

Dizajn zrakoplova s klipnim pogonom

Banić, Tomislav

Undergraduate thesis / Završni rad

2015

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

Permanent link / Trajna poveznica: <https://um.nsk.hr/um:nbn:hr:119:117681>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-01-01**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Tomislav Banić

DIZAJN ZRAKOPLOVA S KLIPNIM POGONOM

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2015.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

DIZAJN ZRAKOPLOVA S KLIPNIM POGONOM

THE DESIGN OF AIRCRAFT WITH PISTON ENGINE

Mentor: doc. dr. sc. Andrija Vidović

Student: Tomislav Banić, 0135227174

Zagreb, rujan 2015.

DIZAJN ZRAKOPLOVA S KLIPNIM POGONOM

SAŽETAK

U ovom završnom radu prikazan je proces dizajniranja zrakoplova te svi parametri potrebni kako bi se ostvarila uspješna konstrukcija.

Kroz rad će se definirati osnove dizajniranja zrakoplovne strukture, te prikazati osnovni konstruktivni zahtjevi i podaci za konstruiranje i osnovne faze dizajniranja zrakoplova.

Prikazat će se glavne točke konceptualnog dizajna zrakoplova zajedno sa svim potrebnim parametrima i analizama.

U završnom radu bit će dani primjeri dizajniranja zrakoplova Flayer I i DC - 3 gdje će biti prikazani postupci analiziranja i konstruiranja te prikaz parametara prethodno navedenih zrakoplova.

Kroz zaključak ovog rada bit će predloženi rezultati istraživanja i zaključna razmatranja prethodno navedenih poglavlja i specifičnosti dizajna zrakoplova s klipnim motorom.

KLJUČNE RIJEČI: dizajn; zrakoplov; klipni pogon; faze konstruiranja; performanse

THE DESIGN OF AIRCRAFT WITH PISTON ENGINE

SUMMARY

In this final paper, the process of designing the aircraft and all the parameters needed to achieve a successful construction are shown.

Through the work we will define the basics of designing aerospace structures, and show basic structural requirements and data for design and basic design phase of the aircraft.

You will see the main points of the conceptual design of the aircraft, together with all the required parameters and analysis.

In this final paper will be given examples of designing aircraft Flyer I and DC - 3 where it will be shown the procedures to analyze and construct and display parameters of the above aircraft.

Through the conclusion of this work will be presented the results of studies and concluding remarks of the above sections and the specifics of the design of aircraft with piston engine.

KEY WORDS: design; aircraft; piston engine; construction phases; performances

SADRŽAJ

1. Uvod.....	1
2. Općeniti zahtjevi konstrukcije zrakoplova.....	3
2.1. Načini i sredstva za uspješnu konstrukciju zrakoplova.....	4
2.2. Osnovni konstruktivni podaci.....	6
3. Razvojne faze konstruiranja zrakoplova.....	8
3.1. Konceptno konstruiranje.....	8
3.2. Prelimenarno konstruiranje.....	9
3.3. Detaljno konstruiranje.....	10
4. Glavne točke konceptnog dizajna zrakoplova.....	12
4.1. Zahtjevi.....	13
4.2. Težina zrakoplova – prva procjena.....	14
4.3. Parametri performansi zrakoplova.....	15
4.4. Struktura zrakoplova.....	15
4.5. Procjena težina zrakoplova.....	15
4.6. Analiza performansi zrakoplova.....	16
4.7. Optimizacija performansi zrakoplova.....	16
4.8. Dijagram ograničenja.....	17
5. Dizajn zrakoplova s klipnim pogonom.....	18
5.1. Podjela težina zrakoplova.....	19
5.1.1. Konstrukcijske težine.....	19
5.1.2. Stvarne težine.....	21
5.1.3. Operativne težine.....	22
5.2. Komponente ukupne težine zrakoplova.....	23
5.2.1. Odnos W_f/W_O	25
5.2.2. Odnos W_e/W_O	26
5.2.3. Odnos F_z/W i W/S	26
5.3. Struktura zrakoplova.....	27
5.3.1. Krilo zrakoplova.....	28
5.3.2. Centar težišta.....	29
5.3.3. Pogonski sustavi.....	29

5.3.4. Struktura trupa	31
5.3.5. Repne površine zrakoplova	32
6. Primjeri dizajna zrakoplova s klipnim motorom	35
6.1. Dizajn zrakoplova Flyer I	35
6.2. Dizajn zrakoplova DC – 3	37
7. Zaključak	42
LITERATURA	44
POPIS SLIKA	46

1. Uvod

Dizajn zrakoplova kroz povijest je imao mnogo pokušaja i aktivnosti kako uspješno konstruirati zrakoplov koji će biti u mogućnosti održati se u zraku i izvesti prvi let, no najčešće je to završavalo bezuspješno i tragično. Prvi čovjek koji se najviše približio današnjoj strukturi zrakoplova i samom smislu kako bi zrakoplov trebao izgledati bio je poznati talijanski inženjer, umjetnik Leonardo Da Vinci, koji je živio u XV stoljeću. On je veliki dio svog života posvetio ideji o stvaranju zrakoplovstva, ostavljajući prve nacрте i dokumente svog rada na zrakoplovnim konstrukcijama, ali nikada nije stvorio upotrebljiv zrakoplov. Njegov neuspjeh je danas u potpunosti razumljiv kada se uzme u obzir nerazvijenost i primitivno stanje tehnike, nepostojanje prave industrije i kvaliteta te stanje konstrukcijskih materijala. Poslije Leonarda Da Vincija bilo je mnogo ideja o razvoju i konstruiranju zrakoplova koje su se temeljile na njegovim nacртima i idejama.

Prvi od mnogobrojnih pojedinaca koji su se istaknuli u povijesti zrakoplovstva su braća Wright, koji su 1903. godine uspjeli izvesti prvi let zrakoplovom. Nakon njihovog predstavljanja zrakoplova i uspješnog leta, mnogi ljudi koji su bili zaljubljenici u zrakoplovstvo i imali su ideje o konstrukciji zrakoplova krenuli su njihovim putem te s razvojem određenih alata i industrijskom revolucijom došlo je do velike prekretnice u budućnosti zrakoplovstva i zrakoplova kao prijevoznog sredstva.

Danas, mnogo godina nakon nastanka i leta prvog zrakoplova, tehnika i tehnologija razvoja zrakoplovstva i zrakoplova, kao prijevoznog sredstva je mnogo napredovala. Nagli razvoj tehnike i tehnologije, doveo je do razvoja novih materijala i sredstva koja su omogućila nastanak današnjih zrakoplova koji su ekonomičniji, izdržljiviji te koriste alternativna goriva i nove materijale izrade.

Svrha završnog rada je prikazati postupak dizajniranja zrakoplova sa klipnim pogonom, upoznati se sa zahtjevima koji se stavljaju ispred konstruktora zrakoplova, prikazati razvojne faze konstruiranja te na primjeru prikazati postupak dizajniranja zrakoplova.

Cilj ovog završnog rada je prikazati princip nastajanja konstrukcije zrakoplova, gdje je prvo potrebno biti upoznat sa parametrima koji se odnose na sam zrakoplov, uvjete izrade zrakoplova te faze i proces razvoja konstrukcije.

Naslov završnog rada je Dizajn zrakoplova sa klipnim pogonom a, rad je koncipiran u 7 cjelina:

1. Uvod
2. Općeniti zahtjevi konstrukcije zrakoplova
3. Razvojne faze konstrukcije zrakoplova
4. Glavne točke konceptnog dizajna zrakoplova
5. Dizajn zrakoplova sa klipnim pogonom
6. Primjer dizajna zrakoplova DC – 3
7. Zaključak

U drugom prikazani su općeniti zahtjevi konstrukcije zrakoplova, te sredstva i podaci kako bi se ostvarila uspješna konstrukcija zrakoplova.

Treće poglavlje sadrži osnovne faze konstruiranja, kroz koje svaki uspješni projekt zrakoplova mora proći, odnosno početak razvoja i prve nacрте modela zrakoplova te izrade prototipa pa do konačne proizvodnje zrakoplova.

U četvrtom poglavlju prikazane su glavne točke konceptnog dizajna zrakoplova.

Peto poglavlje prikazuje dizajn zrakoplova sa klipnim pogonom, podjelu težina zrakoplova, komponente težina zrakoplova i strukturu zrakoplova.

U šestom poglavlju je dan primjer dizajna zrakoplova tipa DC - 3.

U sedmom, završnom djelu rada, predloženi su rezultati istraživanja prethodno navedenih poglavlja.

2. Općeniti zahtjevi konstrukcije zrakoplova

Konstruiranje zrakoplovne konstrukcije je posebna disciplina u aeronautičkom inženjerstvu – različita od disciplina koje se bave proučavanjem aerodinamike, strukture, kinematike i propulzije. Sam zrakoplovni inženjer, odnosno konstruktor, mora biti stručnjak u navedenim područjima, no najviše vremena će se utrošiti na geometrijsko definiranje zrakoplova koji će se graditi.

Kod dizajniranja, a samim time i stvaranja određenog zrakoplova, potrebno je zadovoljiti sve zahtjeve i to od teorijskih i praktičnih tako i s eksploatacijskog i ekonomskog stajališta.

Neki od zahtjeva su:

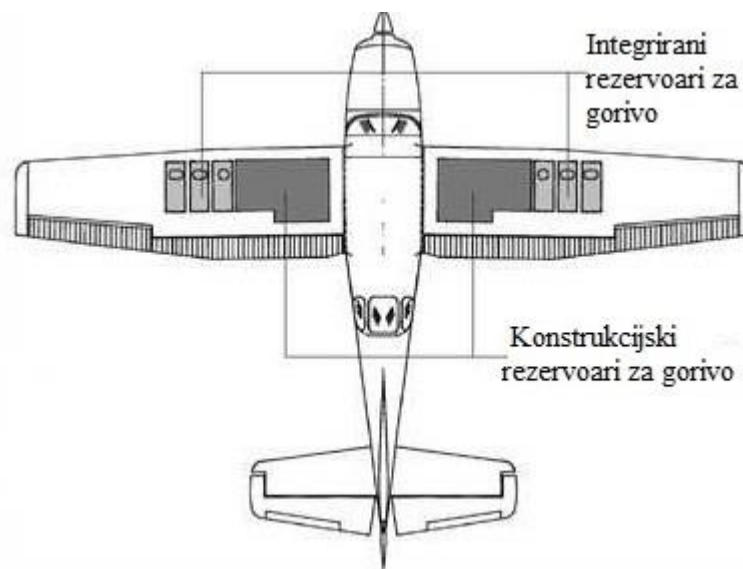
- dobar aerodinamički oblik sa što boljim performansama i karakteristikama u raznim režimima leta;
- čvrstoća, odnosno kontinuitet izdržljivosti konstrukcije u raznim režimima leta
- mala težina konstrukcije;
- jednostavnost i pristupačnost pri montaži i demontaži [5].

Također kako bi bilo moguće ostvariti izvedbu same konstrukcije zrakoplova potrebno je imati postojeću tehnologiju pomoću koje ćemo moći izvršiti izvedbu same konstrukcije, cijena i troškovi izgradnje moraju odgovarati specifičnim standardima za plovidbenost te moramo posjedovati čimbenike i preduvjete za realizaciju samog projekta. Tijekom procesa konstruiranja, raznim metodama, odnosno analizama će se utvrditi realna mogućnost izgradnje zrakoplova koji postiže performanse sukladne projektnom zadatku, odnosno utvrditi odstupanja [9].

2.1. Načini i sredstva za uspješnu konstrukciju zrakoplova

Kod stvaranja uspješne konstrukcije zrakoplova potrebno je uzeti u obzir:

- **konstruktivni oblik** – kod konstruiranja konstrukcije treba težiti ka što izravnijem putu prenošenja sila bez zaobilaženja jer svako zaobilaženje komplicira uvjete opterećenja elemenata i povećava težinu;
- **izbor materijala** – kod izbora konstruktivnog materijala treba proučiti sve radne i eksploatacijske uvjete odgovarajućeg elementa, vodeći pri tome računa o karakteru i vrsti naprezanja, opterećenja na udarce i zamor;
- **korištenja pojedinih dijelova zrakoplova za više uloga istovremeno** – predstavlja najefikasniji način za uštedu na vlastitoj masi zrakoplova. Najbolji primjer su integralni spremnici goriva smješteni u krilo zrakoplova i to u unutrašnjosti krila između prednje i stražnje remenjače koja pruža veliki prostor za gorivo prikazani slikom 1, težina goriva ima ulogu i uravnoteženja samog zrakoplova;



Slika 1. Prikaz integralnih rezervoara goriva

Izvor: <http://www.aero-news.net/index.cfm?do=main.textpost&id=a4a72204-e9a5-4e36-9f98-c6a16e1d4525>

- **funkcionalnost** – je određena s dva uvjeta:
 - *uvjet normalne radne namjene*

- *uvjet održavanja*

U uvjete normalne radne namjene pripadaju:

- ❖ brzina slijetanja zrakoplova
- ❖ kapacitet nosivosti tereta
- ❖ udobnost smještaja putnika i posade
- ❖ klimatizacija i obnova zraka
- ❖ neometan ulaz/izlaz u kabinu, trup zrakoplova
- ❖ unutarnja međusobna komunikacija

U uvjete održavanja, podrazumijeva se održavanje zrakoplova na zemlji, pripremu, pregled i popravak zrakoplova. Uvjeti su:

- ❖ lako i brzo punjenje goriva, maziva
 - ❖ pristupačnost/preglednost opreme, instrumenata, motorne instalacije
 - ❖ električna i hidraulična instalacija,
 - ❖ instalacija komandi leta
- **cjelovitost konstrukcije** – cilj dobrog projekta treba se sastojati od toga da se postigne relativno laka, brza i cjelovita, tj. ekonomična izradba. To se najviše odnosi na serijsku proizvodnju gdje imamo ugradnju montažne opreme i sklopova, dok je izrada prototipa znatno skuplja zbog korištenja specijalnih alata. Kod konstruktivnih elemenata i dijelova, teži se smanjenju njihovog broja, jednostavnosti oblika i kompaktnosti [9].

2.2. Osnovni konstruktivni podaci

Kako bi uopće započeo ikakav projektantski rad na zrakoplovu potrebno je biti upoznat sa sljedećim podacima i njihovim vrijednostima:

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

Konstruktivne karakteristike ili parametri su logični instrumenti koji služe za procjenu klase danog zrakoplova i njegovih mogućnosti, zapravo to su izrazi vrijednosti koji se pojavljuju u aerodinamičkim proračunima performansi, 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]

Navedeni konstruktivni podaci pobliže nam prikazuju letne mogućnosti zrakoplova, a obrnuto proporcionalni su jer:

- **manje vrijednosti opterećenja po površini (G/S)** rezultira boljom nosivošću, boljim penjanjem i performansama slijetanja i polijetanja, manjim horizontalnim brzinama;
- **veće vrijednosti opterećenja po površini (G/S)** rezultira slabijom nosivošću i slabijim penjanjem, ali većom brzinom;
- **manje vrijednosti opterećenja po snazi (G/P)** rezultira, zbog jače snage, boljim vrijednostima parametara: bolje nosivosti, penjanja, polijetanja i bolja horizontalna brzina;
- **veće vrijednosti opterećenja po snazi (G/P)**, zbog manje snage, daju sve prethodno navedene vrijednosti slabijim.

Iz prethodno navedenih odnosa, može se lako zaključiti da 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 vrijednost G/S da bi se dobili zadovoljavajući uvjeti nosivosti i penjanja, a naročito polijetanja kao najkritičnije faze leta [7].

Navedene konstruktivne karakteristike mogu se promatrati kod:

- *sporih zrakoplova manjih snaga:*

$$(G/S)_{\min} \sim 25 \text{ [N/m}^2\text{]}$$

$$(G/P)_{\max} \sim 15 \text{ [N/W]}$$

- *brzi zrakoplovi s klipnim motorima:*

$$(G/S)_{\min} \sim 300 \text{ [N/m}^2\text{]}$$

$$(G/P)_{\max} \sim 1,5 \text{ [N/W]}$$

3. Razvojne faze konstruiranja zrakoplova

Danas konstrukcija zrakoplova predstavlja jedinstvenu kombinaciju zahtjevnog inženjerstva, matematičkih operacija koje u kombinaciji s dozom kreativnosti i estetike omogućuju sam dizajn zrakoplova.

Zrakoplovna industrija kojoj je u opisu posla glavni zadatak dizajn i proizvodnja zrakoplova zajedno sa zrakoplovnim inženjerima mora se pridržavati određenih pravila i propisa nadležnih agencija kako bi se sam dizajn i proizvodnja odvijali na visokom nivou te zadovoljili uvjeti plovidbenosti. Kod dizajna razlikuju se dvije domene, jedna kojoj je zadaća dizajn civilnih zrakoplova i druga kojoj je zadaća dizajn vojnih zrakoplova. U samom procesu dizajniranja sudjeluje veliki broj zrakoplovnih inženjera koji kroz određene faze konstruiranja i dizajniranja zrakoplova te pregledima postojećih nacрта dovode konstrukciju zrakoplova do finalne verzije koja zadovoljava sve faze konstruiranja te je zrakoplov spreman za proizvodnju. Navedeni proces zahtjeva puno utrošenog vremena, te uloženog novca i timskog rada velikog broja ljudi [6].

Kako bi nastao konačan proizvod, odnosno zrakoplov, od prvog nacрта osobe ili određenog broja ljudi te prošao proces izrade potrebno je da sam zrakoplov prođe i zadovolji sve uvjete kroz tri osnovne faze konstruiranja zrakoplova koje se odvijaju po određenom redoslijedu i to kroz:

- *konceptno konstruiranje*
- *prelimenarno konstruiranje*
- *detaljno konstruiranje* [2]

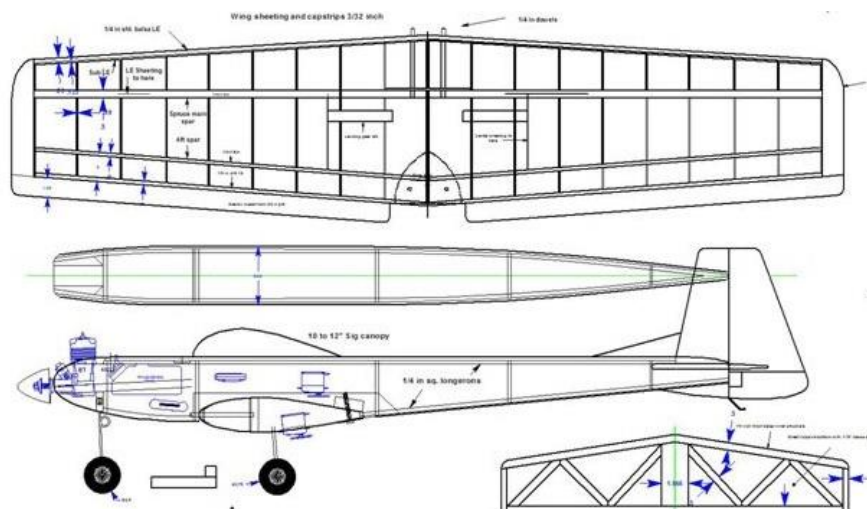
3.1. Konceptno konstruiranje

Predstavlja prvi korak kod konstruiranja zrakoplova, te započinje s konceptom. Prije samog početka dizajniranja zrakoplova potrebno je navesti i odlučiti koje sve tehnologije izrade će se koristiti. Uključuje skiciranje raznih mogućih konfiguracija zrakoplova koji ispunjavaju tražene specifikacije zrakoplova od strane budućeg korisnika. Skiciranjem raznih

vrsta konfiguracija, dizajneri nastoje doći konfiguraciju koja na zadovoljavajući način ispunjava sve uvjete koji su definirani kroz aerodinamiku, pogonske sustave, performanse leta, strukturu zrakoplova i upravljačke sustave.

Temeljni aspekti poput oblika trupa oblika krila, pozicija i vrsta pogonskih sustava su vrlo važni u navedenoj fazi te se ispituju kroz razne testove u zračnom tunelu. Rezultati ispitivanja u zračnom tunelu, dovesti će do daljnjih analiziranja, dimenzioniranja, unošenja određeni izmjena u pogledu težina, količine goriva, veličine i oblika krila, položaja motora itd.

U navedenoj fazi cilj je istražiti što veći broj mogućih koncepata te suziti broj koncepata koje je potrebno uzeti u daljnju analizu [10]. Konačni proizvod je konceptualni izgled zrakoplova prikazan slikom 2, njegova konfiguracije na papiru ili na zaslonu računala, koji je pregledan od strane zrakoplovnih inženjera i drugih sudionika u procesu konstruiranja zrakoplova.



Slika 2. Prikaz sheme zrakoplova

Izvor: http://www.modelairplanenews.com/Media/News/6_9.JPG

3.2. Prelimenarno konstruiranje

Predstavlja sljedeći korak kod konstruiranja zrakoplova. Sama faza započinje kada su glavne izmjene u konceptu izvršene i poznati su parametri te konfiguracija. U ovoj fazi se vrši izgradnja modela zrakoplova koji se ispituje u zračnom tunelu, te nam daje rezultate ispitivanja oblika konfiguracije zrakoplova i utjecaj strujanja zraka na stabilnost zrakoplova.

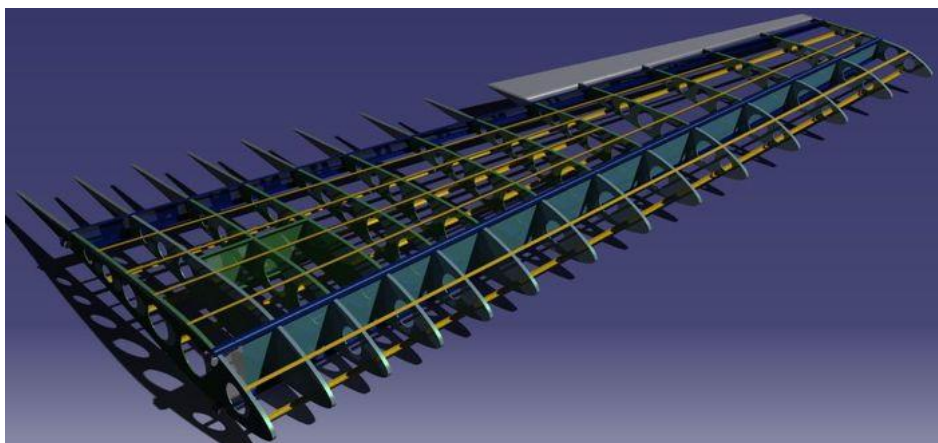
Grupa ljudi radi na dizajnu zrakoplova, na temelju rezultata iz zračnog tunela, analizira ponašanje strukture, stajnog trapa, upravljačkih sustava i stabilnost zrakoplova prilikom opstrujavanja zraka oko modela zrakoplova.

U ovoj fazi konstruiranja zrakoplova pojavljuje se pojam „lofting“ – krojenje, koji predstavlja pojam za provjeravanje dodatnih zahtjeva, kao podobnost za serijsku proizvodnju i slično [2].

Prelimenarna konstrukcija zrakoplova sadrži prijedloge i rješenja u potpunosti, te daje vrijeme i troškove izgradnje zrakoplova. U ovoj fazi izgradnje zrakoplova utrošena je velika količina vremena i novčanih sredstava, te pogrešne odluke mogu dovesti do propadanja projekta i kompanije koja vrši projektiranje [9].

3.3. Detaljno konstruiranje

Predstavlja konačnu fazu u konstruiranju zrakoplova. U ovoj fazi vrši se analiziranje svih dijelova strukture zrakoplova do najsitnijih detalja. Kod konceptnog i prelimenarnog konstruiranja krilo se promatralo kao cjelina, dok se u ovoj fazi konstruiraju detalji krila kao što su rebra, remenjača, uzdužnice, oplata, od kojih se svako zasebno analizira, prikazano slikom 3.



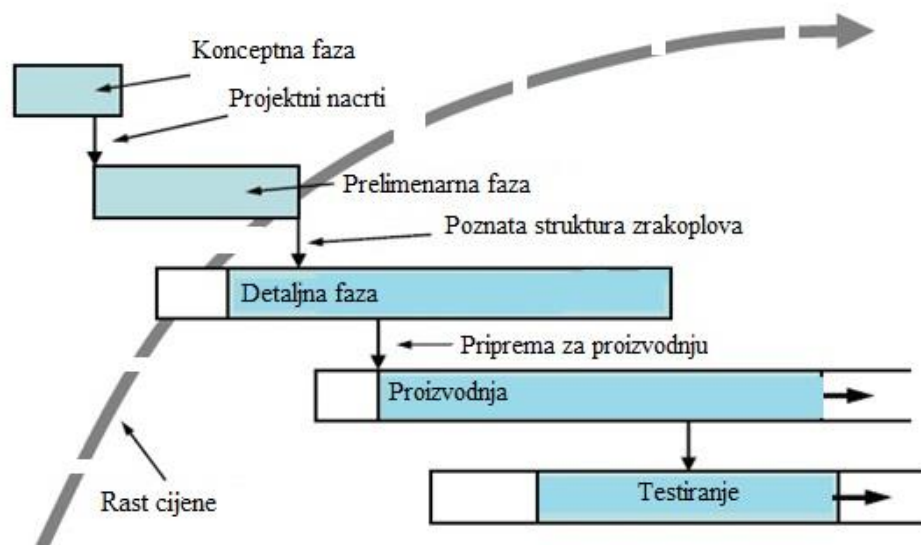
Slika 3. Prikaz strukture krila

Izvor:<https://d2t1xqejof9utc.cloudfront.net/screenshots/pics/131e0af828029373c26dae52114ed532/medium.jpg>

Ova faza konstruiranja sadrži veliki broj ljudi koji sudjeluju u konstruiranju te su se troškovi izrade uvelike povećali. Također se odabiru tehnologije, alati za proizvodnju. Konstruktori koji sudjeluju u konstruiranju traže modifikacije zbog ekonomičnije i lakše proizvodnje, što može utjecati na težinu i performanse zrakoplova. U ovoj fazi vrše se intenzivna testiranja određenih dijelova konstrukcije, u simulatoru leta probni piloti od strane proizvođača i kupca vrše razna testiranja [2].

Sama faza konstrukcije završava izgradnjom prvih zrakoplova, odnosno prototipova, na kojima se izvode ispitivanja i dokazivanja za stjecanje certifikata o homologaciji i dozvole za plovidbenost.

Prethodno navedene faze konstruiranja zrakoplova prikazane su slikom 4, gdje je kroz ilustraciju objašnjen proces od prve faze konstruiranja pa do testiranja i proizvodnje prvih prototipova zrakoplova uz prateći prikaz troškova svake faze.



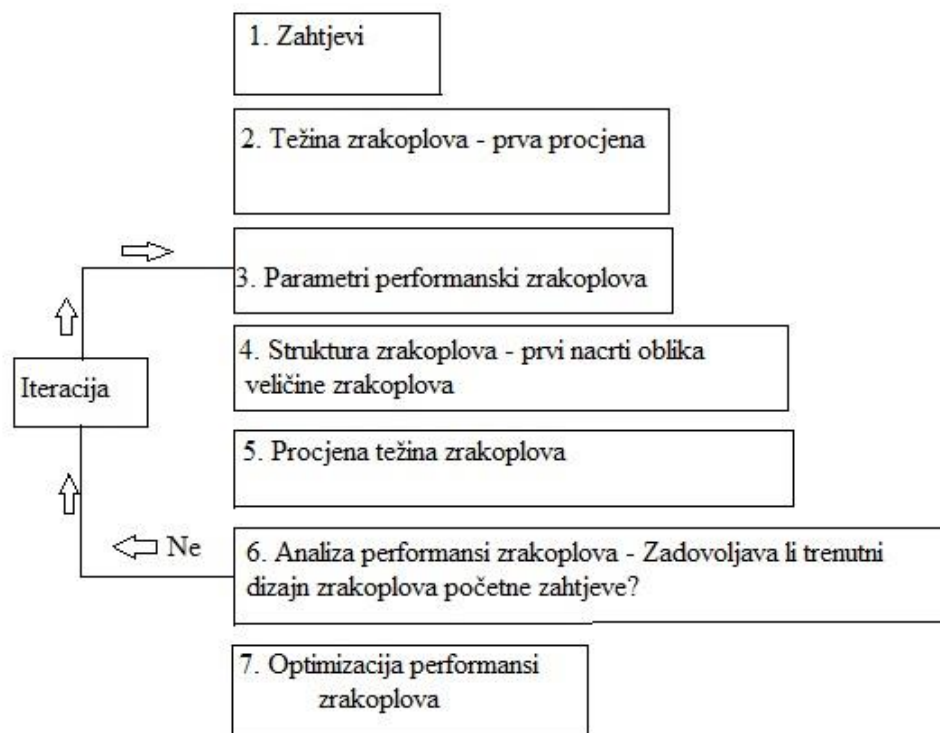
Slika 4. Prikaz osnovnih faza konstruiranja zrakoplova

Izvor: https://www.iei.liu.se/machine/kristianamadori/lic_eng_thesis/1.130864/K_Amadori_OnConceptual_Aircraft_Design.pdf

4. Glavne točke konceptnog dizajna zrakoplova

Ovim poglavljem se prikazan proces konceptnog konstruiranja zrakoplova sa svim zahtjevima od strane kupca, raspoloživim tehnologijama za izradu strukture zrakoplova, dimenzioniranjem i analiziranjem strukture zrakoplova, radom zrakoplovnih inženjera kod analiziranja i optimizacije određenih dijelova strukture zrakoplova te vizualizacija i skiciranje novog zrakoplova. Također sadržava opis aerodinamike, rasporeda određenih dijelova strukture zrakoplova koji moraju zadovoljavati vrlo veliki broj ograničenja i specifikacija, koji se tijekom izrade koja traje nekoliko godina stavlja pred zrakoplovne inženjere i ostale sudionike tijekom konstruiranja zrakoplova.

Sam proces koji sadrži detaljno opisane dijelove konceptnog konstruiranja zrakoplova prikazan je slikom 5.



Slika 5. Shema procesa konceptnog konstruiranja zrakoplova

Izvor: Anderson J. D.: Aircraft performance and design, University of Maryland, 1999., str. 387

Sam model zrakoplova koji određuju buduću korisnici predstavlja projektni zadatak za zrakoplovne inženjere i osobe koji sudjeluju u konstruiranju. Kako bi bilo moguće uopće

početi sa konstruiranjem zrakoplova potrebno je odrediti tehnologije i materijale izrade koje će se koristiti. Nakon toga izrađuje se skica koncepta koja se vrši na zaslonu računala ili ručno na papiru. Sljedeći postupak je analiziranje i dimenzioniranje određenih dijelova strukture zrakoplova, težina zrakoplova, aerodinamike, propulzije i sl.

Analiziranje se vrši prvenstveno zbog uspoređivanja sa zahtjevima, preciznijih izračunavanja određenih parametra te radi optimizacije. Naposljetku se vrši detaljno dimenzioniranje koje kao konačan rezultat udovoljava zahtjevima i daje osnovu za sljedeću fazu, odnosno prelimenarno konstruiranje.

4.1. Zahtjevi

Kod početnog dizajniranja i planiranja konstrukcije zrakoplova, potrebno je biti upoznat sa zahtjevima od strane budućeg korisnika. Korisnici mogu biti država, najčešće za vojne potrebe odnosno za vojne zračne snage, te aviokompanije kao privatni korisnici. Zahtjevi mogu biti za dizajn manjih klipnih zrakoplova pa sve do velikih mlaznih zrakoplova ovisno o potrebama budućih korisnika. Kod dizajniranja novog tipa zrakoplova, uvijek moraju postojati određene oscilacije koje mogu nastati prilikom dizajniranja zrakoplova te kod ispunjenja određenih zahtjeva. Neki od zahtjeva su:

- dolet
- potrebna duljina uzletno-sletne staze kod polijetanja
- stalling brzina
- izdržljivost
- maksimalna brzina leta
- brzina penjanja
- kod vojnih zrakoplova, maksimalni i minimalni kut zakreta
- maksimalna nosivost plaćenog tereta
- cijena

- maksimalna veličina (odnosi se na pojam mogućnosti korištenja standardnih hangara za ulazak/izlazak zrakoplova iz istog)

Navedeni zahtjevi predstavljaju osnovne zahtjeve kod dizajniranja zrakoplova, također kod dizajna vrlo su važni zahtjevi koji se odnose na unutrašnjost i strukturu zrakoplova.

4.2. Težina zrakoplova – prva procjena

Za zrakoplov, kako bi imao mogućnost leta odnosno polijetanja, pogonski sustavi moraju ostvariti veću silu potiska te zajedno sa strukturom zrakoplova (krilima) ostvariti veći uzgon nego što je sama težina zrakoplova. Težina zrakoplova predstavlja jednu od najvažnijih parametara bez koje dizajn zrakoplova ne može biti započet. Težina zrakoplova bila je jedan od većih problema kod dizajniranja zrakoplova još u povijesti, jer je povlačila dva vrlo važna pitanja i to:

- Hoće li sila uzgona uspjeti savladati težinu zrakoplova?
- Ako da, hoće li pogonski sustavi koji stvaraju silu potiska stvarati preveliku silu otpora zbog svoje težine i veličine?

Braća Wright su još u povijesti bili upoznati s težinom zrakoplova i problemima koje onda donosi sa sobom. Znali su da veća težina proizvodi veći otpor što je direktno povezano sa snagom pogonskih sustava, odnosno većom težinom samih sustava [2].

4.3. Parametri performansi zrakoplova

Kako bi bilo moguće izvesti dizajn zrakoplova potrebno je poznavati određene parametre novog zrakoplova. Neki od parametara su :

- maksimalni koeficijent uzgona ($F_{Z \max}$)
- odnos sile uzgona i otpora (F_Z/F_X)
- opterećenje krila
- odnos sile potiska i težine (F_T/W)

Vrlo važan parametar na koji se mora obratiti velika pažnja je usporedba opterećenja krila s parametrima odnosa sile potiska i težine, jer ti parametri uvelike utječu na sam dizajn zrakoplova.

4.4. Struktura zrakoplova

Struktura zrakoplova prikazuje se kroz nacрте oblika i veličine zrakoplova koji je u procesu dizajniranja. Prethodno navedeni parametri performansi zrakoplova u kombinaciji s težinama zrakoplova daju nam dovoljno informacija o mogućoj veličini zrakoplova i njegove strukture.

4.5. Procjena težina zrakoplova

U ovoj fazi dizajniranja zrakoplova, nacrtima oblika i veličine zrakoplova daje se više pažnje. Glavni razlog tome je to što se dobiva procjenu težine u odnosu na parametre performansa zrakoplova, detaljnu procjenu težine zrakoplova u odnosu na strukturu zrakoplova i u odnosu na količinu i težinu zrakoplova potrebnu za ispunjenje početnih zahtjeva.

4.6. Analiza performansi zrakoplova

Ova faza dizajniranja služi za usporedbu početnih zahtjeva s trenutnim dobivenim parametrima prilikom dizajniranja i analiziranja. Također trenutni nacrti dizajna prolaze ispitivanja i analiziranja koja vrši određena skupina ljudi kojoj je cilj približiti trenutne parametre početnim, odnosno zadanim, te se taj postupak usklađivanja vrši sve dok se ne postigne zadovoljavajuća razina zahtjeva. U ovoj fazi također postoji i kritična razina zadovoljavanja početnih zahtjeva, jer tijekom procesa može doći do toga da se određeni zahtjevi ne mogu ispuniti. Razlog tome je nedovoljna razvijenost određene tehnologije za izradu takvog zrakoplova, prevelika cijena izrade i sl. [2]

Ukoliko nije moguće ispuniti i ostvariti sve početne zahtjeve tada se teži da se ispune oni koji su od veće važnosti. Tako npr. ako je potreba veća brzina leta zrakoplova, a struktura krila omogućava povećanje brzine slijetanja i polijetanja u odnosu na početne zahtjeve, tada se teži tome da se smanje zahtjevi vezani uz parametre slijetanja i polijetanja.

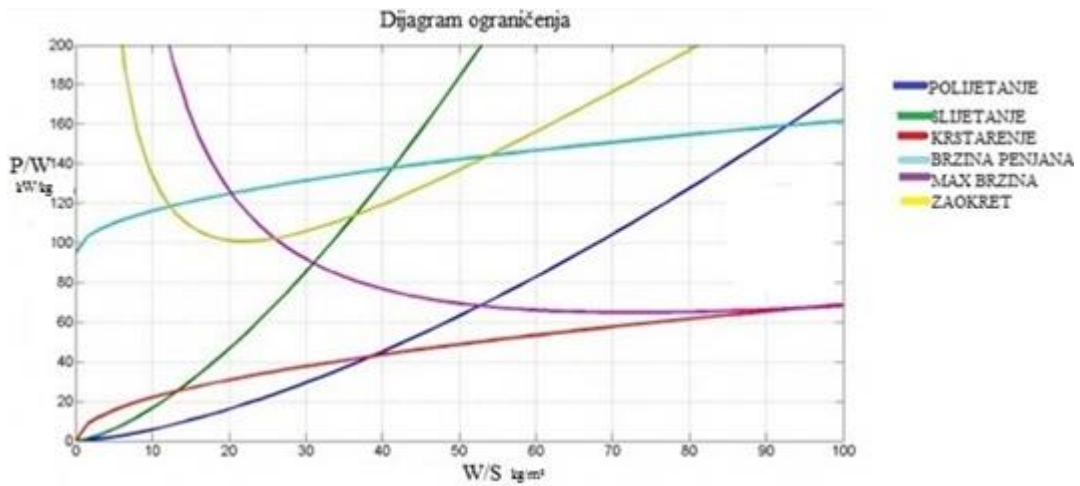
4.7. Optimizacija performansi zrakoplova

U ovoj fazi skupina ljudi koja radi na dizajniranju zrakoplova, predstavlja prikaz dizajna zrakoplova. Vrlo važno pitanje u ovom procesu je: *Da li je ovo najbolji dizajn zrakoplova?* Svrha ove faze je predstaviti veći broj nacrti različitih vrsta zrakoplova, sa svim postojećim nacrtima, grafikonima, tablicama i izračunima koji se koriste kako bi se pronašao odgovarajući dizajn koji zadovoljava početne zahtjeve.

Danas je ovaj postupak mnogo lakše za izvesti, zbog postojeće računalne tehnologije koja omogućava usporedbu više tipova zrakoplova istovremeno, dok se u povijesti to sve vršilo ručnom metodom i matematičkim postupcima. Takav napredak u računalnoj tehnologiji, danas u XXI stoljeću predstavlja vrlo veliki napredak te olakšava sam proces dizajniranja zrakoplova.

4.8. Dijagram ograničenja

Predstavlja važan parametar prilikom dizajniranja zrakoplova. Njegova obilježja su da uspoređuje dva najvažnija parametra i to odnos F_T/W i razmah krila. Sam dijagram ograničenja pobliže nam prikazuje određene operacije zrakoplova prikazane slikom 6.



Slika 6. Prikaz dijagrama opterećenja

Izvor: http://assets.flitetest.com/article_images/medium/x47b-constraint-png_1400710308.jpg

Važniji parametri ograničenja su:

- ograničenja u polijetanju
- ograničenja u slijetanju
- ograničenja nivoa leta
- ograničenja maksimalne brzine leta
- ograničenja prilikom izvođenja zaokreta [2]

5. Dizajn zrakoplova s klipnim pogonom

Dizajn zrakoplova sa klipnim pogonom se može prikazati kroz razvojne faze dizajniranje zrakoplova koje su temelj konstruiranja svih zrakoplova. Specifičnost zrakoplova sa klipnim pogonom poteže se još od povijesti dok nisu bile razvijene tehnologije i tehnike izrade. Važno je reći kako zrakoplovi sa klipnim pogonom danas predstavljaju mali udio u zračnom prijevozu i prometu, jer su taj segment preuzeli moderni, veliki zrakoplovi sa mlaznim motorom.

Zrakoplovi sa klipnim pogonom u odnosu na zrakoplove sa mlaznim pogonom manjih su težina, slabijih tehničkih i letnih osobina, imaju manji kapacitet putničke kabine i kargo prostora te razvijaju manje aerodinamičke sile i momente koji utječu na aerodinamiku zrakoplova. Takve karakteristike u odnosu na zrakoplove sa mlaznim pogonom, olakšavaju sam proces dizajna i konstruiranja jer imamo manje početne zahtjeve koje treba zadovoljiti te je potreba za analiziranjem i ispitivanjem određenih parametara mnogo jednostavnija.

Zrakoplovi sa mlaznim pogonom su nasljednici zrakoplova sa klipnim pogonom jer se njihov koncept dizajniranja u prvim počecima oslanjao na analize i ispitivanja od zrakoplova sa klipnim pogonom. Daljnjim napredovanjem tehnike i tehnologije izrade i dizajniranja oni su postali posebna grana u dizajniranju i izradi konstrukcija zbog mnogo većih težina, boljih tehničkih i letnih osobina, većeg kapaciteta putničke kabine i kargo prostora, ali razvijaju i veće aerodinamičke sile i momente koji utječu na aerodinamiku zrakoplova. Specifičnost kod dizajniranja zrakoplova bilo sa klipnim ili mlaznim pogonom je zadovoljiti početne zahtjeve budućeg korisnika poštivajući pravila aerodinamike, kinematike i ostalih grana zrakoplovstva kako bi zrakoplov zadovoljio na kraju uvjete plovidbenosti i predstavio uspješnost dizajniranja i konstruiranja te svog utrošenog rada.

Kako bi dizajn zrakoplova bio izvediv potrebno je biti upoznat s masama koje djeluju na zrakoplov, njihovim utjecajem na strukturu zrakoplova ovisno o zahtjevima budućeg korisnika, odnosima određenih parametara performansi zrakoplova te sama analiza prethodno navedenih parametara.

5.1. Podjela težina zrakoplova

Težina je sila kojom gravitacija privlači neko tijelo prema središtu zemlje. Glavni je faktor u konstrukciji i upravljanju zrakoplovom i zahtjeva poštivanje svih zrakoplovnih inženjera i pilota. Ako je težina veća od snage uspinjanja, zrakoplovu može biti onemogućeno polijetanje.

Najvažniji nedostaci performansi preopterećena zrakoplova su:

- veća potreba brzina polijetanja
- dulja potrebna staza za polijetanje
- smanjena brzina i kut penjanja
- niža maksimalna visina leta
- kraći dolet
- smanjena brzina horizontalnog leta
- smanjena sposobnost manevriranja
- veća brzina prevlačenja
- viši prilaz i brzina slijetanja
- duža staza slijetanja
- prekomjerna težina na nosnom kotaču ili repnom kotaču

5.1.1. Konstrukcijske težine

Konstrukcijska težina zrakoplova je težina koja je definirana tijekom dizajniranja zrakoplova te njegove certifikacije i određena je od strane proizvođača. To je težina zrakoplova koja ne smije biti prekoračena jer uslijed samog prekoračenja ograničene težine može doći do strukturalnih oštećenja samog zrakoplova.

Sama oštećenja mogu nastati prilikom polijetanja i slijetanja zrakoplova, ali i prilikom taksiranja po stajanci i ostalim manevarskim površinama aerodroma. Također, konstrukcijske težine, bez obzira na ugradnju novih dijelova ili opreme, ne mogu se mijenjati prema višim vrijednostima bez odobrenja konstruktora i nadležnih zrakoplovnih vlasti [9].

U konstrukcijske težine ubrajaju se:

- **maksimalna konstrukcijska težina zrakoplova na stajanci (*Maximum Design Ramp Weight - MDRW*)** – je najveća moguća težina potpuno opterećenog zrakoplova. Ta težina ne smije se prekoračiti zbog strukturalnih ograničenja čvrstoće zrakoplova. Ta težina uključuje gorivo potrebno za startanje motora zrakoplova;
- **maksimalna konstrukcijska težina za vožnju po zemlji (*Maximum Design Taxi Weight – MDTW*)** – je najveća težina zrakoplova prilikom kretnje po voznim stazama (ili snagom vlastitih motora ili uz pomoć motornog sredstva za vuču), Ovisi o strukturalnim dimenzijama zrakoplova, broju pogonskih sustava, radu pomoćne pogonske jedinice (APU);
- **maksimalna konstrukcijska 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 poravnava s osi uzletno-sletne staze (*Maximum Brake Release Weight*). U tu težinu se ne ubraja masa goriva utrošena za pokretanje motora i vožnju po voznim stazama [9];
- **maksimalna konstrukcijska težina zrakoplova bez goriva (*Maximum Zero Fuel Weight – MZFW*)** - predstavlja težinu zrakoplova bez korisnog goriva za let zrakoplova koje se nalazi u krilima zrakoplova;
- **maksimalna konstrukcijska težina zrakoplova pri slijetanju (*Maximum Design Landing Weight – MDLW*)** – predstavlja najveću težinu zrakoplova pri kojoj on može sigurno sletjeti. Prekoračenjem te mase može doći do strukturalnih oštećenja i opterećenja stajnog trapa, trupa i krila zrakoplova. Razlika između MDLW i MTOW čini potrošeno putno gorivo [11].

Ukoliko dođe do prekoračenja maksimalne konstruktivne težine zrakoplova ili ako zrakoplov nije pravilno balansiran neke moguće posljedice su:

- potrebna veća brzina u polijetanju, što za posljedicu ima veću duljinu uzletno-sletne staze
- smanjenje kuta i brzine penjanja
- nemogućnost dostizanja određene brzine krstarenja
- smanjen dolet zrakoplova

- otežano manevriranje zrakoplovom
- potrebna veća duljina uzletno-sletne staze prilikom slijetanja, zbog veće brzine slijetanja
- veće strukturalno opterećenje pojedinih dijelova zrakoplova (npr. stalni trap, krila, trup) [11].

5.1.2. Stvarne težine

Stvarne težine zrakoplova odnose se na težine zrakoplova kod polijetanja, uzlijetanja, pri kretanju zrakoplova po manevarskim površinama, bez goriva. Također poznavanje stvarnih težina od ključne je važnosti za proračunavanje opterećenja i uravnoteženja zrakoplova te njihova veličina utječe na promjene centra težišta zrakoplova.

U stvarne težine se ubrajaju:

- **proizvođačeva težina praznog zrakoplova (*Manufacturer Empty Weight – MEW*)** – predstavlja ukupnu težinu zrakoplova koju proizvođač isporučuje korisniku. Pod navedenom težinom podrazumijeva se strukturalna težina zrakoplova zajedno s pogonskim sustavima, instalacijama i obvezatnom opremom te tehničkim tekućinama kao što su: motorno ulje u pogonskim sustavima, ulje za hidraulički sustav, tekućine za odleđivanje;
- **osnovna težina praznog zrakoplova (*Basic Empty Weight – BEW*)** – predstavlja ukupnu težinu zrakoplova (MEW) koju proizvođač isporučuje korisniku uvećana za neiskorištene tekućine kao što su neiskorišteno gorivo, mazivo, voda za piće i toalete te oprema kao što su: protupožarni aparati, boce za kisik, elektronička oprema [12];
- **osnovna težina zrakoplova (*Basic Weight – BW*)** – predstavlja BEW i težinu operativne opreme koja nije obuhvaćena u BEW. Operativnu opremu određuje zrakoplovni prijevoznik, a može se mijenjati od leta do leta;
- **stvarna težina zrakoplova bez goriva (*Actual Zero Fuel Weight – AZFW*)** – predstavlja suhu operativnu težinu (DOW) zrakoplova kojoj je pridodana težina

plaćenog tereta (Payload). Plaćeni teret predstavlja ukupnu težinu putnika, prtljage, tereta i pošte na zrakoplovu;

- **stvarna težina zrakoplova pri uzlijetanju (*Actual Take-off Weight – ATOW*)** – predstavlja težinu zrakoplova prilikom taksiranja kojoj je pridodano gorivo za uzlijetanje, gorivo za let i rezervno gorivo, odnosno zbroj operativne težine zrakoplova (OW) i plaćenog tereta.
- **stvarna težina zrakoplova pri slijetanju (*Actual Landing Weight – ALW*)** – predstavlja težinu zrakoplova u uzlijetanju (ATOW) umanjenu za potrošeno gorivo za put [4].

5.1.3. Operativne težine

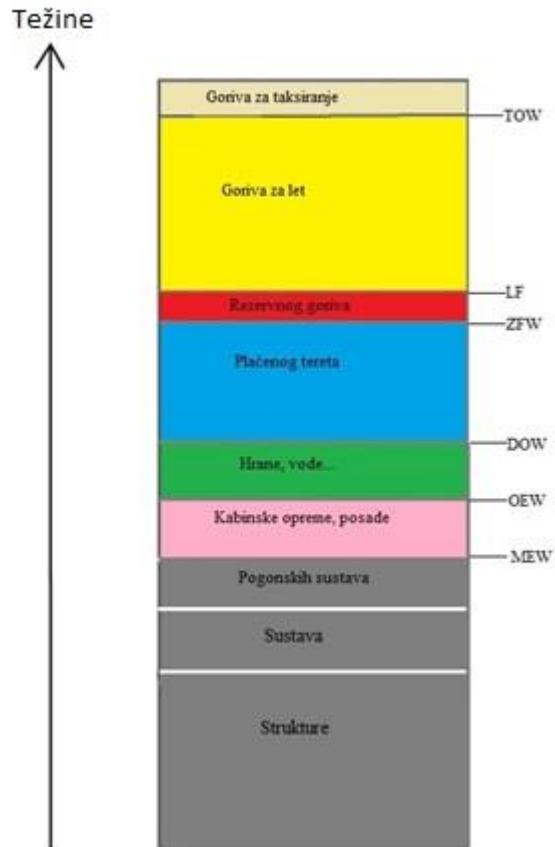
Operativne težine zrakoplova služe za proračunavanje uravnoteženja i opterećenja zrakoplova te kao provjera prekoračenja maksimalnih konstrukcijskih težina prikazane slikom 7.

One se dijele na :

- **suhu operativnu težinu (*Dry Operating Weight – DOW*)** – predstavlja osnovnu težinu zrakoplova uvećanu za težinu:
 - ❖ posade i njihove prtljage
 - ❖ hrane i pića za putnike
 - ❖ robe koja se prodaje u zrakoplovu
 - ❖ servisne i toaletne vode [12].

Sama suha operativna težina mijenja se u odnosu na potražnju korisnika, karakter leta i broj članova posade.

- **operativnu težinu (*Operating Weight – OW*)** – predstavlja zbroj DOW i dodane količine goriva potrebnog za let.



Slika 7. Prikaz odnosa težina zrakoplova

Izvor: http://www.flightglobal.com/blogs/flightblogger/2011/06/aircraft_design_101_what_is_ma/

5.2. Komponente ukupne težine zrakoplova

Ovim poglavljem se pojašnjavaju komponente ukupne težine zrakoplova, odnosno od kojih se težina ono sastoji. Ukupna težina zrakoplova sastoji se od:

- **težine posade (W_{crew})** – prikazuje težinu posade koja je potrebna kako bi se obavio let zrakoplovom, a broj posade ovisi o tipu zrakoplova;
- **težina plaćenog tereta ($W_{payload}$)** – prikazuje težinu tereta koji se prevozi zrakoplovom kao što je npr. prtljaga, putnici, kargo i sl. Ako se ova težina odnosi na vojni zrakoplov tada se težina tereta odnosi na rakete, bombe i ostalo oružje;

- **težina goriva (W_{fuel})** – prikazuje težinu goriva u spremnicima za gorivo, sama količina goriva se mijenja tijekom određenih operacija zrakoplova tako da je ova težina promjenjiva u određenim uvjetima leta;
- **težina praznog zrakoplova (W_{empty})** – u ovu težinu pripadaju svi ostali strukturalni dijelovi zrakoplova kao što su pogonski sustavi, elektronička oprema, podvozje i sl.

Ukupna težina zrakoplova (W) predstavlja zbroj prethodno navedenih težina zrakoplova. Promjenjiva je tijekom leta zbog potrošnje goriva kod civilnih zrakoplova, dok kod vojnih zrakoplova također je promjenjiva zbog odbačenog tereta.

Maksimalna konstrukcijska težina zrakoplova pri polijetanju (W_0) predstavlja također zbroj prethodno navedenih težina, prilikom polijetanja dok imamo utrošenu određenu količinu goriva [2]. Jednadžba kojom se može prikazati W_0 :

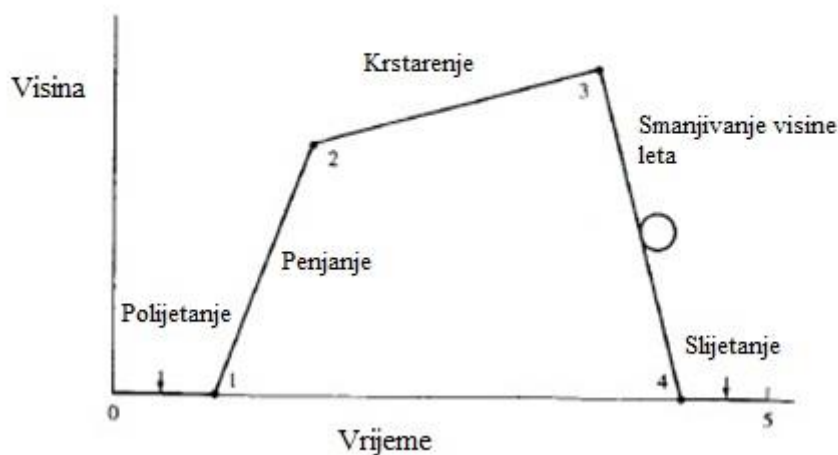
$$W_0 = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty} \quad (1)$$

Daljnjom razradom jednadžbe dolazi se do konačne jednadžbe:

$$W_0 = \left[\frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - \frac{W_{fuel}}{W_0} - \frac{W_{empty}}{W_0}} \right] \quad (2)$$

5.2.1. Odnos W_f/W_0

Potrebna količina goriva za neki let ovisi o pogonskim sustavima, odnosno potrošnji goriva pogonskih sustava i učinkovitosti elise. Također ovisi o aerodinamičkim karakteristikama zrakoplova. Ukupna količina goriva potreba za let računa se od trenutka paljenja pogonskih sustava na aerodromu pa sve do trenutka gašenja pogonskih sustava na odredištu. Između početne i krajnje točke leta određenog zrakoplova postoje određene operacije zrakoplova koje su prikazane slikom 8.



Slika 8. Prikaz segmenata leta zrakoplova

Izvor: Anderson J. D.: Aircraft performance and design, University of Maryland, 1999., str. 401.

Segmenti prikazanog leta sastoje se od :

- 0 → 1: paljenje pogonskih sustava, taksiranje i polijetanje;
- 1 → 2: penjanje zrakoplova do određene visine leta;
- 2 → 3: krstarenje
- 3 → 4: smanjivanje visine leta;
- 4 → 5: slijetanje[2].

5.2.2. Odnos W_e/W_0

Odnos težine praznog zrakoplovca i ukupne težine zrakoplova vrlo je važan podatak koji se mora poznavati. Jedan od razloga je to što se ukupna težina zrakoplova nikada ne smije prekoračiti, a kako bi mogli pratiti težinu zrakoplova potrebno je prvo poznavati težinu praznog zrakoplova. Težina praznog zrakoplova vrlo je važna kod proračuna oko težine putnika i njihove prtljage odnosno koliku dodatnu težinu smijemo utovariti na zrakoplov, a da se ne prekorači ukupna težina zrakoplova. Za lake zrakoplove do 4.535 kg uzima se da odnos W_e/W_0 iznosi oko 0,62 koji je vrijedio u prvoj polovici XIX stoljeća, no s razvojem materijala i tehnologija izrada taj se koeficijent sve više smanjuje [2].

5.2.3. Odnos F_z/W i W/S

Odnos sile uzgona i težine te opterećenje krila predstavljaju jedne od najvažnijih parametara performansi zrakoplova. Optimizacija navedenog parametra od velike je važnosti i izvodi se prije nego se počinje sa dizajniranjem zrakoplova

Zrakoplovi sa većim odnosom F_z/W^1 imaju mogućnost ostvarivanja većeg ubrzanja, veće brzine penjanja, postizanja većih brzina i visina leta, što im omogućuju pogonski sustavi velikih snaga koji za ostvarivanje prethodno navedenih parametara i učinaka imaju veću potrošnju goriva.

W/S predstavlja odnos težine zrakoplova i površine krila, te ima veliki učinak na maksimalnu masu zrakoplova u polijetanju (MTOW). Ukoliko je W/S^2 smanjen, krilo će biti većeg razmaha. Takav postupak dovesti će do boljih performansi zrakoplova, ali i stvarati veću silu otpora [8].

Ukoliko zrakoplovni inženjer izradi nacrt zrakoplova tipa niskokrilac sa velikim razmahom krila tada će biti dovoljno mjesta za smještaj stajnog trapa i rezervoara goriva. Ako se npr. odluči za zrakoplov tipa visokrilac sa manjim razmahom krila to će dovest do

¹ F_z/W – odnos sile uzgona i težine

² W/S –odnos težine i noseće površine krila

problema oko pronalaska prostora za smještaj stajnog trapa i rezervoara goriva. Smještajem prethodno navedenih dijelova zrakoplova u strukturu krila dolazi do povećanja opterećenja krila, povećanja sile otpora i težine zrakoplova.

Odnos F_z/W i W/S su usko povezani parametri u izračunavanju kritičnih performansi zrakoplova kao što je npr. operacija polijetanja i izračun potrebne duljine za polijetanje što zrakoplovnom inženjeru predstavlja velike probleme kod izračuna i analiziranja.

Kao primjer može se uzeti potrebnu kraću duljinu za polijetanje koju se može ostvariti velikim razmahom krila (malo W/S) i pogonskim sustavom manjih snaga (manji F_z/W). Pogonski sustav manje snage ostvariti će dovoljno ubrzanje zrakoplova da se ono odvoji od zemlje.

Također kao drugi primjer može se uzeti istu potrebnu duljinu za polijetanje koju se može ostvariti manjim razmahom krila (veće W/S) i pogonskim sustavom veće snage (veći F_z/W). U ovom slučaju biti će potrebna veća brzina ubrzanja zrakoplova da se ono odvoji od zemlje, ali koristeći pogonske sustave većih snaga takvo ubrzanje će se ostvariti u vrlo kratkom vremenu [8].

5.3. Struktura zrakoplova

Ovo podpoglavlje predstavlja važnu fazu u dizajniranju zrakoplova, gdje je kod odabira određenog nacrt zrakoplova, potrebno obratiti pažnju i na zahtjeve budućeg korisnika u ovisnosti na nosivost samog zrakoplova, brzinu leta, mjesto korištenja zrakoplova. Strukturu zrakoplova kao osnovni dijelovi čine krilo, pogonska skupina i položaj centra težišta, koji su različiti ovisno o potrebama budućeg korisnika.

Ovakvi zahtjevi uvelike utječu na strukturu zrakoplova, odnosno raspored njegovih osnovnih dijelova koje su pobliže objašnjene u nastavku.

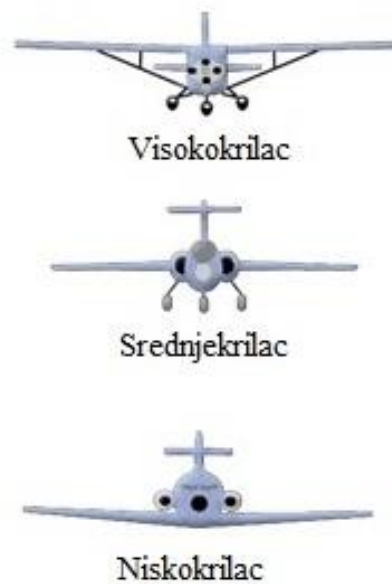
5.3.1. Krilo zrakoplova

Krilo je glavna aerodinamička noseća površina aviona na kojoj se stvara sila uzgona. Najvažniji je i najčešće najteži dio zrakoplova. O njegovoj konstrukciji i aerodinamičkim osobinama ovise i osobine cijelog zrakoplova [13].

Kod suvremenih zrakoplova ono predstavlja složen prostor, koji je ujedno i spremnik za gorivo, nosiva konstrukcija za komande leta, ugradbu stajnog trapa, raznih agregata ili elemenata za upravljanje komandnim površinama i sl.

Zrakoplov ovisno o postavljanju krila prikazano slikom 9 može biti:

- visokokrilac
- srednjekrilac
- niskokrilac



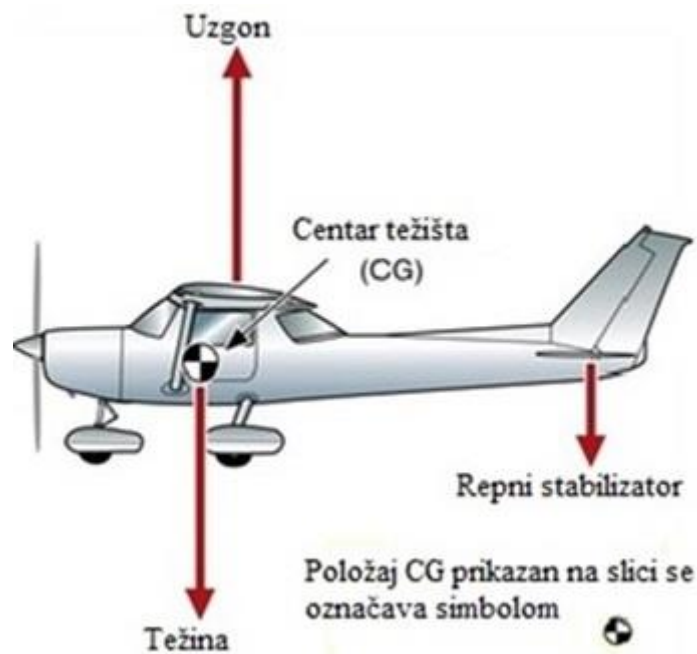
Slika 9. Način postavljanja krila

Izvor: <http://virtualskies.arc.nasa.gov/aeronautics/4.html>

5.3.2. Centar težišta

Predstavlja mjesto sjecišta svih sila koje djeluju na zrakoplov. Pomicanjem centra težišta dolazi do naginjanja zrakoplova, što može imati opasne posljedice tijekom leta zrakoplova. Centar težišta utječe na stabilnost zrakoplova, kako bi se osiguralo da zrakoplov sigurno leti, centar težišta mora biti unutar određenih granica utvrđenih od strane proizvođača zrakoplova [14]. Centar gravitacije prikazan je slikom 10.

Određuje se u odnosu na srednju aerodinamičku tetivu (SAT). SAT predstavlja tetivu zamišljenog pravokutnog krila iste površine na koje djeluju iste aerodinamičke sile i momenti kao i na pravo krilo.



Slika 10. Prikaz centra težišta

Izvor: <http://www.pilotwings.org/uploads/2/1/9/3/21932436/6815892.jpg?285>

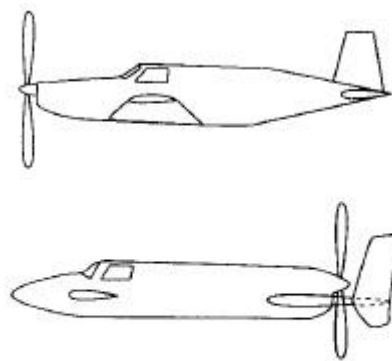
5.3.3. Pogonski sustavi

Kako bi se ostvario pogon zrakoplova potrebna je pogonska ili vučna sila. Takva se sila ostvaruje pomoću odgovarajućeg motornog agregata, tj. pogonskog sustava koji koristi

toplinsku energiju da putem raznolikih procesa transformacije energije proizvede ubrzanje radnog fluida, odnosno pogonskog mlaza [7].

Položaj pogonskih sustava prikazani slikom 11. u odnosu na zrakoplov može biti:

- ispred nosa zrakoplova
- iza repa zrakoplova



Slika 11. Usporedba smještaja pogonskih sustava

Izvor: Anderson J. D.: Aircraft performance and design, University of Maryland, 1999., str. 421.

Položaj pogonskih sustava *ispred nosa* zrakoplova:

- *prednosti:*
 - ❖ težina pogonskog sustava na prednjem dijelu zrakoplova, omogućava pomicanje centra težišta prema naprijed, što za posljedicu ima manji repni stabilizator te bolju stabilnost
 - ❖ elisa ostvaruje bolje performanse jer se nalazi u neporemećenoj struji zraka
 - ❖ bolje hlađenje pogonskih sustava

- *nedostaci:*
- ❖ poremećeno strujanje zraka koje ostvaruje elisa preko krila i trupa zrakoplova
- ❖ veća brzina i količina zraka koji opstrujavaju krila i trup stvaraju veće otpore

Položaj pogonskih sustava *iza repa* zrakoplova:

- *prednosti:*
- ❖ bolje opstrujavanje krila i trupa zrakoplova
- ❖ manja buka u kabini posade zrakoplova
- ❖ bolji prednji pogled pilota zrakoplova na okolinu

- *nedostaci:*
- ❖ veća težina pogonskih sustava na repu zrakoplova, što uzrokuje pomicanje centra težišta prema nazad i slabija stabilnost po uzdužnoj osi zrakoplova
- ❖ veća mogućnost oštećenja zrakoplova prilikom slijetanja
- ❖ problemi s hlađenjem pogonskih sustava[2].

5.3.4. Struktura trupa

Trup predstavlja jedan od najvažnijih dijelova zrakoplova na koji su svi ostali dijelovi spojeni kao što je prikazano slikom 12. Cilj kod dizajniranja zrakoplova je napraviti takav trup koji će biti što manje težine, strukturalnog oblika koji neće proizvoditi velike sile otpora, a imati dovoljnu čvrstoću [16].



Slika 12. Prikaz trupa zrakoplova

Izvor: <http://www.zenithair.com/kit/801/fuselage.gif>

Sam trup zrakoplova mora biti dovoljno velik kako bi mogao na sebe preuzeti nosni pogonski sustav, kabinu posade, putničku kabinu, kargo prostor gdje se smješta plaćeni teret i po potrebi rezervoari za gorivo.

Struktura trupa ovisi prvenstveno radi li se putničkom zrakoplovu koji sadrži putničku kabinu za smještaj putnika i kargo prostor za smještaj plaćenog tereta i prtljage ili se radi o kargo zrakoplovu koji u tom slučaju nema putničku kabinu već po svome cijelom dijelu sastoji se od kargo prostora.

Kod dizajniranja strukture trupa vrlo je važno obratiti pažnju na položaj centra težišta jer ako iza centra težišta imamo veću duljinu trupa biti će nam potrebni veći horizontalni i vertikalni stabilizatori [2].

5.3.5. Repne površine zrakoplova

Uloga repnih površina je da osiguraju stabilnost, kontrolu i upravljanje zrakoplova po smjeru i visini.

Sile koje se pojavljuju pokretanju upravljačkih površina repnih površina izazivaju promjenu položaja zrakoplova u prostoru. Repne površine se mogu podijeliti na horizontalne i vertikalne repne površine te svaka od njih ima određenu funkciju prilikom leta zrakoplova.

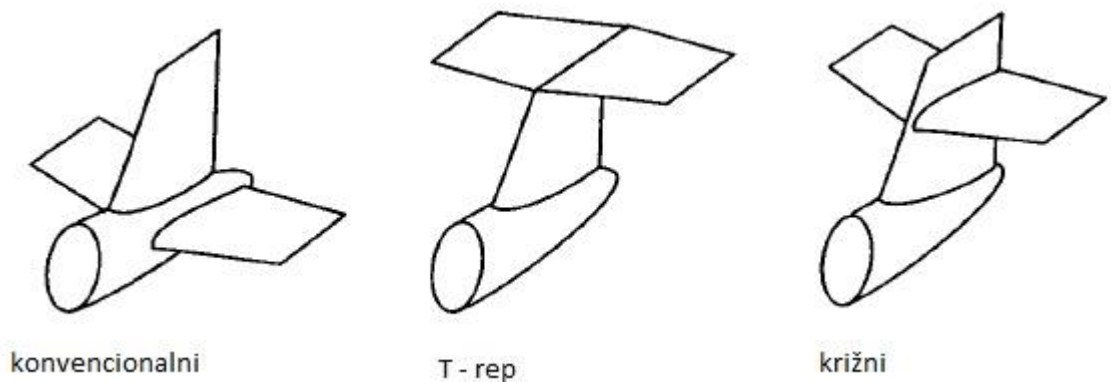
Horizontalni repni stabilizator osim osiguravanja stabilnosti oko uzdužne osi ima zadatak i stvaranje potrebnog momenta oko poprečne osi zrakoplova te uz pomoću kormila visina koji svojim otklanjanjem prema gore ili dolje vrši promjenu visine zrakoplova.

Vertikalni repni stabilizator osigurava stabilnost oko poprečne osi zrakoplova te uz pomoć kormila smjera ima mogućnost promjene smjera zrakoplova otklanjanjem površine ulijevo ili desno.

Također oba repna stabilizatora sadrže trimer, uređaj koji ima zadatka smanjenja sila na kormilu visine i smjera, kako bi se rasteretilo pilota zrakoplova oko upravljanja pri većim brzinama i dužim putovanjima [2].

Repne površine prikazane slikom 13 prema obliku mogu biti:

- konvencionalne
- T – rep
- križni oblik repa



Slika 13. Prikaz oblika repnih površina

Izvor: Anderson J. D.: Aircraft performance and design, University of Maryland, 1999., str. 436.

Konvencionalni tip repne površine sam naziv je dobio zbog učestalosti svoje primjene, te se takav oblik repne površine može pronaći na 70% današnjih zrakoplova. Razlog tako velikog postotka upotrebe pronalazi se u tome što ima manju strukturalnu težinu, što je i kod dizajniranja zrakoplova, ali i zbog ekonomičnih razlog vrlo važan cilj, kako bi se smanjila ukupna težina zrakoplova.

T – rep predstavlja vrstu repne površine čija je strukturalna težina veća nego prethodno navedenog zbog veće mase i sila otpora koji stvara horizontalni repni stabilizator u odnosu na vertikalni repni stabilizator. Takav tip repnih površina se najčešće koristi kod zrakoplova kod kojih su pogonski sustavi smješteni na zadnjem dijelu trupa, kao npr MD -80. Upotreba takvih stabilizatora je obvezna zbog ispušnih plinova koji bi direktno utjecali svojim mlazom na horizontalni repni stabilizator te tako ostvariti određena strukturalna oštećenja.

Križni tip zrakoplova predstavlja kombinaciju prethodno navedenih vrsta repnih površina, te se najčešće koristi kod zrakoplova većih brzina gdje se stvaraju veći otpori. Razlog upotrebe ovog tipa repne površine prvenstveno je pozicija vertikalnog repnog stabilizatora u odnosu na smjer strujanja ispušnih plinova, čime se smanjuje mogućnost oštećenje strukture općenito repnih površina te manja strukturalna masa u odnosu na T – rep [18].

Kod dizajniranja repnih površina vrlo važno je zadovoljiti uvjete koji utječu općenito na strukturu cijelog zrakoplova, položaj centra težišta te smještaj pogonskih sustava. Odabirom odgovarajuće vrste repnih površina također se utječe na ukupnu masu zrakoplova, njegovih tehničkih i letnih karakteristika, stoga se može reći kako repne površine zrakoplova predstavljaju važnu kariku u dizajniranju i konstruiranju budućeg zrakoplova.

6. Primjeri dizajna zrakoplova s klipnim motorom

Kroz ovo poglavlje detljno će biti prikazani postupci dizajniranja zrakoplova na primjeru Flyer I te zrakoplova DC – 3. Prikazati će se tehničke i letne karakteriste zrakoplova, postupci dizajniranja i analiziranja konstrukcije zrakoplova te utjecaj zrakoplova na razvitak tehnika i tehnologija izrade i dizajniranja budućih zrakoplova.

6.1. Dizajn zrakoplova Flyer I

Flyer I predstavlja prvi funkcionalni zrakoplov ikada napravljen u prošlosti od strane braće Wright koji je prvi uspješan let ostvario 19. prosinca 1903. godine. Braća Wright bili su izumitelji koji su posvetili svoj život izradi zrakoplova težeg od zraka pokretan snagom vlastitog motora te sa nepomičnim krilima koji je prilikom leta ostvarivao stabilnost u zraku i mogućnost upravljanja pomoću upravljačkih površina.

Tehničke karakteristike:

- masa: 274 kg
- razmah krila: 12 m
- najveća brzina: 48 km/h
- dolet: 260 m
- duljina: 6,43 m [17]

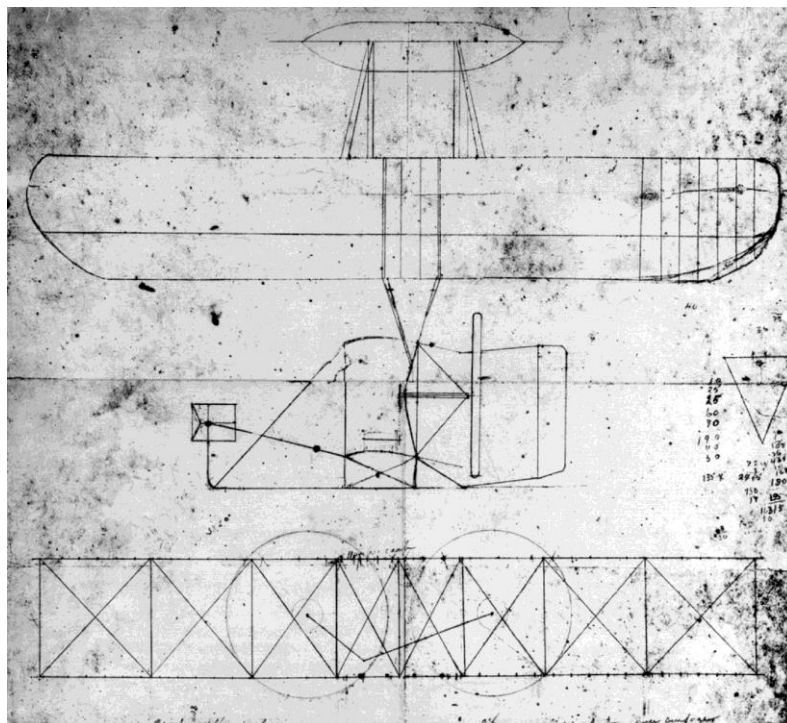
Zrakoplov Flyer I, odnosno njegov dizajn bio je u potpunosti osmišljen od strane braće Wright. Osnovni zahtjevi koje je kod dizajniranja zrakoplova trebalo ispuniti bili su da zrakoplov ostvaruje mogućnost leta te da pri tome ima dovoljnu brzinu kako bi se postigla dovoljna sila uzgona koja će to omogućiti. Slijedeći bitan zahtjev je bio da tijekom leta ne dolazi do smanjenja brzine te da postoji mogućnost upravljanja zrakoplovom u letu. Također jedan od glavnih uvjeta je da zrakoplov ima mogućnost smještaja jednog člana posade čija masa neće znatnije utjecati na letne mogućnosti zrakoplova.

Prilikom izrade prvih nacrti i analiziranja parametara koje bi Flyer I trebao zadovoljiti došlo se do zaključka kako će konstrukcija zrakoplova, uključujući i elisu te upravljačke

površine, biti u potpunosti izrađena od drvenog materijala, te će se koristiti benzinski motor. Elisa je bila pokretana lančanim prijenosom koji se ostvarivao od strane benzinskog motora, dok se upravljačkim površinama upravljalo pomoću užadi koje je pilot zrakoplova držao u ruci. Povlačenjem određene užadi došlo je do pomicanja upravljačkih površina u određenu stranu [17].

Zbog slabe razvijenosti tehnologije i tehnike za konstruiranje i ispitivanje određenog zrakoplova, braća Wright su konstruirali zračni tunel pomoću kojeg su prvenstveno ispitivali veliki broj različitih tipova aeroprofila tražeći onaj koji će zadovoljiti njihove uvjete. Sljedeći korak u dizajniranju je bila je konstrukcija benzinskog motora koji će imati dovoljnu snagu da omogući dovoljnu brzinu vrtnje elise koja će uz pomoć odabranog aeroprofila ostvariti dovoljnu silu uzgona kako bi se zrakoplov odvojio od zemlje.

Prvi nacrti zrakoplova su prikazani slikom 13. Sam dizajn zrakoplova Flyer I nije prolazio kroz glavne točke konceptnog dizajna zrakoplova, jer kao takve nisu postojale, već se preliminarna faza i detaljna faza odvijala kroz postupak konstruiranja i dizajnirala te analiziranja pogrešaka.



Slika 14. Prikaz nacrti zrakoplova Flyer I

Izvor:http://www.wrightbrothers.org/Information_Desk/Help_with_Homework/Wright_Photos/Wright_Photos_images/1903_Flyer_Plan.jpg

Zrakoplov Flyer I te braća Wright su kroz povijest doveli do velikog napretka u dizajniranju i konstruiranju zrakoplova, također u analiziranju i ispitivanju određenih parametara važnih za uspješnu konstrukciju te naposljetku uspješan let s obzirom na dostupnu tehniku i tehnologiju izradu te dostupnost materijala izrade.

6.2. Dizajn zrakoplova DC - 3

Douglas DC - 3 predstavlja američki tip zrakoplova, koji je svojim razvojem ostavio veliki trag u povijesti zrakoplovstva. Zbog dugoročnog utjecaja na zrakoplovnu industriju općenito se smatra jednim od najznačajnijih transportnih zrakoplova ikad napravljenih.

DC - 3 projektirao je tim pod vodstvom inženjera Arthur E. Raymonda. Prvi let bio je 17. prosinca 1935. (samo 32 godine od leta Braće Wright). Zrakoplov je rezultat jednog telefonskog poziva iz uprave American Airlinesa u kojem se od Donald Douglasa tražio novi dizajn aviona, kao nasljednika DC - 2.

Tehničke karakteristike:

Osnovne karakteristike

- posada: 2
- kapacitet: 21 do 32 putnika
- dužina: 19,7 m
- razmah krila: 29 m
- površina krila: 91,7 m²
- visina: 5,16 m
- masa zrakoplova: 8.300 kg
- maksimalna dozvoljena masa zrakoplova: 11.400 kg

Letne karakteristike

- najveća brzina: 381 km/h
- ekonomska brzina: 240 km/h

- dolet: 1.650 km [15]

Kako bi bio započet dizajn zrakoplova DC – 3, skupina ljudi koja je radila dizajniranju navedenog zrakoplova dobila je popis zahtjeva koji su predstavljali osnovne parametre koji se traže od novog tipa zrakoplova.

Neki od zahtjeva su: da zrakoplov mora biti u potpunosti izrađen od metalne konstrukcije, sadrži tri pogonska sustava, ali kao dvomotorni zrakoplov također će uzeti u obzir, te uz brzinu od 381 km/h može ostvariti dolet oko 1.650 km. Najveće iznenađenje, ali također i teret prilikom dizajniranja zrakoplova bilo je da zrakoplov kada je pod punim opterećenjem ima mogućnost polijetanja sa bilo kojeg aerodroma u slučaju otkaza jednog motora.

Tijekom dizajniranja zrakoplova, došlo se do zaključka kako će se koristiti aluminijska konstrukcija koja će smanjiti težinu zrakoplova. Dizajn krila omogućio je smještaj pogonskih sustava sa napadnu ivicu krila i bolje opstrujavanje krila zrakoplova. Također traženo je da zrakoplov sadrži uvlačeći stajni trap kako bi se smanjio otpor zraka čak za 20%.

Nakon određenih analiza i razgovora sa stručnjacima u području zrakoplovnog dizajniranja, a kojih nije bilo puno došlo se do konačnih zahtjeva da:

- zrakoplov bude tipa niskokrilac
- se koristi unaprijeđena verzija Northrop tipa krila
- broj pogonskih sustava bude dva, a ne tri kao kod početnih zahtjeva
- ima mogućnost uvlačenja stajnog trapa
- sadrži upravljačku površinu - zakrilca
- koristi aerodinamično oblikovane poklopce motora.

Kada su bili postavljeni konačni zahtjevi krenulo se na dizajniranje zrakoplova. Prvi postupak, odnosno faza dizajniranja je bilo usporedba budućeg zrakoplova s poznatim zrakoplovima sličnih karakteristika. Problem koji se u tom trenutku pojavio bio je to da ne postoje slični zrakoplovi, već su se zrakoplovni inženjeri prepustili vlastitom dizajniranju

zrakoplova, odnosno nacrtima istog na temelju vlastitog iskustva. Nakon određenog vremena pojavili su se nacrti zrakoplova DC – 3, te je nakon temeljitih analiziranja prihvaćen današnji dizajn. Sljedeća faza kojom se krenula je bilo ostvariti stabilnost i kontrolu zrakoplova u slučaju otkaza jednog od motora. Zrakoplovni inženjeri došli su do zaključka kako je potrebno da takav zrakoplov ima bolju zvučnu izolaciju, mogućnost kontrole temperature u kabini zrakoplova.

Kod dizajniranja trupa zrakoplova, pazilo se na položaj pogonskih sustava, koji su smješteni bliže trupu zrakoplova. Razlog takvom položaju pogonskih sustava bio je smanjenje aerodinamičkih momenata koji djeluju na zrakoplov oko njegove okomite osi kada su zrakoplovi ugašeni ili prestali sa radom. Naravno, kod takvog tipa smještaja pazilo se da elisa ima dovoljan prostor kako ne bi došlo do udara o trup zrakoplova prilikom rotacije elise.

Testni model na kojem su se vršila sva analiziranja bio je zrakoplov DC – 1, koji je s karakteristikama budućeg zrakoplova DC – 3 prošao konceptnu fazu pa sve do faze detalja.

Analiziranja i probe vršili su se u zračnim tunelima prikazano slikom 12, gdje se došlo do sljedećih zaključaka:

- korištenjem zakrilca s procjepom dovelo je do povećanja maksimalne sile uzgona za 35%, ali i povećanje sile otpora za 300%
- korištenjem novog načina spajanja trupa i krila postiglo se povećanje brzine za 27 km/h
- prilikom faze detalja došlo je do povećanja težine zrakoplova i pomaka centra težišta prema naprijed, te su rezultati u zračnom tunelu prikazali nestabilnost zrakoplova po uzdužnoj osi, rješenje takvog problema se pronašlo u korištenju krila zakrenutih prema nazad te bolju stabilnost zrakoplova [2]



Slika 15. Prikaz testiranja zrakoplova u zračnom tunelu

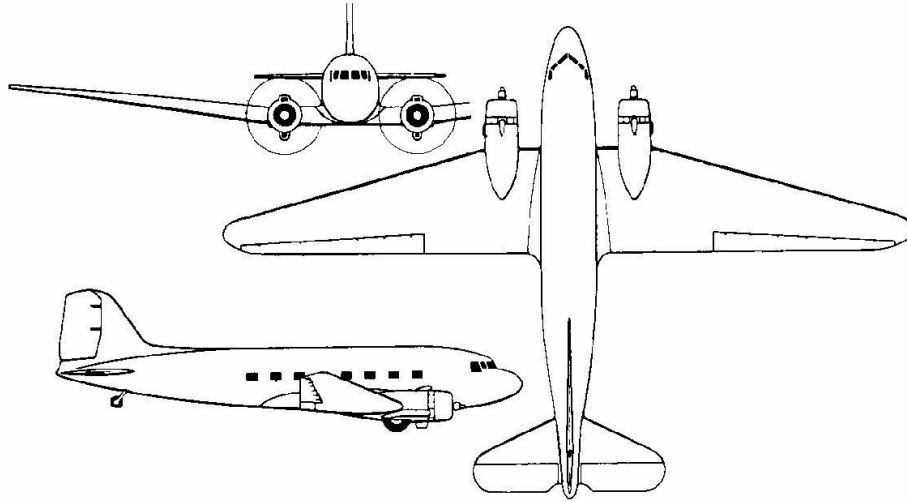
Izvor: <http://windtunnel.caltech.edu/tenfoot/dc3.jpg>

Bez ispitivanja zrakoplova u zračnom tunelu, vrlo velika je vjerojatnost da bi zrakoplov DC – 3 bio izvan balansa i loših tehničkih i letnih karakteristika. Razlog tome je korištenje do tada slabo poznatih materijala i njihove čvrstoće, ponašanje zrakoplova pri otkazu jednog motora zadržavajući mogućnost nastavka leta, korištenja novih sustava smještaja stajnog trapa i korištenja novih upravljačkih površina.

Nakon analiziranja 3.500 nacrtu zrakoplova na kojem je radilo preko 400 zrakoplovnih inženjera i dizajnera te više od 300 testiranja u zračnim tunelima, zrakoplov je 17. prosinca 1935. ostvario svoj prvi uspješan let. Konačni dizajn zrakoplova prikazan je slikom 13.

Konačni rezultati doveli su da je DC – 3 za jednu trećinu mogao prevesti veću količinu plaćenog tereta i ukupna težina zrakoplova je bila za 50% veća od prethodnog zrakoplova DC – 2.

Zrakoplov DC – 3 doživio je uspjeh prvenstveno zbog novih tehnologija koja je sadržavao, ukrcaja i prijevoza većeg broja putnika i veće brzine leta u odnosu na ostale zrakoplove tog vremena.



Slika 16. Izgled zrakoplova DC - 3

Izvor: http://www.airminded.net/dc3/dc3_3v.jpg

7. Zaključak

Dizajn zrakoplova, kao naslov ovog završnog rada, predstavlja proces u kojem sudjeluje veliki broj zrakoplovnih stručnjaka i grupa ljudi koji zajedno surađuju na konstrukciji zrakoplova, te im je cilj udovoljiti sve uvjete i zahtjeve budućeg korisnika zrakoplova.

Cilj dizajniranja zrakoplova je omogućiti brzu, kvalitetnu i jednostavnu izradu nacрта zrakoplova, što u najvećem broju slučajeva nije tako lako, zbog toga što dizajn zrakoplova predstavlja dugotrajan i složen proces.

Kako bi bilo moguće izvršiti kvalitetan dizajn zrakoplova, konstruktori uzimaju kao primjer zrakoplov sličnih karakteristika, što im uvelike olakšava analiziranje i izradu nacрта sukladno sa zahtjevima budućeg korisnika. Sama izrada nacрта, odnosno konstrukcije, izvodi se kroz tri faze.

U prvoj fazi, konceptnoj fazi, cilj zrakoplovnih inženjera je udovoljiti zahtjeve budućih korisnika zrakoplova s realnim mogućnostima, te prikazati prve ideje modela koje su sklone promjenama u daljnim fazama. Sljedeća faza, prelimenarna faza, nastavlja se na konceptnu fazu i to onda kada je ona završena. Ova faza kao cilj ima prikazati i analizirati strukturu zrakoplova. Završna faza, odnosno detaljna faza, cilj je konstruiranje i analiziranje svih ostalih dijelova strukture zrakoplova, te se na kraju izvode ispitivanja i analiziranje modela u zračnom tunelu.

Kod dizajniranja vrlo je važno voditi računa o aerodinamici budućeg zrakoplova. Cilj dizajniranja zrakoplova je poboljšati njegova aerodinamička svojstva, te zbog toga treba voditi računa radi li se o podzvučnim ili nadzvučnim zrakoplovima, jer strujanje zraka pri takvim brzinama nije jednako. Zbog toga se uvelike razlikuje dizajniranje zrakoplova sa klipnim pogonskim sustavima i mlaznim pogonskim sustavima koji prelaze brzinu zvuka, a takvi tipovi zrakoplova se koriste za vojne potrebe.

Struktura zrakoplova predstavlja najveći problem kod dizajniranja zrakoplova, jer zahtjevi budućeg korisnika nekada nisu realni i ostvarivi, ali se uvijek pokušava zadovoljiti početne zahtjeve poštujući pravila aerodinamike, kinematike te dostupne tehnike i tehnologije za izvođenje dizajniranja i proizvodnje budućeg zrakoplova.

Dizajn zrakoplova, danas i prije nekoliko stotina godina, nije moguće usporediti, jer nekada se dizajn zrakoplova svodio na manju skupinu ljudi koji zbog nerazvijene tehnike i tehnologije, slabih izračuna nisu bili u mogućnosti konstruirati zrakoplove današnjih veličina i zahtjeva budućeg korisnika. Suvremeni dizajn predstavlja složen proces, jer za svaki dio problema postoji stručan tim ljudi koji je specificiran i školovan za rješavanje takve problematike. Danas se sve više koriste mlazni zrakoplovi kao prijevozno sredstvo ljudi, robe i sl. Zrakoplovi s klipnim pogonom zbog svojih manjih kapaciteta u putničkoj kabini, slabijih karakteristika leta u odnosu na mlazne zrakoplove predstavljaju vrlo mali postotak u prijevozu ljudi, robe i sl. No, kao osnova za školovanje budućih pilota, koriste se upravo zrakoplovi s klipnim pogonom zbog svojih manjih brzina, boljih upravljačkih sposobnosti na manjim brzinama jer to je upravo ono što je kod školovanja potrebno za upoznavanje s načinom rada zrakoplova kao cjelinom.

Vrlo važan zahtjev koji se stavlja pred suvremene zrakoplovne inženjere su ekološki uvjeti u smislu smanjenja štetnih ispušnih plinova kako na manjim visinama, tako i na većim visinama leta. Također, smanjenje buke pri radu pogonskih sustava na tlu i u letu, odnosno u polijetanju zrakoplova.

Današnji zahtjevi budućih korisnika za potražnjom zrakoplova većih brzina leta, većeg broja nosivosti putnika, većeg nivoa leta i što manjom potrošnjom goriva predstavljaju zrakoplovnim inženjerima izazove kod konstruiranja zrakoplova koristeći pri tome suvremene tehnike i tehnologije kod konstruiranja i izrade zrakoplova.

Uspješan dizajn zrakoplova je onaj koji je uz naporan rad zrakoplovnih stručnjaka, dugotrajnim analizama i ispitivanjima tijekom procesa nastajanja, zadovoljio sve zahtjeve budućeg korisnika i agencija koje su nadležne za izdavanje o homologaciji i plovidbenosti, te stavljen u upotrebu što je i glavni cilj zrakoplovnih inženjera, kako bi budući korisnici imali mogućnost korištenja samog zrakoplova.

LITERATURA

- [1] Amadori K.: On Aircraft Conceptual Design, Linkoping University, Linkoping, 2008.
- [2] Anderson J. D.: Aircraft performance and design, University of Maryland, 1999.
- [3] Bazijanec E.: Tehnika zračnog prometa I, FPZ, Zagreb, 2000.
- [4] Bračić M., Pavlin S.: Tehnologija prihvata i otpreme zrakoplova, FPZ, Zagreb, 2014.
- [5] Di Giorgio B.: Konstrukcije aviona, Skripta sa predavanja, ZTŠ Rudolfa Perešina, Zagreb
- [6] Kundu A. K.: Aircraft design, Cambridge University Press, New York, 2010.
- [7] Milutinović S.: Konstrukcija aviona, Univerzitet u Beogradu, 1970.
- [8] Raymer D. P.: „Aircraft Design: A Conceptual Approach“, AIAA Education Series, Washington, 1992.
- [9] Steiner S., Vidović A., Bajor I., Pita O., Štimac I.: Zrakoplovna prijevozna sredstva 1, FPZ, Zagreb, 2008.

INTERNET IZVORI

- [10] http://titan.fsb.hr/~pprebeg/osnzrak/podloge/2_Uvod_u_projektiranje_zrakoplova_Handouts.pdf (kolovoz, 2015.)
- [11] <http://www.dutchops.com/index.html> (kolovoz, 2015.)
- [12] <https://www.caa.co.uk/docs/33/CAP696.pdf> (kolovoz, 2015.)
- [13] <http://www.ecos-psa.hr/> (kolovoz, 2015.)
- [14] <http://www.pilotwings.org/center-of-gravity.html> (rujan, 2015.)
- [15] https://hr.wikipedia.org/wiki/Douglas_DC-3 (rujan, 2015.)
- [16] <http://virtualskies.arc.nasa.gov/aeronautics/4.html> (rujan, 2015.)

[17] https://en.wikipedia.org/wiki/Wright_Flyer (rujan, 2015.)

[18] <http://what-when-how.com/flight/tail-designs/> (rujan, 2015.)

POPIS SLIKA

Slika 1. Prikaz integralnih rezervoara goriva	4
Slika 2. Prikaz sheme zrakoplova	9
Slika 3. Prikaz strukture krila	10
Slika 4. Prikaz osnovnih faza konstruiranja zrakoplova	11
Slika 5. Shema procesa konceptnog konstruiranja zrakoplova	12
Slika 6. Prikaz dijagrama opterećenja	17
Slika 7. Prikaz odnosa težina zrakoplova	23
Slika 8. Prikaz segmenata leta zrakoplova	25
Slika 9. Način postavljanja krila.....	28
Slika 10. Prikaz centra težišta	29
Slika 11. Usporedba smještaja pogonskih sustava	30
Slika 12. Prikaz trupa zrakoplova	32
Slika 13. Prikaz oblika repnih površina	33
Slika 14. Prikaz nacрта zrakoplova Flyer I	36
Slika 15. Prikaz testiranja zrakoplova u zračnom tunelu	40
Slika 16. Izgled zrakoplova DC - 3	41



Sveučilište u
Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

METAPODACI

Naslov rada: Dizajn zrakoplova s klipnim pogonom

Autor: Tomislav Banić

Mentor: doc. dr. sc. Andrija Vidović

Naslov na drugom jeziku (engleski):

The Design of Aircraft with Piston Engine

Povjerenstvo za obranu:

- doc. dr. sc. Anita Domitrović , predsjednik
- doc. dr. sc. Andrija Vidović , mentor
- mr. sc. Miroslav Borković , član
- prof. dr. sc. Sanja Steiner , zamjena

Ustanova koja je dodjelila akademski stupanj: Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu

Zavod: Zavod za zračni promet

Vrsta studija: Sveučilišni

Naziv studijskog programa: Promet

Stupanj: Preddiplomski

Akademski naziv: univ. bacc. ing. traff.

Datum obrane završnog rada: _____



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih
znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj _____ završni rad

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

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

Izjavljujem također, kako nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu _____ završnog rada

pod naslovom _____ **Dizajn zrakoplova s klipnim pogonom**

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

Student/ica:

U Zagrebu, _____

(potpis)

