Modernija varijanta tog tipa nešto je složenija jer treba osigurati još po jednu prostorno fiksiranu točku sa svake strane, i to bilo u čvoru kraja osovine, bilo neposredno u njegovoj blizini. Te dvije točke služe za vezu zatvorenoga kruga žičanih zatega koje nose tanko ili poludebelo krilo niskokrilca ili dvokrilca.

Dobra svojstva jednoosovinskog tipa:

- jednostavna konstrukcija
- mala konstruktivna težina
- stalan kut ravnine kotača prema terenu
- mogućnost racionalnog sprega u statički sustav krilnih zatega.

Loša su svojstva:

- relativno mali trag kotača
- kinematska povezanost rada obaju kotača
- opasnost od prevrtanja pri slijetanju na visoku travu, žito i sl.

2. Dvoosovinski tip

Nakon lošeg eksploatacijskog iskustva s jednoosovinskim tipom pojavljuje se dvoosovinski tip (ili tip s poluosovinama), čija glavna koncepcijska karakteristika leži u što većem oslobođenju slobodnog prostora među kotačima, kao i u samostalnosti kinematskog rada svake polovine posebno. Predstavnici takve konstrukcije prikazani su kao koncepcije B, C i D na slici 73. Pri tome koncepcija D, koja se vezuje djelomično i na krilo, pruža praktično mogućnosti znatno veće širine traga kotača.

Dobre osobine dvoosovinskog tipa:

- međusobno neovisan rad pojedinih kotača
- slobodan centralni prostor među kotačima
- smanjena opasnost od prevrtanja u visokoj travi
- konstruktivno moguć nešto veći trag kotača.

Loše osobine:

- promjenjiv nagib ravnine kotača prema terenu prilikom vožnje, kao i promjenjiv trag kotača, zbog čega nastaje opasnost od smicanja guma zbog bočnih opterećenja
- obično nešto malo veća težina u usporedbi s jednoosovinskim tipom.

3. Konzolni tip

Pojednostavljenjem cijele koncepcije, a s ciljem smanjenja profilnih otpora, dolazi se do tzv. „konzolnog“ tipa u obliku slobodno nosivih nogu, bilo samo jednog elementa, tj. elastične noge s kotačem, ili sastavljanjem glavnog elementa (rukavca) sa zategama.

Koncepcija E na slici 73. predstavlja primjer vrlo lake koncepcije koja u slobodnoj zračnoj struji ima samo profiliranu cijev sa žičanom zategom koja radi na vuču.

Sljedeća koncepcija, F, predstavlja čistu slobodno nosivu konzolnu nogu koja se u samom trupu oslanja na amortizer.

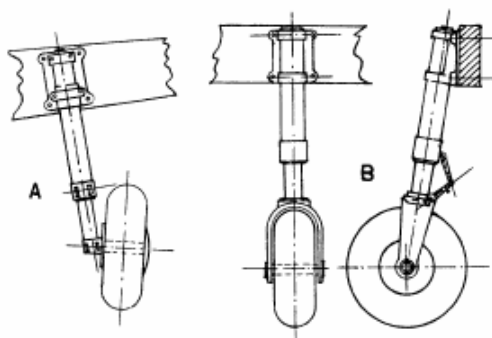
Konačno, prava konzola u punom smislu riječi pojavljuje se tek u slučaju niskokrilaca kao što je prikazano na slici 74. Kao glavni i jedini konzolni nosač kotača služi samo malo pojačana elastična noga. Ovdje su predstavljene dvije osnovne koncepcije. Koncepcija A pruža mogućnost korištenja većeg radnog hoda noge, ali po cijenu njezina ekscentričnog opterećenja. Nasuprot tome, koncepcija B daje povoljnije uvjete opterećenja noge, ali po cijenu smanjenog hoda i većeg naprezanja unutarnjih elemenata noge (pri opterećenju na savijanje).

Dobre osobine konzolnog tipa:

- samostalnost kinematskog rada svakoga kotača
- mogućnost vrlo širokog traga kotača
- pojednostavljena kinematika
- slobodan centralni prostor među nogama
- mogućnost rasterećenja krila od inercijalnih sila motornih grupa dvomotorca prilikom udara o zemlju
- najmanji aerodinamički profilni otpor od svih ostalih tipova.

Loše osobine:

- jako naprezanje slobodno nosive noge
- obično nešto veća težina od običnoga jednoosovinskog tipa
- potrebno lokalno pojačanje krila (veza među ramenjačama) na mjestu priključka konzole stajnog trapa
- u slučaju pneumatskih amortizera veće trošenje zbog momenata savijanja slobodno nosive noge.



Slika 74. Fiksni konzolni stajni trap

4.4.7 Opće koncepcije repnoga kotača

Kronološki, prvo je stvorena konstrukcija tzv. „drljače“, koja je osim opće amortizacijske uloge obavljala i ulogu kočnice.

Kasnijom primjenom pravih kočnica na kotačima stajnog trapa drljača je zamijenjena repnim kotačem, koji omogućuje znatno povoljniju koncentraciju amortizacijske energije za

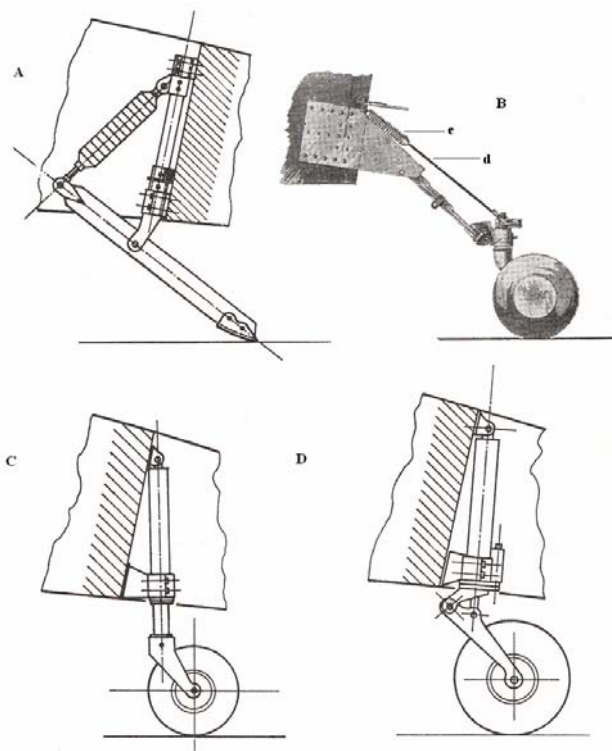
relativno malu konstruktivnu težinu. Osim toga, repni kotač štiti površinu aerodroma koji drljača uništava.

Na slici 75. prikazana su četiri razna tipa repnih oslonaca. Ovdje treba obratiti pažnju na radne uvjete pri manevriranju zrakoplova s repnim kotačem. Za osiguranje mogućnosti oštrijeg manevriranja i skretanja u vožnji, neophodno je da taj oslonac ima mogućost orijentacije, tj. okretanja oko svoje vertikalne osi. Kako je, međutim, taj klasični tip stajnog trapa nestabilan po pravcu u brzom vožnji s neželjenim skretanjem, ta okretljivost repnoga kotača može predstavljati izvor nepredviđenih opasnosti.

Zbog toga je potrebno predvidjeti posebne instalacije za prisilno vraćanje ravnine repnoga kotača u neutralni položaj u ravnini simetrije zrakoplova. No, najpotpunije osiguranje od te opasnosti predstavlja uređaj koji omogućuje pilotu da po potrebi pri polijetanju i slijetanju zrakoplova u potpunosti blokira orijentaciju repnoga kotača, a deblokira je samo prilikom manevarske vožnje zrakoplova.

Sredstva za prisilno vraćanje ravnine kotača u neutralan položaj mogu biti različita, na primjer:

1. izbor pravilnog položaja (nagiba) osi okretanja amortizera u odnosu na trup i zemlju, tako da se stvori uvjet da ga reakcija na kotaču vraća u neutralan položaj
2. obostrano vezivanje okretne vilice repnoga kotača pomoću čeličnih ili gumenih opruga, bilo za dvije strane trupa bilo kormila pravca
3. priključak obostranih veza okretne vilice, a preko čeličnih ili gumenih opruga u glavne vodove - kabele komande pravca
4. posebni uređaji u konstrukciji amortizera koji preko bregaste krune prisilno vraćaju osovinu kotača u neutralan položaj.



Slika 75. Razne koncepcije repnih kotača

Na slici 75. koncepcija A predstavlja konstrukciju klasične „drljače“ s mogućnošću djelomične orijentacije i s gumenim amortizerom. Koncepcija B prikazuje repni kotač turističkog zrakoplova s prisilnim vraćanjem kotača pomoću zatega i opruge, koji su uključeni u komandni kabel kormila pravca. Koncepcija C predstavlja standardan repni kotač sa svojom elastičnom nogom u kojoj je ugrađen poseban sustav za prisilno vraćanje u neutralan položaj. Konačno, koncepcija D predstavlja moderniju koncepciju cijelog bloka elastične noge s kotačem, na kojemu je pomoću posebne ploče ugrađen sustav za upravljanje blokiranja i oslobađanja kotača.

4.4.8 Uvlačivi stajni organi

Put od klasičnoga fiksnoga stajnog trapa do modernog uvlačivog nije bio ni malo lagan niti brz. Kako je klasični tip bio izložen zračnoj struji kao snažan profilni otpor, to su dugo konstruktorski naponi bili usmjereni na njegovo usavršavanje s ciljem smanjenja profilnih otpora. Pri tome se najviše postiglo redukcijom međusobnih indukcija (interakcija) među pojedinim elementima. Kao praktičan primjer mogu se navesti sljedeći rezultati: eliminacijom svih suvišnih upornica i svođenjem cijele konstrukcije stajnog trapa na jednu slobodno nosivu nogu (konzolu) s profilacijom kotača, iznos vrijednosti profilnog otpora takve koncepcije sveden je na svega oko jednu trećinu vrijednosti klasične koncepcije dvoosovinskog tipa.

Pri tome znatan utjecaj ima i otpor kotača, koji se prema svojim proporcijama i profilu guma može kretati u odnosu oko 1 : 2. Na primjer, tip kotača s visokim tlakom ima prosječne vrijednosti koeficijenta otpora $C_x = 0,45$, dok se najpogodniji oblik polubalonskog tipa sa specijalno profiliranim gumama može reducirati do vrijednosti od oko $C_x = 0,20$.

Potpuna eliminacija cijeloga profilnog otpora stajnog trapa može se postići jedino uvlačenjem cijele konstrukcije u unutrašnjost krila, trupa ili motorne gondole. Za taj postupak pokazale su se naročito pogodne moderne konstrukcije slobodno nosivih niskokrilaca sa zadebljanim korijenim dijelom, kao i prostor u motornoj gondoli dvomotoraca.

Po osnovnoj konstruktivnoj koncepciji tog uvlačenja, postoje tri osnovne kombinacije:

- a) poprečno uvlačenje
- b) uzdužno uvlačenje
- c) uvlačenje s okretanjem.

A. Poprečno uvlačenje

Ovaj postupak sastoji se u okretanju ili preklapanju stajnog trapa oko neke uzdužne osi, približno paralelne s osi trupa (os x). Ta vrsta uvlačenja primjenjuje se najčešće kod jednomotornih zrakoplova.

Na slici 76. prikazane su sheme nekih koncepcija koje se odnose na manje jednomotorne (lovačke) zrakoplove. Ovdje postoje dvije osnovne konstruktivne varijante:

- a) vezanje elastičnih nogu na čvorove trupa
- b) vezanje elastičnih nogu na ramenjače krila.

Za tipičnog predstavnika prve varijante može poslužiti koncepcija A sa sljedećim karakteristikama:

Dobre osobine:

- rasterećenje krila od koncentričnih udaraca preko elastične noge
- obično nešto jednostavnija konstrukcija.

Loše osobine:

- manji mogući trag kotača ograničen širinom trupa
- teškoće smještaja uvučene noge, a naročito njenoga kotača u stanjeno krilo.

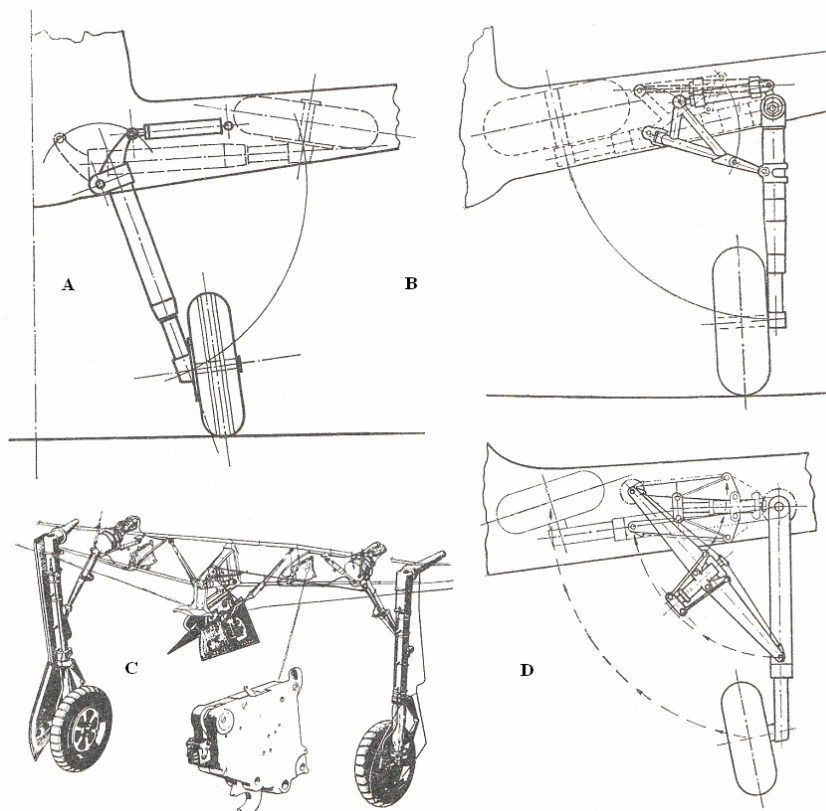
Ostale tri koncepcije B, C i D odgovaraju drugoj varijanti. Pri tome su im:

Dobre osobine:

- moguć veći trag kotača
- veći raspoloživi prostor za smještaj noge i kotača u zadebljani korijen krila i dijelom u sam trup.

Loše osobine:

- jače opterećenje krila
- obično složenija konstrukcija.



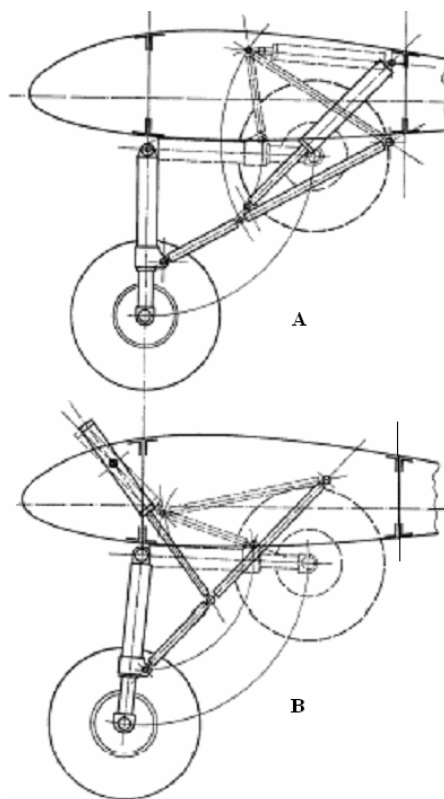
Slika 76. Različite konstruktivne varijante poprečno uvlačivih stajnih trapova

Među konstrukcijama na slici 76. treba još istaknuti koncepciju C s električnim pogonom preklapne dijagonale, koja podiže elastičnu nogu, kao i koncepciju D s preklopnom nogom u kojoj je centralno ugrađen mali pogonski cilindar koji je prelama.

B. Uzdužno uvlačenje

Uzdužno uvlačenje sastoji se od okretanja i preklapanja stajnog trapa oko poprečne osi zrakoplova (osi Y). Na taj način ravnina kotača ostaje sama sebi paralelna. Taj način uvlačenja naročito je pogodan za primjenu kod dvomotornih zrakoplova, gdje se cijela konstrukcija stajnog trapa s kotačem uvlači u unutrašnjost motorne gondole.

U slučajevima kad se dogodi da je zbog prostorne skučenosti nemoguće uvući kotač u gondolu u potpunosti, nego on ostaje slobodan i neuvučen za izvjestan svoj donji dio (oko jedne trećine prečnika), ta okolnost može čak vrlo povoljno biti iskorištena s ciljem povećane sigurnosti prisilnog slijetanja s uvučenim stajnim trapom. U takvim slučajevima potrebno je samo osigurati solidne oslonce osovine takvoga nepotpunoga uvučenoga kotača. Iz takvih uvjeta povećanja sigurnosti prisilnog slijetanja, čak se često i namjerno ostavlja jedan donji dio kotača neuvučen.



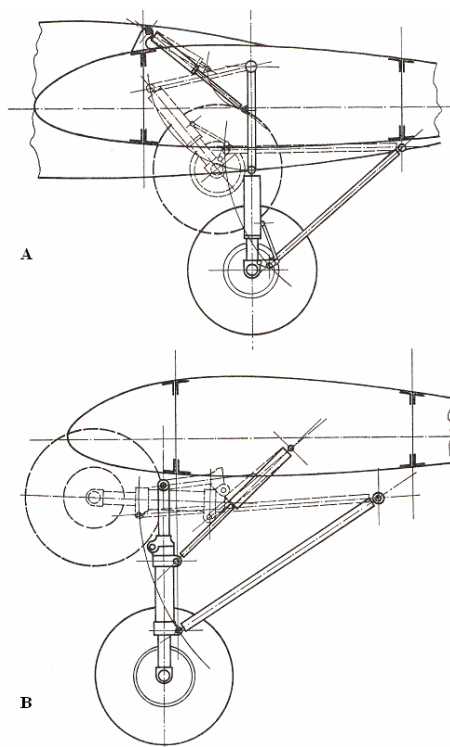
Slika 77. Primjeri uzdužnog uvlačenja stajnog trapa unatrag u kutiju krila (poluuvučeno)

Najčešće primjenjivana je koncepcija A na slici 77. Koncepcija B predstavlja u osnovi istu ideju s razlikom što je komandni cilindar prebačen ispred prednje ramenjače ako to prostorne mogućnosti dopuštaju. To se izvodi radi povoljnijeg (tj. nižeg) opterećenja radnog cilindra nego kod koncepcije A.

Kod tih dviju varijanata treba istaknuti i njihov utjecaj na promjenu centraže cijelog zrakoplova pri takvim operacijama, zbog pomicanja glavnih masa kotača i elastičnih nogu. Ta

promjena kreće se u prosjeku oko 2% osnovne centraže, i to u nepovoljnom smislu, pomičući pri slijetanju centražu unaprijed umjesto unatrag.

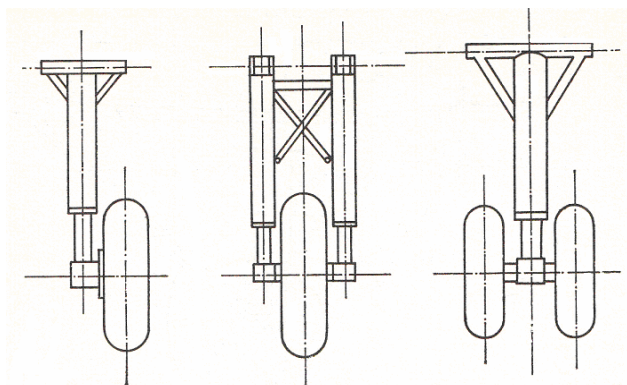
Na slici 78. dane su koncepcije s obrnutim efektom na centražu, kod kojih se kotači uvlače unaprijed i naviše. Takva rješenja povoljnija su i iz praktičnih razloga što u prednjem zadebljanom dijelu gondole, naročito kod većih i složenijih motora, ima i više raspoloživog prostora za smještaj cijele instalacije stajnog trapa.



Slika 78. Primjeri uzdužnog uvlačenja stajnog trapa unaprijed

Koncepcija A je primijenjena na zrakoplovu „DC3“, a koncepcija B pruža mogućnost još radikalnijega konstruktivnog rješenja isturanjem kotača sasvim unaprijed, ispred prednje ramenjače.

Što se tiče čelnih projekcija za sve navedene slučajeve uzdužnog uvlačenja, one mogu biti raznolike, kao što su predstavljene na slici 79.



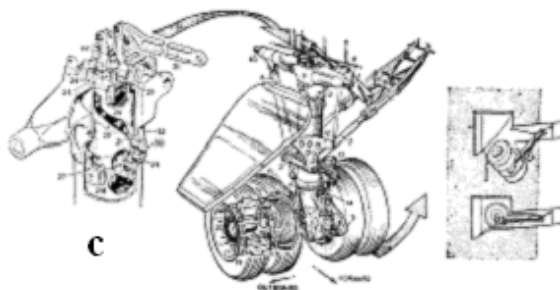
Slika 79. Čelne projekcije uzdužno uvlačivih stajnih trapova

Za relativno lakše zrakoplove dovoljan je po jedan amortizer po kotaču kao kod prve koncepcije. Kod većih i težih zrakoplova prelazi se na po dvije noge po kotaču, koje se međusobno dobro ukrute, s ciljem dovoljnog osiguranja od bočnih sila. Kod najvećih zrakoplova pojavljuje se potreba za cijelom baterijom kotača, od dva do četiri, koji se posebnom kinematikom vežu na centralni jako dimenzionirani amortizer, kao što je prikazano na posljednjoj koncepciji slike 79.

C. Uvlačenje s okretanjem

Takav način uvlačenja nastao je zbog teškoća smještaja stajnih organa u nedovoljan raspoloživi prostor.

Prvo je bio primjenjivan na lovačkim zrakoplovima s uzdužnim uvlačenjem glavnih nogu stajnog trapa, gdje se kotač (i cijela noga) morao okrenuti za 90° da bi mogao stati u krilo. Kasnije se pojavila ista potreba za smještaj cijele baterije kotača koja inače ima vrlo nepovoljne gabaritne proporcije.

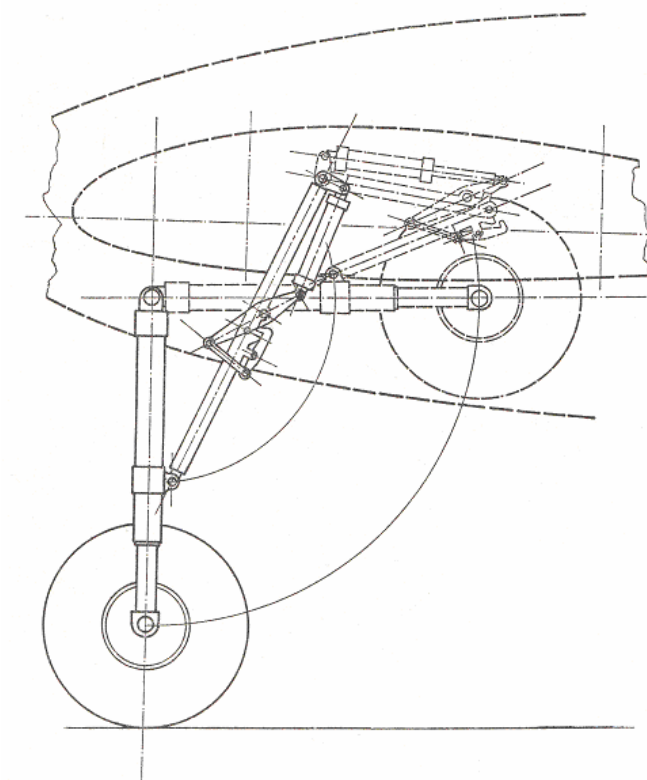


Slika 80. Uvlačenje stajnog trapa s okretanjem

D. Uvlačenje čelnoga i repnoga kotača

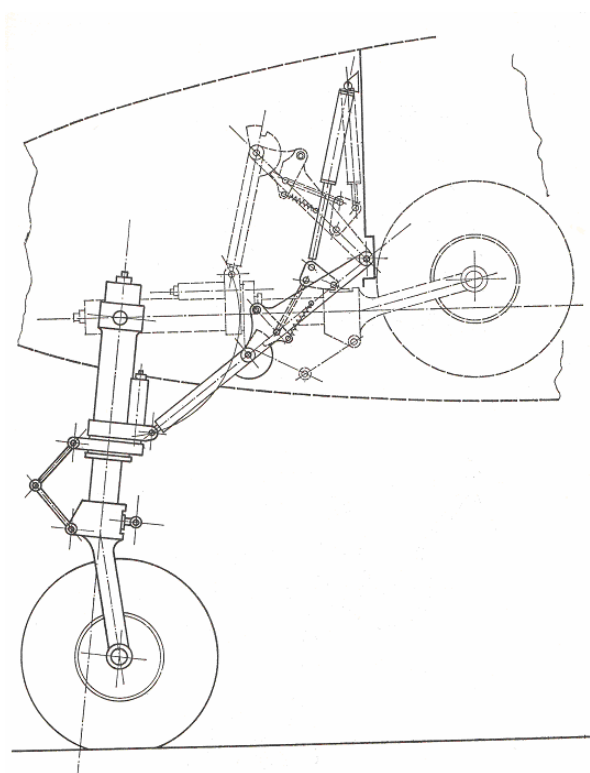
Kako se ti pomoćni kotači uvlače redovno u trup, to su već zbog takvoga prostornog ograničenja upućeni na uzdužno uvlačenje. S obzirom na njihove relativno male prečnike, oni se skoro uvijek uvlače u potpunosti i njihova rupa se zatvara pogodnim poklopcem.

Na slici 81. prikazana je jedna relativno jednostavna koncepcija sa samopreklopnom nogom, tj. dijagonalom, koja može poslužiti i za čelni kotač i za glavni kotač ispod krila. Zato su oko te koncepcije i ucrtane dvije proizvodljne konture trupa i krila.



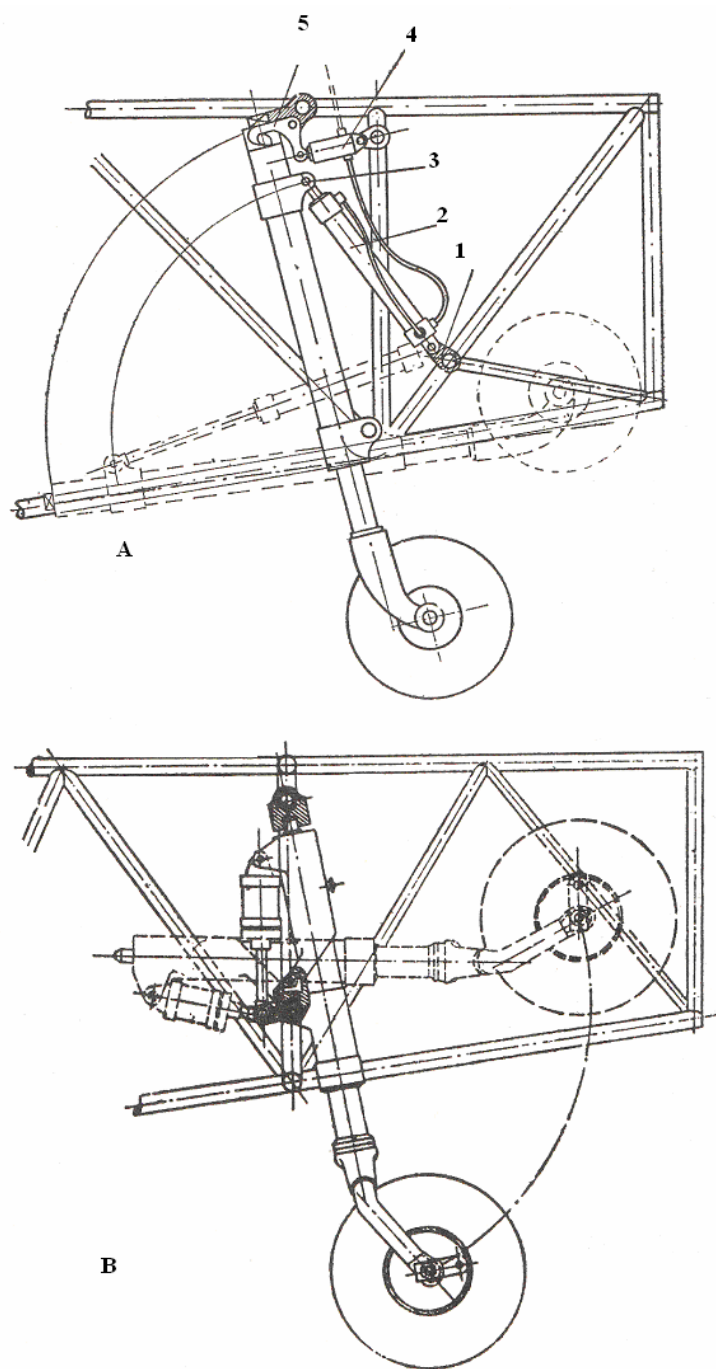
Slika 81. Uvlačenje trapa sa samopreklopnom nogom

Slika 82. predstavlja shemu nešto kompliciranijeg slučaja noge čelnoga kotača s istaknutim sustavom osiguranja, naročito u izvučenom položaju.



Slika 82. Kompliciranija verzija trapa sa samopreklopnom nogom

Slika 83. prikazuje dva slučaja uvlačivoga repnoga kotača s odgovarajućim sustavima osiguranja (brava). Za bolje razumijevanje osiguranja i veza istaknuti su crtkanjem elementi veza koji čine sastavni nepokretni dio trupa.



Slika 83. Uvlačivi repni kotač sa sustavima osiguranja (brava)

Kod koncepcije A element 4 predstavlja tzv. protočnu bravicu za osiguranje elastične noge u svom normalnom radnom položaju. U koncepciji B funkcija osiguranja postiže se „šetanjem“ čahurastog vrha noge, koji upravljani hidrauličnim upravljačkim cilindrom ulazi u crtkanu kapicu na vrhu. Izvlačenje noge iz tog stanja izvodi se uz pomoć posebne kulise u donjem dijelu čahurastog vrha noge.

4.5 Pogonska grupa

4.5.1 Vrste pogona

Za pogon zrakoplova potrebna je pogonska sila potiska ili vuče. Ta se sila stvara pomoću odgovarajućega motornog agregata, tj. pogonske grupe koja koristi toplinsku energiju da putem raznoraznih procesa transformacije energije proizvede ubrzanje radnog fluida, odnosno pogonskog mlaza.

Prema vrsti procesa te transformacije energije, glavni sustavi pogona se dijele na:

1. elisne
2. turbomlazne i
3. raketne.

Osim tih, postoje još neke specijalne varijante turbomlaznih motora.

Zajednička osobina svih tipova tih pogonskih motora jest povećanje kinetičke energije radnog fluida pri prolazu kroz propulzivni sustav, s tim što je smjer kretanja ubrzanog fluida uvijek suprotan smjeru kretanja zrakoplova.

Odstupanja između pojedinih tipova ili sustava nastaju na način da se povećava kinetička energija radnog fluida, dok se za ostvarenje porasta kinetičke energije u svim tim sustavima upotrebljava gorivo kao izvor potrebne energije.

Energetski procesi u sustavu, počevši od uložene energije goriva do korisne propulzivne energije, predstavljaju suštinu razlika između triju navedenih osnovnih sustava pogona.

1. U elisno-klipnom motoru termička energija goriva se najprije pretvara u mehaničku energiju u samom motoru, da bi se zatim posredstvom elise konačno pretvorila u porast kinetičke energije mlaza zraka.
2. U turbomlaznom motoru energija goriva se procesom izgaranja pretvara u višak potencijalne energije usisanog zraka, a potom se pretvara u porast kinetičke energije zračnog mlaza. Za taj proces potrebno je jedan manji dio energije utrošiti za pogon kompresora.
3. U raketnom motoru se kemijsko-toplinska energija goriva izgaranjem pretvara u višak potencijalne energije radnog fluida, a ova neposredno u porast njegove kinetičke energije, ali bez ikakvog mehaničkog rada.

Za bližu definiciju osnovnih razlika i posebnosti pojedinih navedenih sustava pogona treba navesti još i ovo:

- Elisno-klipni motor ostvaruje propulziju umjerenim ubrzavanjem (tj. manjim porastom brzine) većih količina čistog zraka.
- Turbo-mlazni motor postiže isti cilj znatno jačim ubrzavanjem relativno manjih količina radnog fluida, koji se sastoji od zagrijanog zraka pomiješanog s produktima izgaranja.

- Raketni motor ostvaruje propulziju vrlo velikim ubrzanjem velikih količina proizvoda izgaranja, koji ovdje u cjelini predstavljaju radni fluid.

Druga bitna razlika između navedenih tipova pogonskih motora je u tome što elisno-klipni i turbomlazni motori koriste vanjski atmosferski zrak kao radni fluid i kao nositelja kisika, potrebnog za obavljanje procesa izgaranja.

Raketni motor, naprotiv, uopće ne koristi vanjski atmosferski zrak, već potrebni kisik za izgaranje nosi sa sobom, te mu kao radni fluid služi isključivo masa produkata izgaranja.

U turbomlaznim motorima potrebno je jedan manji dio potencijalne energije, dobivene izgaranjem goriva, koristiti u obliku mehaničke energije za pogon kompresora, dok se preostali dio potencijalne energije koristi za neposredno pretvaranje u višak kinetičke energije radnog fluida (mlaza).

Ako se osim potrebne energije za pogon kompresora odvoji od potencijalne energije znatno veći dio, koji se posredstvom turbine pretvori u mehaničku energiju za pogon vratila s elisom, dobiva se koncepcija tzv. „turbo-elisnog“ motora, koji je vrlo pogodan za izvjesne brzinske zone koje leže između područja racionalne primjene elisnog i turbomlaznog pogona. Pri tome, analogno mlaznom motoru, preostali dio potencijalne energije koristi se za neposredno povećanje kinetičke energije radnog fluida - mlaza.

Konačno, najdirektniji i principijelno najjednostavniji postupak za dobivanje potiska predstavlja raketni motor, u kojemu se energija goriva na najneposredniji način pretvara u kinetičku energiju radnog fluida, bez ikakvog posredovanja mehaničke energije, kao što je slučaj u ostalim sustavima.

Prema navedenim okolnostima, gledano čisto teorijski, moglo bi se zaključiti da raketni motor predstavlja i konstruktivno najjednostavnije rješenje, a elisno-klipni najstroženije. Međutim, realna situacija je zapravo sasvim drugačija, skoro obrnuta.

Iako je cilj ovoga kolegija prikazati integraciju i koncepcijska rješenja propulzivnog sustava (pogonske grupe) u cjelokupnu konstrukciju zrakoplova bez razmatranja performanci motora, u nastavku će ukratko biti objašnjene osnovne koncepcije pogona zrakoplova.

4.5.1.1 Zrakoplovni klipni motori

Klipni motori se dijele na dvije osnovne grupe :

- dizel-motore (pokretane naftom) i
- benzinske motore.

Dizel-motori se nisu udomaćili u zrakoplovstvu. Naime, uz određene prednosti (nikada im nije bio potreban karburator ni električna instalacija za paljenje smjese u cilindrima, daju bolji učinak, veće su ekonomičnosti i manje su skloni požaru i eksploziji instalacije goriva), pokazali su još veće mane: zbog previsokog tlaka pri kompresiji i izgaranju smjese proizvodili su snažne udarce i zbog toga bili vrlo masivni i teški, neelastični u radu zbog velikih vibracija i vrlo „lijeni“ prilikom dodavanja snage (gasa).

U zrakoplove se, gotovo bez iznimke, ugrađuju četverotaktni benzinski motori. Dvotaktni motori ponekad se mogu sresti u vrlo lakim zrakoplovima, koji su mahom posljedica samograditeljskog entuzijazma.

Prema broju cilindara razlikuju se jednocilindrični, dvocilindrični i višecilindrični motori.

Prema smještaju cilindara, dijele se na redne i zvjezdaste motore. Zvjezdasti motori desetljećima su imali prvenstvo u zrakoplovstvu, dok ih konačno potreba za većim brzinama i bolje aerodinamički oblikovanim motornim gondolama nije gurnula u drugi plan, uoči Drugoga svjetskog rata.

Ti se motori mogu hladiti dvojako: tekućinom i zrakom. Prva grupa imala je primjenu na lovačkim zrakoplovima u Drugom svjetskom ratu i neko vrijeme nakon toga, pa je zapostavljena. Motori sa zračnim hlađenjem mnogo su praktičniji.

Gorivo se može uvoditi u motorne cilindre pomoću karburatora ili neposrednim ubrizgavanjem. Izravno ubrizgavanje goriva u cilindre ima prednosti nad pripremom smjese izvan motora pomoću karburatora - zbog lakog podešavanja sastava smjese bez obzira na položaj zrakoplova, zbog boljeg izgaranja, ravnomjernijeg rada motora i osiguranja od požara i zaleđivanja. Ali instalacija je osjetljiva i skuplja.

Prema promjeni snage s visinom postoje motori bez kompresora (nevisinski motori) i motori s kompresorom (visinski motori).

Sustav za gorivo sastoji se od svih onih uređaja koji se nalaze između zrakoplovnih spremnika goriva i motora. To su spremnici za gorivo, provodne cijevi, crpke, slavine, pročištači, mjerači količine goriva, mjerači tlaka goriva, odvajači za isparavanje i razni ventili. Motor se može napajati gorivom slobodnim padom (što je najčešći slučaj kod visokokrilaca), pomoću motornih crpki i stvaranjem nadtlaka u spremnicima. Spremnici mogu biti ugrađeni u krilo ili trup zrakoplova kao integralni spremnici, ili biti smješteni ispod trupa ili krila kao dodatni.

Glavni dijelovi motora. Tijelo motora može biti jednodijelno ili višedijelno, a na njemu su montirani ostali dijelovi motora.

Cilindar s klipom je nositelj svih termičkih radnih procesa i iz minute u minutu doživljava na stotine i tisuće eksplozija, pretvarajući potencijalnu energiju goriva u kinetičku energiju motora. U glavu cilindra usađeni su ventili razvodnog mehanizma, sjedišta ventila, opruge koje priljubljuju ventile sjedišta, svjećice i njihove čahure. U cilindru je klip koji, posredstvom klipnjače, prenosi silu tlaka plinova na radilicu, zatim osovinu klipa koja spaja klip s klipnjačom, uljne i kompresijske karike koje sprečavaju prolaz plinova i ulja u cilindar i, konačno, klipnjača koja spaja klip s radilicom i pretvara pravocrtno kretanje klipa u okretno kretanje radilice. Oko cilindra su rebra za hlađenje. Ona osiguravaju ravnomjeran protok zraka oko cilindra, kako se on ne bi pregrijao.

Sljedeća u lancu, radilica, svoje okretno kretanje prenosi na elisu. Elisa može biti vezana za radilicu izravno ili posredstvom reduktora, koji kod jačih motora smanjuju broj okretaja elise.

Dok glavni dijelovi motora neposredno pretvaraju toplinsku energiju goriva u mehanički rad, pomoćni uređaji su zaduženi za pripremne i pomoćne radnje, neophodne za pravilan rad motora. Tako mehanizam za raspodjelu plina, tj. mehanizam za otvaranje i zatvaranje ventila, ravnomjerno otvara i zatvara usisne i ispušne otvore na cilindru motora.

Magneti, zapravo dinamo-uređaji koji pogon dobivaju od okretanja motora, proizvode električnu struju za iskru na svjećicama. Pogodni su zbog malih dimenzija, sigurnog djelovanja, preciznog podešavanja trenutka paljenja, lakog održavanja i minimalnog trošenja.

Karburacija je proces miješanja goriva i zraka. Zadatak karburatora je priprema potrebne smjese, dobro raspršivanje, i, pošto djeluje u sklopu usisnog sustava, osiguranje dovoljnog tlaka punjenja. Tlak punjenja je tlak smjese koja ulazi u motor.

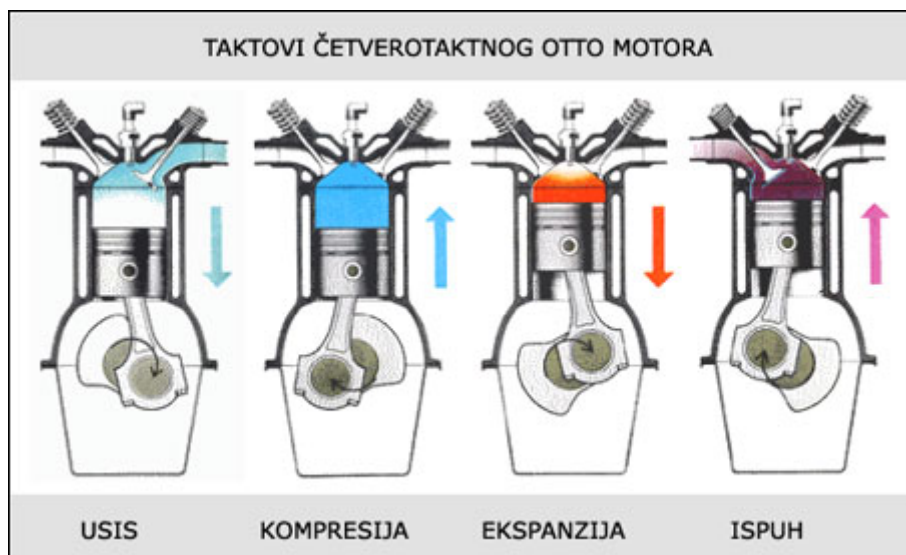
Sastav i kvaliteta smjese podrazumijevaju odnos mase zraka prema masi goriva. Treba znati da postoji teorijska količina kisika neophodna da potpuno izgori kilogram goriva. Ako je stvarna količina zraka veća od teorijske, smjesa je siromašna, a ako je manja, onda je smjesa bogata. Idealan odnos goriva i zraka trebalo bi da je u razmjeru 1 : 15. Klipni motor zrakoplova ne radi ni sa siromašnom niti s teorijskom smjesom, već u devedeset posto slučajeva s bogatom smjesom, zato što gorivo na taj način hladi glave cilindra motora, štiteći ih od pregrijavanja.

S druge strane, karburator i usisni sustav se vrlo lako zaleđuju, čak i na temperaturama koje nisu kritične za zmaj zrakoplova. Posebno je osjetljiv difuzor karburatora. Difuzor je, zapravo, venturi-cijev u čiji se najuži presjek postavlja dizna goriva. Tu su strujanja zraka najbrža, pa je i hlađenje, potpomognuto isparavanjem goriva, najintenzivnije. Zaleđivanje karburatora sprečava se sustavom za grijanje, gdje se koristi toplina ispušnih plinova motora. Izuzetno je važno da se grijanje karburatora uključi prije početka zaleđivanja.

Ulje u motoru služi da smanji trenje i hladi pokretne dijelove, ali je u isti trenutak i neobično pouzdan signalizator svega što se događa u unutrašnjosti motora. Zato treba pratiti pokazivače kontrolnih veličina ulja. Ako se, na primjer, na indikatoru tlaka ulja zapazi pad tlaka, a na indikatoru temperature ulja porast njegove temperature, motor sigurno negdje gubi ulje.

Da ne bi bio ugrožen pravilan rad motora, zrakoplov smije upotrebljavati samo onu vrstu goriva koju je propisao proizvođač motora. Sredinom dvadesetih godina prošlog stoljeća, nakon otkrića da olovni tetraetil sprečava detoniranje, proizvedena su takozvana izooktanska goriva. Otada se kvaliteta pogonskih goriva mjeri oktanskom skalom. Oktanski broj pokazuje koliko je gorivo otporno na detonaciju. Ekonomični benzinski motori, s velikim stupnjem sabijanja, zahtijevaju gorivo s visokom oktanskom vrijednošću.

Detonacija je vrlo štetna pojava za motor i posljedica je nekontroliranog izgaranja. Umjesto da izgara uobičajenom brzinom od, na primjer, 20 metara u sekundi, gorivo počinje izgarati brzinom eksplozije čak do 800 pa i više metara u sekundi. Snaga motora drastično opada, tlak i temperatura rastu i osjećaju se snažne vibracije motora, što neizbježno izaziva lakša ili teža oštećenja motora. Uzrok detonacija u motoru može biti neodgovarajuća oktanska vrijednost goriva (naročito manja), loš sastav smjese i pretjerano visoka temperatura glave cilindra motora.



Slika 84. Princip rada četverotaktnog Otto motora

4.5.1.2 Zrakoplovni mlazni motori

Poput klipnih, i mlazni motori pripadaju toplinskim motorima s unutarnjim izgaranjem jer kemijsku energiju goriva pretvaraju u mehanički rad. I jedni i drugi su reaktivni motori jer zahtijevaju zrak, ubrzavaju ga i stvaraju vučnu ili potisnu silu. Klipno-elisni motori vučnu ili potisnu silu stvaraju posrednim putem, dok se kod svih ostalih reaktivnih motora energija oslobođena izgaranjem izravno pretvara u potisnu (propulzivnu) silu. To su mlazni motori.

Mlazni motori mogu biti zračno-mlazni i raketno-mlazni. Ovi potonji su apsolutno superiorni na visinama gdje je zrak suviše razrijeđen ili ga nema, jer oksidator neophodan za izgaranje nose sa sobom. Međutim, u svakodnevnom zračnom prometu se nailazi uglavnom na zračno-mlazne motore, a posebno na one iz grupe turbomlaznih.

Način rada turbomlaznog motora

Ovi motori imaju iste procese kao i klipni: usisavanje, sabijanje, izgaranje, širenje i ispuhivanje.

Prema tome, mlazni motor mora imati kanal kroz koji zrak iz vanjske atmosfere ulazi u motor. To je uvodnik, koji usmjerava zračnu struju prema kraju kanala, gdje se nalazi uređaj za sabijanje usisanog zraka. Taj dio motora naziva se kompresor.

Kompresor (koji može biti radijalni ili aksijalni) povećava tlak, odnosno brzinu zraka i upućuje ga u komoru za izgaranje. Stupanj kompresije kod mlaznih motora je odnos tlaka zraka na izlazu i na ulazu u kompresor. Radijalni (ili centrifugalni) kompresor sabija zrak zahvaljujući centrifugalnoj sili, pri čemu se zrak kreće radijalno, dok aksijalni kompresor potiskuje zrak uzduž osi motora. Mana radijalnoga kompresora je veliki čelni presjek, ali ima i prednost - kratak je pa se na motorima novije generacije kombiniraju obje vrste kompresora.

Dio zraka sa zadnjih stupnjeva višestupanjskoga kompresora odvodi se specijalnim cijevima i koristi za regulaciju tlaka i temperature u kabini, grijanje usisnika, napadnih rubova, raznih sustava i „podgrijavanje“ goriva, ali isto tako i za hlađenje ležajeva, rotora i

statora motora, pokretanje raznih sustava, startanje drugih motora na zrakoplovu (ako koriste pneumatski starter), podtlak itd.

Difuzor je smješten između izlaznog stupnja kompresora i komore za izgaranje i služi za usporavanje struje zraka.

Komora za izgaranje je prostor u kojemu dolazi do izgaranja smjese goriva i sabijenog zraka. Ona je glavni dio motora. Prostor za izgaranje, najčešće kombinacija prstenastog (jednodijelnog) i cjevastog (višedijelnog) tipa komore, konstruiran je tako da se s gorivom smije pomiješati najviše jedna trećina zapremine zraka koji uđe u komoru. U okviru te trećine težinski odnos zraka prema gorivu prosječno iznosi 50 : 1. No, za izgaranje se koristi samo 15 dijelova zraka. Višak zaobilazi brizgaljke, hladi zidove komore i zatim se pridružuje izgorjelim plinovima, kako bi im snizio temperaturu prije ulaska u turbinu.

Goriva za turbomlazne motore u osnovi sadrže kerozin, s većim ili manjim postotkom benzinskih frakcija, i ona moraju zadovoljiti određene zahtjeve u pogledu ishlapljivosti, gustoće, toplinske moći, kemijske stabilnosti, čistoće i temperature leđenja. Izgaranjem goriva oslobađa se velika količina energije i predaje zraku koji je kompresor već poslao. Međutim, da bi kompresor bio u stanju sabiti i potiskivati zrak, mora se okretati. Da bi se okretao, neophodan mu je uređaj koji će ga pokretati. Uređaj koji pokreće kompresor turbomlaznog motora naziva se turbina.

Turbina je zajedničkim vratilom vezana za kompresor i s njim čini jednu cjelinu - rotor motora. Iako turbina uzima čak dvije trećine korisne energije, mlazni motor je, svejedno, pravo čudo učinkovitosti u usporedbi s klipnim. Snažnije turbine, kao i kompresori, mogu biti višestupanjske, pa tako turbina visokog tlaka okreće kompresor visokog tlaka, a turbina niskog tlaka - kompresor niskog tlaka. Turbina trpi velika termička i mehanička naprezanja. Glavna kontrolna veličina je pouzdana indikacija temperature plinova na ulazu i izlazu zato što između lopatica i zidova turbine postoji vrlo fini zazor, pa se lopatice u slučaju prekoračenja određene temperature izduže, što dovodi do „zaribavanja“ motora.

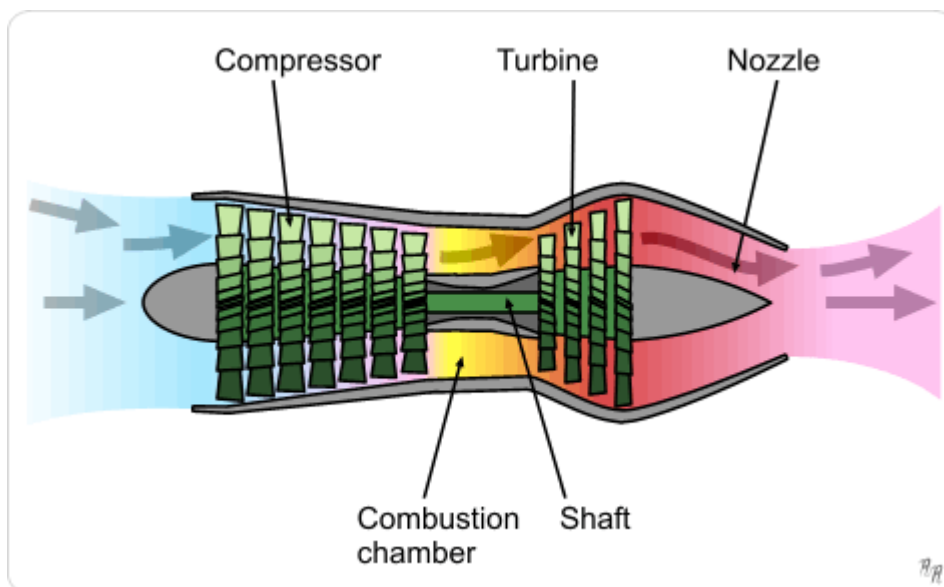
Ispušni vod smiruje zračnu struju iz turbine i provodi je do mlaznika.

Mlaznik ubrzava struju plinova koji izlaze u atmosferu.

Sila kojom motor potiskuje zrakoplov naziva se sila potiska. Ona ovisi količini zraka koji ulazi u motor i brzini kojom izlazi iz motora.

U normalnom letu, mlaz plinova istječe u smjeru suprotnom od smjera letenja. Pri slijetanju, čim zrakoplov kotačima dodirne pistu, moguće je mlaz plinova iz motora skrenuti u suprotnu stranu i tako pojačati kočenje zrakoplova. Skretanje mlaza omogućuje poseban uređaj, montiran na mlazniku motora. Sastoji se od dviju profiliranih površina koje, komandom iz pilotske kabine, zatvaraju izlaz iz mlaznika, usmjeravajući plinove unaprijed. Taj se uređaj naziva skretač mlaza (thrust reverser).

Na slici 85. prikazan je princip rada turbomlaznog motora s osnovnim komponentama. Opis shematskog prikaza: Compressor - kompresor; Turbine - turbina; Nozzle - mlaznik; Combustion chamber - komore izgaranja; Shaft - osovina.



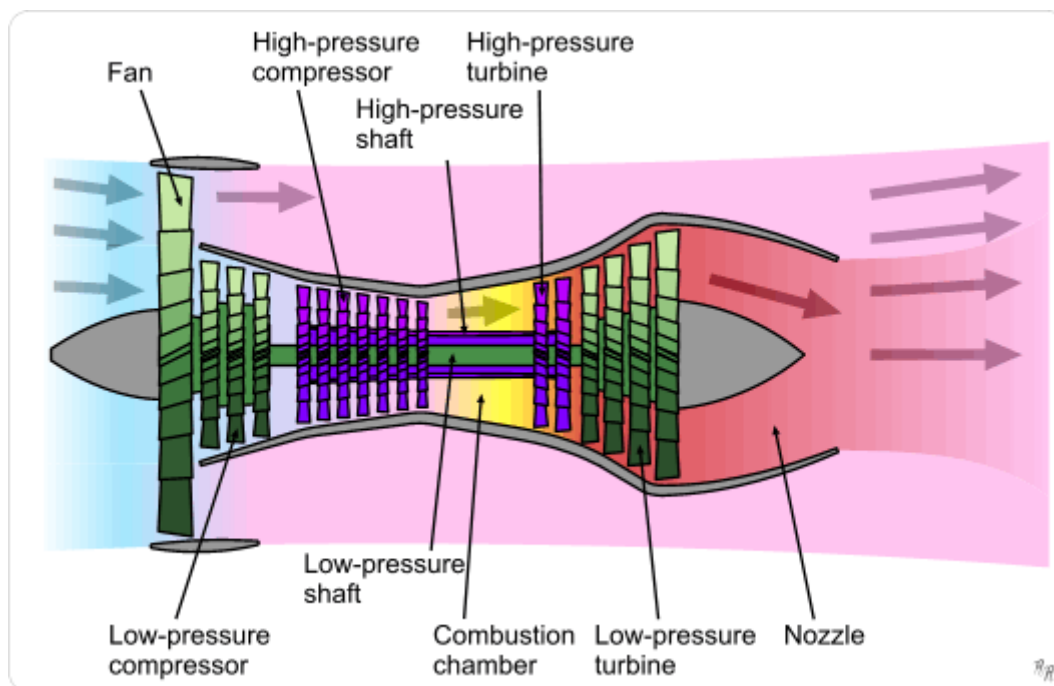
Slika 85. Shema turbomlaznoga zrakoplovnog motora

Ventilatorski motori

Od velikog značenja su turbomlazni motori u kojih se zračna struja koja ulazi u usisnik dijeli, prilikom prolaska kroz kompresor, na dva dijela. Jedan dio normalnim putem odlazi u komoru za izgaranje i preko turbine i mlaznika izlazi u atmosferu. To je primarna struja. Drugi dio zraka, potisnut prednjim dijelom kompresora s uvećanim lopaticama, ventilatorom, povećanom brzinom izlazi u atmosferu. To je sekundarna struja. Tako silu potiska stvaraju dvije zračne struje. Takva vrsta motora se naziva turbomlazni ventilatorski motor. Ventilator može biti izveden tako da sekundarnu struju šalje odmah u atmosferu, što je slučaj kod gigantskih motora, ili da se provodi oko obloge motora (takozvani „by pass“).

Ventilatorski motor ekonomičniji je od običnoga turbomlaznog motora, a smanjuje i buku, jer je zrak oko motora dobar zvučni izolator.

Na slici 86. je prikazan princip rada turboventilatorskog motora s osnovnim komponentama. Opis shematskog prikaza: Fan - ventilator (fen); High pressure Compressor - kompresor visokog pritiska; High pressure shaft - osovina kompresora visokog pritiska; High pressure turbine - turbina visokog pritiska; Low-pressure Compressor - kompresor niskog pritiska; Low-pressure shaft - osovina kompresora niskog pritiska; Low-pressure turbine - turbina niskog pritiska; Nozzle - mlaznik; Combustion chamber - komore izgaranja.



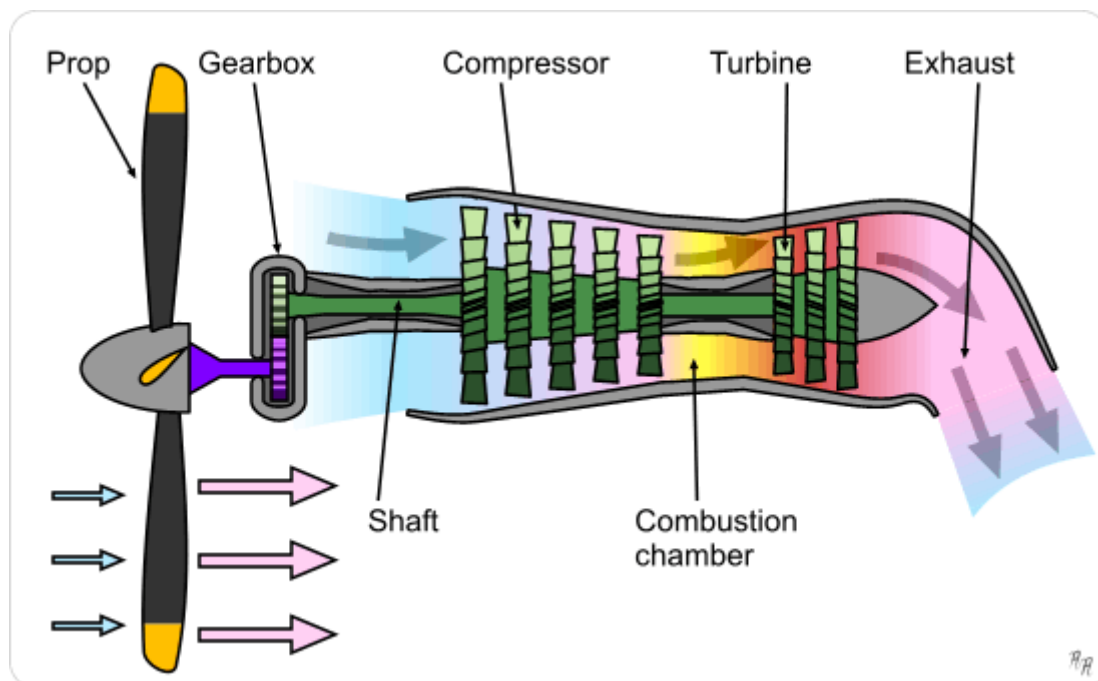
Slika 86. Shema turboelisnoga zrakoplovnog motora

Turboelisni motori

Po konstrukciji su slični mlaznim motorima, a po principu rada klipno-elisnim, jer tri četvrtine potiska (odnosno vuče) ostvaruju pomoću elise, a svega jednu četvrtinu djelovanjem mlaza. U načelu su ekonomičniji od turbomlaznih motora, pa se po potrošnji goriva mogu mjeriti s klipnim motorima. Djelovanje njihove elise gotovo je identično djelovanju ventilatora kod fenskih motora. Intenzivno se koriste na nizu zrakoplova različite namjene i brzina, u civilnom i vojnom zrakoplovstvu.

Reduktor broja okretaja elise obično je smješten na prednjem dijelu motora, tako da zadnji ostaje slobodan za izlaz plinova. Može biti izravno vezan za vratilo kompresora ili, kao kod turbomotora, sa slobodnom turbinom, za vratilo slobodne turbine. Ovaj potonji slučaj se primjenjuje, na primjer, na helikopterima. Slobodna turbina nije vratilom vezana za ostale dijelove motora, pa se neovisno o njihovom broju okretaja, slobodno okreće u struji zraka. Odnos broja okretaja elise prema broju okretaja motora obično je 1 : 9, što je tri do četiri puta više nego kod klipnih.

Na slici 87. je prikazan princip rada turboelisnog motora s osnovnim komponentama. Opis shematskog prikaza: Prop - elisa; Gearbox - reduktor; Compressor - kompresor; Turbine - turbina; Exhaust - ispušna cijev; Shaft - osovina; Combustion chamber - komore izgaranja.

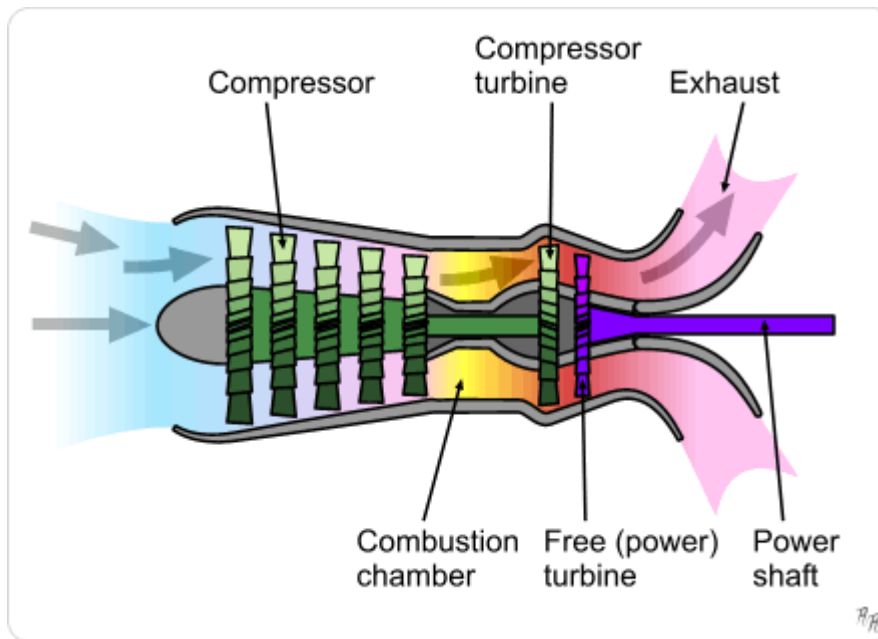


Slika 87. Shema turboelasnoga zrakoplovnog motora

Turboosovinski motori

Turboosovinski motori koriste dio energije mlaza ispušnih plinova za pokretanje osovine. Glavna razlika prema turboelasnim mlaznim motorima u tome je da preostali ispušni plinovi stvaraju određeni potisak. Druga razlika je u prijenosniku sila koji je sastavni dio zrakoplova, a ne motora. Motor se najčešće ugrađuje u helikoptere u kojima pogonska osovina motora preko prijenosnih zupčanika pokreće rotor.

Na slici 88. je prikazan princip rada turboosovinskog motora s osnovnim komponentama. Opis shematskog prikaza: Compressor - kompresor; Combustion chamber - komore izgaranja; Compressor turbine - turbina kompresora; Free power turbine - pogonska turbina osovine; Exhaust - ispušna cijev; Power shaft - pogonska osovina.



Slika 88. Shema turboosovinskoga zrakoplovnog motora

Za veće brzine (Mach 5 i 6) još se ispituju „scramjet” motori. No, u svakom slučaju, za takve zrakoplove potrebno je osigurati neki dodatni propulzivni sustav za polijetanje i dostizanje djelotvornih brzina leta.

4.5.2 Sastav i opći uvjeti instalacije pogonske grupe

Motorna pogonska grupa predstavlja motor kao izvor snage opremljen svim potrebnim agregatima, uređajima i opremom koji mu trebaju omogućiti i osigurati pouzdan i pravilan rad pod svim uvjetima leta koji se mogu predvidjeti.

U ovu motornu grupu pripadaju:

1. motor (klipni, turbomlazni, elisno-mlazni, raketni, itd.)
2. elisa u slučaju elisnog pogona
3. nosač motora za vezu motora s konstrukcijom zrakoplova
4. oplata motora, gondole i razni slivnici
5. sustavi napajanja motora gorivom i mazivom
6. sustavi hlađenja motora i njegovih agregata i uređaja
7. usisnici zraka (škrge i kanali) i ispušne cijevi za odvod izgorjelih plinova
8. sustavi kontrole i upravljanja motorom i njegovim agregatima
9. protupožarni uređaji.

Za pravilnu, racionalnu i uspješnu instalaciju motorne pogonske grupe, kako u aerodinamičnom, tako i u praktično-eksploatacijskom pogledu potrebno je zadovoljiti sljedeće opće konstruktivne uvjete:

1. izbor povoljnoga relativnog položaja motorne grupe u aerodinamičnom pogledu;
2. što manji gubici u vodovima usisnog i ispušnog sustava;

3. čvrstoća predstavlja bitan konstruktivni uvjet za cijelu instalaciju zbog znatnih opterećenja koja predstavljaju težine motora i cijele njegove instalacije, kao i potisna sila i momenti, a s obzirom na to da se motor najčešće nalazi dosta ispred glavne nosive konstrukcije na koju se montira (trup ili krilo);
4. elastičnost veza motora na nosaču, koja je dragocjena za amortizaciju vibracija koje nastaju zbog rada nedovoljno uravnoteženog motora ili elise. Te elastične veze izvode se obično pomoću specijalnih gumenih amortizera;
5. mogućnost kompenzacijskih pomicanja nekih čvorova motorne veze, zbog jačeg zagrijavanja motora u radu (specijalno mlaznih motora);
6. mogućnost lakog i brzog skidanja i zamjene motora u svakodnevnoj intenzivnoj eksploataciji zrakoplova;
7. pristupačnost i po mogućnosti što veća jednostavnost cijele motorne instalacije s ciljem što lakšeg i pogodnijeg održavanja, pregleda, kontrole i popravaka;
8. oplata pogonske grupe treba cijeloj motornoj instalaciji osigurati što povoljniju aerodinamičku formu sa što je moguće manjom čelnom projekcijom. Osim pravilnog oblika oplata mora imati i potrebnu konstruktivnu otpornost;
9. hlađenje motora i cijele instalacije predstavlja najdelikatniji uvjet koji se i najteže u potpunosti zadovoljava jer je hlađenje uvijek u suprotnosti s uvjetima za dobru aerodinamičku oplatu. Klipni motori sa zračnim hlađenjem dobivaju potrebnu količinu zraka za hlađenje izravno kroz čelne otvore oplata na motor. Motori s vodenim hlađenjem sa svojim hladnjacima već su odavno napušteni u modernim zrakoplovima, ali i turbinski motori koji su ih naslijedili, tj. turbomlazni i turboelisni, zahtijevaju također dobru studiju posebnih sustava i kanala za hlađenje najopterećenijih točaka, kao što su ležišta motora i pojedini agregati motorne instalacije;
10. protupožarno osiguranje. Za tu svrhu potrebni su po mogućnosti automatizirani protupožarni uređaji sa sigurnim indikatorima. Osim toga, a s ciljem lokalizacije nastalog požara, potrebna je izolacija motornog odjeljenja od ostale konstrukcije pomoću posebnih tzv. „požarnih“ zidova.

4.5.3 Opće koncepcije smještaja pogonskih grupa

Opća koncepcija pogonske motorne grupe čini sastavni dio načelnog projekta zrakoplova i dobrim dijelom je predodređena i koncepcijom i namjenom zrakoplova, kao i uvjetima za njegovu svakodnevnu praktičnu eksploataciju.

U osnovi, glavna razlika u koncepciji opće konstrukcije pojavljuje se u slučajevima jednomotornih i višemotornih zrakoplova.

Kod jednomotornih zrakoplova sasvim je normalno da se cijela pogonska grupa smješta u trup, dok se kod višemotornih (obično velikih zrakoplova) trup potpuno oslobađa od pogonskih agregata.

A. JEDNOMOTORNI ZRAKOPLOVI

Smještaj pogonske grupe u trupu ovisan je o vrsti pogona. Tako se elisni pogon s klipnim ili turbomotorom redovno smješta u čelo trupa, dok se turbomlazni motor ugrađuje u sredinu trupa (iza pilotskog prostora) ili čak i dalje prema repu (slika 55, koncepcije A, B, E, F). U izvjesnim izuzetnim slučajevima kod vojnih - borbenih zrakoplova, gdje se traži vrlo velika snaga, mogu se u trupu ugraditi i po dva turbomlazna motora, bilo u sredini ili na stražnjem dijelu trupa. U tom slučaju oni se ugrađuju ili usporedno ili u ravnini simetrije trupa, tj. jedan iznad drugog.

Elisna pogonska grupa smještena u čelu trupa predstavlja po mnogim linijama vrlo pogodnu, praktičnu i u pogledu praktične eksploatacije i održavanja najpovoljniju koncepciju zbog dobre pristupačnosti i preglednosti cijele instalacije. Jedina nezgodna osobina te koncepcije je teškoća smještaja čelnoga kotača tipa „tricikl“ u uvučenom stanju, zbog oskudice raspoloživog prostora.

Turbomlazni motor smješten u srednji ili stražnji dio trupa pruža dvije dobre osobine, i to: aerodinamički čistiji oblik nosa trupa i potpunu uklopljenost motora u gabaritu trupa. Ali istovremeno uz to idu i dvije nepovoljne okolnosti. Prva od njih predstavlja pitanje ugradnje i pristupačnosti motoru prilikom održavanja, pregleda i kontrole cijele motorne instalacije. U tome cilju pristupa se često, naročito kod relativno manjih zrakoplova, koncepciji rastavljanja, tj. poprečnog presijecanja i razdvajanja trupa u predjelu motora. Ta koncepcija demontaže, tj. razdvajanja trupa mora biti izvedena pomoću posebnih spojeva koji omogućuju brz i siguran postupak. Drugi još teži problem takve ugradnje mlaznog motora u centar unutrašnjosti trupa predstavlja problem dobrog rješenja opskrbljivanja motora zrakom, tj. pitanje koncepcije uvodnih (usisnih) provodnika svježeg zraka kao i ispušnoga kolektora izgorjelih plinova iz turbina.

Postoje tri rješenja:

a) Direktan čelni ulaz zraka kroz otvor u nosu trupa, odakle se zrak provodi što direktnijim putem do motora. Položaj ulaznog otvora vrlo je povoljan radi mogućnosti korištenja punoga dinamičkog tlaka zraka, ali je problem u tome što se nasred puta nalazi pilotski prostor koji se mora na neki način zaobići. Zbog toga je potrebno ili skretanje cijeloga kanala ispod pilotskog prostora ili podjela kanala u dva kraka koji obilaze oko pilotskog prostora. To u svakom slučaju unosi znatne gubitke u kanalima i istovremeno povećava presjek trupa u sekciji pilotskog prostora.

b) Dva paralelna ulaza s bokova trupa u obliku tzv. „džepova“, koji su postavljeni približno u presjeku pilotskog sjedala ili nešto iza njega, tako da je cijeli pilotski prostor oslobođen te kanalizacije (slika 55, koncepcija F). Ulazni kanali koji počinju od džepova spajaju se iza pilotskog prostora neposredno pred ulazak u motor: takva uvodna kanalizacija je po svojoj dužini kraća od prve, ali zbog skretanja ipak prouzrokuje dosta gubitaka u kanalima. Osim toga, postoje i nezgode prouzrokovane graničnim slojem po bokovima trupa. To se rješava blagim odvajanjem unutarnjeg ruba džepova od bokova trupa i specijalnim odvodom i skretanjem tako izbjegnuto graničnog sloja.

c) Treća varijanta, koja predstavlja neku vrstu kombinacije prvih dviju, uzima zrak u napadnim rubovima krila, u korijenu odakle se on kroz kanale s većim krivinama provodi do motora. Takva koncepcija može se vidjeti na slici 55, koncepcija E. Ta kombinacija obično

ima najkraću dužinu kanalizacije, ali zato s najvećim krivinama, što znači i sa znatnim gubicima.

B. VIŠEMOTORNI ZRAKOPLOVI

Višemotorni zrakoplovi sadrže obično paran broj pogonskih grupa, tj. po dva, četiri ili šest motora, koji su svi ugrađeni izvan trupa, i to najčešće raspoređeni po krilima. To ugrađivanje motornih grupa u krila pruža veliko statičko rasterećenje krilne konstrukcije jer težina motora djeluje suprotno aerodinamičkom uzgonu, što dovodi do olakšanja konstrukcije krila. Ušteda u težini krila može doseći do oko 2–4% u ovisnosti o položaju motornih grupa po rasponu krila. Motori se ugrađuju u napadne rubove krila, nešto malo ispred njih i obično s osi malo spuštrenom ispod tetive krila. Tako se stvaraju tzv. „gondole“ u obliku lijepo profiliranoga vretenastog tijela, koje se dobro uklapa u profil krila. Pošto su oblici tih gondola dosta izduženi, oni pružaju mogućnost da se osim cijele motorne instalacije u njih mogu smjestiti i stajni organi u uvučenom stanju.

U slučaju višemotornih zrakoplova s mlaznim motorima pojavljuje se jedan novi parametar koji može znatno utjecati na izbor koncepcije ugradnje motornih grupa. Naime, mlazni motor omogućuje, u slučaju velikih krila, skoro potpunu ugradnju u unutrašnjosti aeroprofila zadebljanog dijela krila. Takva koncepcija ugradnje motora, osim dobrih i sačuvanih aerodinamičkih vrijednosti krila, pruža i znatnu prednost prilikom leta s jednim ugašenim motorom zbog smanjenog iznosa ekscentričnosti vuče u takvom slučaju. S druge strane, takva koncepcija znatno komplicira ugradnju i konstrukciju glavnih ramenjača, a u isto vrijeme čini cijelu instalaciju dosta nepristupačnom za svakodnevno redovno opsluživanje, pregled, popravak i kontrolu.

Druga mnogo češća koncepcija ugradnje mlaznih motora na većim zrakoplovima sastoji se u formiranju pravilnih vretenastih odvojenih motornih gondola, koje se vješaju nešto spuštene ispod krila i vezane, tj. obješene pomoću posebno profilirane ploče - nosača, odnosno konzole.

Takva koncepcija vješanja motornih grupa, odvojenih i udaljenih od krila, pridonosi znatnoj redukciji međusobne aerodinamičke indukcije između krila i gondole, pa prema tome krilo održava svoje dobre aerodinamičke kvalitete. Ujedno motori svojom težinom rasterećuju krilo u statičkom smislu te pridonose njegovom olakšanju. U pogledu uvjeta praktične eksploatacije, to je najpovoljnija koncepcija zbog maksimalne pristupačnosti cijeloj instalaciji. Kao mane te koncepcije mogu se navesti: teža i složenija gondola, odnosno njezina nosiva konzola, kao i nizak položaj usisnih otvora koji usisavaju mnogo prašine i sitnijeg šljunka, što može dovesti do prijevremenog oštećenja i jačeg trošenja motora.

Treća koncepcija ugradnje parnog broja mlaznih motora izvan trupa sastoji se u njihovom postavljanju uz bokove trupa na kratkim konzolama, i to u zadnjem dijelu trupa, tj. u predjelu između krila i repa.

Dobre osobine takve konstrukcije su višestruke: znatno smanjenje motorne buke u unutrašnjosti putničke kabine i smanjenje opasnosti od požara, zatim održavanje maksimalnih aerodinamičkih karakteristika krila, kao i mogućnost praktične primjene sustava hiperpotiska skoro po cijelom rasponu krila. I u pogledu uvjeta za praktičnu eksploataciju pristupačnost motoru i njegovim instalacijama je maksimalno moguća. Kao jedina negativna osobina može

se navesti okolnost da je krilo nešto teže od prethodnih koncepcija budući da ne postoji nikakvo statičko rasterećenje.

U toj konstruktivnoj koncepciji koja se obično izvodi s dva ili četiri motora pojavljuje se i varijanta s tri motora. U tom slučaju dva motora se vežu normalno po bokovima trupa neposredno ispred repnih površina, dok se treći motor ugrađuje u završetku trupa s ulaznim - usisnim otvorom ispod korijena vertikalnog stabilizatora.

Uvodni - usisni kanal turbomlaznog motora, s ciljem smanjenja gubitaka, treba biti što kraći, sa što manje savijutaka i sa što je moguće boljom unutarnjom površinskom obradom.

Ispušna cijev koja odvodi vruće plinove radi se od visokolegirana vatrostalnog čelika sa specijalnom toplinskom izolacijom i po potrebi sa zračnim hlađenjem. Zbog jakog zagrijavanja i odgovarajućeg izduženja, ugrađuju se mjestimično posebni teleskopski spojevi ili se na drugi način mora osigurati mogućnost dilatacije cijevi.

4.5.4 Nosač motora

Nosač motora služi kao posrednik između motora i osnovne konstrukcije zrakoplova, bilo trupa ili krila, da bi omogućio ugradnju raznih tipova motora i njihovu laku i brzu zamjenu, i izrađuje se kao poseban prostorni nosač.

Nosači motora grade se od čelika i lakih metala (tipa „Dural“). Nosači klipnih motora izvode se u pretežnoj većini slučajeva od čelika zbog njegove veće žilavosti i naročito visoke dinamičke otpornosti na zamor, koji nastupa kod klipnih motora zbog stalnih vibracija prouzrokovanih nedovoljnim dinamičkim uravnoteženjem rada motora.

Za mlazne motore, gdje je dinamička uravnoteženost masa savršena i rad motora vrlo miran, primjenjuju se nosači od čelika i od kovanih ili prešanih lakih slitina, već prema općoj konstrukciji motorne grupe i načinu vješanja.

U konstruktivnom pogledu, čelični nosači izvode se najvećim dijelom od cijevi okruglog presjeka, a u rijetkim slučajevima četvrtastog. Spajanje se obavlja u ovisnosti s primijenjenom vrstom materijala ili pomoću zavarivanja ili zakivanja.

Priključak motornog nosača na osnovnu konstrukciju zrakoplova izvodi se obično u četiri točke, i to ili pomoću viličastih veza ili, još bolje, pomoću sfernih ležajeva koji omogućuju bolju prostornu orijentaciju prilikom montaže.

Konstruktivno, nosači zvjezdastih klipnih kao i turboelisnih motora predstavljaju jednu prostornu kupolastu konstrukciju izvedenu od čeličnih cijevi. Osnovni prsten na koji se vezuje karter motora povezan je pomoću cjevastih nogu s priključnim čvorovima trupa ili krila. Broj cijevi koje formiraju elemente nogu i spajaju se u čvorovima priključka iznosi između šest i osam.

U slučaju nosača linijskih motora primjenjuju se dvije krute nosive grede, bilo trokutaste konstrukcije ili masivne kovane, koje su postavljene u vertikalnim ravninama za nošenje vertikalnih opterećenja. One se zatim povezuju raznim vrstama poprečnih veza s ciljem prostornog ukrućenja.

Kod turbomlaznih motora, koji se odlikuju neobičnom vitkošću oblika, potrebno je vezivanje odnosno vješanje motora u dvije poprečne ravnine. Glavna i osnovna veza koja prima cijelu težinu i potisak motora smješta se u presjek u neposrednoj blizini motornog težišta, dok se na izvjesnom dužinskom razmaku u još jednoj poprečnoj ravnini postavlja pomoćna veza ili oslonac. U usporedbi s nosačima klipnih motora, nosači turbomlaznih agregata predstavljaju dvije posebne specifične karakteristike o kojima se mora voditi računa. To su:

- a) zbog jakog zagrijavanja cijelog agregata i njegove relativne dužine, pojavljuje se i odgovarajuća dužinska diletacija, uslijed koje pomoćni treći oslonac mora biti pomjerljiv na klizećem ležaju ili vješalici;
- b) zbog znatno savršenijeg uravnoteženja okretnih masa ti motori rade vrlo mirno te njihove veze mogu biti krute bez elastičnih posrednika - amortizera.

U pogledu otpornosti, pri projektiranju i proračunu nosača motora treba uzeti u obzir sljedeće glavne komponente opterećenja:

- 1. inercijalne sile u obliku povećane vlastite težine motora, eventualne elise i svih ostalih agregata i dijelova motorne instalacije vezane na nosač
- 2. vučnu silu elise ili mlaza, naročito onu maksimalnu
- 3. maksimalni reaktivni moment motora
- 4. žiroskopski moment elise pri raznim evolucijama leta
- 5. aerodinamička opterećenja koja djeluju na gondolu odnosno njezinu oplatu koja je pričvršćena na nosač

Posljednja komponenta je relativno najslabija u usporedbi s prethodnim, te se često može i zanemariti.

4.5.5 Elastične veze motora

Klipni motori, zbog svoje koncepcije, s oscilacijama svojih pokretnih masa i periodičnim eksplozijama u pojedinim cilindrima, vrlo teško mogu biti u dovoljnoj mjeri uravnoteženi u svom radu, a naročito je to praktično neizvedivo za cijeli dijapazon radnih brzina. I uravnoteženje rotacije elise predstavlja dosta složen postupak, a naročito njezino dinamičko uravnoteženje.

Konačno, sprega motora i elise objedinjuje dva moguća izvora vibracija koje mogu biti vrlo neugodne i ugroziti sigurnost i otpornost nosača motora i njegovih veza s osnovnom konstrukcijom. Zbog toga se primjenjuju specijalni elastični posrednici u vezama između motora i njegovog nosača, koji imaju zadatak da ublaže, tj. priguše nastale vibracije motornog agregata izmjenama frekvencija i amplituda novih oscilacija i tako ublažavaju preopterećenje osnovne konstrukcije zrakoplova. Osnova tog rješenja je u pravilnom izboru karakteristike izabranog elastičnog amortizera, odnosno njegove vlastite frekvencije ili periode, u odnosu na masu motora.

4.5.6 Oplata motora

Oplata motora ima zadatak da cijeloj motornoj grupi osigura što povoljniji aerodinamički oblik. Kako su zračne sile na površini oplata relativno slabe, to i njezina cijela konstrukcija ne zahtijeva naročitu čvrstoću. Zbog toga se ona izvodi obično s malo jačim nosivim osnovnim kosturom od čeličnih ili duraluminijskih cijevi ili prolila, preko kojih se vežu limene ploče koje formiraju potreban vanjski oblik. Te ploče izrađuju se obično od aluminijskog, duraluminijskog ili elektronskog lima debljine oko 1 mm, prema veličini, obliku i opterećenju područja.

Na slobodnim područjima većih dimenzija, čvrstoća odnosno ukrućenje ploča podešava se uglavnom više prema uvjetima praktične upotrebe i manipulacije u svakodnevnoj eksploataciji, te se zato dodaju razni porubi i pojačanja u obliku raznih limenih profila.

Pri projektiranju oplata naročito treba obratiti pažnju na dobru pristupačnost cijeloj instalaciji i uvjete za laku i brzu demontažu i ponovnu montažu. Na mjestima koja se moraju češće otvarati i pregledati smještaju se pogodna vrata i otvori sa specijalnim kopčama - bravicama za brzo i sigurno zatvaranje. Ako se takva vrata nalaze na zaravnjenim dijelovima oplata, onda je vrlo pogodno da se jedan cijeli rub, a po mogućnosti i potrebi i dva ruba vežu pomoću pantova.

Kod motorne grupe s elisnim pogonom, budući da se ona nalazi isturena u samom nosu, redovito se preporučuje ugradnja tzv. kapice za elisu, koja osigurava formaciju pravilnoga aerodinamičkoga vretenastog oblika trupa ili gondole.

Kod motora sa zračnim hlađenjem, potrebna masa zraka za hlađenje uvodi se izravno kroz posebno formirane ulazne otvore u čelu oplata, gdje se dalje ista masa provodi i razvodi posebnim kanalima i deflektorima na motor.

5 SUSTAVI I OPREMA ZRAKOPLOVA

Svaki zrakoplov mora tijekom leta biti u potpunosti neovisan i stoga je potrebna energija u različitim oblicima da bi zrakoplov mogao izvršiti raznolike zadaće tijekom leta i na zemlji.

Zrakoplov je vrlo složen i opremljen brojnom opremom koja treba osigurati brz, siguran i udoban let. Osnovne, pa čak i najmanje, zadaće, poput kontrole stajnih organa, kontrolnih površina i sl. ne mogu imati mehaničke poveznice direktno iz pilotske kabine, pa se one kontroliraju sustavima. Osim toga, pilotu mora biti omogućeno sigurno upravljanje, točna navigacija, komunikacija i sve ono što utječe na sigurnost letenja. Stoga je sva oprema podijeljena u sustave, ovisno o funkciji. U svaki određeni sustav pripadaju uređaji, vodovi i ostali elementi koji omogućuju rad pojedinog sustava.

5.1 Sustav za kisik

Atmosfera se sastoji od 21% kisika, 78% dušika i 1% ostalih plinova. Od svih, najvažniji je kisik. S porastom visine pada tlak zraka i zrak se razrjeđuje što znači da se smanjuje raspoloživa količina kisika neophodnog za održavanje životnih funkcija.

Sustavi za kisik služe za opskrbliivanje kabine zrakoplova potrebnom količinom kisika da bi omogućili normalnu aktivnost čovjeka na visinama do 12.000 m.

Suvremeni zrakoplovi (putnički) krstare na visinama kod kojih je prešurizacija neophodna i kada se u trupu održava „visina kabine“ između 8.000 i 15.000 metara bez obzira na to koja je stvarna visina leta zrakoplova. U tim uvjetima kisik nije potreban za održavanje udobnosti putnika i posade. Međutim radi opreza, za slučaj da prešurizacija kabine otkaze, u zrakoplove se ugrađuje sustav za kisik. Obično se u zrakoplovu nalazi posebna boca s kisikom i oprema za prvu pomoć. Sustavi za kisik se susreću i u manjim zrakoplovima koji nemaju kabinu pod tlakom, a mogu letjeti na visinama iznad 10.000 ft. Konstrukcija sustava za kisik ovisi o tipu zrakoplova i njegovoj operativnoj namjeni. Najčešće se koristi sustav kontinuiranog protoka. Iz spremnika (boce) u kojoj se nalazi kisik pod visokim tlakom, preko filtra, ventila, reduktora ventila do priključka za maske, kisik se dovodi metalnim cijevima. Boce za kisik mogu biti visokog ili niskog tlaka. Na svakom zrakoplovu postoji poseban ventil za punjenje. Pri radu oko sustava za kisik moraju se poduzeti mjere poput osiguravanja odgovarajuće protupožarne opreme, izbjegavanja ispitivanja električnih ili radiouređaja (zbog eventualne iskre), sav alat i ostala oprema moraju biti čisti (od ulja ili masti)...

5.2 Hidraulični sustavi

Već kod prvih zrakoplova koristili su se hidraulični sustavi za kočnice, dok današnji prosječni moderni zrakoplovi koriste taj sustav za čitav niz funkcija. Među uobičajene jedinice koje koriste hidraulične sustave pripadaju uvlačivi stajni trap, kočnice (zračne i na kotačima), komande i sl.

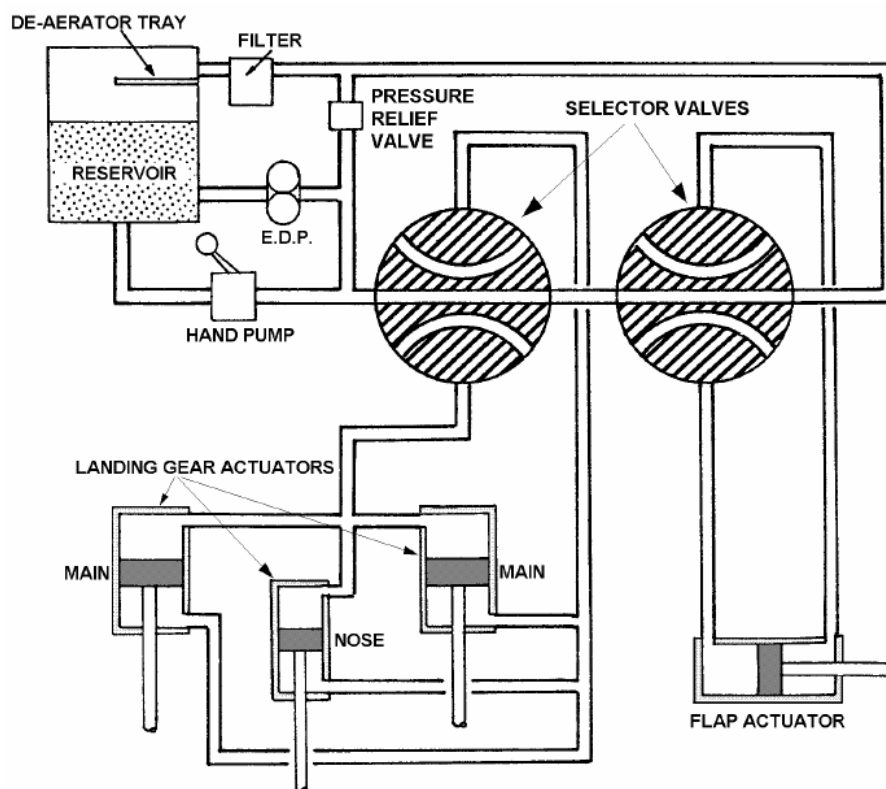
Hidraulični sustavi imaju čitav niz prednosti pred drugim sustavima. Kombinirane prednosti su mala težina, jednostavna instalacija i kontrola, minimalni zahtjevi održavanja, gotovo 100%-tna efikasnost. Iako se čini, radi potrebnih crpki i cijevi, da je taj sustav prilično težak, on zapravo može biti mnogo lakši nego električni ili mehanički sustav.

Osnovna namjena hidrauličnih sustava je da se prenose sile na odrađene dijelove koji se moraju aktivirati. Provođenjem određene tekućine, koje su praktički nestišljive, moguće je silu prenositi i voditi do svakog dijela zrakoplova na jednostavan način - cijevima (metalnim ili nemetalnim) uz uvjet da cijevi izdrže tlakove koji u sustavu postoje, bez promjene dimenzija.

Osnovni hidraulični sustav sastoji se od jedne ili više crpki pokretanih motorom, koje crpe fluid iz spremnika te ga distribuiraju u sustav cijevi koje raspoređuju fluid po cijelom zrakoplovu. Drugi sustav cijevi vraća iskorišteni fluid nazad u spremnik. Kako hidraulika ne mora biti u uporabi konstantno, u sustav su najčešće ugrađeni hidraulični akumulatori koji skladište fluid pod tlakom za korištenje tijekom glavnih operacija. Crpke koje su pogonjene zrakoplovnim motorima mogu biti fiksne ili varijabilne. Fiksne crpke rade konstantno, a ventil koji oslobađa tlak vraća višak fluida u spremnik kada nije potreban. Varijabilne crpke opskrbljuju samo onoliko koliko je potrebno, pa su tako učinkovitije, uzimajući energiju po potrebi. Važno je prepoznati da crpke dovode brzinu toka fluida, a ne tlak. Tlak u sustavu se pojavljuje kao rezultat otpora sustava na fluid koji je doveden. U slučaju otkaza zrakoplovnih motora ili crpki, električne crpke se mogu uključiti te akumulatori za hitne slučajeve mogu poslužiti za kratku upotrebu ako su svi drugi izvori energije izgubljeni.

Većina zrakoplova ima nekoliko hidrauličnih sustava, najčešće tri ili četiri, podešenih tako da ako jedan od sustava zakaže, ostali mogu preuzeti funkciju primarnog sustava bez ikakvih smetnji u funkcioniranju sustava.

Tekućine (fluidi) koje se danas koriste su mineralnog ili sintetičnog podrijetla, s vatrootpornim svojstvima (do 600°C), specifičnih boja.



Slika 89. Prikaz hidrauličnog sustava

5.3 Pneumatski sustavi

Pneumatski sustavi u zrakoplovu rade po vrlo sličnom principu kao i hidraulični. Razlika između tih dvaju sustava je u tome da se kod pneumatskog umjesto hidrauličnih fluida koristi komprimirani zrak. Kao i kod hidrauličnog sustava, pneumatski tlak može biti u akumulatoru. To može osigurati dodatnu snagu u kratkim eksplozivnim intervalima za teže zadatke ili za hitne slučajeve ako sustav zakaže. Korištenje zraka kao medija za prenošenje pokreta ima još jednu prednost, a to je da nije potrebna povratna linija. Ispušni zrak je izbačen direktno u atmosferu, iako ozračivanje velikih količina zraka pod tlakom mora biti dopušteno strukturom konstrukcije. Unatoč tome, komprimiranost zraka može biti glavni nedostatak. Još jedna mana je da pneumatski sustavi za razliku od hidrauličnih sustava ne reagiraju trenutačno.

Pneumatski sustavi nisu dovoljno pouzdani zbog toga što je pokretanje pneumatskih dijelova ovisno o sili. Komprimiranost isto tako znači da sustavi koji trebaju djelomično pokretanje, poput kontrolnih površina, ne mogu biti kontrolirani preciznim izvođenjem neke operacije, čak i kada je prekinut dotok zraka, pokretač će nastaviti radom.

Još jedna mana pneumatskog sustava je njegova neefikasnost u prenošenju snage zbog toga što se energija gubi prilikom komprimiranja zraka, što se ne može dogoditi kod hidrauličnih tekućina.

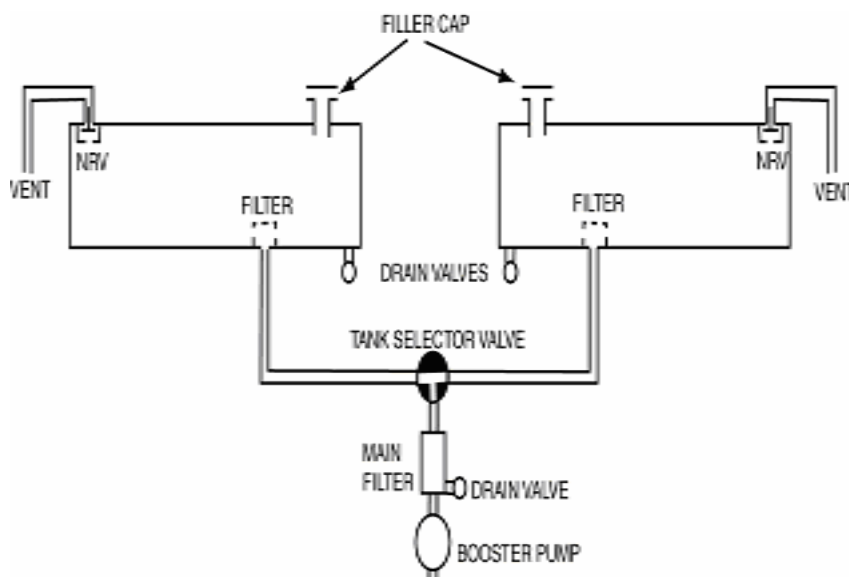
Zbog tih mana, većina zrakoplova nije opremljena pneumatskim sustavima iako zrakoplovi koriste mogućnost ispuštanja zraka iz kompresora radi smanjenja tlaka za određene operacije. Kako mlazne turbine stvaraju višak vrućeg zraka, on se koristi za određene zadatke poput odleđivanja, grijanja i tlaka u zrakoplovu i klimatizacijskog sustava. Taj zrak nije direktno spojen u kabinu zrakoplova, nego on prvo prolazi kroz filter za temperiranje zraka gdje se hladi i miješa s određenom količinom vrućeg zraka da bi se osigurala optimalna temperatura za udobnost putnika i posade.

5.4 Sustav za gorivo

Zrakoplov koristi vrlo velike količine goriva tijekom leta, a spremnici goriva mogu se nalaziti u krilu zrakoplova, trupu, a ponekad čak i u repu. Sustav za gorivo u zrakoplovu služi za opskrbljivanje zrakoplovnog motora, odnosno pogonske grupe, gorivom u zraku i na zemlji.

Sustav za gorivo se sastoji od jednog ili više glavnih spremnika koji su međusobno spojeni kako bi se svaki motor mogao opskrbljivati iz svakog spremnika. U taj sustav su uključeni uređaji za stvaranje tlaka potrebnog za protok ventila (crpke), vodova, kolektorski spremnici, razdjelnici goriva, indikatori količine goriva itd. Spremnici mogu biti zasebni i mogu biti izrađeni od metala, gumiranog platna otpornog na goriva, fiberglasa ili integralni spremnici gdje sama konstrukcija zrakoplova (krilo) služi kao spremnik. Ovisno o tipu zrakoplova, razlikuju se i sustavi za goriva po vrstama zrakoplova. Kod većih i suvremenijih zrakoplova, mogućnost punjenja motora je putem tlaka ili slobodnim padom, pa čak i punjenje u zraku iz drugog zrakoplova (vojni zrakoplovi). Sustavi za gorivo danas se često koriste i za stabilnost zrakoplova, tj. da se prepumpavanjem može prebacivati gorivo iz jednog spremnika u drugi, čime se pomiče težište zrakoplova. Pouzdanost tog sustava vrlo je bitna za siguran let, pa mu se u održavanju posvećuje veća pažnja, jer bilo kakvo curenje

može lako uzrokovati požar ili zbog neispravnosti dovesti u pitanje siguran i kontinuiran rad pogonske grupe.

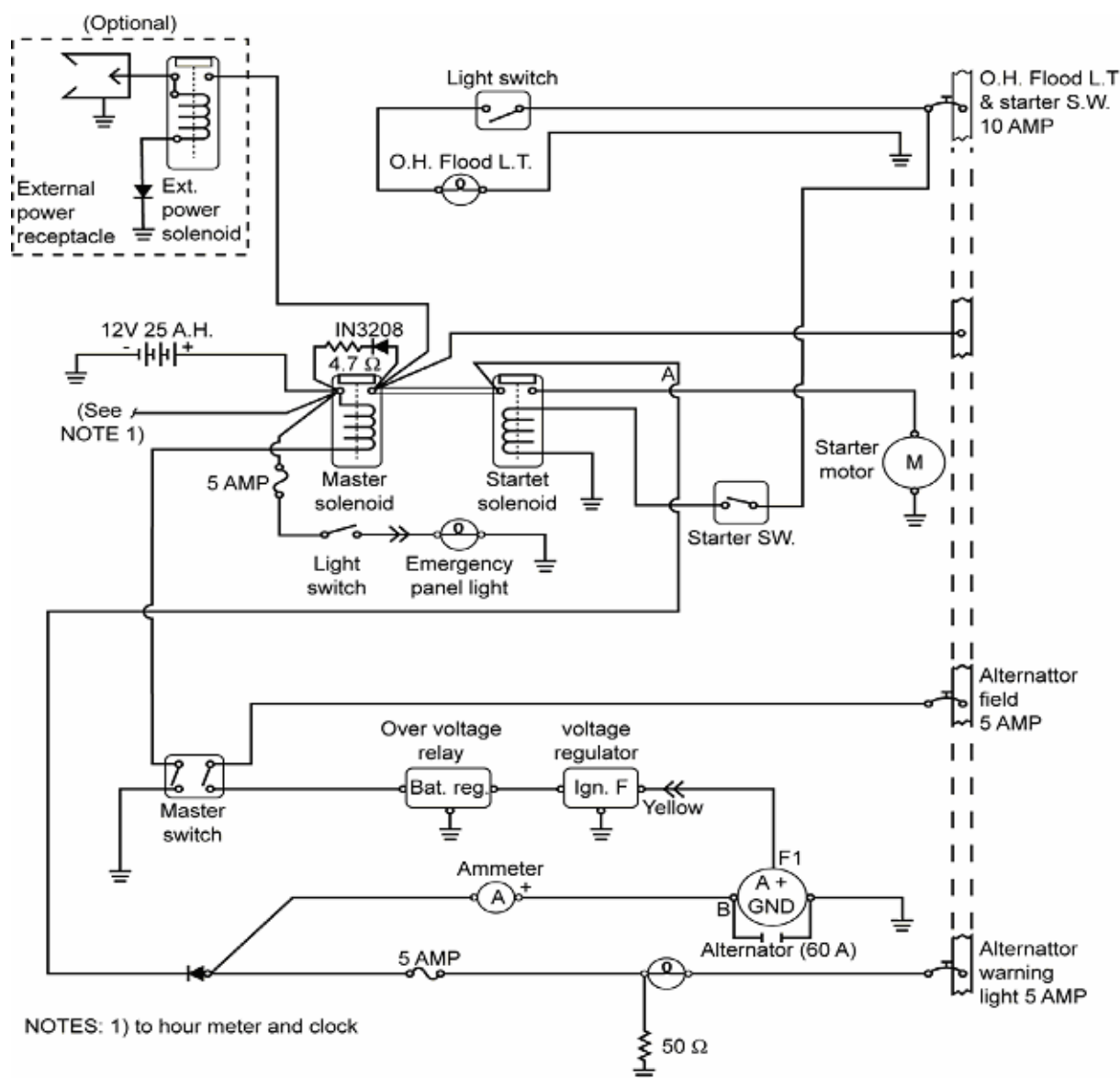


Slika 90. Prikaz sustava za gorivo

5.5 Električni, komunikacijski i navigacijski sustavi

Zrakoplov kao moderno i sigurno prijevozno sredstvo zrakom, koje pruža maksimalnu udobnost putnicima i posadi, koristi električni sustav koji mu služi za pokretanje uređaja, upravljanje zrakoplovom, rasvjetu potrebnu za let, slijetanje i taksiranje, kao i rasvjetu u zrakoplovu. Tim sustavom se električnom energijom opskrbljuju i svi uređaji za komunikaciju i navigaciju odnosno elektronske instrumente i uređaje. Isto tako, električna energija se često koristi za kontrolu hidrauličnih i pneumatskih sustava i s njima povezanih indikatora.

Bilo bi nemoguće imati dostatnu zalihu električne energije za opskrbljivanje električnih potrošača u zrakoplovu za cijeli let, stoga zrakoplov proizvodi električnu energiju tijekom leta. Električni sustav se sastoji od akumulatora i od agregata koji pogonsku snagu dobivaju od motora, pretvarača transformatora, prekidača, mjernih instrumenata i vodova sa sklopkama. U zrakoplovima se koristi izmjenična i istosmjerna struja različitih napona, uglavnom nižih.



FOR TRAINING PURPOSES ONLY
Typical single-engine aircraft power distribution systems

Slika 91. Prikaz električnog sustava u zrakoplovu

Komunikacijski sustav se sastoji od radiopostaja, interfona i sl., i služi za međusobnu komunikaciju pilota s kontrolom leta, ostalim zrakoplovima u prometu i međusobnu komunikaciju posade u zrakoplovu.

Navigacijski sustav služi za navigaciju i određivanje položaja zrakoplova u odnosu na Zemlju, da bi se let zrakoplova odvijao točno određenom rutom, najkraćim i najsigurnijim putem. Ovisno o tipu zrakoplova, oprema se razlikuje. Pomoću uređaja na zemlji koji emitiraju signale, pilot po instrumentima u zrakoplovu točno određuje smjer leta zrakoplova, udaljenost od određenih pozicija, odnosno točnu lokaciju zrakoplova.

5.6 Protupožarna instalacija

Protupožarna instalacija ima ulogu da u slučaju izbijanja požara u zrakoplovu, bilo na zemlji ili u letu, pravovremeno pilotu signalizira da preuzme odgovarajuće mjere za njegovo gašenje. Budući da požar predstavlja najveću opasnost s najtežim posljedicama za svaki zrakoplov, potencijalne zone požara na svakom su suvremenom zrakoplovu opskrbljene „fiksnom zaštitom od požara“. Ti uređaji su u biti trajno postavljeni na određenim mjestima, koje je odredio proizvođač za razliku od pokretnih vatrogasnih uređaja. Ti fiksni uređaji sadrže sve neophodne dijelove kako bi se izvršila adekvatna i pravovremena zaštita od požara i detekcija požara (prekoračenja određenih temperatura na točno određenim mjestima ili pojave dima ili vatre, stvaranja opasnih para koje su lako zapaljive), do aktiviranja gašenja i svih potrebnih informacija da je požar ugašen, da se ponovno pojavio (signalizacija, indikacija) na kojem motoru i na kojem dijelu.

Da bi se požar pravovremeno otkrio i da bi se poduzele određene mjere, na većini zrakoplova su ugrađeni uređaji za detekciju požara. Ti uređaji moraju biti vrlo stabilni kako bi izdržali porast temperature, a da pritom ne uzrokuju lažnu uzbunu. Najvažnija je brzina djelovanja pokazivača požara. Trajanje signala za pokazivanje požara mora iznositi najmanje 2 minute, dok prestanak signala nakon uspješno ugašenog požara mora biti najkasnije za 8 sekundi.

Postoji više različitih tipova pokazivača požara koji se danas upotrebljavaju u zrakoplovima, odnosno motorima, zato što su oni potencijalni čimbenici pojave požara. Oni aktiviranjem daju svjetlosnu i zvučnu indikaciju (u kabini).

Jedan od uređaja za otkrivanje požara je Gravinerov uređaj. Smješten je u zadnjem dijelu trupa. Sastoji se od samostalne električne mreže koja se napaja s prvostupanjske i drugostupanjske sabirnice i sabirnice neizmjenične struje, dva upozoravajuća svjetla, po jedno u svakoj kabini s desne strane, Gravinerovog uređaja i prekidača za provjeru samo u prednjoj kabini s desne strane pokraj upozoravajućeg svjetla.

Sredstva za gašenje u takvim fiksnim sustavima su različita, ali sva moraju razrijediti atmosferu inertnim agensima koji ne podržavaju gorenje.

5.7 Sustavi protiv zaleđivanja i za odleđivanje

Opasnost od zaleđivanja površina zrakoplova u određenim atmosferskim prilikama uvjetuje primjenu zaštitnih sustava koji koriste toplinu, mehaničku energiju ili tekućinu protiv zaleđivanja. Danas se u eksploataciji zrakoplova najčešće primjenjuju toplinski, elektrotoplinski i pulsirajući sustavi.

Izbor zaštitnog sustava uvjetuje namjena zrakoplova i dopuštena tolerancija eventualne prisutnosti ledenih naslaga na njegovim površinama. Zrakoplovni zaštitni sustavi sprečavaju stvaranje leda na glavnim površinama.

Zrakoplovni zaštitni sustavi dijele se u dvije grupe: za sprečavanje zaleđivanja i sustavi za odleđivanje.

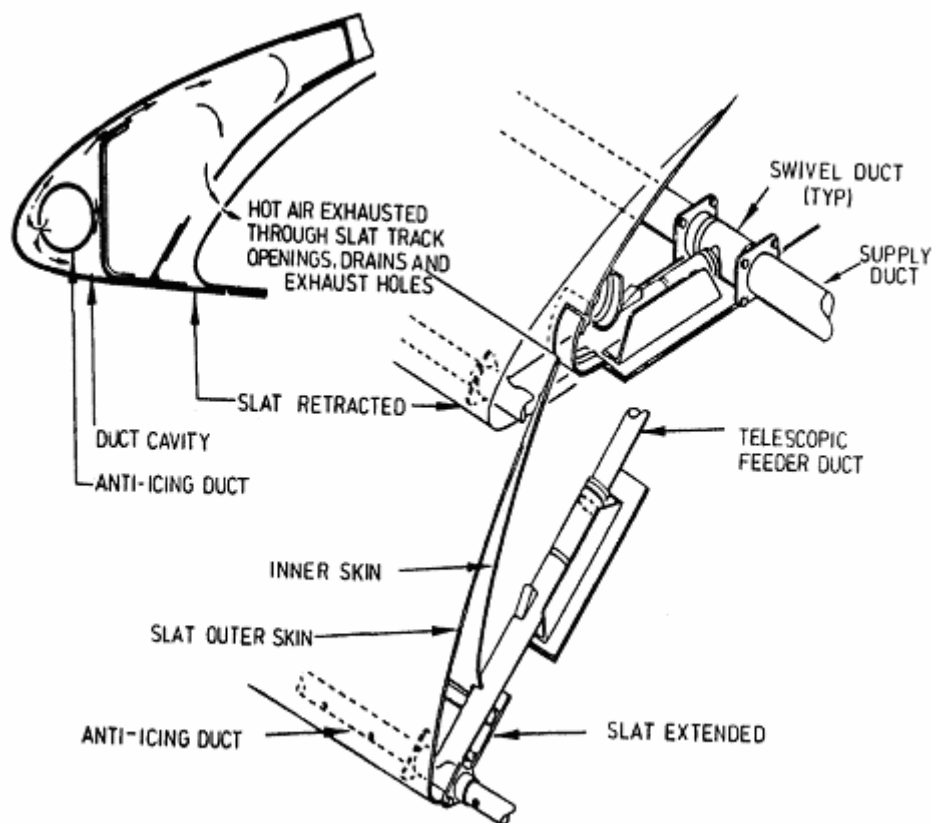
Sustavi za sprečavanje zaleđivanja sprečavaju stvaranje leda na glavnim površinama. Teže k sušenju ili širenju vodenih kapljica koje prijanjaju na površine zrakoplova. Za površine

koje ne mogu podnijeti izvjesne naslage leda i koje treba za ukupno vrijeme leta držati aerodinamički čistima, najprikladniji su toplinski sustavi za sprečavanje zaleđivanja.

Budući da je na površinama većeg broja zrakoplova dopuštena kratkovremena prisutnost leda, najpogodnije i najekonomičnije je da se zaštitni sustav stavlja u pogon pri određenoj količini ledenih naslaga. Sustavi koji to omogućuju su sustavi za odleđivanje. Oni rade na principu periodične primjene određenih količina topline ili mehaničke energije radi uklanjanja postojećih naslaga leda na površini zrakoplova. U slučaju mogućnosti toleriranja leda na površini zrakoplova, kada aerodinamična čistoća osnovnih profila nije uvijek od najveće važnosti, najčešće se primjenjuje mehanički pulsirajući sustav za odleđivanje zrakoplova. Ako je potrebna čista aerodinamična površina, najprikladniji su elektrotoplinski sustavi.

Da bi se zaštitili dijelovi zrakoplova od zaleđivanja kod zaštitnih sustava koriste se različite metode. Od njih su toplinske metode najpogodnije za zaštitu vitalnih dijelova motora. Najprikladniji izvor topline za zaštitu lopatica kompresora mlaznog motora je topli zrak koji se oduzima od određenog stupnja kompresora i vodi kroz šuplje lopatice.

Površine elisa obično se griju električnim putem, jer ta vrsta grijanja iziskuje najmanje mehaničke komplikacije. Za odleđivanje napadnih rubova krila i repnih površina uspješno se primjenjuju gumene navlake. Njihovim napuhivanjem i ispuhivanjem postiže se lomljenje stvorenih naslaga leda i mehaničko odbacivanje unazad zbog djelovanja zračne struje. Jedna od metoda dobivanja toplog zraka za zaštitu od zaleđivanja je korištenje vrućih ispušnih plinova u posebnom izmjenjivaču topline za zagrijavanje svježega dinamičnog zraka, koji se dalje vodi kroz dvostruku oplatu napadnog ruba krila i repnih površina. Kod mlaznih zrakoplova topli zrak koji je predviđen za sprečavanje zaleđivanja uzima se od određenog stupnja kompresora turbomlaznog motora. Taj komprimirani topli zrak vrlo je pogodan za te svrhe jer nije zagađen i posjeduje dovoljnu potencijalnu energiju za prolaz kroz male otvore u oplati napadnih rubova. Vođenje toplog zraka između dvostruke oplata napadnih rubova krila i repnih površina vrlo je uspješna metoda za sprečavanje zaleđivanja zrakoplovnih površina klipnih, turboelisnih i turbomlaznih motora.



Slika 92. Prikaz sustava protiv zaleđivanja

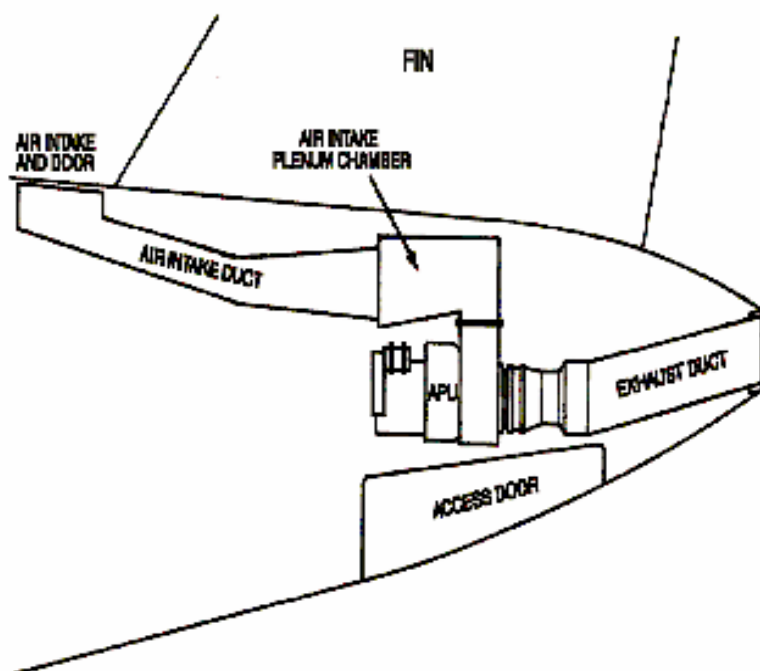
5.8 Pričuvni energetske sustavi (APU)

Svaki zrakoplov je potpuno ovisan o motorima da proizvedu snagu potrebnu za let i snagu potrebnu za pokretanje hidrauličnih i električnih sustava. Većina zrakoplova koristi pogonjene upravljačke kontrole, a kada bi sve zalihe energije bile potrošene, pilot ne bi mogao sigurno sletjeti. Zrakoplov ima akumulatore, koji nemaju dovoljan kapacitet energije, stoga se koriste isključivo za pokretanje motora i za hitne potrebe za energijom zbog nekoga nepredviđenog događaja.

Radi potrebe za pričuvnom energijom, u zrakoplov se ugrađuje pričuvni energetske sustav, odnosno još jedan manji plinski motor koji će biti pričuvni izvor energije ako glavni motori podbace ili su ugašeni. Sustav može pokrenuti električne generatore, hidraulične i pneumatske crpke, često se koristi da proizvede energiju, električnu ili zračnu, za pokretanje glavnih motora. Isto tako se može koristiti da proizvede zrak pod tlakom za klimatizaciju kabine. Kako taj sustav koristi manji motor, lako se pokreće koristeći akumulatorsku energiju, stoga akumulatori mogu biti manji nego što bi bili da se koriste za pokretanje glavnih motora. Prilikom leta se ne koristi, jedino u slučaju da glavni motor zakaže, taj sustav će proizvesti sekundarni izvor energije za sustave zrakoplova. Sustav je najčešće lociran na kraju trupa, a kod vojnih zrakoplova iznad glavnih motora.

Postoji još jedan pričuvni sustav u slučaju da glavni motori otkazu zbog kvalitete goriva ili problema u dovodu goriva, što se događa vrlo rijetko. U tom se slučaju pokreće RAM Air Turbine, odnosno turbina koja koristi strujanje zraka za pokretanje svojih lopatica i

ponaša se kao vjetrenjača stvarajući dodatnu električnu energiju za pokretanje hidrauličnih i električnih sustava. Taj sustav omogućuje kontrolu nad zrakoplovom neko vrijeme koje je potrebno posadi da poduzmu sve mjere da zrakoplov sigurno sleti.



Slika 93. Prikaz lokacije APU sustava

6 MATERIJALI I ELEMENTI ZRAKOPLOVNE KONSTRUKCIJE

Pravilan izbor konstrukcijskog materijala za svaki dio zrakoplova i svakoga pojedinog elementa predstavlja jedan od temeljnih uvjeta za uspješnu konstrukciju. Za uspješan izbor materijala potrebno je temeljito i dobro proučiti sve uvjete rada i opterećenja svakoga pojedinog elementa zrakoplova, vodeći računa o uvjetima i troškovima tehnološke obrade predviđenog materijala, a to najčešće uvjetuje razmatranje čitavog niza raznih materijala, ovisno o funkciji pojedinog elementa zrakoplovne konstrukcije i predviđenih zahtjeva. Tako npr. na modernom zrakoplovu tzv. „metalne konstrukcije”, gdje se kao osnovni materijal uzima laka slitina tipa „DurAl” za sve glavne nosive (primarne) dijelove, ipak u krajnjoj bilanci ukupne težine konstrukcije DurAl sudjeluje sa svega do dvije trećine težine zrakoplova, a s današnjim trendom korištenja kompozitnih materijala još i mnogo manje.

Sile opterećenja na zrakoplovnu strukturu uzrokuju da se elementi razvlače, stlaču, izvijaju, raslojavaju, mrve ili da pucaju. Stoga je važno poznavati osobine pojedinog materijala i kako podnosi opterećenja. Osnovne osobine materijala koje se mogu razmatrati pri djelovanju vanjske sile su:

- a) **čvrstoća** – sposobnost materijala da bez otkaza podnese i odupre se djelovanju vanjske primijenjene sile. Kada neki dio ne može obaviti svoju funkciju, onda je otkazao. To može biti bilo da se slomi ili toliko deformira da ne obavlja svoju funkciju;
- b) **elastičnost** – sposobnost materijala da se povrati u početni oblik i dimenzije nakon što na njega prestanu djelovati sile. Ako su djelujuće sile prevelike, neće se povratiti u početni oblik ili dimenzije. U tom slučaju je prekoračena granica elasticiteta materijala i nastupila je trajna deformacija tzv. trajna napregnutost;
- c) **plastičnost** – to je upravo obrnuto od pojma elastičnosti. Kada se elastični materijali deformiraju preko granice elastičnosti, prošli su plastičnu deformaciju;
- d) **rastezljivost (žilavost)** – sposobnost materijala da se deformira bez pucanja. Zrakoplov je dinamički stroj te mora biti sposoban promijeniti oblik pod djelovanjem sila (apsorbirati sile), odnosno biti žilav. Rastezljivost materijala mjeri se postotkom rastezanja od početne dimenzije;
- e) **krutost** – to je upravo obrnuto od rastezljivosti. Kruti materijal ne može promijeniti oblik pri djelovanju opterećenja, već puca uz malo ili nikakvo prethodno upozorenje. Ploha stakla je dobar primjer krutog materijala. Zrakoplovni materijal ne smije biti prekrut, već se mora „podati” odnosno promijeniti oblik pod djelovanjem najčešće „udarnih” opterećenja.

Više je utjecajnih čimbenika u odabiru materijala za gradnju zrakoplova, ali najvažniji među njima su **čvrstoća i specifična težina materijala**. Uz ostale navedene značajke, koje po značenju variraju, ali ponekad mogu imati kritičnu važnost, razmatra se i otpornost materijala na koroziju, zamor, djelovanje okolnog zagrijavanja i atmosfere, kao i lakoća obrade, raspoloživost i moguća kontinuiranost nabavke te važan čimbenik - cijena.

Glavne skupine materijala, koje su većinom imale primjenu u konstrukciji zrakoplova, bile su drvo, čelik i aluminijske slitine, a danas sve više slitine titana i kompozitni materijali pojačani vlaknima. Na području konstruiranja motora titanove slitine koriste se za početne stupnjeve kompresora, dok se slitine na bazi nikla ili čelika koriste za kasnije stupnjeve.

6.1 Drvo

Drvo predstavlja najstariji, početni konstruktivni materijal, jednostavan, jeftin i lako obradiv, a ipak dovoljno pouzdan.

Najviše se upotrebljava tzv. „meko drvo“, i to smreka, omorika, jela, koje se treba odlikovati neobično čistom strukturom vlakana (godova) i dobrim mehaničkim osobinama.

U svijetu se najviše koristi specijalna američka vrsta jelovine pod imenom „spruce“. Za jače opterećene dijelove uzima se i borovina, kao i vrste tzv. „tvrdog drveta“, i to prvenstveno jasen i hrast, zatim orah, bukva i javor.

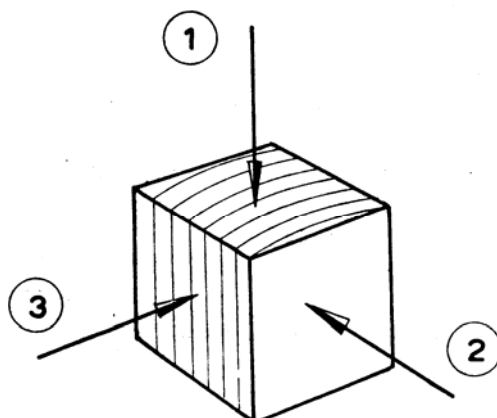
Za izradbu elisa, koje trpe vrlo visoka opterećenja, upotrebljava se skoro isključivo tvrde drvo: jasen, hrast, orah, bukva, javor i mahagonij.

Prije upotrebe drvo mora biti pažljivo odabrano i sortirano te dovoljno isušeno. Sadržaj vlage treba se kretati u granicama između 10 i 15%.

Radi ispitivanja mehaničke otpornosti provjeravaju se obično tlak, istezanje i savijanje. Provjera kvalitete strukture drveta, odnosno njegove žilavosti, obavlja se dinamičkim ispitivanjem udarom pomoću njihala i mjera dinamičke otpornosti, odnosno žilavosti, izražena je iznosom apsorbiranog rada prilikom preloma. Osim apsorbiranog rada već i oblik mjesta prijeloma epruvete pruža pouzdanu sliku žilavosti materijala. Krut materijal daje zaravnjen oblik prijeloma, koji proistječe iz razloga starosti, presušenosti ili trulosti materijala.

Najkritičnije naprezanje drveta predstavlja naprezanje na smicanje, tlak i gnječenje. Osobito značenje i važnost za drvo predstavlja otpornost na tlak jer je ona u presudnoj mjeri ovisna o uvjetu, odnosno pravcu opterećenja prema pravcu vlakana (godova).

Razlikuju se tri vrste opterećenja na tlak: 1. u pravcu vlakana, 2. poprečno na vlakna u radijalnom smjeru i 3. poprečno na vlakna u tangencijalnom smjeru (slika 94.).



Slika 94. Pravci opterećenja drveta u odnosu na godove

Razlika u otpornosti na tlak između druge i treće vrste iako praktično postoji (u ovisnosti o vrsti drveta) nije ni iz daleka tako bitna i izrazita kao što je slučaj između prve vrste i druge dvije. Otpornost omorike i smreke na tlak druge i treće vrste uzima se praktično

kao zajednička u srednjoj vrijednosti od oko 80 - 100 N/cm², dok otpornost istog materijala u pravcu vlakana (tj. prva vrsta tlak) iznosi oko 400 N/cm².

Kao posljedice organskog podrijetla i anizotropnosti drveta kao konstruktivnog materijala, uočavaju se velike razlike otpornosti pri raznim uvjetima opterećenja. Tako je odnos otpornosti na tlak između prve vrste i druge dvije u iznosu 4:1. Također je karakterističan i odnos otpornosti na istezanje prema otpornosti na tlak koji iznosi 2:1.

Tablica 1. Glavne fizičke i tehnološke značajke pojedinih vrsta drveta (probrane primjerene vrste uz uvjet vlažnosti od oko 15%)

Vrsta drva	Spec. težina γ	Modul elastičn. E N/cm ²	Istezanje σ_e N/cm ²	Pritisak $\sigma_e \parallel$ N/cm ²	Pritisak $\sigma_e \perp$ N/cm ²	Savijanje σ_f N/cm ²	Smicanje $\parallel \zeta_s$	Udar Nm/cm ²
Jela	0,45	1,0 x 10 ⁶	7500	4000	400	7000	500	6,0
Smreka	0,50	1,0 x 10 ⁶	8000	4500	600	7500	650	5,0
Bor	0,52	1,2 x 10 ⁶	10 000	4750	800	8500	1000	7,0
Jasen	0,72	1,2 x 10 ⁶	10 000	5000	1000	10 000	650	8,0
Orah	0,68	1,25 x 10 ⁶	10 000	5750	1200	11 000	-	9,5
Bukva	0,83	1,3 x 10 ⁶	10 050	6000	-	10 050	850	8,0

Dobre osobine drveta kao konstrukcijskog materijala su:

- mala specifična težina
- lakoća i jeftinoća obrade
- mogućnost vrlo raznovrsnog uobličavanja
- dobra lokalna otpornost elemenata
- lakoća i jeftinoća održavanja i popravaka
- visoka otpornost na zamor materijala
- niska nabavna cijena.

Loše osobine i mane drveta su:

- nedovoljna homogenost
- anizotropija - osobina nekih tijela da u raznim smjerovima imaju različita fizikalna svojstva, npr. elastičnost, indeks loma svjetlosti, magnetizacija, toplinska vodljivost i dr.
- niska otpornost na smicanje
- organske mane kao: čvorovi, pukotine, uvijanje i crvotočina
- podložnost utjecaju atmosferske vlage
- teškoće izbora, kontrole i ispitivanja, a naročito u slučajevima potrebe veće i hitnije serijske proizvodnje.

Radi popravka homogenosti drveta, kao i ostalih njegovih mehaničkih osobina, radi se izvjesno križanje odnosno miješanje osnovnog materijala na taj način da se potrebni blokovi formiraju međusobnim lijepljenjem pojedinih tanjih slojeva – daščica u jedan blok. To se naziva „lameliranje“, i rezultat je utoliko bolji ukoliko je uzet veći broj pojedinih slojeva kao i

bolja kvaliteta ljepila. Takvo lameliranje primjenjuje se i za izradbu elemenata s lukovima (dijelova trupa, rubnika krila i sl.).

Normalno lameliranje, s debljinama slojeva od oko 5 mm na više, zapravo uglavnom popravljiva homogenost materijala i postojanost njegovih mehaničkih osobina. Ono se najčešće primjenjuje za izradbu pojaseva ramenjača krila.

Međutim, posebna vrsta lameliranja drveta u vrlo tankim slojevima (do 1 mm) i s upotrebom specijalnoga bakelitskog ili tzv. „suhog ljepila“ („Tegofilm“) daje osim odlične homogenosti, još i potpunu otpornost protiv utjecaja vlage i crvotočine, i - što je od svega najvažnije - znatno pojačava osobine mehaničke otpornosti. Zbog toga se takva vrsta često naziva i „oplemenjeno“ drvo. U odnosu na osnovni materijal to daje praktično udvostručene vrijednosti. Jedina mana je povećana specifična težina novog materijala (za 50%).

Osim drveta, u običnoj formi upotrebljava se najviše još tzv. „drvena ljepenka“ koja se sastoji od neparnog broja međusobno slijepljenih furnirskih tankih listova, i to s križanim pravcima vlakana.

Ljepenka se izrađuje od raznih vrsta drveta: breze, topole, mahagonija, bukve i javora, a kao ljepilo se upotrebljava skoro isključivo tzv. „suho ljepilo“ tipa „Tegofilm“. Lijepljenje se izvodi pod jačim tlakom i istovremenim djelovanjem zagrijavanja koje rastapa ljepilo i omogućuje impregnaciju. Takva vrsta lijepljenja odlikuje se maksimalnom otpornošću protiv vlage, a istovremeno i protiv utjecaja crva, plijesni i truleži.

Broj slojeva ljepenke je neparan tako da dva vanjska sloja redovito imaju isti pravac godova. Pri tome su svi slojevi međusobno križani za po 90°. Veći broj slojeva utječe na homogenost materijala i popravljiva njegovu izotropiju.

Kako pravac vanjskih godova ploče predstavlja većinu primijenjenih furnira u samoj ploči, to isti pravac predstavlja i pravac veće otpornosti, o čemu treba voditi računa pri montaži s obzirom na pravac glavnih naprezanja.

Elementi konstrukcije zrakoplova od drveta gotovo se izričito spajaju lijepljenjem. Postoje dvije glavne kategorije ljepila – organsko ili kazeinsko i sintetičko. Oba mogu biti vodootporna, no organskim ljepilima je potrebno dodavati soli sode da se spriječi napad mikroorganizama, na što su sintetička ljepila otporna. Poboljšanje ljepila za lameliranje i spajanje konstrukcijskih elemenata zrakoplova, primjerice uvođenje Redux-ljepila na osnovi termootpornog fenol-formaldehina (poznat kao „Tegofilm“) i otporne polivinil-formal-termoplastike kao kompozitnog adhezivnog sustava, dovelo je do poboljšanog lijepljenja drvo-drvo, prihvatljivog za drvo-metal i čak metal-metal. Ako se lameliraju tanki slojevi drveta (debljine do 1 mm – furnir) postiže se odlična homogenost i potpuna otpornost protiv utjecaja vlage i crvotočine, a znatno pojačavaju mehaničke otpornosti. Takvo tanko lamelirana oplemenjena smreka, furnir lijepljen „tegofilmom“ rezultira povećanim otpornostima.

6.2 Lake slitine

6.2.1 Slitine na bazi aluminija

Glavni i najrasprostranjeniji predstavnik ovih tzv. „lakih metala“ je laka slitina na bazi aluminija, definirana prema svom kemijskom sastavu kao „Al-Cu-Mg“ slitina, ali je u praksi poznata pod imenom „Dur-aluminij“ ili skraćeno „Dural“. To je slitina u sastavu od oko 92 do 95% aluminija, dok je sastav ostalih primjesa različit u ovisnosti o proizvođaču, i kreće se uglavnom u sljedećim granicama:

Cu = 3,5 - 5,0%

Mg = 0,2 - 2,0%

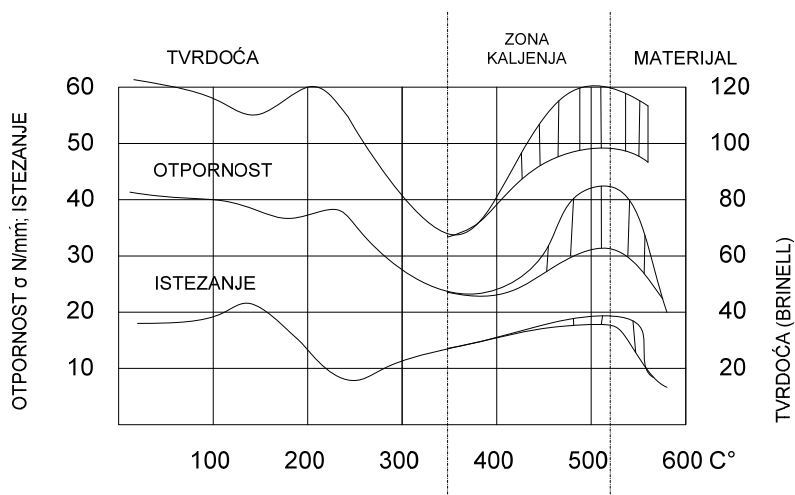
Mn = 0,1 - 1,5%

Si = 0,2 - 1,5%

Zn = ispod 0,7%.

Specifična težina slitine iznosi 2,8 prema 2,7 čistog aluminija. Otpornost te slitine odgovara vrijednostima običnoga nelegiranog ugljenog čelika: oko 40 - 45 N/mm².

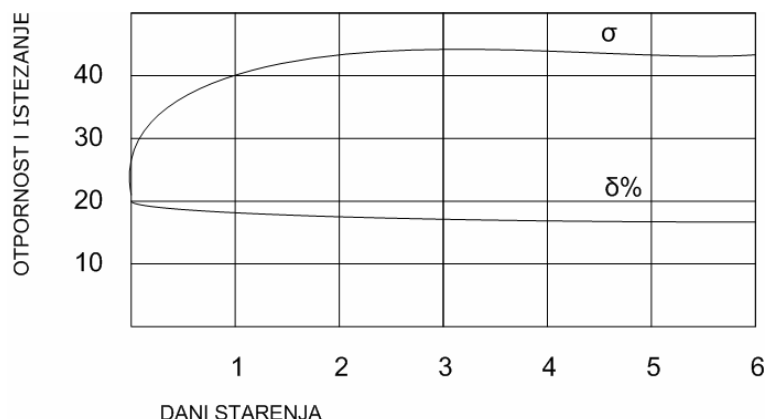
Taj materijal odlikuje se sasvim specifičnim ponašanjem prilikom termičke obrade, koje treba dobro upoznati jer iz toga ponašanja proizlaze i postupci njegove tehnološke obrade. Na slici 95. prikazano je to ponašanje u ovisnosti o temperaturama zagrijavanja pri kaljenju. Navedeni tok dijagrama je zajednički za sve slitine ovog tipa; razlike postoje samo u vrijednostima $\sigma_{\max}$ i u krajnjim temperaturama kaljenja koje se kreće u granicama između 480 i 520°C.



Slika 95. Promjene otpornosti σ N/mm² i tvrdoće (po Brinellu) kaljenjem Durala

Posebno značenje predstavlja zona kaljenja s temperaturama preko 350°C. Ovdje se pojavljuje crtkano područje s dvostrukim vrijednostima postignute otpornosti. To je tzv. zona „starenja“. Donje vrijednosti odgovaraju stanju neposredno poslije kaljenja u vodi, a gornje tek poslije „starenja“ od 6 dana na normalnoj sobnoj temperaturi. Tada se tek dobije definitivna povećana otpornost. Taj proces starenja odnosno odležavanja ide po asimptotskoj krivulji tako da je proces u početnim satima rapidan, pa poslije napreduje asimptotski da bi se

potpuno završio tek poslije 6 dana ležanja. U početnom vremenu od oko 2 do 3 sata nakon kaljenja materijal je još dovoljno mekan i pogodan za plastičnu obradu deformacijom, ali nakon toga počinje rapidno otvrdnjavati.



Slika 96. Asimptotsko starenje (otvrdnjavanje) kaljenog durala

Treba, međutim, napomenuti da je taj proces starenja uvelike ovisan o temperaturi ambijenta. Znatnijim snižavanjem temperature npr. postavljanjem kaljenih dijelova u hladnjaču, taj proces se može znatno usporiti i prema tome produljiti vrijeme upotrebljivosti komada za obradu deformacijom. To predstavlja specijalnu pogodnost pri upotrebi kaljenih zakivaka.

I zona minimalne otpornosti koja se dobiva zagrijavanjem na temperaturu od 350°C predstavlja ne manje praktičan interes za tehnološku obradu. To je točka praktičnog „žarenja“ ili opuštanja odnosno omekšavanja materijala kad on postaje najpogodniji za obradu plastičnom deformacijom. To je utoliko povoljnija situacija jer ta zona predstavlja trajno stanje koje još ne podliježe utjecaju starenja te se komadi mogu obrađivati bez vremenskog ograničenja. To stanje predstavlja povoljnu okolnost za obradu krupnijih dijelova za koje ne postoje tako savršeni alati za brzu deformaciju.

Po završetku obrade s tako omekšanim materijalom gotovi dijelovi se podvrgavaju normalnom kaljenju na 500°C da bi postigli svoju punu maksimalnu otpornost.

Velika mana slitina tipa Al-Cu-Mg je u načinu spajanja. Spajanje autogenim zavarivanjem nedopustivo je na mjestima jačeg opterećenja, zbog štetnog djelovanja kemijskog procesa koji nastaje u slitini pri temperaturi topljenja, i u vezi s tim gubitka otpornosti, te se isti postupak dopušta samo na izuzetnim mjestima sporednog značenja. Međusobno spajanje duralskih elemenata obavlja se najčešće pomoću zakovica od istog materijala, ili pomoću električnog tzv. „točkastog varenja“, ili direktnim međusobnim lijepljenjem specijalnim ljepilima.

Dobre osobine slitina „Al-Cu-Mg“ su:

- a) homogenost materijala (izotopija)
- b) niska specifična težina
- c) dovoljno velika otpornost
- d) relativno laka obrada (veća brzina rezanja).

Njihovi nedostaci su:

- a) relativno niska otpornost na zamor
- b) podložnost koroziji, naročito u morskoj slanoj vodi
- c) nepodobnost za autogeno varenje.

Podložnost koroziji rješava se na više raznih načina. Najuspjeliji način predstavlja tzv. „platiranje“, tj. oblaganje obiju vanjskih površina lima tankim slojem čistog aluminija prilikom posljednjeg valjanja limova. Ti materijali poznati su pod imenima: „Alclad“, „Albondur“ i slično. Drugi efikasan način, tzv. „anodizacija“, predstavlja navlačenje elektrolitskim putem tankog sloja aluminijevog oksida koji štiti od daljnje korozije. Treći način, koji se inače primjenjuje i s prva dva, sastoji se u neophodnim premazima pomoću sredstava za impregnaciju, bojenje i lakiranje.

U toj klasi aluminijskih tzv. „lakih slitina“ postoje, osim glavnog predstavnika „Durala“, još i brojne slične slitine koje su stvarane sa specifičnim ciljevima: popravaka pojedinih nedostataka „Durala“. Najpoznatije su sljedeće:

- a) slitina aluminija, bakra i nikla (Al-Cu-Ni) poznata pod imenima „Y-legure“, „Hidumin“ i drugim. Odlikuje se većom otpornošću prema temperaturnim promjenama i koroziji. Otpornost se kreće u granicama od 34 do 42 N/mm²;
- b) slitina aluminija i bakra (Al-Cu) poznata pod imenom „Lautal“ i druge. Vrlo je pogodna za termičku obradu. Otpornost se kreće u granicama od 34 do 42 N/mm²;
- c) slitina aluminija, magnezija i silicija (Al-Mg-Si), poznata pod raznim imenima, kao „Pantal“, „Anticorodal“ i drugima, otporna na djelovanje morske slane vode i uz to sposobna za dobru obradu kao i zavarivanje. Zato se upotrebljava poglavito za gradnju čamaca i brodova. Prema vrsti i termičkoj obradi, otpornost se kreće u granicama između 20 i 40 N/mm²;
- d) slitina aluminija i magnezija (Al-Mg). Od tih slitina najpoznatije su „hidronalij“, „duranalij“, i druge. One su vrlo čvrste i otporne prema koroziji i morskoj vodi. U ovisnosti o termičkoj obradi otpornost se kreće u granicama od 20 do 46 N/mm²;
- e) slitina aluminija, bakra, magnezija i cinka (Al-Cu-Mg-Zn). Ta kombinacija predstavlja najotporniju kategoriju lakih aluminijevih slitina koja se primjenjuje za dijelove najvećeg opterećenja. Proizvodi se u obliku limova, traka, profila... U kaljenom stanju otpornost na vuču doseže vrijednosti od 50 - 55 N/mm².

6.2.2 Slitine na bazi magnezija („elektron“)

Magnezij kao metal slični na aluminij, ali je znatno lakši od njega. Njegova specifična težina iznosi svega 1,7 na temperaturi od 20°C. Zbog svoje niske težine predstavlja vrlo interesantan konstrukcijski materijal svugdje gdje je njegova primjena praktično moguća. Vrlo se dobro legira s aluminijem, silicijem, cinkom, manganom, kadmijem, kalcijem, bakrom i kobaltom.

U zrakoplovnim konstrukcijama najviše se upotrebljavaju slitine s aluminijem (Mg-Al) i s manganom (Mg-Mn).

Specifična težina im je svima ista i iznosi svega $1,8 \text{ N/dm}^3$, a opći uobičajeni naziv je „Elektron“.

- a) Slitina tipa „Mg-Mn“ poznata pod njemačkom oznakom „AM 503“ pojavljuje se u obliku limova i profila. Pogodan je za plastičnu obradu i varenje (spremnici i oplate). Otpornost se kreće između 20 i 25 N/mm^2 .
- b) Slitina tipa „Mg-Al 6“, poznata pod njemačkom oznakom „AZM“. Posjeduje nešto višu otpornost od prethodne, i to oko $27 - 33 \text{ N/mm}^2$ prema obradi. Koristi se kod vučenih profila i prešanih elemenata za slučajeve srednjeg opterećenja.
- c) Slitina tipa „Mg-Al 9“, poznata pod njemačkom oznakom „VI“, predstavlja magnezijeve „elektronske“ slitine najviše otpornosti koje se kreću u granicama od 30 do 42 N/mm^2 . Upotrebljava se za izradbu otkivaka i otprešaka odgovornijih i jače napregnutih elemenata, čak i dijelova motora (klackalica i sl.).

Glavna i osnovna prednost slitina „Elektrona“ je njihova niska specifična težina koja ih u kombinaciji s priličnom otpornošću čini podobnim za izradbu izvjesnih slabije opterećenih dijelova.

Ali, tome nasuprot, stoji dosta vrlo ozbiljnih nedostataka kao što su:

- a) znatno veća cijena od aluminijevih slitina „Al-Cu-Mg“;
- b) otežana plastična obrada u hladnom stanju;
- c) zapaljivost strojnih strugotina - opasnost od požara;
- d) velika podložnost koroziji i u običnoj slatkoj vodi, a naročito u morskoj.

Posljednja mana - korozija - zahtijeva posebne mjere predostrožnosti. Elektron se štiti od korozije specijalnim premazima ili se presvlači nekom drugom postojanijom slitinom. Naročitu vrstu presvlake daje mješavina dušikove kiseline i natrij-karbonata. Sama ta presvlaka još ne daje dovoljnu zaštitu od korozije, ali vrlo dobro služi kao podloga za druge zaštitne premaze i lakove.

6.3 Metali

6.3.1 Čelik

Čelik kao osnovni materijal cjelokupne strojarske i građevinske tehnike predstavlja najotporniji, najizdržljiviji i prema tome najpouzdaniji materijal i u zrakoplovnim konstrukcijama. On je praktično nezamjenljiv za sve najvažnije i vitalne dijelove i spojeve na zrakoplovu. Čelični materijali se po svom bitnom sastavu i osobinama klasiraju u dvije glavne vrste: obični ugljični čelici i tzv. „legirani“ čelici.

6.3.1.1 Obični ugljični čelici

U ovoj klasi osnovni i glavni element predstavlja ugljik, koji daje čeliku njegove osnovne karakteristike, kao što su otpornost, žilavost, krutost, i posebno još i uvjete termičke obrade.

Čelici s većim postotkom ugljika pojačavaju se i popravljaju svoju otpornost pomoću kaljenja, dok se oni slabiji, s manjim postotkom ugljika, mogu popravljati tzv. „cementiranjem“, koje se sastoji u otvrdnjavanju kore (površine). Taj postupak primjenjuje se naročito na dijelovima izloženim jačem tlaku, gnječenju i trošenju (habanju). Za cementiranje upotrebljavaju se vrste čelika sa sadržajem ugljika ispod 0,2%.

Što se tiče mogućnosti i uvjeta varenja čelika, koje ima veliko značenje u zrakoplovnim konstrukcijama, i ono je uglavnom uvjetovano prvenstveno ugljičnim sastavom. Taj osnovni uvjet vrijedi za sve vrste čelika, s tim što kod vrsta legiranih čelika mogu postojati još i drugi sekundarni uvjeti koji proistječu iz utjecaja legirajućih elemenata. Tako čelik koji treba biti sposoban za dobro i pouzdano varenje smije imati najviše do oko 0,3%, odnosno izuzetno do 0,35% ugljika. Ako je ovaj postotak ugljika manji, i varenje je lakše i pouzdanije.

Obični ugljični čelici sadrže, osim ugljika, još mnogo drugih elemenata kao primjese. Od tih su neki elementi, kao npr. mangan i silicij, korisni jer popravljaju neke osnovne karakteristike čelika. Nasuprot njima, postoje dva izrazito negativna i štetna elementa, sumpor i fosfor. Oba elementa čine materijal krutim, i to sumpor u toplom stanju, a fosfor u hladnom. Iz tog razloga strogo se propisuju maksimalne granice sadržaja tih elemenata.

U zrakoplovnim konstrukcijama primjenjuju se uglavnom svega tri vrste običnih ugljičnih čelika, i to:

a) mekši niskougljični čelik

Sa sadržajem ispod 0,25% C, i otpornošću do oko 40 N/mm² koji ima osobine velike plastičnosti i podobnosti za plinsko varenje. Upotrebljavaju se najviše kao limovi za izradbu raznih okova, dijelova uređaja i opreme, za izradbu tankozidnih cijevi, i, konačno, zakovica;

b) srednji ugljični čelik

Sa sadržajem ugljika oko 0,3 - 0,4% i s otpornošću oko 50 - 60 N/mm², koji se upotrebljava za izradbu šipki i profila, a najčešće za izradbu vijaka, podloški, matica, klinova itd. za manje opterećene dijelove i elemente;

c) Otporniji ugljični čelik

Ovdje pripadaju vrste koje sadrže preko 0,4% C i s otpornošću od oko 60 N/mm² pa na više. Ta vrsta se najrjeđe primjenjuje jer je preporučljivo i uobičajeno da se za jače napregnute elemente upotrebljava legirani čelik. Glavna primjena tog ugljičnog čelika najviše otpornosti ogleda se u izradbi zateznih žica, čeličnih kabela i raznih slabijih opruga manjeg značenja.

Sve vrste tog običnog ugljičnog čelika okarakterizirane su sadržajem ugljika, o kojemu mu ovise sve osobine. Tako s većim sadržajem ugljika linearno raste otpornost i tvrdoća, ali istovremeno opada žilavost i plastičnost za obradu, dakle materijal postaje krući. Materijal sa sadržajem ugljika od 0,2% pa na više može se popraviti kaljenjem, ali njegove podobnosti kaljenja nisu velike zbog velike kritične brzine kaljenja.

Iz svih navedenih razloga stvoreni su tzv. legirani čelici dodatkom raznih elemenata, kao: Cr, Ni, Mn, Si, Mo, V, W, Co, Ti, Al, Cu itd. koji im u znatnoj mjeri mijenjaju mehaničke karakteristike kao i opća fizička i kemijska svojstva.

6.3.1.2 Legirani čelici

Kako je broj primjenljivih vrsta legiranih čelika u zrakoplovnim konstrukcijama porastao do nevjerovatnih razmjera, u ovoj skripti će se prezentirati kratak prikaz samo nekoliko osnovnih vrsta i njihove osobine:

- A) **Krom-čelik** – vrlo visoka otpornost na trošenje (habanje), a razlikuju se niskolegirani (0,4-1,65% Cr) za kotrljajuće ležajeve i alate, te visokolegirani (12-20% Cr) koji je otporan na koroziju (čak i u kiselinama), a podnosi visoku radnu temperaturu bez gubitka mehaničkih svojstava.
- B) **Nikl-čelik** – s povećanom otpornošću, žilavošću i tvrdoćom, vrlo otporan na udar i sve vrste dinamičkih naprezanja, pojačava i otpornost na koroziju. Vrlo dragocjene osobine, ali ujedno i najskuplji legirajući element.
- C) **Krom-nikl-čelik** – to je uspješna kombinacija prvih dviju skupina, a ovisno o sastavu i termičkoj obradi postoji širok dijapazon osobina. Uz dodatke molibdena i volframa dobivaju se najbolje nehrđajuće i vatrostalne vrste čelika za rad pod najtežim uvjetima.
- D) **Molibden-čelik** – djelovanje molibdena na čelik je slično kao i djelovanje nikla, a naročito je pogodan za plinsko varenje, te se koristi za izradbu okova i zavarenih konstrukcija od cijevi i limova.
- E) **Krom-molibden-čelik** - predstavlja poboljšanu i pojačanu verziju molibden-čelika, a zbog deficitarnog (i skupog) nikla često se koristi kao zamjena za nikl-čelik.
- F) **Mangan-čelik** – mangan u čeliku povećava otpornost, tvrdoću, osobine kaljenja i sposobnost zavarivanja (najčešće se koristi za svornjake).
- G) **Silicij-čelik** – ako se doda preko 0,8% silicija, povećat će čeliku otpornost, elastičnost i tvrdoću, ali istovremeno smanjuje žilavost (koristi se za izradbu opruga).
- H) **Mangan-silicij-čelik** – pravilnom kombinacijom poboljšana vrsta od prethodne s osobinama visoke otpornosti i elastičnosti (za opruge).
- I) **Krom-mangan-silicij-čelik** – slitina poznata pod nazivom „Kromansil”, a koristi se najviše za elemente veza krila, repnih površina i stajnog trapa s trupom zrakoplova.
- J) **Vanadij-čelik** – isto kao i nikl vrlo je skup, a čeliku naročito poboljšava žilavost, te se koristi za izradbu opruga i rad na povišenim temperaturama.
- K) **Krom-vanadij-čelik** – kako vanadij daje slična svojstva čeliku kao i nikl, ta nova slitina odgovara karakteristikama krom-nikl-čelika ili krom-molibden-čelika. Zamjerka toj slitini je da traži veći postotak ugljika za kaljenje te stoga nije podoban za zavarivanje, već se koristi za elemente koji se strojno obrađuju.
- L) **Krom-nikl-molibden, krom-nikl-vanadij i krom nikl-volfram** - čelici najsloženije slitine s vrijednostima čvrstoće do 1600 N/mm² i karakteristikom vatrostalnosti, te se koriste za dijelove motora.

6.3.2 Nikl

U suvremenim slitinama najvišeg stupnja vatrostalnosti ide se do takvoga kemijskog sastava slitine da se željezo kao osnovni sastojak skoro potpuno eliminira, te njegovu ulogu osnovnog materijala preuzima nikl. Na taj način takve slitine ne bi se mogle zapravo ni nazivati čeličnim slitinama iako je to tako u praksi uobičajeno.

Kao legirajući elementi ovdje se mogu primjenjivati: C, Fe, Cr, Mo, Mn, Si, V, W, Al i Ti, već prema tipu i klasi pojedine slitine. Postotno najjače sudionike predstavljaju krom i molibden, dok je samo željezo većinom vrlo slabo zastupljeno; najveći postotak u nekim slitinama iznosi do oko 20% Fe.

Niklove slitine upotrebljavaju se pri izradbi termički i mehanički najopterećenijih dijelova plinskih turbina (lopatice i sl.), kao i u drugim slučajevima gdje se traži izdržljiv konstruktivni materijal najviših vatrostalnih kvaliteta.

Najpoznatiji američki materijali te vrste poznati su pod imenom „Hasteloy“ u raznim varijantama, kao i pod imenom „Inconel“. Iz Engleske potječe slitina visoke kvalitete, poznata pod imenom „Ni-monik 80“, slijedećeg sastava: 0,06% C, 19 - 22% Cr, svega do 1% Fe, 2 - 2,8% Ti, do 0,35% Mn, do 0,65% Si, 0,5 - 0,95% Al i ostalo nikl.

Za dobivanje predodžbe o vatrostalnosti te slitine dovoljno je navesti samo dvije vrijednosti: pri temperaturi od 300° C materijal ima otpornost od 100 N/mm², dok zagrijavanjem na 800° C ona ne pada ispod 50 N/mm².

Osim niklovih slitina za istu namjenu mogu se primijeniti i slitine na bazi kobalta te slitine na bazi kroma.

6.3.3 Titan i berilij

Titan predstavlja materijal koji se pojavljuje u zrakoplovnim konstrukcijama tek u novije doba, i to zbog više njegovih vrlo pogodnih i povoljnih konstruktivnih osobina. Titan posjeduje uglavnom karakteristike čelika sa specifičnom težinom koja je skoro za polovinu niža (4,3 - 4,5). Ali, još više od toga, on je postao neobično interesantan zbog svojih svojstava visoke otpornosti na povišenim temperaturama. Upotrebljava se samo kao legiran s raznim drugim pogodnim elementima, kao npr. Al, Mn, Mo, V itd.

Njegove slitine, kao npr. slitina tipa „VT-6“, imaju specifičnu težinu od svega 4,55, a otpornost na vuču iznosi u normalnom stanju 100 N/mm². U zagrijanom stanju na temperaturi od 400°C njegova otpornost iznosi još uvijek 60 N/mm². Poznato je da pri niskim temperaturama materijali pojačavaju svoju statičku otpornost iznad normale. I u tom pogledu titanove slitine se ističu pojačanim povećanjem statičke otpornosti u usporedbi s čelicima.

U pogledu tehnološke obrade, titanove slitine zahtijevaju nešto složeniji postupak nego čelične, ali su zato pogodne za zavarivanje.

Titanove slitine upotrebljavaju se kao limovi, profili i kovani dijelovi za izradbu dijelova i elemenata koji rade pod temperaturama do oko 450°C.

Što se tiče berilija, njegova primjena je još kasnijeg datuma od titanove. Čist berilij po boji liči na željezo, dok mu je specifična težina svega 2,84, a točka topljenja 1278°C. Predstavlja odličan element za legiranje sa željezom, niklom i bakrom. Pogodnom termičkom obradom otpornost njegovih slitina može se povećati do oko 150 N/mm², a tvrdoća po Brinelu do 400.

Kao i kod titana, glavna odlika berilijevih slitina je u visokoj otpornosti na višim temperaturama, a glavna njihova mana je još uvijek visoka nabavna cijena. To sprečava i koči njihovu širu praktičnu primjenu.

6.4 Nemetali

Od početka konstrukcije zrakoplova, osim drveta i metala, kao osnovnih konstrukcijskih materijala, koristi se i veći broj raznih materijala nemetalnog tipa, često i za vitalne dijelove zrakoplova. S razvojem kemijske industrije i proizvodnje nemetala – naročito sintetičkog tipa – primjena tih materijala sve je veća u zrakoplovnim konstrukcijama. Osim pozitivnih fizičkih svojstava tih materijala, odlikuju se niskom specifičnom težinom i jeftinijom proizvodnjom što je i osnovni razlog sve šire upotrebe.

Bakelit

Bakelit je umjetna smola dobivena iz fenola, formalina i amonijaka koja pri temperaturi od 160°C mijenja agregatno stanje i postaje kruta i čvrsta. Za veću mehaničku otpornost bakelitskoj masi se dodaje drveno brašno ili drugi dodaci, o čemu ovise i konačne značajke materijala. Zbog kvalitativnih osobina koristi se za izradbu drški, popune i elektroopreme (zbog elektroizolacijskih osobina).

Tekstolit

Ako se slojevi tkanine impregniraju bakelitskom smjesom, dobije se armirani bakelit, tzv. tekstolit, koji je znatno otporniji i žilaviji od čistog bakelita. Specifična težina mu je 1,3 - 1,4, a koristi se za izradbu zupčanika za bešuman i miran rad agregata.

Plastika

Čisti plastični materijali imaju komparativnu čvrstoću kao drvo, ali specifičnu težinu veću od drveta (oko 1,0), a čvrstoća je mnogo manja od aluminijskih slitina, te se kao materijali koriste za one elemente kod kojih su osnovni zahtjevi oblika i rukovanja, kao primjerice za prozore ili za elektroizolaciju, odnosno elemenata kod kojih se zahtijeva otpornost na djelovanje agresivnih sredstava, poput kiselina, lužina, ulja, vode itd.

Fiberglas

To je prvenstveno pločast materijal, sličan limu. Sastoji se u osnovi od staklaste (najlonske) tkanine iz više slojeva slijepljene raznim sintetičkim smolama. Materijal je vrlo otporan i dobro se mehanički obrađuje i spaja lijepljenjem i zakivanjem. Upotrebljava se za izradbu različitih oplata, ploča, pregradnih zidova, rubnika, kutija i raznih dijelova u električnoj opremi. Specifična težina mu je od 1,5 do 1,9. Odličan je električni izolator i otporan je na koroziju, ali upija vodu i u mokrom stanju smanjuje mu se otpornost.

Stiropor

Stiropor je sintetički pjenasti materijal na bazi polistirena, koji posjeduje tri osnovne fizičke osobine: iznimno nisku specifičnu težinu (oko 0,016 - 0,025), odlične kvalitete toplinske izolacije zbog svoje poroznosti i, konačno, isto tako dobre osobine zvučne izolacije. U zrakoplovnim konstrukcijama stiropor je našao primjenu najprije u toplinskoj i zvučnoj

izolaciji, a potom kao materijal za ispunu pri izradbi tzv. „sendvič“-ploča. Lako se obrađuje i lijepi. Mehanička otpornost je praktično zanemariva, jer on u izradbi „sendvič“-ploča služi samo za prostorno podupiranje i stabilizaciju razmaka među pločama da bi se dobio dovoljan moment inercije presjeka.

Pleksi-staklo i staklo

Umjetno staklo „akrilat“ pod nazivom pleksi-staklo dobiveno je polimerizacijom etera akrilne kiseline. Prednost nad silikatnim staklom mu je u manjoj specifičnoj težini i manjoj opasnosti od krhotina pri lomu. Ima dobru providnost, nezapaljiv je (za razliku od celuloida), otporan na niskim temperaturama, lako se mehanički obrađuje i lijepi. Na povišenoj temperaturi od 100°C omekša, te se na kalupima može formirati u različite oblike. Po tvrdoći površine je mekši, ali se ogrebotine mogu poliranjem popraviti. Ima veći koeficijent termičke dilatacije te u okvirima treba ostaviti više mjesta da se slobodno širi.

Na zrakoplovima pod tlakom, prozori su izloženi velikim naprezanjima, jednako kao i trup zrakoplova, a najveći broj suvremenih zrakoplova je pod tlakom (za letove na većim nadmorskim visinama). Stoga se koristi termooobrađeno laminirano staklo, koje ima modul elastičnosti u granicama 70.000 – 75.000 N/mm², a puca u svijanju s oko 200 N/mm².

Guma

Guma predstavlja najelastičniji materijal za tehničke primjene te postiže izduženje od 500% prije loma.

Nadalje, nepropustljiva je za fluide i dobar je elektroizolator. Osnovna sirovina ili sirova guma je „kaučuk“ ili „lateks“ koja se dobiva kao sok drveta Heveje. Veliki nedostatak joj je podložnost „starenju“, a podložna je utjecaju temperature i svjetla, te se rastvara u benzinu i mineralnim uljima. Termičkom obradom uz dodavanje sumpora, cinkovog oksida i čađe – vulkanizacijom – mogu se popraviti svojstva.

Umjetna guma načinjena od sintetičkoga kaučuka kao „Perbunan“ i „Buna S“ ima visok stupanj otpornosti na benzin, alkohol i mineralna ulja za razliku od sirove gume, čak i veću otpornost, osim pri nižim temperaturama.

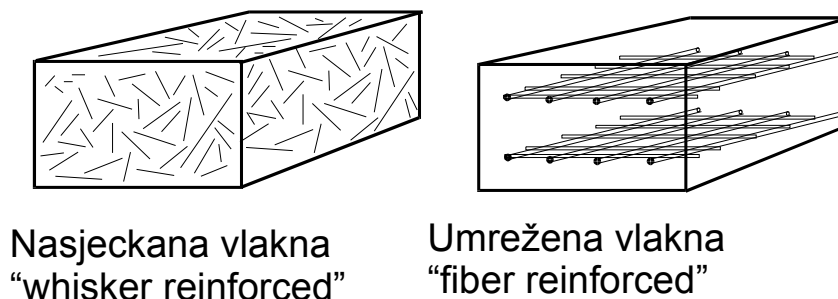
Kompozitni materijali

Kompozitni materijali sastoje se od jakih vlakana, kao što su staklena ili ugljična vlakna postavljena u matricu s plastikom ili epoksidnom smolom, koja ih mehanički i kemijski štiti. Vlakna mogu biti kontinuirana ili diskontinuirana, ali posjeduju mnogo veću čvrstoću od punih materijala (čvrstoća na vlak od 2400 N/mm², a modul elastičnosti 400.000 N/mm²).

Ploča ojačanog materijala je anizotropična, odnosno značajke ovise o smjeru u kojemu su postavljena vlakna. U praksi se više ploča postavlja u „sendvič“, a smjer vlakna u smjeru najvećih opterećenja (kao tehnologija laminiranja drva tj. izradbe „šper“-ploča od drveta) što ga čini izotropičnim. U početku se najčešće koristio fiberglas (staklena vlakna s epoksidnom smolom specifične težine 1,5-1,9). Vlakna kevlaru uvedena su 1960. godine (od aramida iste čvrstoće kao staklo, ali veće krutosti), pri čemu je povećana tvrdoća materijala, ali smanjena

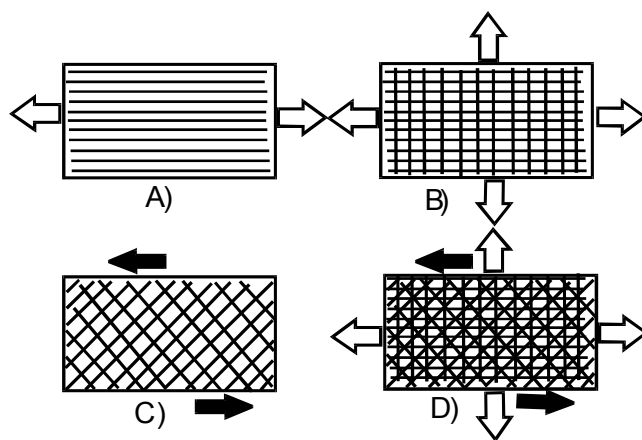
otpornost na sile tlačenja, a s obzirom na teško strojno obrađivanje, taj se materijal koristio za sekundarnu strukturu.

U osnovi postoje dvije vrste ojačanja kompozitnog materijala, kao što je prikazano na slici 97: „whisker reinforced” gdje su vlakna nasjeckana i u svim smjerovima, te filament ili „fiber reinforced” gdje su vlakna umrežena i slojevito složena (kao laminirana).



Slika 97. Način korištenja vlakana u kompozitnim materijalima

Najkarakterističniji tzv. „wisker reinforced” materijal je staklena vuna (fiberglass) u formi tzv. „mata”, a koristi se za izradbu čamaca i sl. Najveći dio složenijega kompozitnog materijala koji se koristi u zrakoplovnoj konstrukciji je filament ili „fiber reinforced” jer ima izrazito visok odnos otpornosti u odnosu na težinu. Krojenje kompozitnih laminiranih slojeva vlakna, „fiber reinforced”, može biti izvedeno na 4 osnovna načina, ovisno o procijenjenim napreznjima, kako to prikazuje slika 98.



Slika 98. Načini postavljanja vlakana u kompozitnom materijalu

U primjeru A) na slici 98. vlakna su paralelna u jednom smjeru te materijal ima najveću otpornost u smjeru vlakana (0°). U primjeru B) vlakna su umrežena pod 90° za longitudinalna i transverzalna napreznja ($0^\circ/90^\circ$). U primjeru C) vlakna su umrežena pod 45° , što ojačava materijal na napreznja smicanja ($\pm 45^\circ$). Koristi se za „kutije” krila i za elemente koji su izloženi torziji. Primjer pod D) je kombinacija B) i C) usmjeravanja vlakana, te pravilnom kombinacijom $0-45-90^\circ$ konstruktor može dobiti materijal koji podnosi gotovo bilo koju kombinaciju opterećenja, vlak, tlak ili smicanje. Vlakna se mogu postavljati i pod kutom od 60° da se postignu specijalne karakteristike. Uobičajeno je, kao i kod laminiranja drveta, koristiti neparan broj slojeva vlakna, da se izbjegne savijanje.

U Americi je uveden materijal s boronovim vlaknima, koji posjeduje dovoljnu čvrstoću i krutost i za primarne elemente strukture. Horizontalni stabilizator zrakoplova F-111 te kormilo smjera od F-4 načinjeni su od kompozitnog materijala s boronovim vlaknima. No taj materijal je gotovo četiri puta skuplji od kompozitnog materijala s grafitnim vlaknima, te se koristi samo u iznimnim slučajevima. Aramid, u prodaji poznat kao „Kevlar”, koristi se za epoksidne matrice gdje su manja opterećenja. Kombinacija grafit-aramid-epoxy ima poboljšana svojstva te je korišten za vrata stajnog trapa i slivnike na interferencijskim spojevima na zrakoplovu Boeing 757.

Kompozitni materijali koji koriste epoksidnu smolu kao matricu za vlakna nisu otporni na rad pri povišenim temperaturama. Termoplastični materijali koje se proučava za upotrebu, kao matricu u zrakoplovnoj strukturi, uključuju poliestar, akril, polikarbonat, fenoksi i polietersulfone. Mogu se koristiti s istim vlaknastim materijalima (grafitom, boronom itd.), ali se ti materijali i tehnologija proizvodnje tek istražuju.

Kompozitni materijali imaju impresivno manju specifičnu težinu od aluminijskih slitina, pa se računa da zamjena od oko 40% dijelova od duraluminija može dati uštedu od 12% na strukturalnoj težini zrakoplova, odnosno zrakoplov izrađen u cijelosti od kompozitnog materijala bio bi 25% lakši.

Međutim, kompozitni materijali imaju i nedostataka, od kojih je jedan da su nedovoljno otporni na koncentrirana opterećenja. Ojačanja potrebna na spojevima, otvorima za vrata i prozore, zahtijevaju tolika ojačanja da se može izgubiti uštedena težina. Jačina kompozitnih materijala podložna je sadržaju vlage, ciklusu starenja, izloženosti temperaturi, izloženosti ultravioletnom zračenju te točnom volumnom odnosu vlakna i matrice. Te je faktore teško kontrolirati te svaki dio od kompozitnog materijala može imati drugačije osobine. Mane u proizvodnji je teško izbjeći ili otkriti, pa je moguć velik postotak „škarta“.

Nadalje, kompozitne dijelove je teško popraviti jer treba uskladiti točnu čvrstoću i krutost. Na popravljanoj sekciji, preslabo je nepoželjno, no prejak materijal može uzrokovati prekomjerne defleksije na spojenom dijelu, koje dovode do napuknuća. Pravilan popravak moguć je uz kompjutorski programiran tehnološki postupak, da bi se postigle originalne konstrukcijske specifikacije, jer osobina kompozitnog materijala nije samo matematički zbroj karakteristika pojedinačnih materijala, već se mora koristiti „tensor” matematičke jednadžbe.

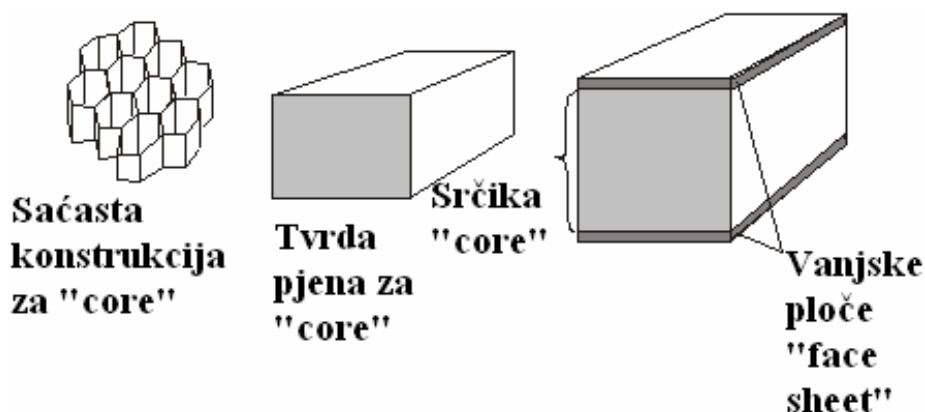
Međutim, razvojem tehnologije materijala, usavršavaju se njihove osobine te se, uz trendove kontinuiranog istraživanja i rada na njihovom poboljšanju, može očekivati daljnja i sve učestalija primjena. Primjena kompozitnih materijala znatno je pridonijela razvoju zrakoplovne konstrukcije, s obzirom na dobre značajke u usporedbi s konvencionalnim materijalima.

6.5 Sendvič konstrukcije

Mada se ne mogu klasificirati kao materijal, sendvič konstrukcije imaju specifične osobine i vrlo su važne u konstrukciji zrakoplova. „Strukturalni sendvič” sastoji se od dviju vanjskih ploča ili ploha („face sheets”) međusobno povezanih i odvojenih „srčikom”(„core”). Vanjske ploče mogu biti od bilo kojeg materijala, tipično aluminijska, fiberglasa s epoksidnom smolom ili grafit epoxy; „srčika” je uobičajeno od aluminijska ili fenolskoga saćastog materijala za civilne i vojne zrakoplove, ali za srčiku se mogu upotrijebiti i različite krute pjene.

U sendvič konstrukciji vanjske ploče nose najviše tlačnih i vlačnih naprezanja zbog svijanja. Srčika prenosi smicajuće sile kao i tlačne okomite na površinu. Kao i kod kompozitnih materijala, spojevi su problematični, no zbog mogućnosti gradnje izrazito otpornih elemenata uz istodobno malu specifičnu težinu, sendvič konstrukcija se često koristi.

Lopatice rotora suvremenih helikoptera (Sea King, Westland/Augusta EH101) izgrađene su u kombinaciji sačastih metalnih materijala, punjenih pjenom i obloženih kompozitnim materijalom.



Slika 99. Sendvič konstrukcija

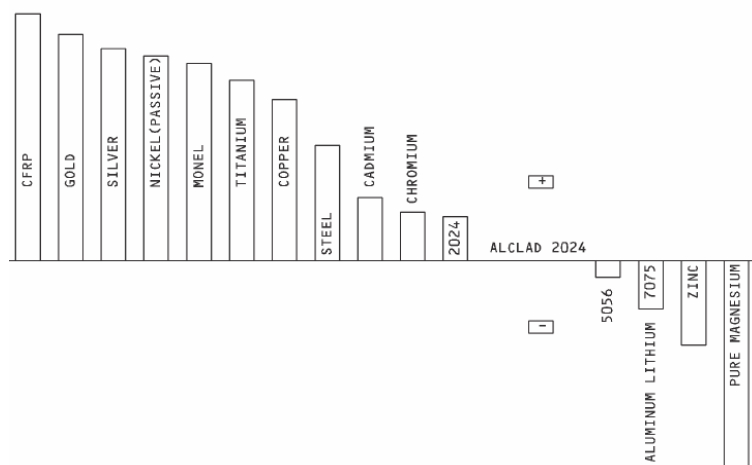
Kao naročito interesantna područja praktične primjene takvih ploča mogu se navesti razni jaki pregradni zidovi (npr. hermetizirane kabine) i razna kormila, trimeri i rubnici krila koji leže u slobodnoj zračnoj struji. U posljednjim slučajevima cijela unutrašnjost takvih organa ispuni se s mrežom od „sača“, koja se prethodno isiječe prema konturi potrebnog aeroprofila, te se tako eliminiraju svi unutarnji elementi, kao rebra i sl.

6.6 Korozijska (XE „korozijska“)

Pod terminom korozijska razumijeva se destrukcija metala kemijskim ili elektrokemijskim reakcijama. Tim reakcijama mijenja se kemijski sastav i površina poprečnog presjeka čistog metala, te dio metalne strukture zahvaćen korozijom mijenja svoja osnovna mehanička svojstva (čvrstoća).

Kemijska korozijska (XE „kemijska korozijska“) podrazumijeva proces kemijskog spajanja metala i kemijskih elemenata/spojeva prisutnih u plinovitoj ili tekućoj sredini. Produkti kemijske korozijske su najčešće oksidi i sulfidi metala. Kemijsku korozijsku pospešuju visoke temperature.

Elektrokemijska korozijska (XE „elektrokemijska korozijska“) nastaje elektrokemijskom reakcijom metala i okoline. Nužan uvjet za pojavu elektrokemijske korozijske je postojanje razlike električnog potencijala i prisutnost elektrolita koji će omogućiti elektrokemijsku reakciju. Razni metali imaju prirodni električni potencijal koji varira od pozitivnog do negativnog potencijala. Na slici 100. prikazani su relativni odnosi prirodnih električnih potencijala konstruktivnih materijala koji se koriste u zrakoplovstvu u odnosu na često korišteni dural Alclad 2024.



Slika 100. Relativni odnosi električnog potencijala zrakoplovnih materijala u odnosu na dural Alclad 2024

Izvor: SRM A319

Materijali koji djeluju izrazito korozivno su:

- kiseline i lužine
- soli
- voda i vlaga u zraku
- zagađeni zrak
- mikroorganizmi.

Kiseline

Većina kiselina izaziva rapidnu koroziju metalne strukture zrakoplova. Među najagresivnije pripadaju:

- sumporna kiselina (*sulphuric acid*)
- halogene kiseline (hidroklorna kiselina, hidrofluorna kiselina)
- organske kiseline kao što su ljudski i životinjski otpad.

Lužine

U usporedbi s kiselinama, lužine ne izazivaju koroziju u mjeri u kojoj to čine kiseline. Međutim, aluminij je vrlo osjetljiv na lužnatu sredinu. Sljedeće tvari imaju izraženo korozivno djelovanje na aluminij:

- natrijev karbonat
- kalijev karbonat
- vapno.

Soli

Otopine soli su, u pravilu, odlični elektroliti te stoga mogu uzrokovati koroziju. Aluminijske slitine i čelici su vrlo osjetljivi na otopine soli.

Atmosferski zrak

Nezagađeni atmosferski zrak sadrži atmosfersku vlagu, koja u uvjetima niskih temperatura može kondenzirati na površini strukture zrakoplova, te kisik. Oba ta sastojka su izrazito korozivni. Tako će na zraku, nezaštićene čelične slitine biti izložene kemijskoj koroziji – oksidaciji.

U blizini mora, atmosferski zrak je bogat aerosolima, prije svega sitnim česticama morske vode koja sadrži znatne količine natrijeva klorida. Budući da je morska voda odličan elektrolit, djelovat će izrazito korozivno na aluminijske slitine.

U blizini industrijskih zona, atmosferski zrak je zagađen različitim nečistoćama. Naročito korozivno djeluju oksidi sumpora, oksidi dušika i čađa koji pomiješani s atmosferskom vlagom formiraju kiseline.

Voda

Voda sadrži mineralne i organske nečistoće te otopljene plinove (kisik). Ovisno o količini onečišćenja, variraju korozivna svojstva vode. Vode bogate mineralnim solima (morska voda, tzv. tvrda voda) izrazito su korozivne za aluminij.

Mikroorganizmi

Mikroorganizmi (bakterije, alge i gljivice) nastanjuju se u zonama gdje je prisutna voda i gdje ima organskih tvari koje im služe kao hrana. U zrakoplovstvu, mikroorganizmi se znaju namnožiti u spremnicima goriva ili u zonama zrakoplova koje su onečišćene organskim otpadom (dijelovi strukture ispod kargo prostora i sl.).

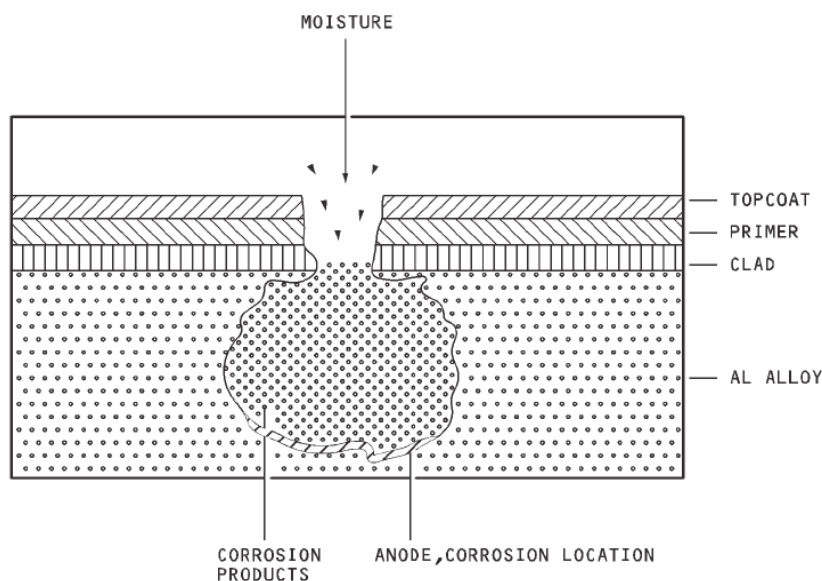
Korozivno djelovanje mikroorganizama je značajno u gorivnim spremnicima.

6.6.1 Specifični pojavni oblici korozije

Iako većina oblika korozije počinje na površini materijala, neke vrste korozije nisu lako uočljive sve dok korozija ne dosegne velike razmjere, a tada su potrebni veliki radovi održavanja da se oštećenje popravi ili sanira. Stoga je važno što ranije uočiti i prepoznati koroziju, kako bi se ona zaustavila prije nego što je znatno narušena čvrstoća strukture, te kako bi potrebne aktivnosti na sanaciji oštećenja bile manjeg opsega. U praksi se susreće nekoliko karakterističnih oblika korozije na zrakoplovnoj strukturi.

Točkasta korozija ili piting (*Pitting Corrosion*)

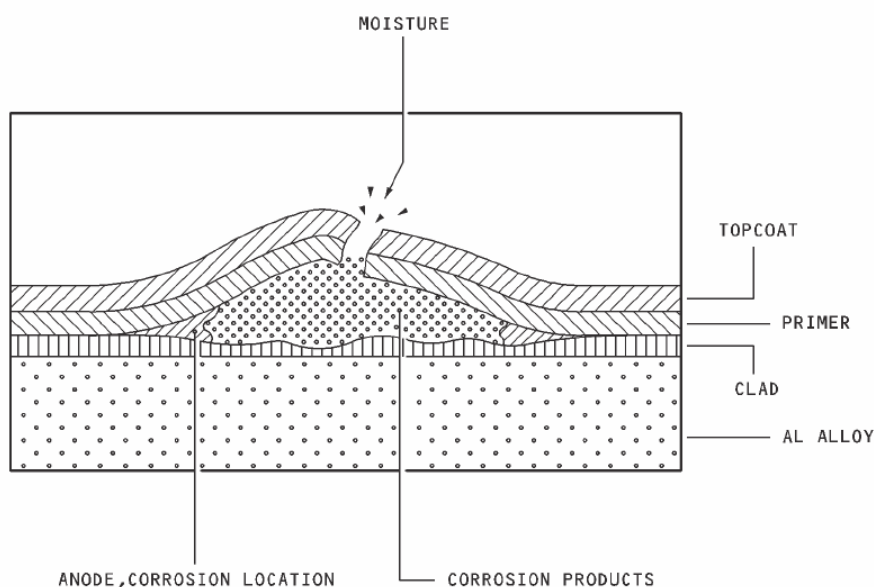
Točkasta korozija počinje relativno malim prodorom na površini materijala, nakon čega se širi ispod površine vertikalno u materijal te radijalno od inicijalne točke. Taj tip korozije naročito je opasan jer bitno smanjuje površinu poprečnog presjeka materijala, a time i čvrstoću strukturnog elementa. Pri tome izgled oštećenja na površini materijala daje dojam da se radi o manjem oštećenju.



Slika 101. Primjer točkaste korozije
Izvor: SRM A319

Filiformna korozija (*Filiform Corrosion*)

Filiformna korozija pojavljuje se na *clad*²⁰ duralnim limovima. Kroz početno oštećenje u antikorozivnom premazu boje, površinski korodira zaštitni *clad* sloj ne prodirući u osnovni materijal. Korozija se dalje širi površinski ispod zaštitnog premaza boje. Ta vrsta korozije često počinje kod zakovica gdje po rubovima glave dolazi do početnog oštećenja boje.

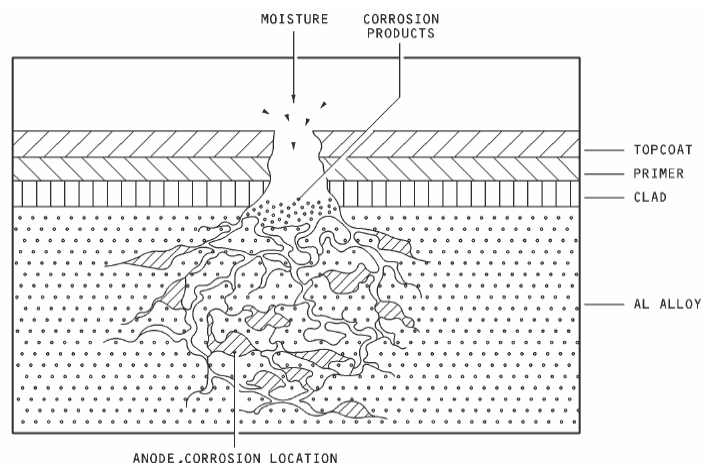


Slika 102. Primjer filiformne korozije
Izvor: SRM A319

²⁰ clad duralni lim – lim od durala koji je u svrhu antikorozivne zaštite s obje strane prevučen tankim slojem čistog aluminija. Većina slitina aluminija koje imaju odlična mehanička svojstva, zbog negativnog utjecaja legirajućih elemenata vrlo su podložne koroziji, čisti aluminij ima dobra antikorozivna svojstva.

Interkristalna (intergranularna) korozija (*Intergranular Corrosion*)

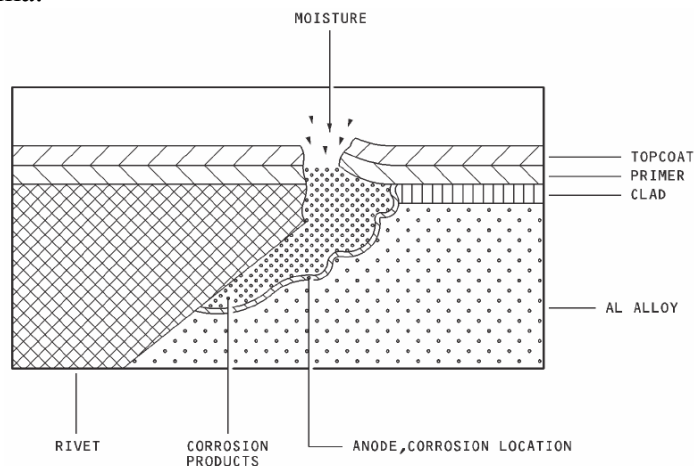
Interkristalna korozija prodire u dubinu materijala uzduž granica kristalne strukture materijala. Pri tome se na površini materijala korozija gotovo i ne vidi. Ponekad je korozija vidljiva kao mreža korozije ili mreža sitnih pukotina na površini. Stvarni učinak te korozije je poguban za integritet materijala. Dubinskim razjedanjem materijala rapidno se gubi čvrstoća te je konačni ishod interkristalne korozije, ako ostane neotkrivena, neočekivani lom strukture. To je jedan od najopasnijih oblika korozije. Neki od duralnih limova visoke čvrstoće naročito su podložni tom obliku korozije u uvjetima visokog naprezanja. Primjer interkristalne korozije prikazan je na slici 103.



Slika 103. Primjer interkristalne korozije
Izvor SRM A319

Galvanska korozija (*Galvanic Corrosion*)

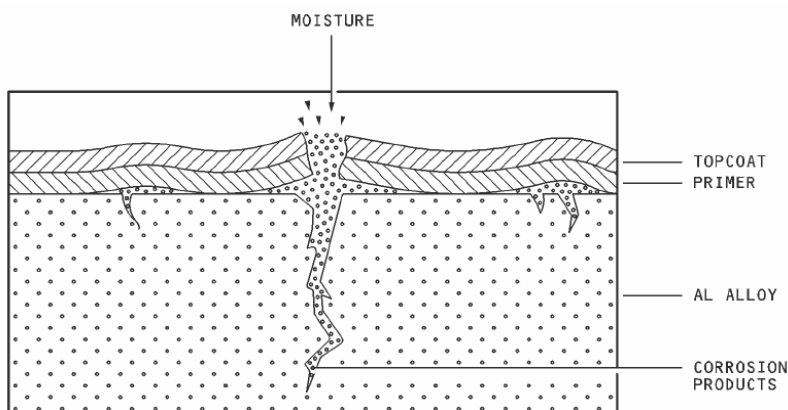
Galvanska korozija pojavljuje se u kontaktu dvaju različitih metala ili metala i kompozitnog materijala od karbonskih vlakana. Što je veća razlika u prirodnom potencijalu između dvaju materijala (slika 104.), podložnost galvanskoj koroziji je veća. Da bi do korozije došlo, potrebna je prisutnost elektrolita (vlaga, otopine soli i sl.). Galvanska korozija je prepoznatljiva po bijelo-sivom praškastom izgledu površina koje su korodirane. Najčešće se pojavljuje na preklopnim mjestima dvaju različitih materijala, na pričvršnim točkama te na zakovičnim spojevima.



Slika 104. Primjer galvanske korozije zakovičnog spoja
Izvor: SRM A319

Napetosna korozija (*Stress Corrosion*)

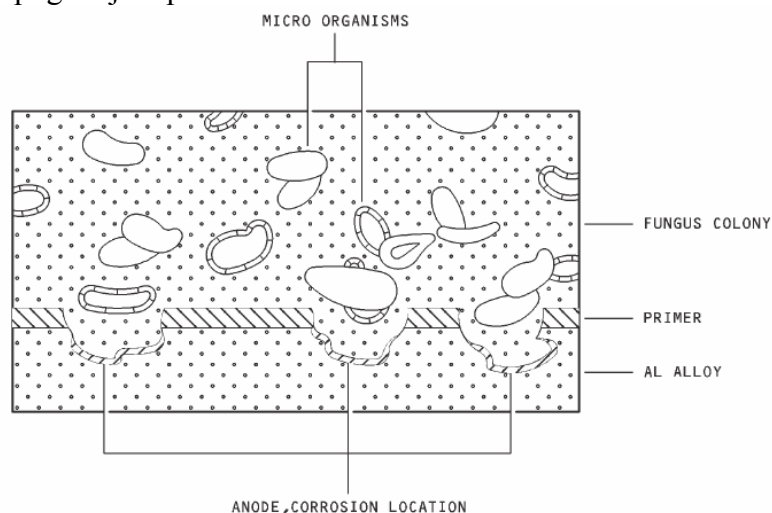
Kombinacija materijala izloženog statičkom vlačnom naprezanju i korozivne okoline dovodi do napetosne korozije. Ako se pak radi o dinamičkom naprezanju, radi se o korozijskom zamoru. Zajedničkim djelovanjem dvaju spomenutih nepovoljnih čimbenika dolazi do pojave pukotina u materijalu koje rapidno rastu.



Slika 105. Primjer napetosne korozije
Izvor: SRM A319

Biološka korozija (*Biological Corrosion*)

Biološku koroziju izazivaju populacije algi, gljivica ili bakterija. Razvoju mikroorganizama pogoduje topla i vlažna sredina.

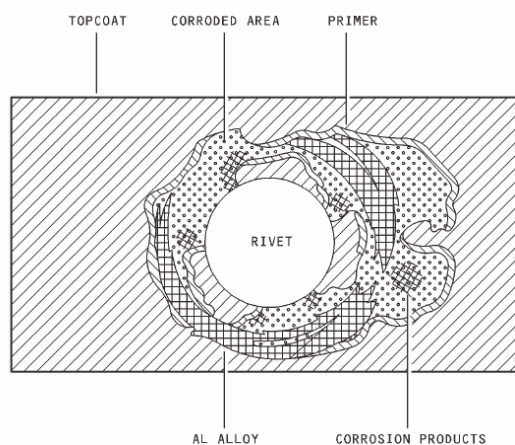


Slika 106. Primjer biološke korozije
Izvor: SRM A319

Tarna korozija (*Fretting Corrosion*)

Tarna korozija nastaje na spojevima dvaju materijala koji su pod velikim opterećenjem i između kojih dolazi do malih međusobnih pomaka. Međusobnim trenjem između dvaju materijala, dolazi do površinskoga tarnog oštećenja što rezultira generiranjem sitnih čestica

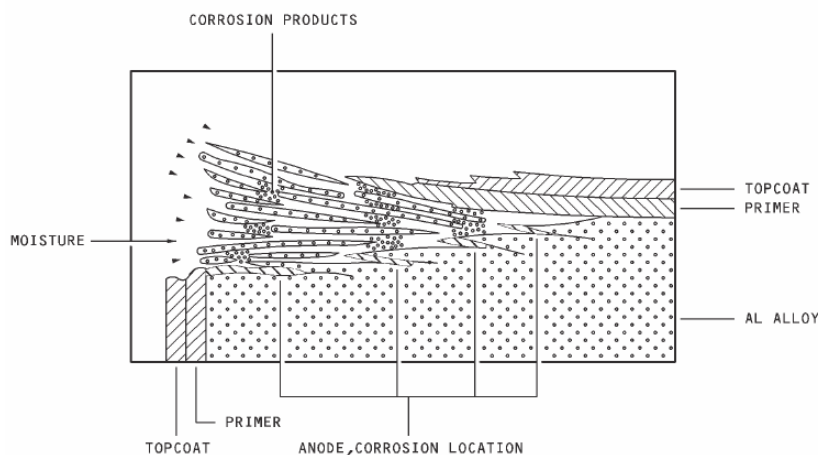
otpalog metala. Te čestice korodiraju i povećavaju abrazivni efekt između dviju površina što dovodi do daljnjeg propagiranja korozije. S obzirom na to da su materijali u kontaktu izloženi visokom naprezanju, nije rijedak slučaj da dolazi do zamora materijala i loma zbog podnošenja velikog opterećenja sa sve manjim nosivim poprečnim presjekom materijala.



Slika 107. Primjer tarne korozije zakovičnog spoja
Izvor: SRM A319

Razlistavajuća korozija (*Exfoliation Corrosion*)

Razlistavanje materijala zbog korozije je podvrsta interkristalne korozije s obzirom na to da se korozija širi između granica kristalne strukture materijala. Zbog specifične kristalne strukture, korozija se širi u slojevima, te odiže korodirane slojeve materijala prema površini. Toj koroziji su naročito podložni materijali koji su dobiveni ekstrudiranjem.



Slika 108. Primjer razlistavajuće korozije
Izvor: SRM A319

6.6.2 Aktivnosti sprečavanja pojave korozije

Sprečavanje pojave i širenja korozije strukture zrakoplova jedan je od temeljnih zadataka održavanja.

Radi obavljanja tog zadatka važno je posvetiti veliku pažnju sljedećim aktivnostima:

- održavanje čistoće strukture zrakoplova
- redovite provjere i obnova antikorozivne zaštite strukture zrakoplova
- rana identifikacija korozije
- kompletna sanacija nađene korozije (čišćenje, obrada, antikorozivna zaštita).

6.6.2.1 Održavanje čistoće strukture zrakoplova

Redovnim pranjem **vanjskog dijela zrakoplova** uklanja se nečistoća, čađa i sitne čestice koje mogu negativno djelovati na stanje boje i zaštitnih premaza. Zbog neredovitog pranja zrakoplova, nakupljene čestice nečistoće mogu poslužiti kao jezgre koje upijaju atmosfersku vlagu, čime su osigurani preduvjeti za pojavu korozije na dijelovima strukture na kojima je došlo do oštećenja boje ili antikorozivne zaštite.

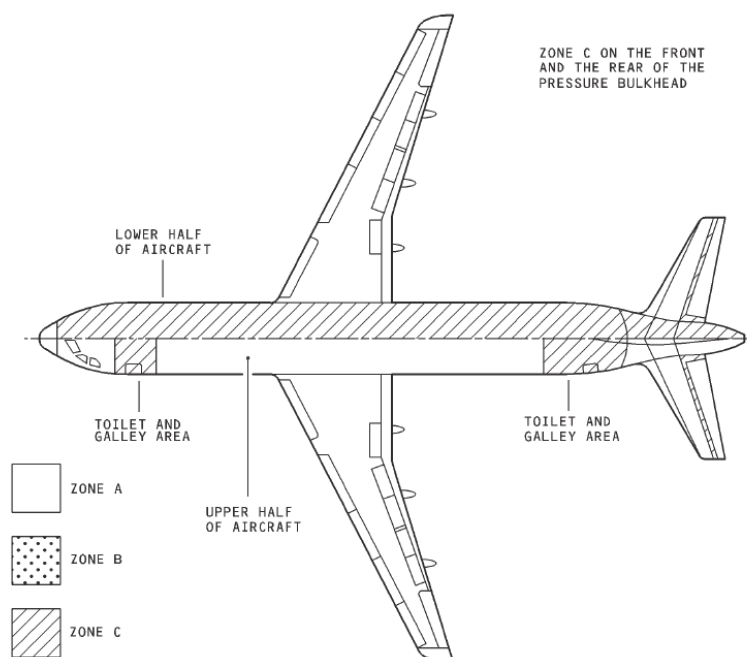
Također, povremeno poliranje i nanošenje voska na boju zrakoplova djeluje povoljno na sprečavanje pojave korozije, uz to što donosi povoljne aerodinamičke efekte (smanjenje aerodinamičkog otpora) i poboljšava vizualni izgled zrakoplova.

Posebnu pažnju treba posvetiti čistoći **unutrašnjosti zrakoplova**, naročito zona ispod toaleta, neposredno ispod zone ulaza u zrakoplov, te donjeg dijela trupa općenito (slika 109). Na tim mjestima može doći do povećane akumulacije vlage, bioloških otpada, radnih tekućina i nečistoće. Nerijetko se događa da, zbog neispravnosti sustava toaleta, dolazi do izlivanja vode ili sadržaja otpadne tekućine iz toaleta u prostor ispod toaleta. Ako se promptno ne očisti kontaminirana zona i ne obnovi antikorozivna zaštita u zahvaćenom području, doći će do rapidne korozije strukture.

U eksploataciji zrakoplova događaju se nezgode u obliku izlivanja opasnih tekućina ili sipina u robnom odjeljku zrakoplova. Prijevoz opasnih dobara reguliran je propisima (*Dangerous Goods Regulations*) koji definiraju klase opasnih dobara. Tako je definirana i klasa korozivnih tvari. Propisi o transportu opasne robe definiraju uvjete pod kojima se prevozi opasna roba, no u praksi se događa da propisi nisu poštivani te dolazi do nezgoda – izlivanja korozivnih tvari. Primarni zadatak službe održavanja zrakoplova je da kontaminiranu zonu detaljno očisti i pregleda te po potrebi obnovi antikorozivnu zaštitu.

Unutrašnjost zrakoplova može se podijeliti na tri zone s aspekta podložnosti raznim oblicima kontaminacije koja može voditi do korozije:

- zona A: područja u kontaktu sa zrakom i vodom
- zona B: područja u kontaktu s gorivom
- zona C: područja gdje se može očekivati korozija zbog:
 - o kontakta s hidrauličkim fluidima, mazivom ili otpadnim vodama
 - o velike kondenzacije vode
 - o teškog pristupa ili s visokim rizikom od slučajnog oštećenja.



Slika 109. Zone kontaminacije unutrašnjosti zrakoplova A319
Izvor: SRM A319

6.6.2.2 Redovite provjere i obnova antikorozivne zaštite strukture zrakoplova

S obzirom na to da sve zone zrakoplova nisu podložne istim korozivnim agensima, razlikuje se nekoliko vrsta i razina površinske antikorozivne zaštite.

Tri su glavne razine površinske antikorozivne zaštite:

predtretman površine obavlja se kemijskim postupcima (pasivizacija, fosfatizacija...) ili elektrokemijskim postupcima (anodizacija, eloksiranje...). Osnovna svrha predtretmana je povećanje antikorozivnih svojstava materijala, te priprema površine za bolje prianjanje slojeva boje;

nanošenje slojeva boje počinje **temeljnom bojom** (*primer paint*) koja se nanosi na svu površinu strukture (izuzev specijalnih površina kao što su napadni rubovi, ispušne cijevi i sl.). Temeljna boja sadrži inhibitore korozije te priprema površinu za nanošenje **završne boje**. Završna boja nanosi se u nekoliko slojeva, te osim u estetsku svrhu, služi kao zaštita strukture od kemijskih i mehaničkih oštećenja;

specijalni antikorozivni premazi nanose se na površine koje su više izložene korozivnom djelovanju ili nisu dostupne za redovito čišćenje. Tipične površine na koje se nanose specijalni antikorozivni premazi su: donji dio unutarnje strukture trupa zrakoplova, struktura ispod pristupnih panela za servisiranje zrakoplova (voda-otpadna voda, hidraulika...), spremišta za podvozje (*wheel well*), gondola pomoćnog agregata (*APU*) i ostali zatvoreni i nedostupni prostori na strukturi zrakoplova.

Razlikuju se dva tipa specijalnih antikorozivnih premaza:

tip 1 – vodoodbojni premaz (*Water repellent coating*) koji je napravljen od nesilikonskog materijala povezanog vezivom na bazi mineralnog ulja;

tip 2 – visokoučinska antikorozivna smjesa (*Heavy duty corrosion preventive compound*) je premaz nalik na mast koji sadrži inhibitore korozije i štiti od korozivnih agensa.

Specijalni antikorozivni premazi moraju se redovito obnavljati s obzirom na to da nisu postojani (relativno ih je lako sprati sa zaštićene površine).

Zadatak održavanja je držati sve spomenute površinske zaštite u dobrom stanju. Svako, pa i najmanje oštećenje završne boje mora biti popravljeno, a specijalni premazi moraju biti periodično obnavljani (obično na godišnjoj osnovi).

6.6.2.3 Rana identifikacija korozije

Kako bi se korozija identificirala u što ranijoj fazi, primjenjuju se različite metode inspekcije, u dovoljno učestalim intervalima, s ciljem sprečavanja velike progresije korozije strukture zrakoplova između dviju inspekcija.

Uobičajene metode inspekcije kojima se otkriva korozija su:

- vizualna inspekcija (opća i detaljna)
- penetrantska inspekcija
- ultrazvučna inspekcija
- metoda vrtložnih struja
- radiografija.

Postupci inspekcije su precizno definirani u Priručniku za kontrolu nerazornim metodama (*Nondestructive Testing Manual* – NTM) za određeni tip zrakoplova.

Prilikom provođenja vizualnih inspekcija, uobičajeno se koriste sljedeća pomagala:

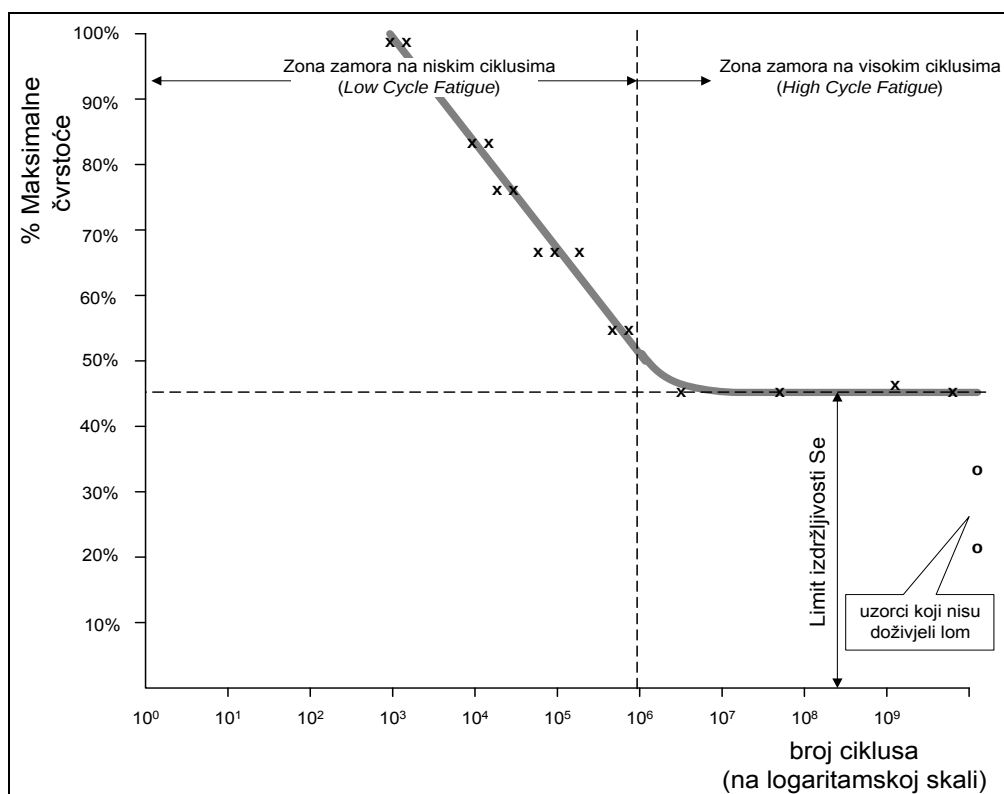
- povećala
- ogledala
- boroskopi i fleksiskopi.

Sve inspekcije je potrebno raditi pažljivo i s maksimalnom preciznošću. Svi nalazi oštećenja moraju biti evidentirani te je potrebno pokrenuti postupak sanacije oštećenja prije nego dođe do širenja korozije.

6.7 Oštećenja nastala zbog zamora materijala (*Fatigue Damage - FD*)

Konstruktivni materijali izloženi cikličkim ili titrajnim mehaničkim naprezanjima tijekom eksploatacije u nekom trenutku počinju postupno gubiti svoju početnu čvrstoću. Ta se pojava naziva zamor materijala (*fatigue*).

Otpornost pojedinog materijala na zamor određuje se empirijski laboratorijskim testiranjem. Prilikom provođenja testiranja, svaki laboratorijski uzorak opterećuje se ciklički, određenim konstantnim iznosom opterećenja, sve dok se ne pojavi pukotina ili lom uzorka. Opterećenje primijenjeno na uzorku i broj provedenih ciklusa naprezanja do loma uzorka evidentira se u graf kao jedna točka. Za kompletno testiranje potrebno je više desetaka identičnih uzoraka koji se opterećuju raznim opterećenjima. Uobičajeni prikaz rezultata laboratorijskog testiranja je tzv. Wöhlerov dijagram ili S-N dijagram (*Strength to Number of cycles*).



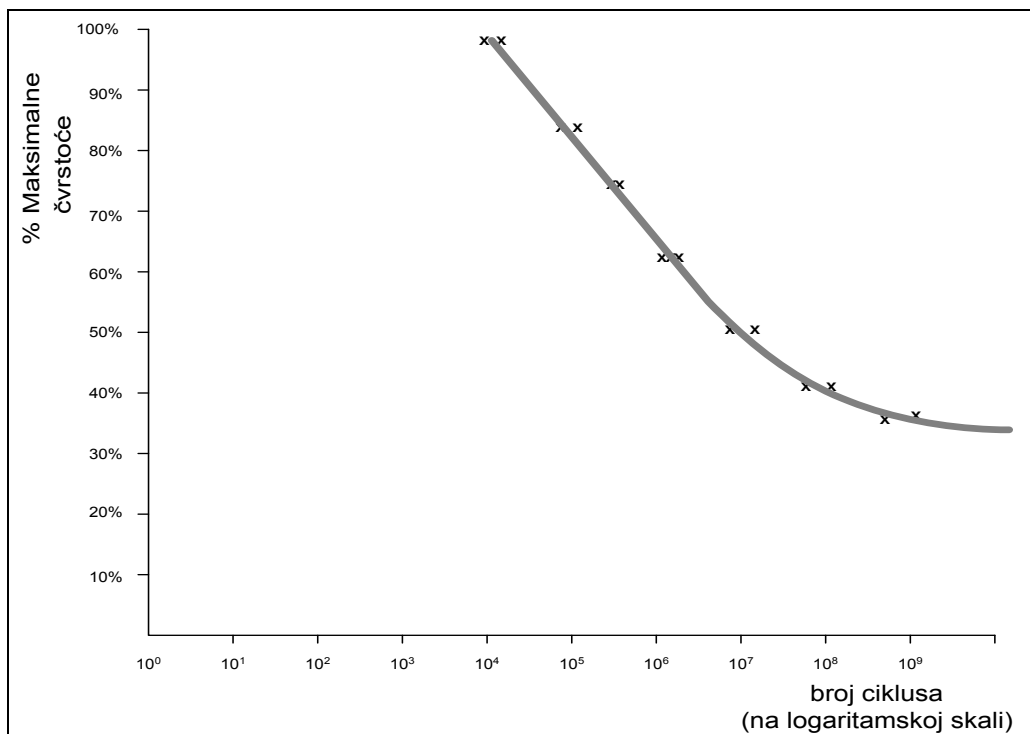
Slika 110. Primjer S-N dijagrama za čelike i slitine titana

Većina čelika i slitina titana pokazuje promjenu ponašanja između 10^6 i 10^7 ciklusa. Na dijagramu je ta promjena vidljiva kao „koljeno” nakon kojega se krivulja stabilizira na određenoj konstantnoj vrijednosti naprezanja. Ta konstanta se naziva **limit izdržljivosti** (*endurance limit*), te ako naprezanje materijala ne prelazi taj limit, smatra se da materijal neće doživjeti lom zbog zamora.

Također, iz dijagrama je vidljiva **zona zamora na niskim ciklusima**, a koja korespondira sa strmim dijelom krivulje. Kod primjene visokih vrijednosti naprezanja – iznad limita izdržljivosti, život do zamora je relativno kratak (u pravilu do 10^6 ciklusa) pa se kaže da

se radi o **zamor**u na **niskim ciklusima** (*low cycle fatigue*). Ako se vrijednost naprežanja kreće oko limita izdržljivosti, život do zamora će biti dug ili čak neograničen pa se kaže da se radi o **zamor**u na **visokim ciklusima** (*high cycle fatigue*).

Aluminijske slitine ponašaju se nešto drukčije, kako je prikazano na dijagramu na slici 111.



Slika 111. Primjer S-N dijagrama za slitine aluminija

Vidljivo je da kod aluminijskih slitina nema stvarnog limita izdržljivosti jer krivulja nastavlja ublaženo padati i nakon velikog broja ciklusa. U tom slučaju, zona zamora na niskim ciklusima i limit izdržljivosti mogu se uspostaviti aproksimacijom.

U realnim uvjetima eksploatacije život do zamora bit će znatno skraćen ako materijal bude izložen:

- periodičnim preopterećenjima
- koroziji
- visokim temperaturama
- slučajnim oštećenjima.

Stoga pri određivanju duljine života do zamora i limita izdržljivosti treba uzeti u obzir stvarne uvjete okoline te određeni faktor sigurnosti.

Posebna vrsta ispitivanja provodi se radi utvrđivanja brzine širenja pukotine (*fatigue crack propagation*) u ciklički opterećenom materijalu. To je od velikog značenja za definiranje intervala inspekcija prema *damage tolerant* filozofiji.

Zrakoplov je po prirodi svoje operacije izložen nizu raznih cikličkih naprezanja u ciklusima polijetanja/slijetanja:

- naprezanja krila zrakoplova (cikličko naprezanje zbog prisutnosti aerodinamičkih sila u letu, te kod slijetanja ako je podvozje vezano za krilo)
- naprezanja trupa zrakoplova (cikličko naprezanje vezano uz diferencijalni tlak u kabini)
- podvozje (cikličko naprezanje pri slijetanju)
- motori (cikličko naprezanje vezano uz postizanje snage polijetanja koje je kombinirano s cikličkim termičkim naprežanjem)
- propeleri (cikličko naprezanje na snazi polijetanja)
- komandne površine (cikličko naprezanje zbog aerodinamičkih sila u letu)
- razne komponente u sustavima zrakoplova.

Stoga se, u održavanju i eksploataciji zrakoplova, ciklusi naprezanja mjere brojem ciklusa polijetanja/slijetanja zrakoplova (*flight cycles*) ili pak brojem sati leta (*flight hours*) koje je zrakoplov naletio.

Vezano na strukturu zrakoplova, imajući na umu zamor strukturnih komponenata, osnovni zadatak održavanja je periodično obavljanje različitih inspekcija kojima je cilj otkriti oštećenja nastala zbog zamora, a prije nego nastupi lom, odnosno otkaz strukturnih elemenata. Tipično oštećenje koje nastaje zbog zamora je pukotina. Stoga proizvođač zrakoplova definira intervale i metode inspekcije kojima će se osigurati pravodobno otkrivanje oštećenja zrakoplova.

Prilikom konstrukcije zrakoplova kao i definiranja intervala i metoda inspekcija, proizvođač mora voditi računa o realnim uvjetima eksploatacije i vjerojatnosti kombiniranih utjecaja raznih čimbenika: korozije, slučajnih oštećenja i zamora materijala.

7 HELIKOPTERI

7.1 Općenito o helikopterima

Da bi se ostvarila mogućnost lebdenja u zraku iznad jedne određene točke i vertikalnog polijetanja, stvorena je čitava serija sredstava zračnog prometa, nazvana zajedničkim imenom vrtjelice. Najpoznatije vrtjelice su helikopter, autožiro (ima rotor kao helikopter i elisu kao zrakoplov), hopikopter (helikopter koji koristi samo jedna osoba) i ornikopter (naprava koja oponaša let ptica).

Helikopteri su vrtjelice kod kojih se uzgon i vodoravni let postižu pomoću jednog ili više rotora, čije se približno okomite osovine stavljaju u pokret pomoću klipnog (klasični zrakoplovni motori s kvačilom, prijenosom i reduktorom) ili mlaznog pogona (koji stvara potisak na krajevima krakova rotora).

Prva moderna konstrukcija helikoptera, slična današnjoj, pojavila se u Njemačkoj u tvornici Focke-Wulf 1937. godine pod oznakom FW 61, da bi odmah poslije toga, 1939. godine, i Sikorsky u SAD patentirao svoj helikopter VS 300. Pred kraj Drugoga svjetskog rata helikopter se počinje koristiti u vojne svrhe, a u pedesetim godinama 20. stoljeća, posebice u Korejskom ratu, koristi se masovno. Počinje gradnja strogo namjenskih helikoptera koja je doživjela procvat do današnjih dana, posebice u vojnoj primjeni.

Može poletjeti s malih, uvjetno neuređenih površina (ne zahtijeva USS), letjeti po složenom profilu prateći reljef zemljišta, spuštati se ili nositi teret na male i nepripremljene terene. Prednost helikoptera je i u okomitom uzlijetanju, penjanju, spuštanju i slijetanju; kretanju naprijed-natrag i bočno; lebdenju od visine $H = 0$ do statičkog vrhunca; okretanju za 360° ; letu u uskim prostorima s izbjegavanjem prepreka itd. Osim tih osobina, bitno je napomenuti i to da, kao i sve suvremene letjelice, helikopter može letjeti u svim vremenskim uvjetima, sukladno opremi i namjeni.

Glavne prednosti helikoptera su njegova sposobnost da uzleti iz mjesta bez zaleta, a pristajanje na zemlju ostvaruje se bez progresivne brzine i velikom točnošću. Može slijetati na teže terene, čak i na vodu ako je opremljen plovcima. Ako ne može pristati, može se zaustaviti čak i na nekoliko centimetara iznad određenog mjesta, da lebdi i da omogući ljudstvu da siđe ili da se ukrca, da istovari ili utovari teret, zatim da ponovno poleti, a da helikopter i ne dodirne zemlju ili vodu. Druga prednost je mali prostor koji helikopter zauzima na zemlji.

7.2 Klasifikacija helikoptera

Klasifikacija helikoptera je izvršena prema njihovoj namjeni i uporabnoj vrijednosti. U tom smislu svi se helikopteri dijele u dvije velike grupe: vojne i civilne.

A Vojni helikopteri

Iako su helikopteri već davno konstruirani, njihova masovna upotreba u vojne svrhe počela je tek poslije Drugog svjetskog rata. Razlog tome su bila različita neriješena tehnička pitanja, a kao jedno od najvažnijih bilo je pitanje stabilnosti. Sva ta pitanja su riješena i helikopter je postao sigurno sredstvo za letenje.

Glavni nedostaci helikoptera su ograničena mogućnost povećanja horizontalne brzine i vrhunac leta (plafon). Osim toga, njegova upotreba u složenim meteorološkim uvjetima je vrlo nesigurna. On je, pak, nezamjenjiv za prijevoz ljudi i materijala na kraće udaljenosti i na nepristupačnom zemljištu.

Kao pogonska grupa na helikopteru koriste se klipni motori, plinska turbina i reaktivni motori.

Upotreba helikoptera u vojne svrhe je višestruka i nije točno definirana kao kod zrakoplova. Gotovo svaki helikopter može se koristiti za sve zadatke, što nije slučaj kod zrakoplova. Zato je najpogodnija podjela na lake i teške (može još i na srednje teške).

Laki helikopteri služe za obuku, trenazu, izviđanje, vezu, prijevoz ranjenika, spašavanje itd. U ratu će se koristiti najviše tamo gdje ne može sletjeti nijedno drugo prijevozno sredstvo, a to su šume, planine i nepristupačna zemljišta.

Teški helikopteri služe za iste svrhe kao i laki, samo što mogu prenijeti mnogo veći broj ljudi i materijala. Takvi helikopteri su sposobni prevoziti kompletno opremljene trupe sa svim pripadajućim motornim vozilima i naoružanjem.

B Civilni helikopteri

U civilnom zrakoplovstvu helikopteri se koriste za prijevoz ljudi, materijala i u gospodarstvu.

Za prijevoz ljudi helikopteri se koriste tamo gdje ne mogu zrakoplovi, na primjer: za prijevoz bolesnika s otoka na kopno (u nedostatku aerodroma), za spašavanje stanovništva prilikom poplava, nesreća na moru i stradalnika u planinama, kao i za svaki drugi prijevoz ljudi s nepristupačnih terena.

Pri prijevozu materijala helikopter se, isto tako, koristi u najrazličitije svrhe, na primjer za prijevoz materijala na nepristupačne terene, postavljanje dalekovoda, za dopremanje hrane i ostale opreme raznim ekspedicijama itd.

U gospodarske svrhe helikopteri se koriste isto kao i zrakoplovi, tj. za zaprašivanje šuma, za borbu protiv štetočina itd.

7.3 Konceptije helikoptera

Na koncepciju helikoptera najviše utjecaja ima broj i položaj rotora, kao i vrsta i položaj motora.

Prema broju i rasporedu nosivih rotora, a samim time i prema načinu eliminiranja okretnog momenta, helikopteri se dijele na:

- jednorotorne helikoptere
- dvorotorne helikoptere. U toj skupini postoji nekoliko uspješnih rješenja:
 - a) rotori u tandemu
 - b) koaksijalni rotori
 - c) rotori na bokovima.

Prema broju lopatica nosivog rotora, dijele se na helikoptere:

- s dvokrakim nosivim rotorom
- s višekrakim nosivim rotorom.

Prema smjeru okretanja nosivog rotora, helikopteri se dijele na:

- desnookrećuće (ruska i francuska ili, uvjetno rečeno, europska koncepcija)
- lijevookrećuće (američka koncepcija).

Prema načinu pogona rotora, helikopteri se dijele na:

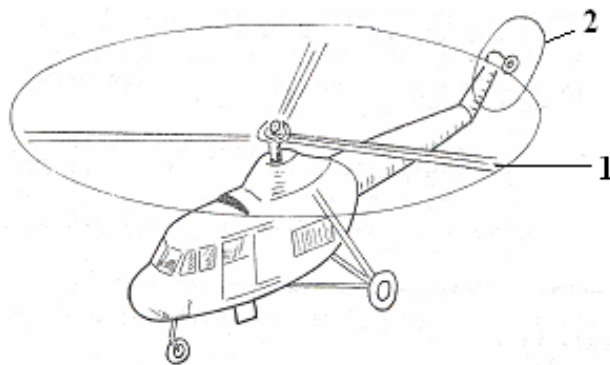
- helikoptere s transmisijom koja je ujedno najkvalitetnija shema i jedina u operativnoj uporabi, a sve ostale su eksperimentalne
- s vučnim propelerima na kraju lopatica nosivog rotora
- s reaktivnim motorima protočnog tipa na kraju lopatica nosivog rotora
- s reaktivnim cijevima na izlaznom rubu profila lopatice nosivog rotora.

Prema maksimalnoj težini pri polijetanju, helikopteri se dijele na:

- lake helikoptere težine do 10 tona
- srednje helikoptere težine 10 do 20 tona
- teške helikoptere težine preko 20 tona.

Helikopter s jednim rotorom ima trup sa stalnim organima, jedan rotor i jedan pomoćni repni rotor; pogonska grupa se nalazi u trupu. Takva koncepcija obavezno zahtijeva repni rotor za uravnoteženje okretnog momenta glavnog rotora. Dok se helikopter nalazi na zemlji, taj se okretni moment uravnotežuje trenjem kotača o zemlju. No, čim se helikopter podigne sa zemlje, taj okretni moment se uravnotežuje repnim rotorom. Zato je postavljen na repu da bi imao što veći krak momenta, i u vertikalnoj ravni da bi njezina vučna sila bila u horizontalnoj ravni. Smjer vučne sile ovisi o smjeru okretanja glavnog rotora. Broj okretaja repnog rotora, a time i njegova vučna sila, ovisi o broju okretaja glavnog rotora. Znači, s povećanjem broja okretaja glavnog rotora povećava se i broj okretaja repnog rotora. Ta dva rotora su zbog toga povezana pogodnom transmisijom.

Očigledno je da repni rotor za pravilno funkcioniranje troši jedan dio snage motora, a da time ništa ne pridonosi ni uzgonskoj ni vučnoj sili helikoptera, što je i glavni nedostatak te koncepcije.



Slika 112. Helikopter s jednim rotorom
1. nosivi rotor, 2. repni rotor

Helikopter s dva koaksijalna rotora je koncipiran tako da se izbjegne repni rotor. Naime, jedan rotor se okreće u jednom smjeru, a drugi u suprotnom. Time se okretni momenti poništavaju i nije potreban nikakav poseban uređaj za uravnoteženje.

Pogon rotora je izveden tako da osovina gornjeg rotora prolazi kroz osovinu donjeg i okreću se oko zajedničke osi. Tako se ostvaruje koaksijalnost.

Repne površine u toj koncepciji služe za upravljanje, a djelomično i za stabilnost. Kod helikoptera s jednim rotorom, upravljanje, tj. okretanje trupa oko vertikalne osi provodi se pomoću repnog rotora povećavajući mu ili smanjujući broj okretaja.

Prednosti helikoptera s dva koaksijalna rotora su:

- najmanji presjek rotora zbog toga što za istu silu uzgona postoje dva rotora umjesto jednog
- jednostavnija transmisija
- relativno manja težina konstrukcije zbog kraćeg trupa i lakše transmisije.

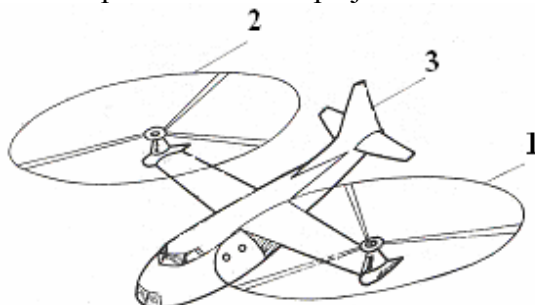
Nedostaci toga tipa helikoptera su:

- manji koeficijent korisnog djelovanja rotora zbog međusobnog utjecaja kod raznih režima polijetanja
- veća visina zato jer se nalaze dva rotora jedan iznad drugog
- nedovoljna upravljivost po pravcu pri planiranju na režimu autorotacije rotora.



Slika 113. Helikopter s dva koaksijalna rotora
1. gornji nosivi rotor, 2. donji nosivi rotor, 3. repne površine

Helikopter s dva poprečno razmaknuta rotora ima trup s repnim površinama i dva rotora razmještena bilo na krajevima nekih pseudokrila ili na krajevima neke grede. Rotori se okreću u suprotnim smjerovima i time se uzajamno poništava okretni moment. Zadatak rotora i repnih površina je isti kao i kod prethodne koncepcije.



Slika 114. Helikopter s dva poprečno razmaknuta rotora
1. lijevi nosivi rotor, 2. desni nosivi rotor, 3. repne površine

Prednosti toga tipa su:

- veći koeficijent korisnog djelovanja rotora zbog toga što je izbjegnuta međusobna interakcija (u odnosu na helikopter kod kojega se rotori nalaze jedan iznad drugog)
- najbolja mogućnost osiguranja stabilnosti i upravljivosti radi potpune aerodinamičke simetrije.

Nedostaci su:

- složena transmisija, tj. veza između pogonske grupe i rotora
- veća težina konstrukcije zbog teže transmisije i postojanja pseudokrila, ili neke vrste greda
- veći otpor zraka.

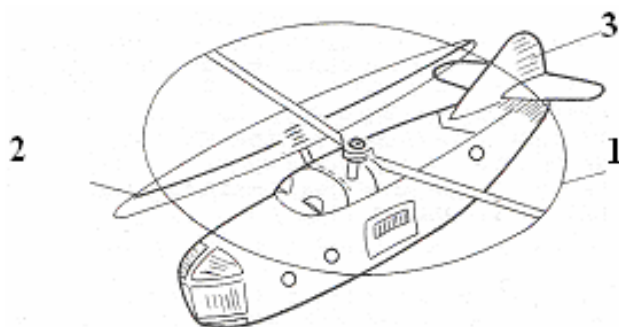
Rotori mogu biti i djelomično preklopljeni. U tom slučaju je razumljivo da se gube neka prethodna svojstva.

Helikopter s križanim rotorima ima trup s repnim površinama i dva rotora koso postavljena jedan prema drugom. Kraci jednog rotora prolaze između krakova drugog rotora neposredno iznad njegove osovine.

Taj tip helikoptera ima mnogo dobrih osobina preuzetih od prethodna dva, kao što su:

- relativno male dimenzije helikoptera u cjelini
- jednostavna i laka transmisija
- aerodinamička simetrija.

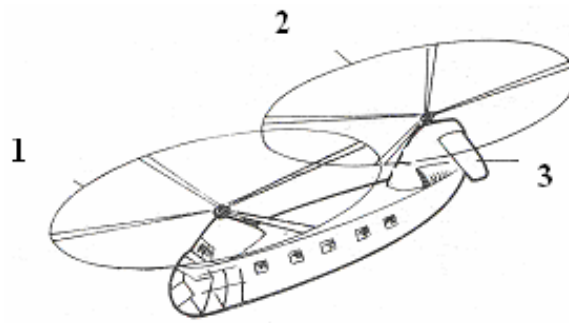
Najvećim nedostatkom može se smatrati osjetno pogoršanje koeficijenta korisnosti rotora radi međusobnog utjecaja.



Slika 115. Helikopter s križanim rotorima

1. lijevi nagnuti nosivi rotor, 2. desni nagnuti nosivi rotor, 3. repne površine

Helikopter s dva uzdužno razmaknuta rotora ima trup s repnim površinama i dva rotora na trupu, jedan na prednjem i drugi na zadnjem dijelu trupa. Takva se koncepcija najviše koristi za velike transportne helikoptere koji prenose teret i materijal.



Slika 116. Helikopter s dva uzdužno razmaknuta rotora
1. prednji nosivi rotor, 2. stražnji nosivi rotor, 3. repne površine

Za eksploataciju je takav tip helikoptera vrlo pogodan jer dopušta veliko pomicanje centra težišta, što je inače slaba točka kod svakog helikoptera.

Taj tip helikoptera obično ima dva motora, tako da je sigurnost letenja mnogo veća pri otkazu jednog motora.

Dobre strane helikoptera te koncepcije su:

- mali čelni otpor
- manja težina konstrukcije
- lakši ukrcaj i iskrcaj
- veća mogućnost pomicanja tereta itd.

Kao nedostaci mogu se navesti:

- izvjesno pogoršanje koeficijenta korisnog djelovanja zadnjeg rotora
- izvjesne poteškoće u održavanju uzdužne stabilnosti i upravljivosti
- složena transmisija.

Helikopter s mlaznim pogonom na kracima rotora ima trup s repnim površinama i jednim rotorom na trupu. Mlazni motori postavljeni su na kraju svakoga kraka. Dovod goriva provodi se iz trupa kroz osovinu i krakove rotora.

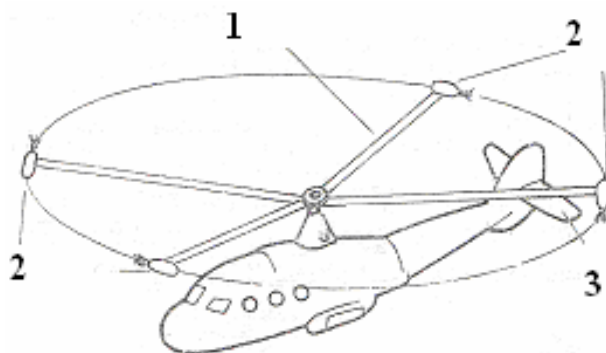
S obzirom na to da su motori ugrađeni izravno na kracima rotora, nema okretnog momenta kao kod sličnog tipa s konvencionalnim pogonom, što znatno smanjuje težinu i složenost transmisije.

Dobre osobine toga helikoptera su:

- manja težina konstrukcije
- jednostavnija transmisija zbog odsutnosti repnog rotora
- nema okretnog momenta i pored postojanja samo jednog rotora.

Nedostaci bi bili:

- pogoršani uvjeti rada rotora zbog toga što se na njegovim kracima nalaze motori
- veća potrošnja goriva zbog upotrebe mlaznih motora, prema tome i potreba za nošenjem veće količine goriva
- kompliciranije opskrbljivanje motora gorivom.



Slika 117. Helikopter s mlaznim pogonom na kracima rotora
1. nosivi rotor, 2. mlazni motori, 3. repne površine

7.4 Problem maksimalne brzine horizontalnog leta

Pojava odvajanja strujnica s lopatice rotora i dosezanje nadzvučnih brzina strujanja na krajevima lopatica nosivog rotora dva su najvažnija čimbenika koji ograničavaju maksimalnu brzinu horizontalnog leta helikoptera.

Drugim riječima, glavni je razlog ograničenja maksimalne brzine u dosezanju kritičnoga napadnoga kuta kraka koji se kreće unatrag i kritičnoga Machovog broja kraka koji se kreće unaprijed. Maksimalna brzina helikoptera može se povećati ako se on opremi dodatnim „izvorom“ uzgona, što se može postići ugradnjom bočnih krilaca, a što opet ima negativan utjecaj u lebdenju i na maksimalnu težinu na polijetanju.

Problem povećanja brzine pokušava se riješiti razvitkom konvertiplana - zrakoplova koji može letjeti kao avion, helikopter ili autožiro. U horizontalnom letu, konvertiplan se pretežito koristi čvrstim krilima, dok se za okomito polijetanje i slijetanje koristi rotorima kao i helikopter, kanaliziranim propelerima, uzgonskim ventilatorima ili usmjerivanim zračnim mlazom. S obzirom na način korištenja pogona, mogu se podijeliti u dvije skupine:

- s posebnim pogonom za horizontalni let i posebnim pogonom za okomite manevre
- konvertiplane kod kojih se ista pogonska skupina koristi i za horizontalni i za okomiti let.

Konvertiplani s posebnim pogonskim skupinama za okomiti i horizontalni let su, zapravo, kombinacija helikoptera odnosno autožira i zrakoplova. Za okomito polijetanje, lebdenje i slijetanje imaju rotore, a za horizontalni let, na krilima većinom skraćenih dimenzija, posebnu pogonsku skupinu (elise ili mlaz). Prvi zrakoplov, koji odgovara ovom opisu, konstruirali su otac i sin Emile i Henry Berliner 1928. godine u SAD, ugrađivši na krajeve krila rotore koji su se okretali u suprotnim smjerovima. Bio je to dvorotorni helikopter s krilima, ali bez posebnog pogona za horizontalni let.

Amerikanac Gerard P. Herrick je, koristeći se iskustvom autožira, konstruirao 1931. godine avion dvokrilac čije se gornje krilo tijekom okomitih manevra okretalo kao rotor, a u horizontalnom letu preuzimalo ulogu nepokretnoga krila. Problem je, kod ovog zrakoplova, predstavljao prijelaz iz jedne vrste leta u drugi, zbog čega je, tijekom jednog prijelaza i došlo do nesreće i uništenja zrakoplova.

Poslije Drugoga svjetskog rata, na temelju stečenih iskustava s helikopterima, u više zemalja se pokušava s konstrukcijom rotora na mlazni pogon i s potisnim ili vučnim elisama na trupu zrakoplova. Eksperimentalno se grade zrakoplovi s mogućnošću uvlačenja rotora u specijalna kućišta poslije prijelaza u progresivni let.

Konvertiplani s istom pogonskom skupinom za okomiti i horizontalni let mogu se podijeliti u tri skupine:

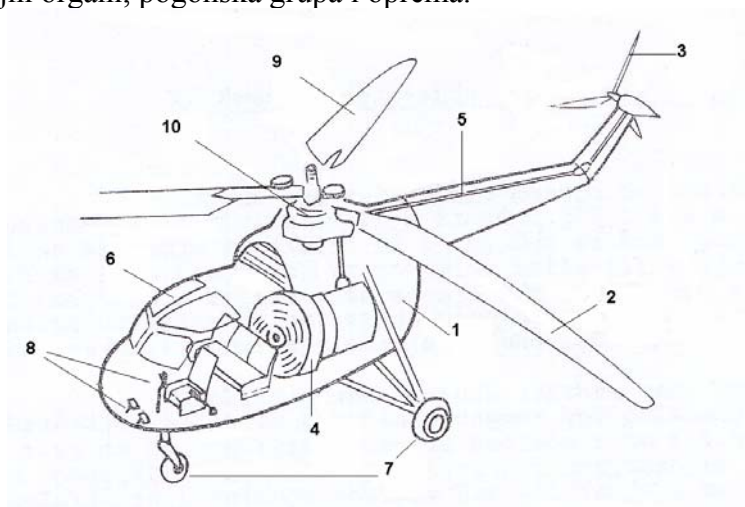
- s okrećućom pogonskom skupinom
- s okrećućim nosivim površinama i pogonskom skupinom
- s obratnim mlazom - reversom mlaza.

Predstavnik konvertiplana s okrećućom pogonskom skupinom je V-22 američke tvrtke Bell Boeing koji je ušao u operativnu uporabu i čiji su prvi primjerci za Mornaricu SAD isporučeni u siječnju 1997. godine.

Najveća pozornost je posvećena razvitku konvertiplana s reversom mlaza tj. s ugrađenim diverterima čijim se djelovanjima mlaz usmjeruje nadolje i time ostvaruje uzgon. Najpoznatiji su predstavnici te skupine, još uvijek u operativnoj uporabi, britanski lovac Harrier, konstruiran 1966. godine i ruski Yakovlev Yak-36, uveden u naoružanje 1969. godine.

7.5 Konstrukcija helikoptera

Sastavni dijelovi jednog helikoptera su: trup, rotor, repne površine ili repni rotor, komande leta, stajni organi, pogonska grupa i oprema.



Slika 118. Sastavni konstruktivni dijelovi helikoptera

1. trup, 2. nosivi rotor, 3. repni rotor, 4. motor, 5. transmisija, 6. kabina, 7. stajni trap, 8. komande leta, 10. glava rotora

7.5.1 Trup helikoptera

Služi za iste svrhe kao i kod zrakoplova, a i konstrukcija mu je slična. Izrađuje se, uglavnom, od metala. Sastoji se od okvira-rebara, uzdužnica i oplata. Elementi za koje se vezuje rotor, stajni organi i repne površine su pojačani. Kabina je slična pilotskoj kabini kod zrakoplova samo što je mnogo prostranija i s više providnih površina.

Motorni prostor je odijeljen od putničkog - tovarnog prostora protupožarnim zidom, a od pilotskog prostora nagnutim protupožarnim zidom. Za glavne ramenjače vezuju se okovi nosača motora.

Srednji dio trupa je mješovite konstrukcije s okvirima „U“ profila i vanjske nosive obloge.

Repni dio trupa nosi srednje pogonsko vratilo, srednju mjenjačku kutiju, nosač repne elise, mjenjačku kutiju repnog rotora-elise i krakove repne osovine.

Oblik trupa helikoptera se znatno razlikuje od oblika trupa zrakoplova. Kod helikoptera se oblik trupa mijenja u ovisnosti o namjeni, broju i položaju glavnog rotora.

7.5.2 Rotor helikoptera

Glavni rotor

Rotor je glavni dio helikoptera, koji predstavlja rotirajuće krilo i omogućuje stvaranje aerodinamičkih sila potrebnih za kretanje helikoptera kroz zrak.

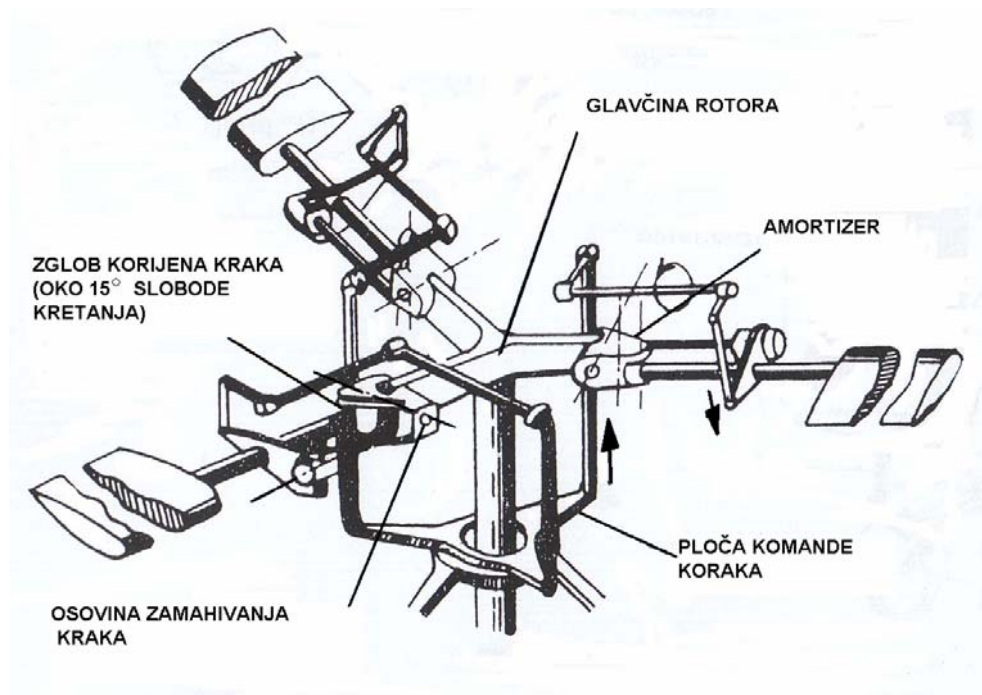
Glavni rotor se sastoji od glave i krakova rotora.

Krak je profilirana površina velike vitkosti koja se okreće u jednoj skoro horizontalnoj ravni. Ima određenu dužinu, širinu (tetivu) i debljinu. U odnosu na osovinu rotora, može biti krut ili elastičan, učvršćen ili na zglob.

Kretanje kraka na zglob obavlja se okretanjem oko jedne skoro vertikalne osovine (okretno kretanje), osciliranjem u horizontalnoj ravni oko vertikalne pante (pokret otpora ili vraćanja), osciliranjem u vertikalnoj ravni oko horizontalne pante (pokret zamahivanja), osciliranjem oko uzdužne osi (pokret promjene koraka).

Svaki krak glavnog rotora sastoji se od ramenjače smještene u napadni rub simetričnog aeroprofila i posebnih dijelova nosive obloge koji su zalijepljeni na stražnji rub ramenjače. Krak se gradi od metala ili drveta. Ramenjača ima na zidu otvore radi olakšanja.

Pojednostavljeni prikaz glavčine i krakova glavnog rotora dan je na slici 119. gdje se vidi da je spajanje krakova glavnog rotora ostvareno pomoću komandnih poluga.



Slika 119. Sastavni dijelovi glavčine i krakova glavnog rotora

U napadnom rubu kraka ugrađena je električna instalacija za grijanje da bi se spriječilo zaleđivanje.

Repne površine i repni rotor

Repne površine su istovjetne konstrukcije i izrađuju se od istog materijala kao i kod zrakoplova.

Repni rotor sastoji se od dva (kod mlaznih tri) metalna kraka i glavčine. Krak je izrađen od slitine aluminija.

Napadni rub svakoga kraka je oblikovan izvlačenjem i stanjivanjem ramenjačnog dijela, dok centralni dio ramenjače ima zalijepljene ploče za ojačanje. Poprečna rebra vezana su zakivanjem za profil U, koji se smanjuje idući ka kraju kraka gdje se nalazi otvor za provjetravanje.

Sklop protuutega svakoga kraka sastoji se od dvaju kružnih utega, koji su pričvršćeni za tri kratka cjevasta kraka.

Upravljanje repnim rotorom obavlja se nožnim komandama. U pogledu smjera ostvarenja vučne sile, odnosno potiska, repni rotor može se namjestiti tako da stvara vučnu ili potisnu silu.

Prijenosni uređaj rotora

Za pogon glavnog i repnog rotora na helikopteru služi motor čija se snaga prenosi mehaničkim uređajem ili direktno na rotor. Taj prijenosni uređaj, osim prijenosa snage od motora, služi i za smanjenje broja okretaja, koji se kreće od 2.500 pa naviše. Broj okretaja

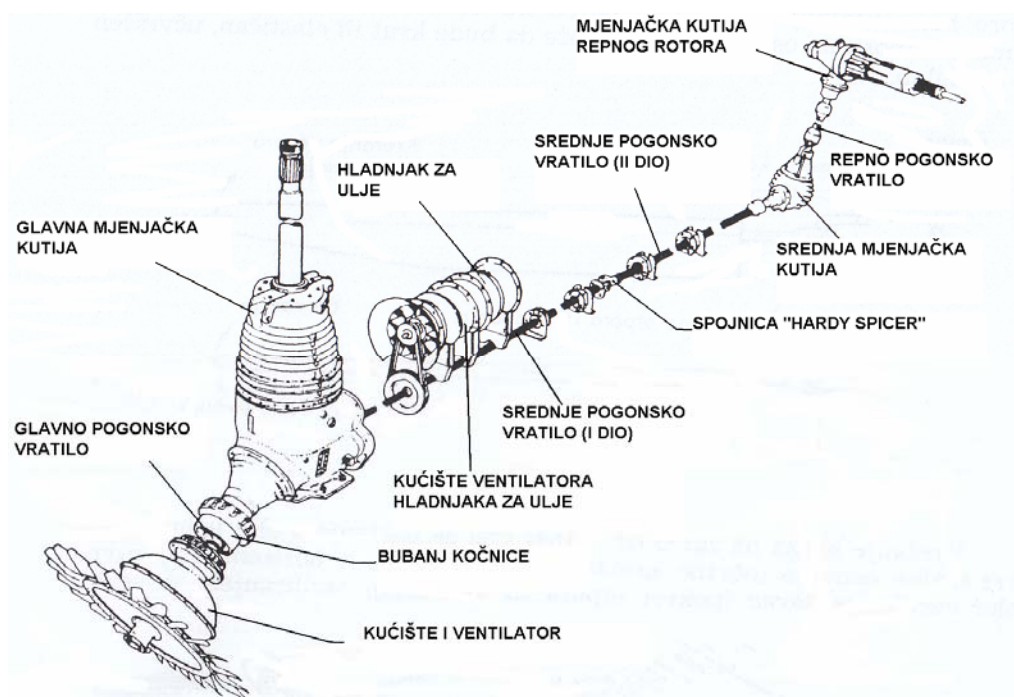
glavnog rotora ograničen je stupnjem korisnosti jer periferna brzina ne smije prijeći preko 280 m/s.

Prijenos snage klipnog motora do rotora ostvaruje se preko mehaničkoga prijenosnog uređaja, koji osim prijenosa snage obavlja i smanjenje broja okretaja pomoću mjenjačkih kutija.

Osim mjenjačkih kutija i vrtila, prijenosni uređaj mora imati spojnicu pomoću koje se osigurava normalno puštanje motora u rad, i poseban uređaj slobodnog hoda radi mogućnosti prelaska na samookretanje u slučaju otkaza motora. Način podmazivanja, dovod goriva i ostali pomoćni uređaji, kao i oprema motora na helikopteru, ne razlikuju se od onih koji su primijenjeni na zrakoplovu.

Razlikuje se samo način hlađenja motora i ulja za podmazivanje. Zbog malih brzina leta helikoptera i zbog potrebe lebdenja zrak za hlađenje se mora umjetno ubrzati što se ostvaruje pomoću ventilatora ugrađenog u blizini motora i na koji se troši oko 8% snage motora. Sve to čini prijenosni uređaj dosta kompliciranijim, kako za konstrukciju i izradbu tako i za održavanje.

Na slici 120. prikazan je prijenosni uređaj za jedan klipni motor. Klipni motori ugrađeni na helikoptere obično imaju od 20 do 4.500 KS i više.



Slika 120. Prijenosni uređaj rotora

7.5.3 Upravljanje helikopterom

Ispred sjedala pilota smještena je palica za upravljanje cikličnom promjenom koraka za naginjanje rotora u bilo kom pravcu radi translatornoga kretanja i uspostavljanja položaja helikoptera.

S lijeve strane pilota nalazi se poluga s ručicom za snagu (gas), koja služi za upravljanje zajedničkim korakom krakova glavnog rotora; minimalni korak odgovara donjem, a maksimalni gornjem položaju ručice. Ta ručica omogućuje penjanje i spuštanje i regulira silu uzgona glavnog rotora, ali nema nikakvog utjecaja na translatorno kretanje helikoptera.

Pod nogama pilota nalaze se dvije pedale. Pritiskom na desnu pedalu pilot upravlja korakom repnog rotora čime postiže promjenu pravca ili zaokret udesno, dok se pritiskom na lijevu pedalu postiže promjena pravca ili zaokret ulijevo. Sve te komande djeluju trenutačno s efikasnošću 100%.

7.5.4 Ručne komande helikoptera

Način upravljanja helikopterom može se najbolje razmotriti na najjednostavnijem tipu s jednim glavnim nosivim rotorom čije se uravnoteženje reaktivnog momenta obavlja repnim rotorom smještenim na kraju trupa.

Pri polijetanju, pilot pomoću komande gasa povećava brzinu okretaja i snagu pogonskog motora, a istovremeno povećava i kutove pod kojima krakovi glavnog rotora nalijeću na zrak, tj. povećava opći korak krakova. Potisak rotora usmjeren uvis raste i kad postane veći od težine helikoptera, helikopter počinje podizanje.

Na određenoj visini pilot može i pomoću ručne komande nagnuti ravninu okretaja rotora u određenu stranu. Tada potisak koji je upravan na ravninu okretaja nagnje helikopter u tu stranu.

Koristeći pedale nožne komande, pilot može po volji mijenjati potisak repnog rotora i na taj način okretati helikopter oko vertikalne osi, ulijevo ili udesno.

Pri spuštanju, pilot smanjuje brzinu okretaja i snagu motora, kao i opći korak glavnoga nosivog rotora, tako da smanjenje potiska, odnosno uzgona, dovodi do spuštanja helikoptera. Samo spuštanje helikoptera k zemlji obavlja se najčešće vertikalno, bez horizontalnoga kretanja.

Upravljanje helikopterom obavlja se, prema tome, djelovanjem na glavni i repni rotor, broj okretaja i snagu motora. U tu svrhu pilot i ima tri odvojene komande: ručnu komandu ili palicu, pedale nožne komande i komandu gasa.

Kod srednjih i većih helikoptera pilot mora pri upravljanju svladavati prilično velike sile u komandama. Tada se u mehanizam komandi umeću hidraulični ili drugi servouređaji koji pilotu olakšavaju rukovanje.

Jedan od najvažnijih i najosjetljivijih dijelova helikoptera predstavlja glava nosivog rotora, koja regulira položaj krakova nosivog rotora. Ona se nalazi iznad glavnog reduktora, a ispod glavčine nosivog rotora.

Glavnim rotorom upravlja pilot pomoću ručne komande i komande gasa i koraka. Taj regulator položaja krakova nosivog rotora, po potrebi, automatski mijenja kut nagiba pojedinih krakova tijekom svakog okretaja nosivog rotora. Glava rotora mijenja, također, opći korak svih krakova i pomoću nje se izvodi skretanje cijeloga nosivog rotora iz prvotnog položaja.

Osnovni dijelovi najjednostavnije glave rotora su klizna čahura i dva prstena. Čahura se pri odgovarajućem pomicanju komande gasa i koraka pomiče naviše ili naniže između glavnog reduktora i glavčine.

U gornjem dijelu te čahure nalaze se dva prstena - unutarnji neokretni i vanjski okretni, koji su spojeni pomoću kugličnih ležajeva.

Unutarnji neokretni prsten kardanski je vezan za kliznu čahuru, a posredstvom sustava poluga vezan je, također, s pilotskom palicom, tj. s ručnom komandom. Pod djelovanjem komande gasa i koraka taj se prsten pomiče zajedno s kliznom čahurom naviše ili naniže, a pod utjecajem palice naginje se oko poprečne osi.

Vanjski, okretni prsten, vezan je posredstvom niza poluga s pojedinim krakovima nosivog rotora. Osim toga, on je vezan za glavčinu tako da se okreće zajedno s rotorom. Pri pomicanju vanjskog prstena naviše ili naniže, pod djelovanjem komande gasa i koraka, mijenja se kut nagiba svih krakova za istu veličinu, odnosno mijenja se opći korak nosivog rotora. Pod utjecajem pilotske palice vanjski prsten naginje se u određenu stranu. Kao posljedica toga naginje se i rotor u tu stranu, a kut nagiba pojedinih krakova mijenja se tijekom svakog okretaja.

Pri povećanom koraku povećava se otpor zraka koji se suprotstavlja okretanju krakova nosivog rotora. Da se pri tome ne bi smanjila brzina okretaja rotora, istovremeno se povećava i snaga motora. Zato se pri pomicanju komande gasa i koraka naviše istovremeno otvara leptir karburatora i povećava broj okretaja i snaga motora.

7.5.5 Hidraulični uređaj komandi

Hidraulični uređaj pomaže komandama pri promjeni koraka glavnog rotora. Uređaj pomaže samo poprečnoj komandi jednookretne promjene koraka.

Hidrauličnu crpku pogoni glavna mjenjačka kutija, te zbog toga taj uređaj može pomagati samo kada se rotor okreće. Crpka crpi hidraulično ulje iz spremnika i šalje ga kroz razvodni blok do razvodne slavine pomažućih dizalica i do hidraulične komore hidrauličnog akumulatora. Razvodnom slavinom se upravlja preko strujnoga kruga s prekidačem na desnoj strani upravljačkog nosača. Prekidač ima dva položaja: „pomaganje“ i „ručno“.

Ako tlak crpke prijeđe dopuštenu granicu, prelijevni ventil u crpki vraća hidraulično ulje neposredno u spremnik. Kada je odabran položaj „pomaganje“, hidraulično ulje pod tlakom dolazi u upravljački ventil svake hidraulične dizalice.

Tlak zraka u hidrauličnom akumulatoru naraste na vrijednost tlaka ulja u hidrauličnoj komori i ako je mali pad tlaka u crpki, tlak ulja u dizalici održat će se pomoću tlaka zraka u akumulatoru. Komanda se prenosi od uređaja komandi leta do komandnoga kraka svake dizalice. Komandni krak je neposredno vezan za upravljački ventil dizalice, ali ta veza je ostvarena preko zgloba s velikim zazorom što dopušta ograničeno relativno kretanje između kraka i dizalice. Tijelo dizalice je neposredno vezano za neokretnu zvijezdu. Dovodom ulja u pomažuću dizalicu, tijelo dizalice se kreće i pomaže pilotu u promjeni koraka krakova. Za spuštajući let ulje se dovodi preko upravljačkog ventila koji dopušta ulaz hidrauličnog ulja s donje strane klipa. To će prouzročiti spuštanje tijela dizalice i neokretne zvijezde sve dok se

kretanje komandnoga kraka ne zaustavi, kada će tijelo dizalice nastaviti s kretanjem do neutralnog položaja.

Kada je birač razvodne slavine postavljen na „ručno“, ulje, ne čineći radnju, vraća se u spremnik iz razvodne slavine. Dio uređaja od razvodne slavine do upravljačkog ventila je tada bez tlaka. Pri takvom stanju tijelo dizalice i uređaj zvijezdi mogu se slobodno kretati prema odgovarajućim kretanjima komande prenesenim od uređaja komandi leta.

Pomoćni uređaj služi da u slučaju otkaza hidrauličnog uređaja osigura komande poprečne jednookretne promjene koraka, koristeći motorno ulje pod tlakom.

7.5.6 Nožne komande helikoptera

Okretanje helikoptera oko vertikalne osi obavlja se pomoću nožne komande.

Kod helikoptera s jednim nosivim rotorom, uravnoteženje vertikalnog momenta ostvaruje se repnim rotorom, pomoću nožne komande koja mu mijenja korak i potisak.

Ako se krakovi nosivog rotora okreću udesno, a repni rotor radi na vuču, onda je rotor smješten s lijeve strane trupa.

Nožne komande se sastoje od pedala, čelične užadi i prijenosnih kotačića.

Pri odklonu desne pedale unaprijed, posredstvom sustava poluga povećava se korak repnog rotora, što dovodi do povećanja potiska. Pri tome se poremeti ravnoteža, a ostvareni moment oko vertikalne osi postaje veći od reaktivnog momenta nosivog rotora i helikopter počinje okretanje udesno.

Nožna komanda helikoptera djeluje na sličan način kao nožna komanda zrakoplova. Ali, pri korištenju nožne komande helikoptera treba imati na umu dvije osobnosti po kojima se helikopter bitno razlikuje od zrakoplova. Okretanje oko vertikalne osi izvodi se kod zrakoplova pomoću kormila pravca, a efikasnost toga kormila ovisi o brzini leta. Kod helikoptera, naprotiv, efikasnost repnog rotora uglavnom ne ovisi o brzini leta, nego samo o koraku i brzini okretanja repnog rotora.

7.5.7 Stajni organi i oprema helikoptera

Stajni organi su slični stajnim organima zrakoplova, što znači da postoje glavne noge i nosni kotač pomoću kojega se obavlja i manevriranje po zemlji. Amortizacija kinetičke energije i kočenje istovjetno je s rješenjima kod zrakoplova. Osim kotača, kod helikoptera se dosta koriste i razni drugi uređaji za slijetanje na vodu i nepristupačno zemljište.

Oprema je, uglavnom, ista kao kod zrakoplova i ovisi o namjeni helikoptera: standardna navigacijska oprema, elektrooprema, radiooprema, pogonska oprema i različite instalacije.

8 URAVNOTEŽENJE I OPTEREĆENJE ZRAKOPLOVA

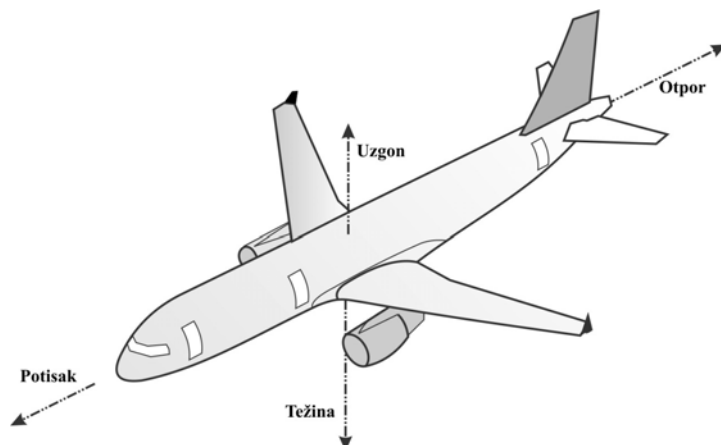
8.1 Uvod

Na zrakoplov u letu djeluju aerodinamičke sile uzgona, otpora, potisna ili vučna sila i sila otpora koje stvaraju međusobne odnose. Sila uzgona poništava težinu zrakoplova, a sila potiska (vučna sila) poništava silu otpora. Sila uzgona nastaje na krilima zrakoplova pa se može reći da su krila nosiva površina. Svojim oblikom i većom zaobljenošću gornje površine, krilo stvara razliku u tlakovima. Povećavanjem brzine strujanja zraka preko gornje površine krila, stvara se sila uzgona koja nastoji krilo pomaknuti prema gore. Ako je potrebno, sila uzgona može se povećati na način da se na zrakoplov ugrade pretkrilca i zakrilca, kao i povećanjem napadnoga kuta krila.

Težina zrakoplova je suprotna sila od sile uzgona, a predstavlja ukupnu masu zrakoplova te odgovara gravitacijskoj sili zemljine teže. Za kretanje zrakom potrebna je sila potiska koja se definira kao sila koju stvaraju motori zrakoplova. Pojavom sile potiska pojavljuje se i otpor. Uz navedene sile, na zrakoplov u letu djeluje i moment sile.

Moment je sprega sile i kraka na kojem djeluje. Za uravnoteženje zrakoplova važno je da je zbroj momenata na osi y jednak nuli. Os y zamišljena je crta koja prolazi uzduž raspona krila.

Ako nos zrakoplova ima moment poniranja, taj moment se naziva negativnim, a ako ima moment podizanja, govori se o pozitivnom momentu. Po osi y na zrakoplov djeluje raspored tereta koji je u njega ukrcan i pomiče težište prema naprijed ili natrag. Da bi moment bio jednak nuli, potrebno je izračunati položaj težišta koji se izražava u postocima srednje aerodinamičke tetive (Mean Aerodynamic Chord), a izražava se s %MAC.



Slika 121. Sile koje djeluju na zrakoplov u letu

8.2 Težine zrakoplova

U zračnom su prometu radi jedinstvenog razumijevanja uvedene standardne definicije različitih pojmova vezanih uz zrakoplovstvo koji se koriste u praksi. Sukladno tom pravilu, definirane su i težine koje se koriste pri uravnoteženju i opterećenju zrakoplova. Razvoj zrakoplovne tehnike uzrokuje postojanje velikog broja raznih težina s kojima se osoblje koristi pri uravnoteženju i opterećenju zrakoplova. Na standardizaciji definicija težina radile su mnoge grupe od kojih se može izdvojiti Udruženje zračnih prijevoznika SAD-a (ATA-Air Transport Association of America) ili Udruženje civilnih zračnih prijevoznika (IATA-International Air Transport Association).

8.2.1 Konstrukcijske težine zrakoplova

Konstrukcijske težine zrakoplova određene su pri projektiranju zrakoplova te uvjetovane strukturalnom čvrstoćom u pojedinim fazama korištenja zrakoplova. Konstrukcijske težine, bez obzira na ugradnju novih dijelova, ne mogu se mijenjati prema višim vrijednostima bez odobrenja konstruktora i nadležnih zrakoplovnih vlasti. U konstrukcijske težine ubrajaju se:

- **maksimalna konstrukcijska težina zrakoplova na stajanci (*Maximum Design Ramp Weight - MDRW*)** najveća je moguća težina potpuno opterećenog zrakoplova. Ta težina se ne smije prekoračiti zbog strukturalnih ograničenja čvrstoće zrakoplova. Kod tog se opterećenja zrakoplov ne smije kretati, kako snagom vlastitih motora tako ni zemaljskim sredstvima;
- **maksimalna konstrukcijska težina za vožnju po zemlji (*Maximum Design Taxi Weight -MDTW*)** predstavlja najveću težinu koju zrakoplov može imati tijekom eksploatacije. To je konstruktivna težina jer je ona mjerodavna za proračun izvjesnih dijelova strukture;
- **maksimalna konstruktivna težina zrakoplova pri polijetanju (*Maximum Design Take-off Weight - MTOW*)** predstavlja najveću težinu koju zrakoplov smije imati u trenutku polijetanja. Ta težina se ponekad naziva i maksimalna težina u momentu puštanja kočnica, kada se zrakoplov nalazi na uzletno-sletnoj stazi s koje treba poletjeti poravnat s osi uzletno-sletne staze (*Maximum Brake Release Weight*). U tu se težinu ne ubraja težina goriva utrošena za pokretanje motora i vožnju po voznim stazama;
- **maksimalna konstruktivna težina zrakoplova bez goriva (*Maximum Zero Fuel Weight - MZFW*)**. Maksimalna konstruktivna težina zrakoplova bez goriva je strukturalna težina zrakoplova, a to znači da se zrakoplov statički proračunava na tu težinu. Kao što se vidi iz naziva te težine, to je najveća težina koju zrakoplov može imati tijekom leta ako pri tome potroši ukupno gorivo koje se nalazi u krilu zrakoplova. U tom je slučaju naprezanje kojem su izloženi nosivi elementi strukture krila najveće;
- **maksimalna konstruktivna težina slijetanja (*Maximum Design Landing Weight - MLW*)** predstavlja najveću težinu zrakoplova pri kojoj on može sigurno sletjeti. Prekoračenje te težine izaziva strukturalna opterećenja stajnog trapa, spojeva krila i trupa zrakoplova. Razliku u težini između te konstrukcijske težine zrakoplova pri uzlijetanju čini potrošeno putno gorivo.

8.2.2 Stvarne težine zrakoplova

Stvarne težine zrakoplova su one koje se izračunavaju na listi opterećenja, a odnose se na težine zrakoplova pri kretanju po zemlji, bez goriva, pri uzlijetanju i slijetanju. Vrijednosti tih težina smiju biti do najvećih dopuštenih težina, a nikako iznad njih. U stvarne težine se ubrajaju:

- **tvornička težina praznog zrakoplova (*Manufacturer Empty Weight* - MEW)** je ukupna težina zrakoplova koji se isporučuje korisniku. Pod tvorničkom težinom praznog zrakoplova razumijeva se težina strukture zrakoplova, njegovih pogonskih grupa, opreme, sustava te drugih dijelova opreme zrakoplova koji se smatraju sastavnim dijelom zrakoplova u izvjesnoj konfiguraciji zrakoplova. U stvarnosti, ta je težina „suha“ jer ne sadrži fluide osim onih koji su sadržani u zatvorenim sustavima zrakoplova (ulje u hidrauličnom sustavu);
- **osnovna težina praznog zrakoplova (*Basic Empty Weight* - BEW)** je ukupna tvornička težina zrakoplova (MEW) i težina neiskorištenih tekućina kao što su neiskorišteno gorivo i mazivo, voda za piće i toalete;
- **osnovna težina zrakoplova (*Basic Weight* – BW)** je ukupna osnovna težina praznog zrakoplova (BEW) i težina operativne opreme koja nije obuhvaćena u BEW. Ta se oprema može mijenjati od leta do leta, a određuje je zrakoplovni prijevoznik. Osnovna težina zrakoplova obuhvaća motorno ulje, tekućine za odleđivanje, priručnike, navigacijsku opremu, opremu za slučaj prisile i pokretnu opremu u putničkoj kabini;
- **stvarna težina zrakoplova bez goriva (*Actual Zero Fuel Weight* – AZFW)** čini zbroj suhe operativne težine (DOW) i ukupno ukrcanog tereta;
- **stvarna težina zrakoplova pri uzlijetanju (*Actual Take-off Weight* – ATOW)** – čini zbroj operativne težine zrakoplova (OW) i ukupno ukrcanog tereta;
- **stvarna težina zrakoplova pri slijetanju (*Actual Landing Weight* – ALW)** sastoji se od težine zrakoplova pri uzlijetanju umanjene za potrošeno putno gorivo.

TAW	Block fuel	Taxi fuel		=Taxi Weight
TOW		Take-off fuel	Trip fuel	=Take-off Weight
LAW				Reserve fuel
ZFW		Traffic load	Mail Cargo Baggage Passengers	
DOW	EIC (equipment in cpts)			=Dry Operating Weight
	Pantry Crew			
BW	Stand. eq.	Cabin equipm. Life s. Eq. Ships papers Nav. Equipm. Containers		=Basic Weight
BEW	Version eq. (= e.g. Passenger seats)			=Basic Empty Weight
	All fluids exept usable fuel, demi water and water methanol fluid, Standard tech. Eq. Fixed equipment Aircraft fuselage etc.			

Slika 122. Odnos težina zrakoplova

8.2.3 Operativne težine zrakoplova

Operativne težine zrakoplova služe u svrhu proračunavanja uravnoteženja te kao provjera prekoračenja najvećih dopuštenih težina. One se dijele na:

- **suhu operativnu težinu (*Dry Operating Weight – DOW*)** koja je sastavljena od osnovne težine zrakoplova, na koju se dodaje težina posade i njihove prtljage, težina hrane i pića. Suha operativna težina mijenja se u odnosu na karakter leta i broj članova posade. Uz „suhu operativnu težinu“ određen je i „operativni index“ (DOI) koji služi kao ishodište za dobivanje proračuna težišta zrakoplova. DOW i DOI nalaze se u zrakoplovnom priručniku aviokompanije;
- **operativnu težinu (*Operating Weight - OW*)** koju čine „suha operativna težina“ i dodana količina goriva potrebnog za let.

Tablica 2. Primjer suhe operativne težine i pripadajućeg indeksa za Airbus 320

Konfiguracija posade (Cockpit + kabinsko osoblje)	DOW	DOI
2 + 0	42.666	46,4
3 + 0	42.762	45,1
4 + 0	42.858	43,9
2 + 4	43.520	45,6
3 + 4	43.616	44,3
4 + 4	43.712	43,1
2 + 5	43.606	46,7
3 + 5	43.702	45,4
4 + 5	43.798	44,2

8.2.4 Ostali pojmovi koji se koriste pri uravnoteženju i opterećenju zrakoplova

- **Plaćeni teret (*Payload- P/L*)** podrazumijeva težinu putnika, robe, pošte i prtljage. Kao što se vidi iz samog naziva te težine, to su tereti koji se prevoze uz naplatu. Količina plaćenog tereta koja se može ponijeti ovisi o liniji na kojoj se let odvija i vrsti zrakoplova, a njegova najveća vrijednost se dobije kada se od maksimalne težine zrakoplova bez goriva MZFW oduzme operativna težina praznog zrakoplova.
- **Putno gorivo (*Trip Fuel*)** je gorivo koje se sastoji od goriva za polijetanje, penjanje, krstarenje, poniranje i slijetanje. To je gorivo koje se prema planu leta planira potrošiti na letu.
- **Gorivo pri polijetanju (*Take Off Fuel - T/O Fuel*)** je gorivo koje se pri polijetanju nalazi u zrakoplovu, a sastoji se od putnoga goriva i rezervnoga goriva.

8.3 Težište zrakoplova

Položaj težišta zrakoplova uvjetuje njegove letačke sposobnosti odnosno njegovu uzdužnu stabilnost i upravljivost. Ako se težište zrakoplova nalazi sprijeda, on će se tijekom leta ponašati drugačije nego kada se težište nalazi na stražnjem dijelu. Iz tih razloga proizvođači zrakoplova dostavljaju kupcima granične vrijednosti položaja težišta, i to krajnji prednji dopušten položaj težišta i krajnji stražnji dopušten položaj težišta.

Zrakoplov kod kojeg je težište sprijeda imat će sljedeće osobine:

- promjenu napadnoga kuta krila, bilo da ga treba povećati ili smanjiti, potrebno je djelovati velikom silom na upravljačku palicu zrakoplova. To je znak velike uzdužne stabilnosti zrakoplova, ali je takav zrakoplov vrlo teško upravljiv;
- ako težište prijeđe određenu granicu, onda pilot i pri maksimalnom odklonu kormila dubine neće moći dovesti zrakoplov u takav položaj da krilo postigne najveći koeficijent uzgona potreban za slijetanje, pa će zrakoplov zbog toga, prilikom slijetanja imati veću brzinu od one koju bi po svojim ostalim karakteristikama mogao ostvariti. Ta situacija nije pogodna

zbog toga što povećanje brzine slijetanja na izvjestan način ugrožava sigurnost slijetanja. Slično će biti i pri polijetanju, zrakoplov će se teže odvojiti od tla, zahtijevat će veću brzinu polijetanja, a time i veću raspoloživu duljinu uzletno-sletne staze. Za vrijeme leta tako uravnotežen zrakoplov zahtijevat će trimanje (korigiranje) kako bi mogao ostvariti horizontalan let i pri tome rasteretiti upravljačku palicu. Pri takvom letu se stvara dodatni otpor zrakoplova zbog čega se povećava potrošnja goriva.

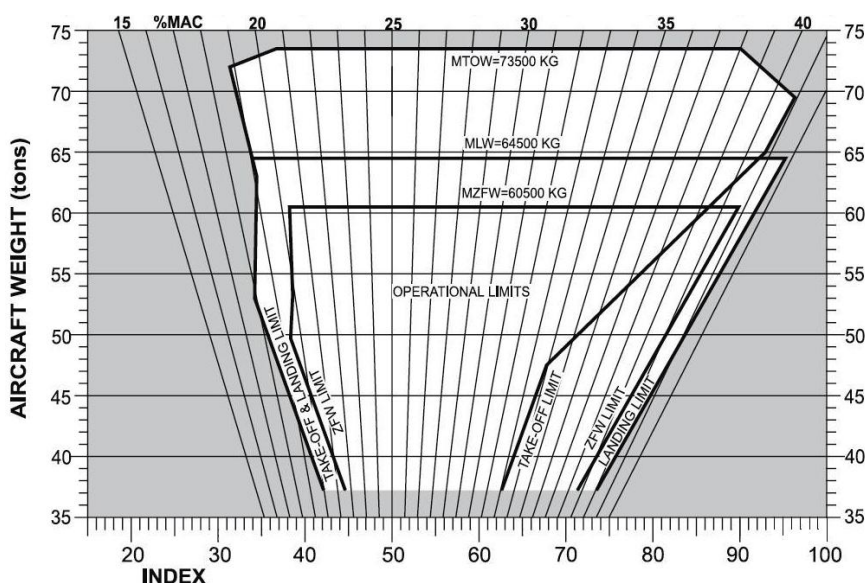
Zrakoplov kod kojeg je težište na stražnjem dijelu imat će sljedeće osobine:

- s malim pokretima upravljačkom palicom zrakoplov će znatno promijeniti napadni kut krila, a to se postiže djelovanjem vrlo malom silom na palici. To je znak da zrakoplov ima malu uzdužnu stabilnost, ali je zato njime vrlo lako upravljati. Rukovanje upravljačkom palicom u takvom slučaju mora biti vrlo nježno jer nagli pomak palice može dovesti do preopterećenja strukture zrakoplova. Suvremeni zrakoplovi koji za pokretanje komandnih površina koriste servouređaje imaju ugrađen poseban sustav, tzv. „umjetni osjećaj“, koji stvara silu na palici, tako da je grubo rukovanje upravljačkom palicom tim sustavom onemogućeno;
- ako se težište nalazi i dalje na stražnjem dijelu te padne na određenu točku (poznatu kao „neutralna točka“), tada takav zrakoplov ne može letjeti već se ponaša poput lista papira pri slobodnom padu;
- težište pomaknuto više unatrag predstavlja pogodniju konfiguraciju jer je trimanje (korigiranje) vrlo malo ili posve nepotrebno, a time je i potrošnja goriva smanjena. Suvremeni zrakoplovi se projektiraju na način da imaju manju uzdužnu stabilnost, a time se smanjuju repne površine i postiže se manja potrošnja goriva tijekom leta.

Svaka od tih graničnih vrijednosti položaja težišta ima dvije vrijednosti. Postoje vrijednosti za koje je zrakoplov ispitan da u letu zadovoljava sve potrebne kriterije. Te se vrijednosti dijele na:

1. certificirane granične vrijednosti (*Certified limits*) - one zahtijevaju širi opseg mogućih položaja težišta;
2. operativne granične vrijednosti (*Operational limits*) - te operativne granične vrijednosti dopuštenog opsega položaja težišta zrakoplova pokrivaju uži opseg u usporedbi s certificiranim graničnim vrijednostima.

Razlog za sužavanje operativnih granica u odnosu na certificirane je u tome što se izvjesne pogreške, koje se mogu pojaviti prilikom određivanja položaja težišta, na taj način uzmu u obzir te se tako poveća sigurnost letenja.



Slika 123. Dijagram dopuštenog položaja težišta zrakoplova

Težište se tijekom leta pomiče iz više razloga:

- kod zrakoplova sa strelastim krilima, zbog potrošnje goriva, težište ostatka goriva će se pomicati pa se time pomiče i težište cijelog zrakoplova;
- zbog uvlačenja i izvlačenja stajnih trapova u fazi polijetanja i slijetanja;
- zbog kretanja posade zrakoplova i putnika tijekom leta unutar putničke kabine;
- zbog serviranja hrane koja se prenosi iz određenog mjesta gdje je smještena prilikom polijetanja pa do svakog putnika;
- zbog prodaje robe bez carinske nadoknade.

8.4 Uravnoteženje i opterećenje zrakoplova

Uravnoteženje i opterećenje zrakoplova se obavlja prije svakog leta bez obzira na karakter leta. Podaci dobiveni mjerenjem zrakoplova predstavljaju polaznu točku za rad tih službi. Zadaća koja se daje tim službama uglavnom se svodi na dvije bitne stvari:

- provjeru da će prilikom polijetanja, krstarenja, poniranja i slijetanja težište zrakoplova biti unutar propisanih operativnih granica. Ispunjenjem tih zahtjeva postiže se potrebna razina sigurnosti prilikom eksploatacije zrakoplova;
- raspoređivanje tereta u zrakoplovu na način da se dobije zrakoplov koji nije pretjerano stabilan ni pretjerano upravljiv. Dobrim rasporedom tereta smanjuje se potreba za trimovanjem (korigiranjem) tijekom leta, što rezultira smanjenom potrošnjom goriva.

Elementi koji se susreću pri uravnoteženju i opterećenju zrakoplova su: registarska oznaka zrakoplova, verzija zrakoplova (poslovna, ekonomska klasa), sastav posade i letačkog osoblja (u pilotskoj i putničkoj kabini), vrsta putničkog servisa, prisutnost specijalne opreme, količina goriva koju zrakoplov nosi na taj let (ukupna količina i putno gorivo), broj putnika na tom letu, i to zasebno za svaki usputni aerodrom slijetanja po specifikaciji: odrasli putnici, djeca (2-12 godina starosti), bebe (do 2 godine starosti). Uz te podjele putnici su još podijeljeni po klasama (prva, poslovna, ekonomska) te na odjeljke u putničkoj kabini, ovisno o dodijeljenom mjestu.

8.4.1 Metode izradbe liste opterećenja i uravnoteženja zrakoplova

Postoji nekoliko metoda po kojima se može izračunati hvatište sile teže nekog zrakoplova. Izračunavanje težišta sile teže zrakoplova (CG – *Center of Gravity*) obavlja se sljedećim metodama:

1. **analitičko-matematička metoda** – tim se postupkom položaj težišta zrakoplova izračunava pomoću koordinatnog sustava. U koordinatnom sustavu računaju se momenti svih težinski mjerljivih sustava te se dijele s njihovom vlastitom težinom. Množenjem težina sustava i kraka na kojem djeluje dobiva se materijalna točka (CG) toga sustava. Prvo je potrebno izračunati težinu za svaku pojedinu sastavnicu praznog zrakoplova, a kasnije i svaki ukrcani teret. Taj se postupak ne primjenjuje u svakodnevnom proračunavanju, ali se koristi za određivanje početnog položaja točke težišta zrakoplova kada se primjenjuju drugi (jednostavniji) načini određivanja položaja točke težišta opterećenog zrakoplova;
2. **indeksna metoda** – uvođenjem indeksa (pojam za bezdimenzionalni cijeli broj) uklanja se mogućnost pogrešaka u proračunavanju. Indeks je preobraženi moment ili broj koji predstavlja moment, a u sprezi s težinom zrakoplova određuje položaj težišta. Indeksna metoda temelji se na indeksima koji se očitavaju iz tablica. Svaki prijevoznik (aviokompanija) određuje početni indeks (DOI ili BI) za pojedini zrakoplov u svojoj floti;
3. **grafička metoda** – tim se postupkom otklanjaju moguće pogreške u izračunavanju, ali postupak nije toliko precizan kao kod indeksne metode. Za grafički je postupak potrebno ukrcajne prostore zrakoplova, uključujući putničku kabinu i spremnike goriva, podijeliti u odsječke. Svaki zrakoplov ima svoj centar težišta. Što se više kreće prema prednjem dijelu zrakoplova, negativni moment raste, a prema kraju zrakoplova raste pozitivni moment. Grafički je prikaz položaja težišta zastupljeniji od indeksnog prikaza. Nedostatak je nepreciznost pri ucrtavanju koja nastaje zbog crtanja kemijskom olovkom po relativno malom dijagramu. To otežava preciznost pri očitavanju vrijednosti.

Priority Address(es)				LOADSHEET & LOADMESSAGE				CROATIA AIRLINES				LOAD & TRIM SHEET				A320-214			
Originator				Recharge/Date/Time				Initials				OB-PSU-004/0							
Flight				A/C Reg				Version				Crew							
Date:				LDM				Passenger aircraft				VER 162 PAX							
OU				9A-CT				Version				Crew							
DRY OPERATING WEIGHT				MAXIMUM WEIGHTS FOR				ZERO FUEL				TAKE-OFF							
TAKE-OFF FUEL				TAKE-OFF FUEL				TAKE-OFF FUEL				LANDING							
OPERATING WEIGHT				ALLOWED WEIGHT FOR TAKE-OFF				ZERO FUEL				LANDING							
ALLOWED TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				ZERO FUEL				LANDING							
DEST				Number of PAX				TOTAL				DISTRIBUTION WEIGHT							
M F CH INF				TOTAL				1 2 3 4 5 0				REMARKS - PAX							
M F CH INF				TOTAL				1 2 3 4 5 0				REMARKS - PAX							
M F CH INF				TOTAL				1 2 3 4 5 0				REMARKS - PAX							
M F CH INF				TOTAL				1 2 3 4 5 0				REMARKS - PAX							
TOTAL PASSENGER WEIGHT				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD				ALLOWED TRAFFIC LOAD				UNDERLOAD BEFORE LMC				LAST MINUTE CHANGES							
TOTAL TRAFFIC LOAD</																			

Slika 124. Grafička metoda

Jedan primjerak tako popunjenog obrasca za uravnoteženje i opterećenje zrakoplova Balance Sheet-a dostavlja se pilotu zrakoplova, a ostali primjerci ostaju u arhivi službe koja ga je izradila i zrakoplovnoj kompaniji.

8.4.2 Elektronska izradba liste uravnoteženja i opterećenja

Razvojem računala povećala se i njihova primjena na području balansiranja zrakoplova. Balansiranje zrakoplova se danas može izvršiti u vrlo kratkom vremenu i unaprijed se može zatražiti određeni balans za koji računalo daje elemente opterećenja zrakoplova. Podrazumijeva se da za taj način rada u memoriju računala moraju biti uneseni podaci za svaki tip zrakoplova, a paralelno mora postojati i program (*software*) pomoću kojeg će računalo obrađivati podatke. Velika prednost računala očituje se i u lakoj pohrani podataka kojima se može pristupiti ako za to postoji potreba. Suvremeni zrakoplovi opremljeni su i vlastitim sustavima za balans koji na panelu u kokpitu zrakoplova daju podatke o njegovoj težini i balansu. Na taj način pilot zrakoplova može u svakom trenutku nadgledati rad zemaljskih službi. Balansiranje zrakoplova mora se obavljati vrlo precizno uzimajući u obzir i najmanje korekcije na zrakoplovu, dok s druge strane čitav postupak treba biti jednostavan i brz. Cilj je pronaći optimalan kompromis između svih zahtjeva. Dosad opisane metode balansiranja zadovoljavaju sve zahtjeve, međutim u njih su ugrađene izvjesne karakteristike za svaku pojedinu vrstu tereta.

Priority QU **Polaziste** ZAG **Odradiste** DBV **broj leta** OU662 **A/C reg** 9ACTK **Version** 801-A **Posada** 2+4

Dry operating weight: 43520 Dry operating index: 45,6

Naziv programa: MODEL PRIMJENE ITS SUSTAVA U PROCESU BALANSIRANJA ZRAKOPLOVA
Program izradio: Igor Štimac, dipl.ing.
Primjer uravnoteženja zrakoplova Airbus 320

FuelInfo (kg)
Take off fuel: 6000
Trip fuel: 2000
Taxi fuel: 200
Block fuel: 6200

Kalkulacija

PAY load (kg)	Rest	CPT 1	CPT 3	CPT 4	CPT 5
Cargo: 1500	0	1500	0	0	0
Mail: 500	0	500	0	0	0
Transfer Bag: 500	0	0	500	0	0
Local Bag: 0	0	0	0	0	0
Spec Bag: 2000	2000	0	0	0	0
TOTAL	4500	2000	2000	500	0

PAX calculation

Težina	Male	Female	Child	Infant	Bussines	Economy	Transfer pax	Local pax	Ostalo
30	2640	0	0	0	0	0	0	0	0
30	0	0	0	0	0	0	0	0	0
30	0	0	0	0	0	0	0	0	0
30	0	0	0	0	0	0	0	0	0
30	0	0	0	0	0	0	0	0	0
TTL Pax weight	30	2640	0	0	0	0	0	0	0
TOTAL Pay Load	7140	0	0	0	0	0	0	0	0

Special cargo

Cargo info	CODE1	IMP CODE	PCS	Weight	TTL	CPT
1				0	0	0
2				0	0	0
3				0	0	0
4				0	0	0

TTL WEIGHT - SPECIAL CARGO: 0 kg

Load calculator

Booking	Destinacija	DBV	Predlož
Transfer pax	0	0	0
Local pax	0	0	0
Cargo	0	0	0
Mail	0	0	0

Važi trenutni index zrakoplova Airbus 320 iznosi: 12.75 % ! Iako je težina putnika dobar balans zrakoplova, zrakoplov je na prednjem dijelu van balansa

Slika 125. Primjer izgleda programa za elektronsko uravnoteženje i opterećenje zrakoplova

8.4.3 Elementi za proračun uravnoteženja i opterećenja zrakoplova

8.4.3.1 Putnici

Iz do sada opisanih metoda vidljivo je da je za potrebe balansiranja broj putnika osnovna veličina kojom se ulazi u postupak. Kako bi se čitav postupak pojednostavio, usvojene su standardne mase putnika za određene zrakoplove (broj sjedala) i tipove leta (redoviti, charter).

Tablica 3. Standardne težine putnika

Broj sjedala	20 ili više		30 ili više
Spol	Muško	Žensko	Svi odrasli
Redoviti promet	88 kg	70 kg	84 kg
Charter	83 kg	69 kg	76 kg
Djeca	35 kg	35 kg	35 kg

Kao što se vidi iz tablice, za potrebe uravnoteženja i opterećenja zrakoplova usvojene su srednje vrijednosti mase putnika zbog nemogućnosti vaganja svakog putnika prije ulaska u zrakoplov. Te standardne mase su u upotrebi u većini zrakoplovnih kompanija. Pojedine kompanije rade razliku između muškaraca i žena, a ponekad se primjenjuju i zimska i ljetna masa putnika pri čemu su zimske mase veće s obzirom na to da putnici na sebi nose odjeću i obuću veće mase. Kod zrakoplova koji imaju dvije ili više putničkih klasa, balansiranje se provodi zasebno za svaku klasu. Prva klasa je u nosu zrakoplova ili u prednjem dijelu putničke kabine i znatno je manja od ekonomske klase koja pokriva preostali dio kabine.

U te težine putnika uključena je i težina ručne prtljage koju putnik prilikom ukrcavanja unosi sa sobom u kabinu zrakoplova. Ostala prtljaga se predaje službi za registriranje putnika (Check-in) koja je važe i dostavlja aktualne težine službi za opterećenje i balans.

8.4.3.2 Težina posade

Da bi se izračun položaja težišta dodatno olakšao i ubrzao, uvedena je i standardna težina posade. Razlikuju se kokpit osoblje (pilot, kopilot) i kabinsko osoblje. U nju je uključena i prtljaga posade koja se unosi u kabinu zrakoplova odnosno kokpit. Težina prtljage iznosi 11 kg za sve članove posade.

Tablica 4. Standardna težina posade u zrakoplovnim kompanijama

Kokpit osoblje	96 kg
Kabinsko osoblje	86 kg

Utjecaj rasporeda posade u kokpitu na položaj težišta zrakoplova

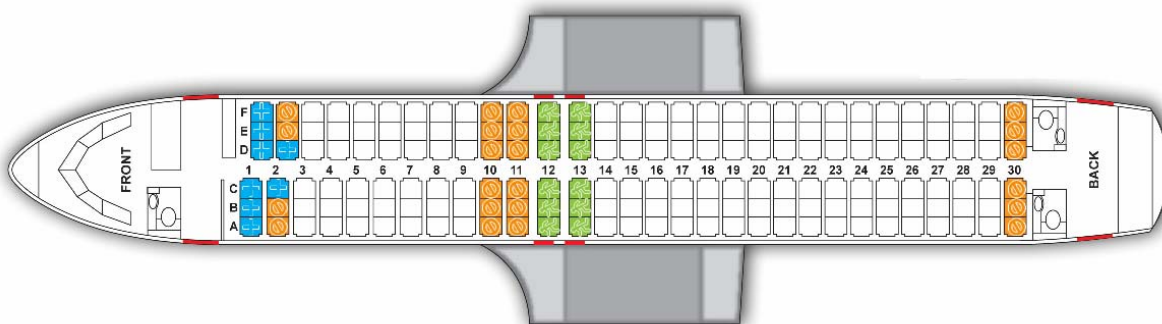
Broj članova posade može biti promjenjiv od leta do leta. Znajući njihov raspored sjedenja i već ranije navedene težine, može se izračunati njihov utjecaj na promjenu indeksa zrakoplova. Kako je smještaj kokpita dosta udaljen od referentne točke zrakoplova od koje se računaju svi momenti, tako je i krak sile koji proizvodi njihova težina (tj. moment) dosta velik te utječe na položaj težišta cijelog zrakoplova.

Tablica 5. Utjecaj posade na položaj težišta zrakoplova

Maksimalan broj sjedala	Duljina kraka sile od referentne točke zrakoplova (m)	Utjecaj 1 kg težine na promjenu indeksa
Pilot i kopilot	- 13,765	- 0,01376
Jedan dodatni član posade	- 13,128	- 0,01313
Dva dodatna člana posade	- 12,983	- 0,01298

Utjecaj putničke kabine na položaj težišta zrakoplova

Putničke kabine zrakoplova najčešće se dijele na prvu poslovnu (C) klasu i drugu ekonomsku (M) klasu. Veličina pojedine klase je promjenjiva ovisno o broju putnika i vrsti leta, a odvojene su pomičnom zavjesom (MCD- *Movable Cabin Divider*).



Slika 126. Prikaz položaja sjedala zrakoplova Airbus 320

Svaka verzija putničke klase ima svoj pridruženi kôd koji daje informaciju o broju sjedala u svakoj pojedinoj klasi na tom letu i smještaju pomične zavjese. Postoje razne verzije

putničkih klasa, no ako se promatra na primjeru Croatia Airlinesa, najčešće se upotrebljavaju 801 M i 801 A. U nastavku je prikazana njihova konfiguracija.

Tablica 6. Verzija putničke kabine 801 M

801 M	Broj sjedala		Ukupan broj sjedala po klasama
Naziv kabinske sekcije	Prva klasa (C)	Druga klasa (M)	
0A	0	42	42
0B	0	60	60
0C	0	60	60
Ukupan broj po klasama	0	162	

Tablica 7. Verzija putničke kabine 801 A

801 A	Broj sjedala		Ukupan broj sjedala po klasama
Naziv kabinske sekcije	Prva klasa (C)	Druga klasa (M)	
0A	18	24	42
0B	0	60	60
0C	0	60	60
Ukupan broj po klasama	18	144	

Tablica 8. Raspored sjedenja posade i kabinskog osoblja

Konfiguracija posade i kabinskog osoblja	Cockpit	Kabina
2 + 0	Pilot + kopilot	0
3 + 0	Pilot + kopilot + 1 dodatni član	0
4 + 0	Pilot + kopilot + 2 dodatna člana	0
2 + 4	Pilot + kopilot	2 naprijed + 2 straga
2 + 5	Pilot + kopilot	2 naprijed + 3 straga
3 + 4	Pilot + kopilot + 1 dodatni član	2 naprijed + 2 straga
3 + 5	Pilot + kopilot + 1 dodatni član	2 naprijed + 3 straga
4 + 4	Pilot + kopilot + 2 dodatna člana	2 naprijed + 2 straga
4 + 5	Pilot + kopilot + 2 dodatna člana	2 naprijed + 3 straga

8.4.3.3 Utjecaj prtljažnih prostora na položaj težišta zrakoplova

Ako se kao primjer za pojašnjenje utjecaja prtljažnih prostora promatra zrakoplov Airbus 320, uočljivo je da taj tip zrakoplova ima tri prtljažna prostora za prijevoz tereta smještenog ispod putničke kabine (*Under floor cargo holds*). Prednji i stražnji prtljažni prostor (oznake 1, 3 i 4) opremljeni su pomoćnim sustavom za utovar kontejnera (ULD-ova), a pomoćni prtljažni prostor (oznake 5) koristi se samo za prijevoz rasutog tereta. Glavni prtljažni prostori također mogu prevoziti rasuti teret ako se ne želi koristiti ULD verzija koja uvelike skraćuje vrijeme potrebno za utovar i istovar jer teret do zrakoplova dolazi u većim transportnim jedinicama. Velik dio plaćenog tereta koji se prevozi zrakoplovom odnosi se na prtljagu, robu i poštu koja se utovaruje u kontejnere (ULD-ove), a zatim kao takva u

zrakoplov pomoću specijalnih utovarivača i sustava ugrađenih u prtljažni prostor zrakoplova. Prilikom planiranja utovara vodi se računa o ravnomjernom rasporedu tereta kako ne bi došlo do znatnog pomaka položaja težišta zrakoplova i prekoračenja maksimalnih dopuštenih konstrukcijskih težina.

Tablica 9. Utjecaj ULD-a na položaj težišta zrakoplova po prtljažnim prostorima

Broj prtljažnog odjeljka	Opis	Maksimalni kapacitet		Utjecaj 1 kg težine na promjenu indeksa
		Težina (kg)	Volumen (m ³)	
1	Prednji prtljažni prostor	3.402		- 0,00658
3	Stražnji prtljažni prostor	2.268		+ 0,00402
4	Stražnji prtljažni prostor	2.268		+ 0,00716

ULD-ovi su izrađeni sukladno propisanim standardima za taj tip zrakoplova i sljedećih su specifikacija:

- AKH ULD: maksimalna dopuštena težina 1.588 kg/ 3.500 lb - tara 90 kg
- DKH ULD: maksimalna dopuštena težina 1.588 kg/ 3.500 lb - tara 105 kg.



Slika 127. Utovar kontejnera s prtljagom u zrakoplov

Svaki prtljažni prostor podijeljen je na sekcije kako bi izračun položaja težišta zrakoplova bio što precizniji. Znajući točan položaj tereta tj. njegovu udaljenost od referentne točke ili nultog položaja zrakoplova, lako se izračunava utjecaj tog tereta na položaj težišta zrakoplova.

Tablica 10. Utjecaj ULD-a na položaj težišta zrakoplova po sekcijama prtljažnog prostora

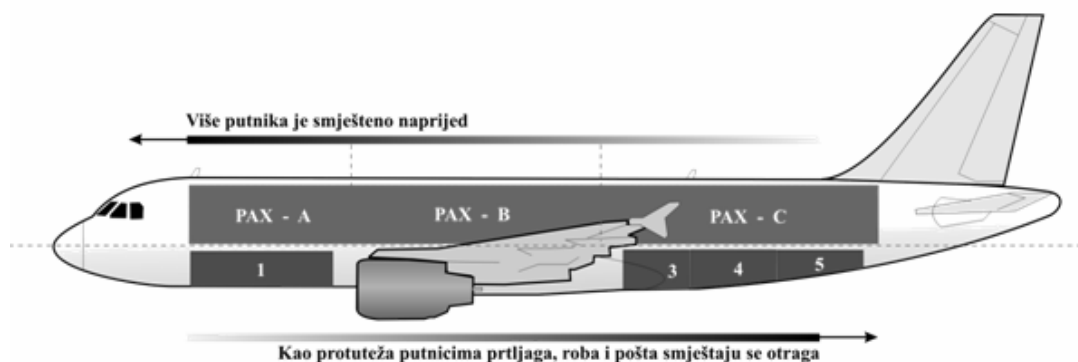
Broj sekcije prtljažnog odjeljka	Maksimalni kapacitet		Utjecaj 1 kg težine na promjenu indeksa
	Težina (kg)	Volumen (m ³)	
11	1.134		- 0,00815
12	1.134		- 0,00658
13	1.134		- 0,00501
31	1.134		+ 0,00323
32	1.134		+ 0,00481
41	1.134		+ 0,00638
42	1.134		+ 0,00795

8.4.3.4 Utjecaj rasporeda tereta na položaj težišta zrakoplova

Raspored i količina tereta imaju najveći utjecaj na položaj težišta zrakoplova jer se u većini slučajeva radi o velikim masama koje proizvode još veće momente. Momenti tereta mogu biti pozitivni ili negativni, ovisno o njegovu položaju u odnosu na referentnu točku zrakoplova (točka od koje se računaju svi momenti). U ovom se dijelu pod pojmom tereta razumijeva plaćeni teret koji obuhvaća težine putnika, robe i pošte. Pomak položaja težišta zrakoplova može se promatrati kroz promjenu vrijednosti indeksa u skalama tereta i indeksa na obrascu Balansnog lista (*Load Sheet*) i Balance Charta mijenjajući količinu i distribuciju tereta.



Slika 128. Utovar prtljage u zrakoplov



Slika 129. Protuteža - putnici i teret

8.4.3.5 Kuhinja (galley)

Pod masom kuhinje razumijeva se masa svih dijelova kuhinje koji se istovaruju sa zrakoplova da bi se u njih stavile sve potrebne stvari za let (hrana, piće, oprema, prodaja, itd.). Drugim riječima, masu kuhinje predstavljaju kontejneri za tekućine i kontejneri za suhe stvari koji se nose na let.

Tako prodaja bescarinske pristojbe ide samo na međunarodne letove, dok se na domaće linije zbog kratkog vremena leta nosi samo piće i hladna jela. Na dugim letovima nosi se sve što je potrebno za jedno veliko i jedno malo posluživanje, uz prodaju bescarinske robe. Utjecaj kuhinje na balans zrakoplova obračunava se kroz vrijednost indeksa za njegovu suhu operativnu težinu.



Slika 130. Prikaz prostora kuhinje u zrakoplovu

8.4.3.6 Utjecaj goriva na položaj težišta zrakoplova

Gorivo ima velik utjecaj na položaj težišta zrakoplova i njegova količina je promjenjiva tijekom leta zbog njegove potrošnje. Kako su spremnici goriva na zrakoplovu Airbus 320 koji je uzet za primjer smješteni u krilima, utjecaj goriva je sveden na najmanju mjeru. Moment goriva je malen zbog male udaljenosti težišta goriva u odnosu na usvojenu referentnu točku od koje se obavljaju proračuni svih momenata.

Tablica 11. Korekcijski indeksi vezani za količinu goriva

TEŽINA GORIVA (kg)	VRIJEDNOST INDEKSA
1.000	+ 2,30
1.500	+ 3,30
2.000	+ 2,80
2.500	+ 2,20
3.000	+ 1,70
3.500	+ 1,10
4.000	+ 0,60
4.500	+ 0,10
5.000	- 0,30
5.500	- 0,80
6.000	- 1,20
6.500	- 1,60
7.000	- 2,00

7.500	- 2,30
8.000	- 2,70
8.500	- 3,00
9.000	- 3,20
-----	-----
14.500	- 4,30
15.000	- 5,10
15.500	- 5,80
16.000	- 6,60
16.500	- 7,40
17.000	- 8,20
17.500	- 8,90
18.000	- 9,70
18.500	- 10,50
18.730	- 10,90

8.5 Tijek uravnoteženja i opterećenja zrakoplova

8.5.1 Planiranje utovara (*Load planning*) i izradba naputka utovara (*Load Instruction*)

Planiranje utovara zasniva se na prikupljanju podataka koji se odnose na teret i poštu. Cjelokupni utovar u zrakoplov planira se na način da se ne ugroze maksimalne vrijednosti nosivosti teretnih prostora zrakoplova te da su uvjeti uravnoteženja u okviru granica sigurnosti. Za svaki utovar koji se radi potrebno je ostaviti prostora za moguće dodavanje i oduzimanje tereta, pri čemu zrakoplov treba ostati u sigurnosnim granicama. Svaki utovar mora sadržavati skicu izvedbe zrakoplova po odjeljcima, dio za uputu o istovaru/utovaru i posebnim postupcima te dio za izvještaj o provedenom utovaru.

Utovar (*Loading Instruction*) sastoji se od zaglavlja, opće obavijesti, upute o utovaru i izvještaju o utovaru. U zaglavlje se upisuje broj leta, registracija zrakoplova, datum, destinacija i vrijeme polijetanja. Područje opće obavijesti sastoji se od oznake odjeljka, rasporeda pojedinog tereta ili ULD-a te zapremine odjeljka. U taj se dio upisuje predviđeni utovar. Budući da se utovar radi nakon dobivanja *Cargo Manifesta*, u odjeljke koji pokazuju unos tereta upisuju se točne vrijednosti robe i pošte, dok se prtljaga označava slovima BL za lokalnu i BT za transfernu.

Svaki utovar sastoji se i od područja za upis specijalnih instrukcija. Tu se upisuju upozorenja vezana za stanje opreme i učvršćivanje u zrakoplovu. Posljednji dio je izvještaj o utovaru, koji predstavlja izvještaj o pojedinostima o teretu u pojedinom odjeljku zrakoplova. Ako dođe do prekoračenja dopuštenih težina, može doći do oštećenja stajnog trapa, strukturalnih oštećenja podne nosivosti palube na koju se polaže teret, a sama krila neće moći stvoriti dovoljno uzgona za podizanje preteškog zrakoplova. Konstrukcija zrakoplova najosjetljivija je na spojevima krila i trupa te svako prekoračenje dopuštenih težina ima prvenstveno utjecaj na taj dio.

Station	Flight No. OU	Destination	A/C Reg.	STD (T/T)	Planner's Signature/ Desk Phone	Date
COMPARTMENT	5	4	CABIN	1		
OFF at this station ▶						
TRANSIT ▷						

51 (1497kg)	42 (1695kg)	41 (326kg)	12 (1223kg)	11 (1045kg)

Special instructions					This aircraft has been loaded in accordance with these instructions including the deviations recorded. The load has been secured in accordance with company regulations. Loading Supervisor or Person Responsible for Loading
ESTIMATES					
Dest.	PAX	BAG(Pcs.)	CARGO	MAIL	

OB-ZOU-006/0 od 15.05.2005.

A REGIONAL STAR ALLIANCE MEMBER

Slika 131. Instrukcije za utovar / *Loading Instruction*

8.5.2 Opis postupka opterećenja i uravnoteženja zrakoplova

Uravnoteženje i opterećenje zrakoplova započinje prikupljanjem podataka o svakom pojedinom letu te točnosti njegovih podataka koji su dostupni. Nakon dobivanja podataka o količini *carga* i pošte radi se utovar zrakoplova (LIR-*Loading Instruction/Report*). LIR predstavlja dokument koji prikazuje kontroli opsluživanja kako bi zrakoplov trebalo utovariti. LIR treba sadržavati: skicu prtljažnih prostora zrakoplova, dio za uputu o istovaru tereta, dio za uputu ukrcaja tereta s mogućnošću potrebnih zahtjeva i dio za izvješće o stvarnom ukrcaju tereta te dijelom za unosenje podataka o odstupanju od ranijih uputa za utovar u zrakoplov.

Upisivanjem podataka u LIR prvo se upisuju osnovni podaci o letu: broj leta i datum, destinacija, registracija leta, početna stanica, ime i prezime. Od ostalih podataka upisuje se što se istovaruje sa zrakoplova od prtljage, robe i pošte; upisuje se stvarno stanje robe i pošte koja se tovari na zrakoplov te položaj prtljage po teretnim odjeljcima. U LIR-u postoji i dio označen sa SI. U taj se dio upisuju dodatne informacije kao npr. verzija putničke kabine, specijalni teret (HEA, HUM, AVI,...) ili opasna roba. Kod raspodjele prtljage, robe i pošte po prtljažnicima zrakoplova, treba voditi računa da se ne prekorače maksimalne dopuštene težine nosivosti prtljažnika. Također je bitno da se poštuju zahtjevi aviokompanije o ukrcaju i razdvajanju prtljage.

Što se tiče razdvajanja robe po prtljažnicima, treba paziti na opasnu robu koja se smije utovariti u zrakoplov te međusobno razdvajanje zbog moguće uzajamne reakcije. Sve

informacije o rukovanju opasnom robom nalaze se u priručniku IATA DGR (IATA *Dangerous Goods Regulations*).

Za opasnu robu izdaje se NOTOC (*Notification to Captain*) kojim se obavještava kapetana da će na zrakoplov biti ukrcana opasna roba koja zahtijeva posebne uvjete prijevoza. Na kraju se izračunava *Estimated Zero Fuel Weight* (EZFW) koji se dobiva zbrajanjem DOW s planiranom težinom putnika, njihove prtljage te stvarnom težinom robe i pošte kako bi se dobila simulacija težine zrakoplova. Putem tog podatka kapetan određuje koliko će goriva uzeti. LIR se ispunjava u dva primjerka.

Princip izradbe LIR-a preko računala je jednostavniji. Upisuje se registracija zrakoplova, pregledava se koliko će biti lokalnih, a koliko transfernih putnika, što je važno za raspodjelu prtljage po prtljažnicima zrakoplova. Upisuje se stvarna težina robe i pošte te se preko indeksa na računalu nalazi optimalno rješenje za utovar, uzimajući u obzir sva pravila kompanije. Kompletiran LIR se ispisuje na štampaču. Po dolasku zrakoplova obavezno se šalje poruka preko SITA-e o dolasku zrakoplova na njegovu odlaznu destinaciju. Ta poruka koja se šalje ima oznaku MVT (*Movement*). Nakon prikupljanja svih informacija, završava se lista uravnoteženja i opterećenja zrakoplova (*Loadsheet / Trimsheet*). Lista opterećenja i uravnoteženja zrakoplova mora biti, uz eventualne manje promjene, izrađena prema naputku planiranja. Kada su prikupljeni svi podaci, lista opterećenja se ispisuje te se predaje kapetanu zrakoplova. Ako se radi ručna lista uravnoteženja i opterećenja zrakoplova, važno je znati da svaki zrakoplov ima specifičnu listu opterećenja i uravnoteženja (*loadsheet*), tj. dokument na kojem se radi.

8.5.3 Promjene u posljednjim trenucima - LMC

Sve promjene težina tereta u zrakoplovu, kao i težina goriva u spremnicima zrakoplova, koje se pojavljuju nakon izdavanja liste opterećenja, smatraju se promjenama u posljednjim trenucima LMC (*Last minute changes*).

Pri unošenju LMC-a treba voditi računa da najveće dopuštene težine primjenjive za dotični zrakoplov ne budu prijeđene, da ograničenja težinskih vrijednosti u pojedinom teretnom odjeljku ne budu prijeđena te da težište zrakoplova uvijek ostane u dopuštenim granicama. Svaka zrakoplovna kompanija ima propisanu maksimalnu težinu LMC-a.

Promjene težine nekoliko trenutaka prije polijetanja u praksi su vrlo česte pa su uvedena odgovarajuća ograničenja iznad kojih je potrebno izvršiti korekciju ili nov proračun balansa zrakoplova. LMC promjena dopušta jedino promjenu težine plaćenog tereta (putnika, prtljage), dok promjena težine goriva nije dopuštena.

Tablica 12. Korekcija balansa zrakoplova kod zrakoplova Airbus 320

LMC (kg)	Korekcija balansa zrakoplova
<300	Nije potrebna korekcija
300- 900	Težinu i položaj težišta korigirati na postojećem dokumentu (<i>Load Sheet</i>)
> 900	Potrebno izraditi novi dokument (<i>Load Sheet</i>)

8.5.4 Sigurnost tereta – učvršćivanje

Svaki pojedini predmet iz sadržaja tereta koji bi po svojoj prirodi, obliku ili težini mogao predstavljati opasnost, mora biti učvršćen. Učvršćenje se postiže potpunom ispunjenošću zapremine teretnog prostora, mrežnog odjeljka ili pak vezanjem. Teretni prostori koji su ispunjeni teretom do tri četvrtine svojih visina smatraju se volumenski ispunjenim.

Pojedini dijelovi tereta težine 150 i više kilograma koji se utovaruju u komadno teretne prostore i mrežne odjeljke moraju uvijek biti učvršćeni. Takav teret naziva se HEA (*Heavy Cargo*). Ograničenje podne nosivosti teretnog prostora treba spriječiti kako težina nekog tereta ne bi ugrožavala strukturu zrakoplova i njegove vitalne dijelove koji se nalaze ispod poda. Granicu podne nosivosti teretnog prostora zrakoplova određuje proizvođač. U slučaju da je težina tereta veća od dopuštene podne nosivosti, potrebno je najprije postaviti proširivače podne nosivosti ispod tereta. Proširivač mora zadovoljavati dva zahtjeva:

1. mora biti dovoljno čvrst da izdrži pritisak težine tereta koji se stavi na njega;
2. doticajna površina koja je određena vanjskim rubovima proširivača mora rasporediti težinu utovarenog tereta ispod ili do granične vrijednosti podne nosivosti.

Teški teret (HEA) treba uvijek propisno pakirati te utovariti tako da se izbjegne bilo kakvo oštećenje strukture zrakoplova.

8.5.5 Potrebna dokumentacija za izradbu liste opterećenja i uravnoteženja zrakoplova

U procesu opterećenja i uravnoteženja zrakoplova važno je da se osoblje koje obavlja uravnoteženje i opterećenje zrakoplova služi priručnicima od kojih se mogu izdvojiti SOM (*Station Operation Manual*), GOM (*Ground Operation Manual*) i FOM (*Flight Operation Manual*). To su priručnici u kojima zrakoplovna kompanija određuje postupke za proračunavanje opterećenja i uravnoteženja svojih zrakoplova. U priručnicima su prikazane težine i indeksi za odnosni tip zrakoplova, raspored teretnih prostora i unutrašnjosti putničke kabine. Operativni je priručnik osnovni izvor podataka za poslove uravnoteženja i opterećenja zrakoplova. Od ostalih dokumenata koriste se razne dopune zrakoplovnih kompanija vezane za tip zrakoplova, tip prometa, broj članova posade, količine goriva, posebnog ukrasnog tereta i sl.

- **Popis putnika** - Pax Manifest je poimenični popis putnika registriranih na letu. Za potrebe službe uravnoteženja i opterećenja zrakoplova izdvaja se broj putnika po klasama (poslovna, ekonomska,...), dobi (odrasli, djeca, bebe) i spolu (muškarci, žene).
- **Cargo Manifest** - Cargo Manifest je dokument koji donosi Cargo služba. Na njemu se očitava vrsta robe, količina, bruto težina, posebna roba (ako je ima) i pošta. Ako zatreba, ispisuje se i *Notification to captain* (NOTOC). Kod predaje pošiljke obavlja se njen pregled. Pošiljka se važe i za takvu primljenu pošiljku izdaje se zračni teretni list AWB. Nakon što je pošiljka prihvaćena i AWB potpisan, treba pripremiti ukrcaj u zrakoplov. Pošta dogovorena ranije ima prednost nad svakom drugom robom na tom letu. Podaci o težini pošte upisuju se u Cargo manifest.

CROATIA AIRLINES

CARGO MANIFEST
(Robni manifest)

Prijeviznik: **Croatia Airlines**
Operator: **CROATIA AIRLINES** ICAO Annex 9 Appendix 2

Zrakoplov: _____ Broj linije: _____ Datum: _____
Aircraft: _____ (Nationality / marks - (Marka of nationality and registration)) Flight No: _____ Date: _____

Aerodrom ukrcavanja: _____ Aerodrom iskrcavanja: _____
Point of loading: _____ (Place - name - (Place and country)) Point of unloading: _____ (Place - name - (Place and country))

Broj tovarnog lista Air Waybill number	Br. koleta No. of packages	Vrsta robe Nature of goods	Samo za uporabu prijevoznika For use by operator only			Samo za službenu upotrebu For official use only
			Posebna roba Special Cargo	Bruto težina Gross weight	Određena Destination	
		CARGO: NIL, MAIL: NIL				

Sastavio: _____ NOTOC
Prepared by: _____ (Ispostavljen - Issued) () Stranica: 1 od 1
Page: _____

CTN - C - 008

Slika 132. Primjer Cargo Manifesta

- **Podaci o gorivu** - Posada zrakoplova mora uredu za opterećenje i uravnoteženje zrakoplova dostaviti podatke o količini goriva koja se nalazi u spremnicima zrakoplova (*block fuel*), količini goriva potrebnoj za pokretanje motora i rulanje (*taxi fuel*), količini goriva na polijetanju (*take-off fuel* = *block fuel* - *taxi fuel*) te količini goriva koju će po procjeni potrošiti do slijetanja (*trip fuel*). Kada se radi o količini goriva mase veće od 50 tona, obvezan je i podatak o specifičnoj gustoći goriva, kako bi se izračunala stvarna težina utočenoga goriva.
- **NOTOC (*Notification to Captain*)** - NOTOC je dokument koji se šalje kapetanu zrakoplova i obavještava ga o specijalnoj robi koja je ukrcana u zrakoplov, te njenoj težini. Kapetan mora potpisati NOTOC prije polaska. NOTOC se ispunjava samo kada je riječ o opasnoj ili specijalnoj robi. Ispunjava se u tri primjerka.
- **Specijalna dokumentacija** - Uz standardne dokumente, u posebnim slučajevima, kada je na zrakoplovu bolesnik, ispisuje se dokument za prijevoz bolesnika ili invalida. Bolesni putnici koji se primaju za prijevoz dužni su potpisati izjavu o obeštećenju. Izjava sadrži podatke o bolesniku i broj leta.

LITERATURA

1. Baraba, I.: Osnovi konstrukcije zrakoplova i zrakoplovni sistemi, Centar za odgoj i usmjerenje obrazovanje kadrova u zračnom saobraćaju, Zagreb, 1977.
2. Baraba, I.: Osnovi vazduhoplovne i raketne tehnike, Komanda RV i PVO, 1978.
3. Currey, N. S.: „Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices“, AIAA Education Series, Washington, 1988.
4. Di Giorgio, B.: Konstrukcije aviona, Separati s predavanja, Zrakoplovna tehnička škola Rudolfa Perešina, Zagreb.
5. Donaldson, B. K.: „Analysis of Aircraft Structures“, McGraw-Hill, New York, 1993.
6. Galović, B.: Konstrukcija zrakoplova i zrakoplovna tehnika, Viša zrakoplovna škola – Zagreb, Zagreb, 1982.
7. Galović, B.: Težina i centraža zrakoplova, Viša zrakoplovna škola – Zagreb, Zagreb, 1982.
8. Galović, B.: Zrakoplovna prijevozna sredstva, Autorizirana predavanja, Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti, Poslijediplomski studij, Zagreb, 2002.
9. Jirasek, D.: Težine i uravnoteženje zrakoplova, Zračna luka Zagreb, Zagreb, 1998.
10. Joint Aviation Authorities, Airline Transport Pilot's Licence, Theoretical Knowledge Manual, Aircraft General Knowledge 1, 021 01 Airframes and Systems.
11. Kostadinović, D.: Mehanika letenja i performance helikoptera, Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 1999.
12. Lomax, T. L.: „Structural Loads Analysis for Commercial Transport Aircraft: Theory and Practice“, AIAA Education Series, AIAA, 1996.
13. Marinčić, I.: Zrakoplovne luke i aerodromski promet, Zračna luka Zagreb, Školski centar, Zagreb, 1998.
14. Megson, T. H. G.: „Aircraft Structures for Engineering Students“, Third Edition, Arnold (also John Wiley & Sons), 1999.
15. Michael C. Y. N.: „Airframe Structural Design“, Conmilit Press LTD, 1988.
16. Milutinović, S.: Konstrukcija aviona, Univerzitet u Beogradu, 1970.
17. Peery, D. J., Azar, J. J.: „Aircraft Structures“, McGraw-Hill, Inc., 1982.
18. Radojković, D.: Gradnja vazduhoplova, Komanda RV i PVO, 1964.
19. Raymer, D. P.: „Aircraft Design: A Conceptual Approach“, AIAA Education Series, Washington, 1992.
20. Wilkinson, R.: Aircraft Structures & Systems, Edinburgh, 1998.