

# Fakultet strojarstva i brodogradnje

## Osnivanje zrakoplova



### 3. Procjena mase zrakoplova

## *Kako započeti dimenzioniranjem*

- ◆ Da bi započeli projektiranje zrakoplova, potrebno je imati definiranu misiju (mission specification) – tj. projektni zadatak.
- ◆ Specifikacije misije mogu biti zadane na mnogo načina, ovisno o tipu zrakoplova a katkada ovisno o kupcu-korisniku, okruženju itd.

# Kako započeti ? (Raymer model)

- ◆ Postoji mnogo nivoa u proceduri projektiranja novog modela zrakoplova. Najjednostavniji je - **korištenje povijesno izgrađenog zrakoplova** (npr., procjena moguće težine polijetanja zrakoplova koji ima karakteristike lovca F-15<sup>[1]</sup>, koristimo brojku 44,500 lb (20.181,4 kg). Drugim riječima, pronade se nasličniji zrakoplov po željenim značajkama i započne analiziranje i projektiranje.
- ◆ Za "točan" odgovor, treba nekoliko godina timskog rada velikog broja ljudi i mnogo novaca. Stvarno novu konstrukciju treba projektirati, analizirati i dimenzionirati, optimizirati i modificirati nekoliko puta, prije konačnog rješenja.
- ◆ Sredina između tih dvaju ekstrema, nalazi se u takozvanom **konceptnom projektiranju**. 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 projektiranja zrakoplova, utvrdit ćemo parametre, dimenzije, raspored i značajke budućeg predloženog zrakoplova.
- ◆ <sup>[1]</sup> F-15 lovac-presretač u sastavu američkih zračnih snaga, proizvođač McDonnell Douglas

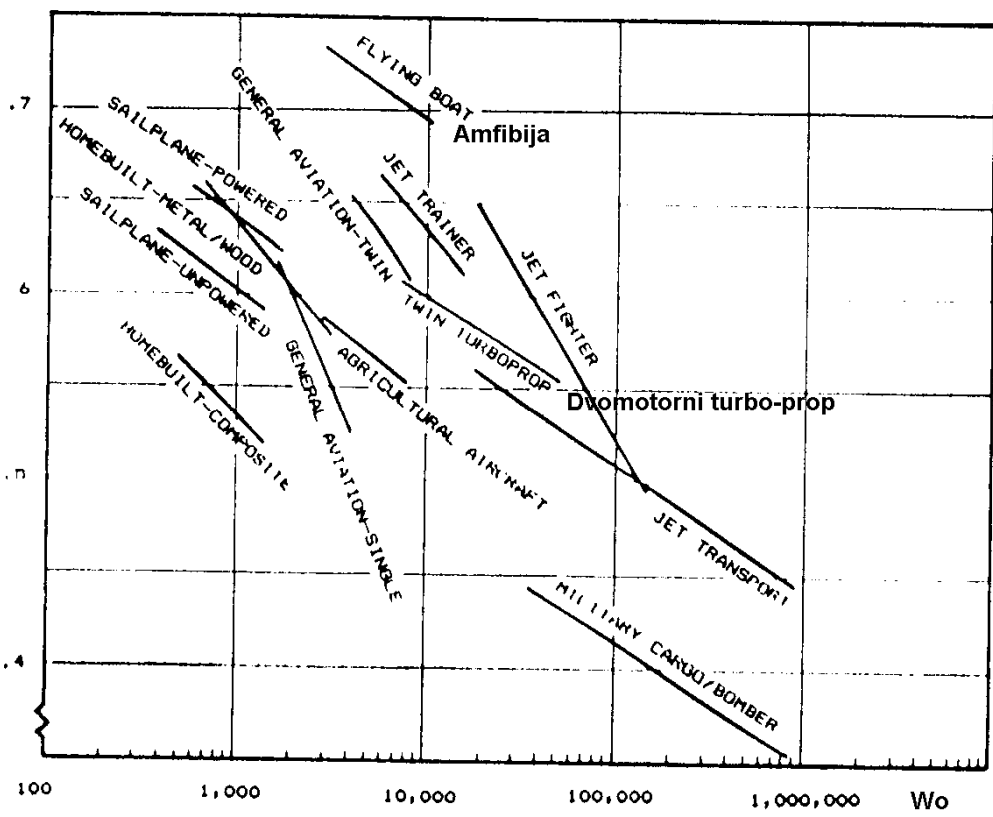
# POČETNO ANALIZIRANJE KONCEPTNE SKICE

- ◆ **Određivanje težine praznog zrakoplova i težine polijetanja:**
  - teoretska podloga izračunu;
- ◆ **Maksimalna projektirana težina pri polijetanju je ukupna težina zrakoplova na početku misije za koju je projektiran.** To ne mora ujedno biti i maksimalna težina polijetanja. Mnogi vojni zrakoplovi mogu biti opterećeni preko ukupne projektirane težine, no imat će smanjene sposobnosti manevriranja. Uobičajeno je da s  $W_{TO}$  označavamo maksimalnu projektiranu težinu, a sastoji se od težine posade, korisnog tereta, goriva te težine praznog zrakoplova (empty weight). Težina praznog zrakoplova uključuje njegovu strukturu, motore, podvozje, ugrađenu opremu, i sve drugo što se smatra dijelom zrakoplova. U matematičkom obliku to je
- ◆  $W_{TO} = W_{posade} + W_{teret} + W_{gorivo} + W_{prazni\ zrakoplov}$  7.1.
- ◆ Posada i korisni teret (payload) su zadani projektom zadatkom, a nepoznanice su gorivo i težina praznog zrakoplova, no i te su težine ovisne o težini polijetanja zrakoplova, pa se koristi iterativni proces za dimenzioniranje. Izražavamo ih kao frakcije ukupne težine tj.  $(W_F/W_{TO})$  i  $(W_P/W_{TO})$ , pa jednadžba 7.1. postaje:
- ◆  $W_{TO} = W_{posade} + W_{teret} + W_{TO} (W_F/W_{TO}) + W_{TO} (W_E/W_{TO})$  7.2.
- ◆  $W_{TO} - W_{TO} (W_F/W_{TO}) - W_{TO} (W_E/W_{TO}) = W_{posade} + W_{teret}$  7.3.
- ◆  $W_{TO} = (W_{posade} + W_{teret}) / \{1 - (W_F/W_{TO}) - (W_E/W_{TO})\}$  7.4.
- ◆ Iz te jednadžbe možemo odrediti  $W_{TO}$  ako procijenimo  $(W_E/W_{TO})$  i  $(W_F/W_{TO})$ .

# Početno određivanje frakcije težine praznog zrakoplova - ( $W_E/W_0$ )

- ◆ Odnos ( $W_E/W_{TO}$ ) može se odrediti iz statističkih podataka (historijskih podataka), a varira od 0,3-0,7 i smanjuje se s povećanjem ukupne težine zrakoplova. U tome veliki udio ima tip zrakoplova, jer npr. amfibija ima najveću frakciju težine praznog zrakoplova (dodatna težina trupa čamca, slika 7.6.), a vojni zrakoplovi velikog doleta najmanju, no imaju i različiti gradijent frakcije ( $W_E/W_{TO}$ ), u odnosu na težinu polijetanja. To je eksponencijalna jednadžba bazirana na ukupnoj težini zrakoplova, a eksponenti su mali negativni brojevi, što ukazuje da se frakcija težine praznog zrakoplova smanjuje s povećanjem ukupne težine zrakoplova. Razlike u vrijednostima eksponenta ukazuju na različiti gradijent po tipovima zrakoplova, i ukazuju da su neki tipovi osjetljiviji u procjeni dimenzioniranja od drugih.

Wp/W0 DIMENZIONIRANJE ZRAKOPLOVA PREMA KONCEPTNOJ SKICI



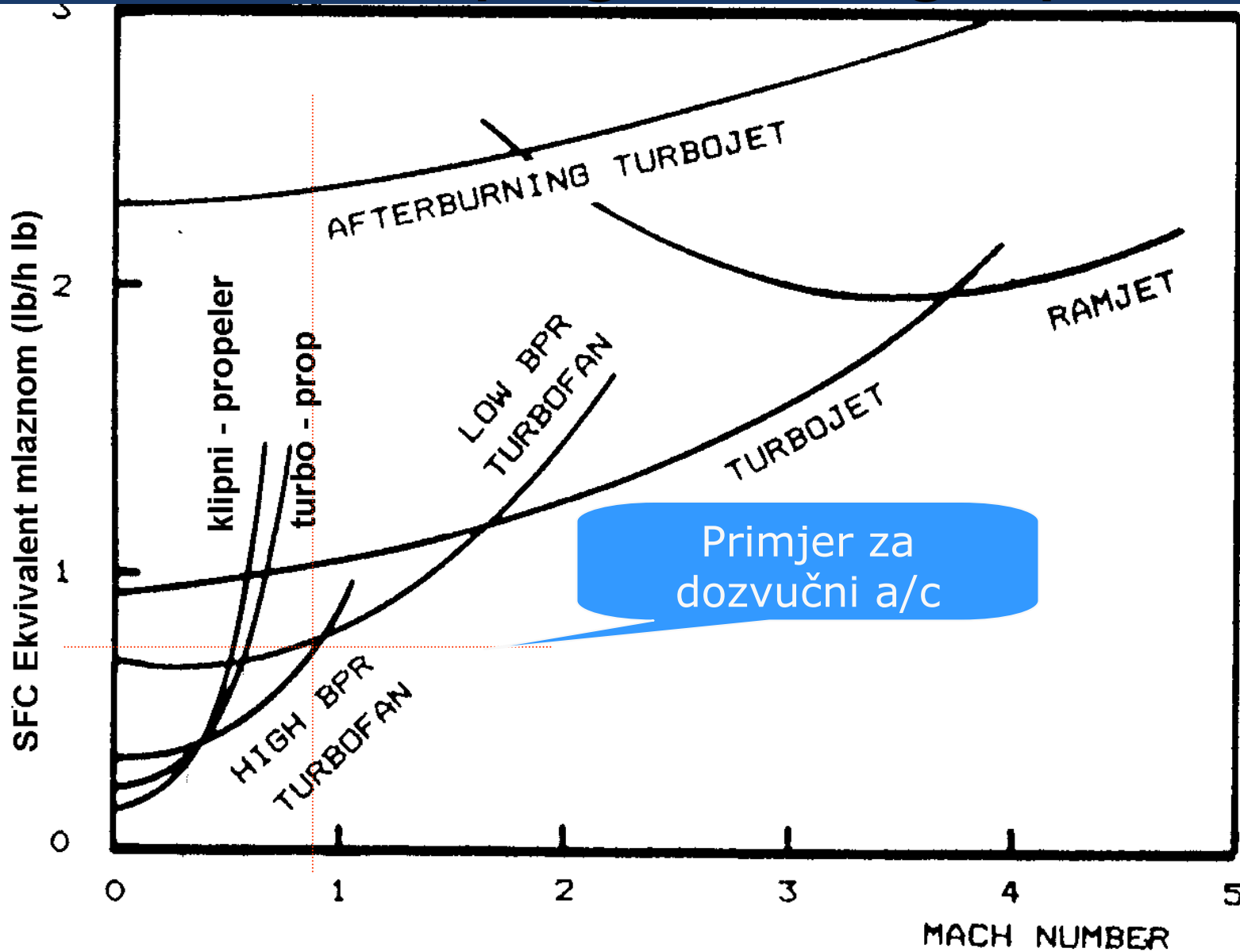
FRAKCIJA TEŽINE PRAZNOG ZRAKOPLOVA PO KONCEPCIJAMA ZRAKOPLOVA

Tip zrakoplova	A	C
Zrakoplovna jedrilica	0,86	- 0,05
Motorna zrakoplovna jedrilica	0,91	- 0,05
Samogradnja - drvo/metal	1,19	- 0,09
Samogradnja - kompozitna	0,99	- 0,09
Generalna avijacija - jednomotorni	2,36	- 0,18
Generalna vijacija - dvomotorni	1,51	- 0,10
Poljoprivredni zrakoplov	0,74	- 0,03
Dvomotorni turbo - prop	0,96	- 0,05
Hiro-avion amfibija	1,09	- 0,05
Mlazni trenažni	1,59	- 0,10
Mlazni lovac	2,34	- 0,13
Vojni cargo/bombarder	0,93	- 0,05
Mlazni transportni	1,02	- 0,06

• Frakcija težine praznog zrakoplova :  $W_E/W_{TO} = A W_{TO}^C Kps$

- \* Kps = promjenjiva strijela krila = 1,04 za promjenjivu strijelu
- = 1,00 za fiksnu strijelu

# Odabir pogonske grupe



TREND POTROŠNJE GORIVA OVISNO O MOTORU I BRZINI

# Nakon odabira pogonske grupe

- ◆ Frakciju težine praznog zrakoplova izračunavamo prema jednadžbi:

- ◆  $W_E/W_{TO} = A W_{TO}^c Kps$  7.5.

gdje je iz tablice 7.3.

- ◆  $A = 0,96$  za dvomotorni turbo-prop zrakoplov
- ◆  $c = -0,05$  za dvomotorni turbo-prop i amfibiju
- ◆  $Kps = 1,0$  (za krilo nepromjenljive strijele)

- ◆  $W_E/W_{TO} = 0,96 W_{TO} - 0,05$

- ◆  $W_E/W_{TO} = 0,912 W_{TO}$

- ◆ **Napomena:** Nova tehnologija materijala, a koju predviđamo na modernom zrakoplovu (i u ovom prijedlogu), uvodi sve više elemenata izrađenih od naprednog kompozitnog materijala, te je opravdano dobivenu frakciju težine praznog zrakoplova množiti s 0,95, odnosno umanjiti za 5%.

# Početno određivanje frakcije težine goriva - ( $W_F/W_0$ )

- ◆ Samo dio goriva je iskoristiv za planiranu misiju zrakoplova (*mission fuel* ili *trip fuel*) dok je ostatak goriva obvezna rezerva. Za civilni zrakoplov obvezna rezerva je 30 minuta kruženja (holding), plus gorivo potrebno za alternativni aerodrom ukoliko je određeni aerodrom zatvoren. FAR normira da je to dodatna količina goriva za minimalno 30 minuta kruženja pri putnoj brzini. Dodatno se pribraja 6% rezerve za "zarobljeno"<sup>[1]</sup> gorivo i meteorološke uvjete.
- ◆ Gorivo za planiranu misiju ovisi o tipu misije, aerodinamici zrakoplova ( $F_L/F_D$  - finesi), te o specifičnoj potrošnji goriva - **SFC** (*Specific Fuel Consumption*). Za početno dimenzioniranje, pretpostavljamo da je putno gorivo (*trip fuel*) proporcionalno s težinom zrakoplova, pa je frakcija  $W_F/W_{T0}$  neovisna o težini.
- ◆ <sup>[1]</sup> zarobljeno gorivo (*trapped fuel*), neupotrebljivo gorivo koje se ne može normalnim načinom koristiti, jer zaostaje u volumnim prostorima sustava za gorivo

# Početno određivanje profila misije zrakoplova

- ◆ Profil misije nazvan "**jednostavno krstarenje**" (simple cruise), koristi se za mnoge zrakoplove transportne i generalne avijacije. Zrakoplov se dimenzionira tako da osigura određeni dolet krstarenjem. Ostale misije su kompleksnije, kao npr. nadmoćnost u zraku (Air Superiority), a uključuje krstarenje do cilja, zračnu borbu (zadan određeni broj zaokreta ili minuta leta pri maksimalnoj snazi motora), odbacivanje tereta, krstarenje do baze i kruženje pred siljetanje (odbacivanje tereta odnosi se na pucanje topom i ispaljivanje raketa, izbacivanje bombi ili padobranaca, što je obično izostavljeno kod analize dimenzioniranja, radi osiguranja da zrakoplov i ako ne odbaci naoružanje, može doći do baze). Drugi vojni tip misije je npr. napad iz niskog krstarećeg leta (low-level strike), gdje na maloj visini zbog smanjene aerodinamičke djelotvornosti (izražene s  $F_L/F_D$  - finesom), zrakoplov potroši daleko više goriva. Misija strateškog bombardiranja (strategic bombing) npr. uključuje i nadopunjavanje iz zračnog tankera tijekom krstarenja.....
- ◆ Osim same misije, potrebno je analizirati i polijetanje, penjanje i sposobnost manevriranja, no u početnoj fazi pojednostavljenog dimenzioniranja, ta se činjenica zanemaruje, pa je cjelovita misija osnova za početno udovoljenje zahtjevima konstrukcije i značajkama zrakoplova.

# Frakcija pojedine težine po segmentima misije

- ◆ Za analiziranje, podijelimo misiju na nekoliko segmenata i numeriramo ih, gdje s 0 označimo početak misije. Npr. u misiji jednostavnog krstarenja (simple cruise) možemo podijeliti: (1) zagrijavanje motora i polijetanje, (2) penjanje, (3) krstarenje, (4) kruženje (holding), (5) slijetanje. Adekvatno tome i težine su označene  $W_0$  - maksimalna težina polijetanja,  $W_1$  - težina na kraju prvog segmenta misije itd., do  $W_5$  - težine slijetanja, koja je na kraju čitave misije. Kada podijelimo težinu zrakoplova na kraju misije s težinom na početku misije, dobijemo tzv. frakciju težine za segment misije, što je osnova za procjenu dimenzioniranja frakcije goriva, u početnom dimenzioniranju.

- ◆ Za bilo koji segment "n" frakcija težine može se izraziti kao  $(W_n/W_{n-1})$ . Međusobno pomnožene frakcije dat će nam odnos težine na kraju misije što dijelimo s početnom težinom  $W_x / W_o$  (gdje x označava ukupan broj segmenata).
- ◆ Misija ovisno o svojim karakteristikama može biti različito podijeljena, a tipični statistički podaci koje koristimo za početno dimenzioniranje (bazirani na povijesno dokazanim zrakoplovima) prikazani su u tablici .
- ◆ **Za segment krstarenja frakciju težine možemo izračunati koristeći Brequet jednadžbu doleta:**  $R = (V/C)(F_L/F_D) \ln (W_{n-1}/W_n)$  7.6.
- ◆ ili
- ◆  $(W_{n-1}/W_n) = \exp ( -RC) / V(F_L/F_D)$  7.7.
- ◆ gdje je: exp = Napierov broj prirodnog logaritma,  $e = 2.718282\dots$ ,  
R = dolet,  
C = SFC - specifična potrošnja goriva, V = brzina,  $F_L / F_D$  = finesa
- ◆ **Frakciju težine za kruženje- holding, možemo izračunati iz jednadžbe istrajnosti:**  $E = (F_L/F_D) / C \ln (W_{n-1}/W_n)$  7.8.
- ◆ ili
- ◆  $(W_{n-1}/W_n) = \exp ( - EC) / (F_L/F_D)$  7.9.
- ◆ gdje je: E = istrajnost ili endurance (loiter time).

Segment misije	$(W_n / W_{n-1})$
Startanje, zagrijavanje i polijetanje	0,970
Penjanje	0,985
Slijetanje	0,995

# Specifična potrošnja goriva

- ◆ Specifična potrošnja goriva (Specific Fuel Consumption "SFC" ili "C") je potrošeno gorivo podijeljeno s rezultirajućim potiskom i za mlazne motore izraženo u  $[(\text{lb} / \text{hr}) / \text{lb}$  ili  $1 / \text{hr}]$ , a slika 7.5. daje SFC o odnosu na Mach br. za pojedine tipove motora, na osnovu koje smo se opredijelili za turbo-prop motore. Motori s propelerom imaju SFC obično zadan kao  $C_{\text{bhp}}$   $[(\text{lb} / \text{hr}) / \text{Bhp}]$  gdje 1 Bhp = braked horse power = 550 ft-lb/s (kočena konjska snaga). SFC koji daje potisak motora s propelerom, ekvivalentan SFC mlaznom motoru, možemo izračunati koristeći djelotvornost propelera, a koja je definirana kao izlazna snaga potiska podijeljena s ulaznom konjskom snagom (faktor 550 pretpostavlja brzinu u ft /s):  
$$\eta_p = F_T V / 550 \text{ hp} \quad 7.10.$$

# SFC i C

U jednadžbi 7.11. dana je derivacija SFC ekvivalentnog potiska za zrakoplov pogonjen propelerom. Za te zrakoplove treba pamti da je potisak i SFC funkcija brzine, a za tipičnu djelotvornost propelera od 0.8, jedna konjska snaga jednaka je jednoj funti potiska na brzini od oko 440 ft /s (134,112 m/s), ili 260 čvora (484,12 km/h).

$$C = (W_F / \text{vrijeme}) / \text{potisak} = C_{bhp} (V / 550 \eta_p) \quad 7.11.$$

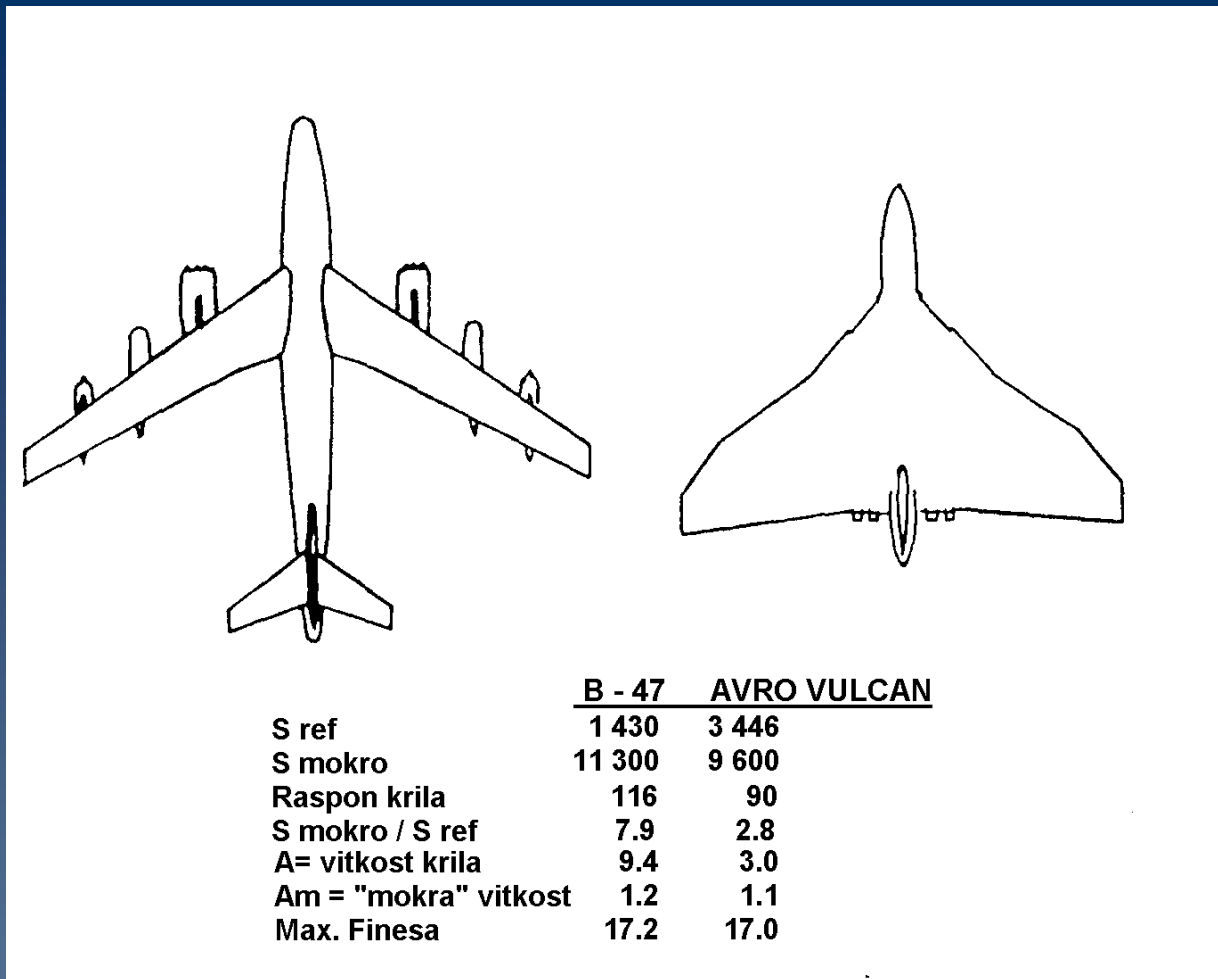
U tablici 7.5. prikazane su tipične vrijednosti SFC za mlazne motore, a u tablici 7.6. karakteristične  $C_{bhp}$  i  $\eta_p$  za motore s propelerom, što se može koristiti za grubo početno dimenzioniranje.

Tipičan SFC maznog motora	Krstarenje	Holding - Loiter
Čisti turbo-jet	0,9	0,8
Turbo-fan niski by-pass	0,8	0,7
Turbo-fan visoki by-pass	0,5	0,4

Propeler : $C = C_{bhp} V / (550 \eta_p)$ Tipični $C_{bhp}$ i $\eta_p$	$C_{bhp}$ Krstarenje Cruise	$C_{bhp}$ Kruženje Holding-Loiter
Klipni motor-propeler fiksni korak	0,4 / 0,8	0,5 / 0,7
Klipni motor-propeler promjenljiv korak	0,4 / 0,8	0,5 / 0,8
Turboprop motor	0,4 / 0,8	0,6 / 0,8

# ■ Procjena finese ( $F_L/F_D$ )

- ◆ Preostala nepoznanica u jednadžbama za dolet i dugotrajnost je finesa, koja predstavlja mjeru sveukupne aerodinamičke djelotvornosti konstrukcije. Nasuprot spomenutim procijenjenim parametrima, finesa je značajno ovisna o konfiguraciji to jest u podzvučnom režimu leta o dva faktora: rasponu i površini krila. U horizontalnom letu uzgon je poznat, to jest mora biti jednak težini zrakoplova. Stoga je  $F_L/F_D$  jedino ovisan o otporu, koji se u podzvučnom režimu leta sastoji od parazitnog i induciranog otpora. Inducirani otpor je uzrokovan nastajanjem uzgona, što je primarno funkcija raspona krila. Parazitni otpor, ili otpor kada je uzgon nula (zero-lift) je otpor trenja po površini i direktno je proporcionalan ukupnoj površini zrakoplova (mokra površina ili "močena" zrakom). Povijesno se uzima kao indikator djelotvornosti krila parametar nazvan aspektni omjer (**aspect ratio - vitkost krila**), a koji je jednak kvadratu raspona krila podijeljeno s referentnom površinom krila ( **$b^2/S$** ).
- ◆ Aspektni omjer se kreće od 1,0 za svemirska tijela, do preko 30 za zrakoplove jedrilice, no za početno projektiranje, mogu se iskoristiti historijski podaci. Tipične vrijednosti kreću se između 3-8. Kod procjenjivanja  $F_L/F_D$  za podzvučni režim leta, treba imati na umu da parazitni otpor nije samo funkcija površine krila, kako je izražena aspektnim omjerom, već također ukupne "mokre" površine zrakoplova.

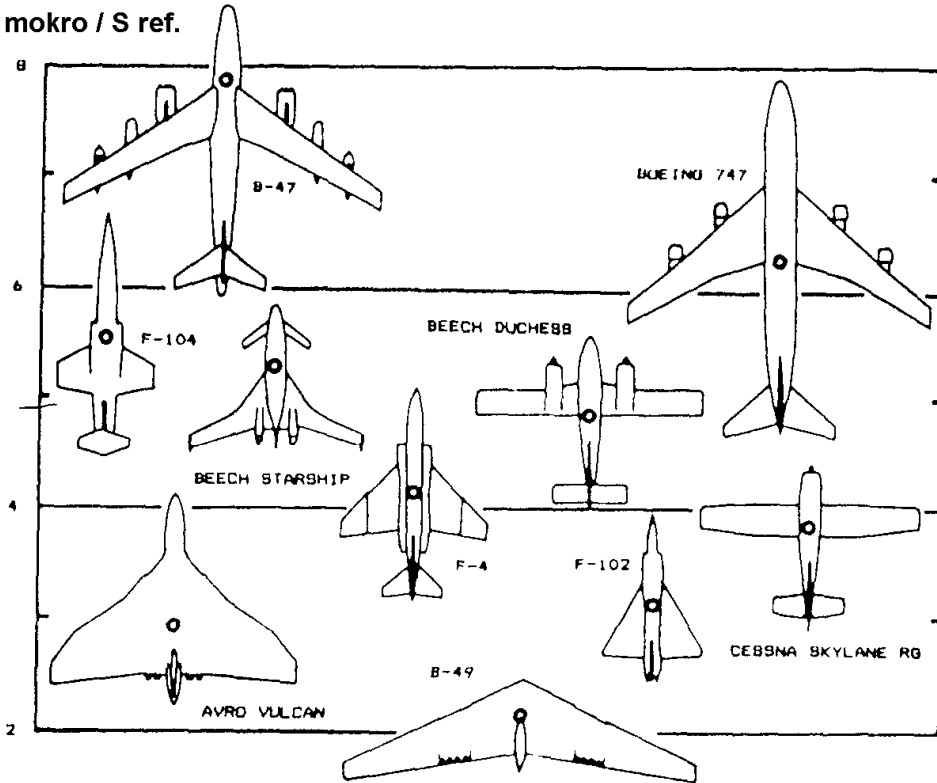


- ◆ Na slici je prikazan primjer dva koncepta zrakoplova, s istom misijom - strateški bombarder. Konvencionalni koncept, **B-47**, s aspektnim omjerom preko 9, ima finesu (FL/FD) preko 17. Drugi, **AVRO Vulcan** ima aspektni omjer samo 3, ali gotovo istu finesu. Stoga aspektni omjer ne određuje s dovoljnom preciznošću otpor.

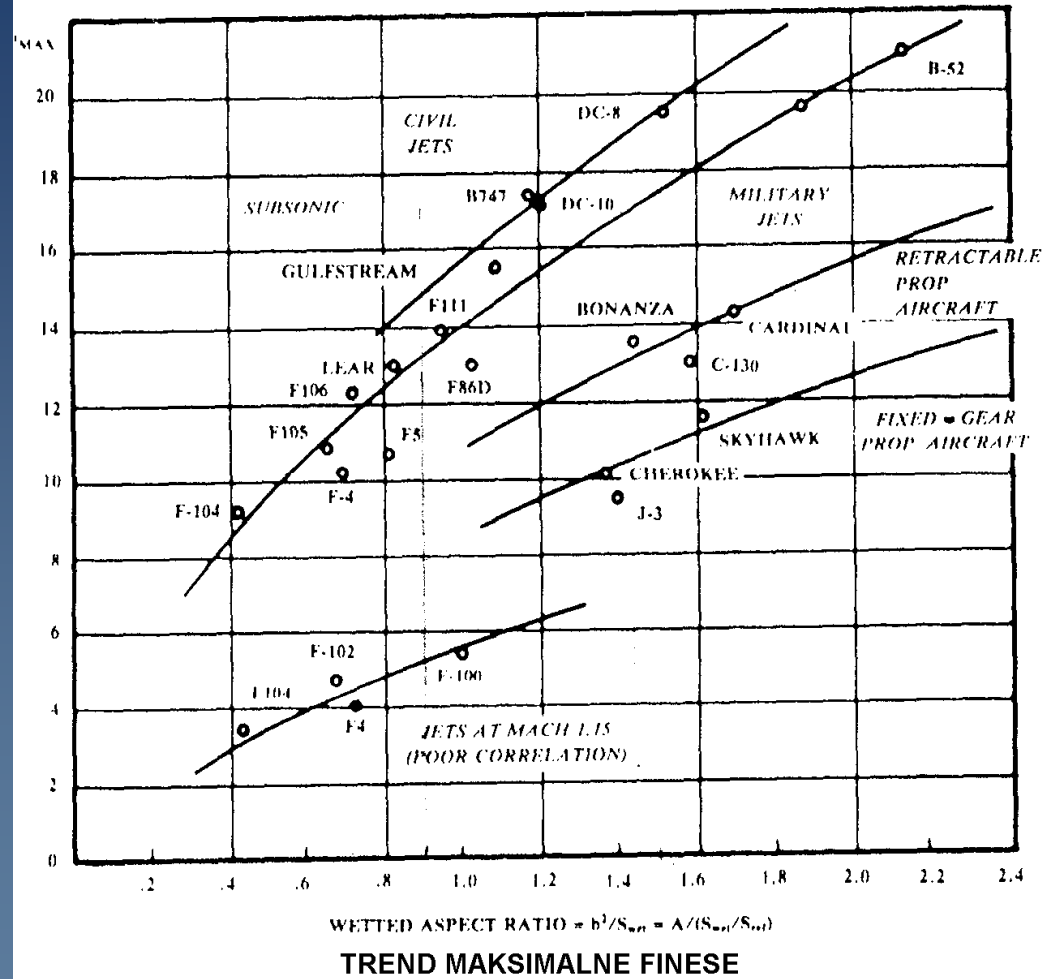
- ◆ Objašnjenje leži u glavnim čimbenicima koji stvaraju finesu. Oba zrakoplova imaju isti raspon krila i istu mokru površinu, pa imaju i istu finesu. **Aspektni odnos**<sup>[1]</sup> Boeinga B-47 je veći ne zbog većeg raspona krila, već zbog manje površine krila. Međutim smanjena površina krila je u raskoraku s mokrom površinom trupa i repa. To ilustriramo s odnosom mokre površine i referentne površine krila (**S mokro/S ref**). Dok AVRO ima ukupnu mokru površinu manje od 3 x površina krila, Boeing ima mokru površinu od 8 x površina krila.
- ◆ Opravdano je stoga koristiti omjer mokre površine uz aspektni omjer, kao pouzdaniji način inicijalne procjene  $F_L/F_D$ . Omjer mokre površine ovisan je o konfiguracijskom rasporedu. To navodi na uvođenje novog parametra, "**mokri aspektni omjer**"<sup>[2]</sup>, koji je definiran kao kvadrat raspona krila podijeljeno s ukupnom mokrom površinom. To je parametar vrlo sličan povijesnom aspektnom omjeru, osim što ovaj razmatra ukupnu mokru površinu umjesto površine krila. Slika 7.9. prikazuje spektar koncepcija konstrukcija zrakoplova i rezultirajući omjer mokre površine.
- ◆ Mokri aspektni omjer može biti prikazan i kao geometrijski aspektni omjer podijeljen s odnosom mokre površine ( $S_{\text{mokro}}/S_{\text{ref}}$ ). Na slici 7.10. prikazani su grafički rezultati maksimalne finese ( $F_L/F_D$ ) i mokrog aspektnog omjera, iz statističkih podataka po tipovima zrakoplova.
- ◆ <sup>[1]</sup> Aspect ratio - aspektni odnos je omjer kvadrata raspona krila i planformne površine krila, tj. vitkost krila
- ◆ <sup>[2]</sup> Wetted aspect ratio - omjer kvadrata raspona krila s oplošnom površinom, tzv. mokrom

# Slika 7.10

S mokro / S ref.



Omjer mokre površine  
(uključivo površinu Canard-a)



# $(F_L/F_D)$

- ◆ Iz navedenog slijedi da projektant može kontrolirati finesu ( $F_L/F_D$ ), odabravši aspektni omjer i skiciravši konfiguracijski raspored, koji mu daje mokri aspektni omjer. (Trebalo bi pripaziti i suočiti se s kompromisom između poželjne visoke vrijednosti finese i poželjne male težine zrakoplova).
- ◆ Statističke jednadžbe za procjenu frakcije težine praznog zrakoplova (empty weight), bazirane su na "konvencionalnim" projektnim konceptima. Ako je odabrani aspektni omjer mnogo veći od drugih zrakoplova u toj klasi, frakcija težine praznog zrakoplova bit će puno veća nego što je predviđaju jednostavne statističke jednadžbe.
- ◆ Otpor je promjenljiv s brzinom i visinom leta. Na bilo kojoj nadmorskoj visini, postoji brzina pri kojoj imamo maksimalnu finesu  $(F_L/F_D)_{max}$ . Da bi se dobilo optimalno krstarenje ili kruženje (holding-loiter), treba letjeti odgovarajućom brzinom (Penaud dijagram).
- ◆ Za početno dimenzioniranje, ti postoci mogu se pomnožiti s maksimalnom vrijednošću finese (iz slike 7.10.), da dobijemo  $(F_L/F_D)$  za krstarenje ili kruženje.

Pogonska grupa	Efikasno krstarenje	Efikasni holding-loiter
Mlazni	$0,866 (F_L/F_D)_{max}$	$(F_L/F_D)_{max}$
Propelerski	$(F_L/F_D)_{max}$	$0,866 (F_L/F_D)_{max}$

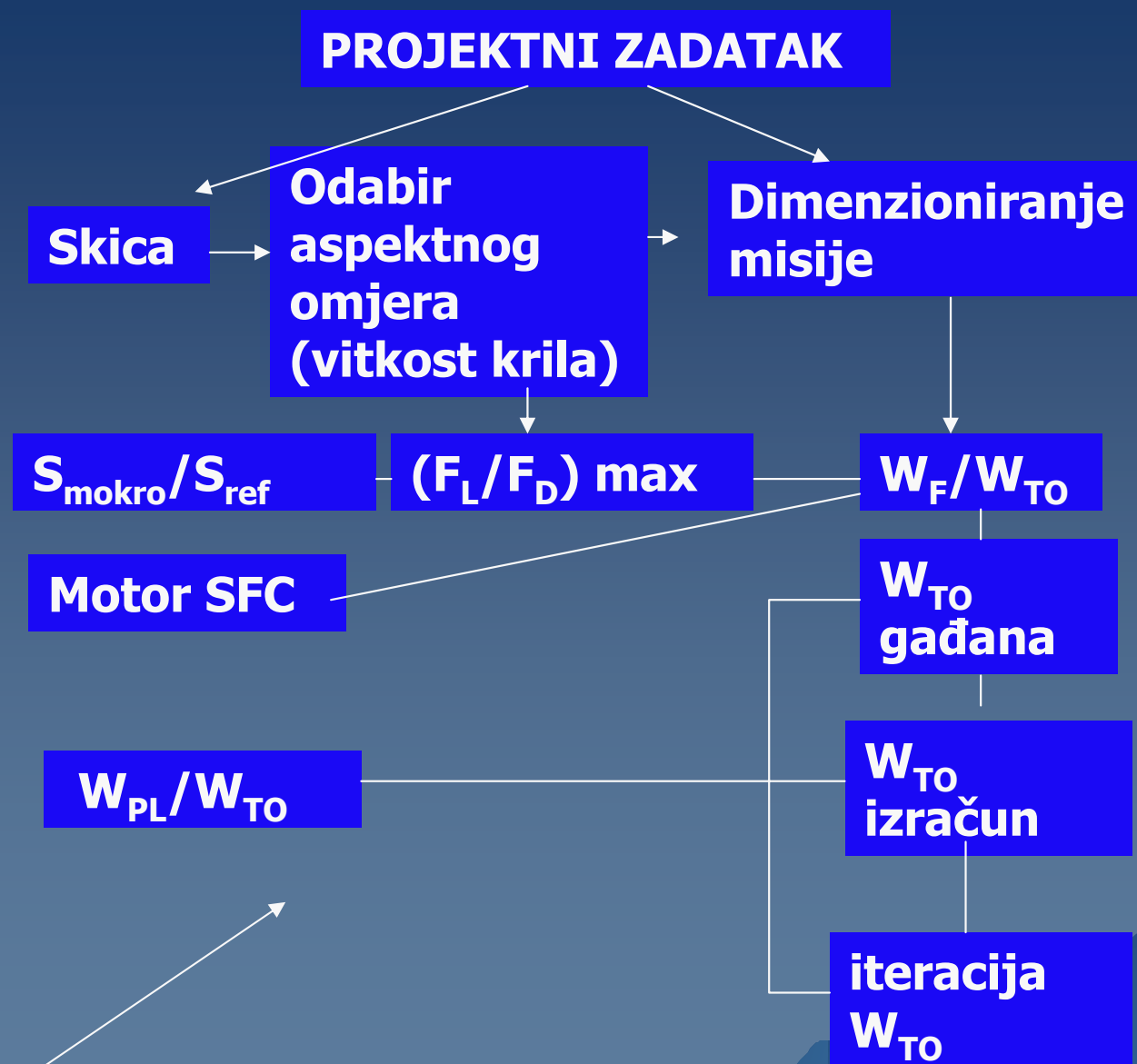
# Početna procjena frakcije težine goriva - $(W_F/W_0)$

- ◆ Sada možemo koristeći podatke iz tablice 7.4. i jednadžbe za krstarenje (7.7.) i kruženje (7.9.) procijeniti frakcije težine za segment misije. Množeći ih zajedno dobit ćemo frakciju težine za ukupnu misiju ( $W_x/W_0$ ).
- ◆ Budući da u pojednostavljenoj metodi dimenzioniranja ne smijemo računati segment misije s odbacivanjem tereta, sav gubitak težine za vrijeme misije jedino je - potrošeno gorivo. Frakcija goriva za misiju je stoga ( $1 - W_x/W_0$ ). Ako pretpostavimo tipičnih 6% za rezervu i zarobljeno gorivo (FAR<sup>[1]</sup> regulativa), ukupna frakcija goriva može se izračunati iz jednadžbe 7.12. :
- ◆  $(W_F/W_0) = 1,06 (1 - W_x/W_0)$  7.12

<sup>[1]</sup> FAR – Federal Aviation Regulations – savezni američki zrakoplovni propisi

# POČETNI PRORAČUN TEŽINE POLIJETANJA

- ◆ Koristeći proračunatu težinu frakcije goriva prema 7.12 i statističku težinu praznog zrakoplova (Tablica 7.3.), ukupna težina u polijetanju može se pronaći iterativno.
- ◆ Prvo "pogađamo" težinu polijetanja, računamo statističku frakciju težine praznog zrakoplova, a zatim težinu polijetanja.
- ◆ Ako rezultat nije blizu "pogađanoj" vrijednosti, razlika između te dvije će biti slijedeće "pogađanje". Obično to konvergira u nekoliko iteracija. Proces početnog dimenzioniranja prikazan je grafički na shemi 7.2.:



# Primjer: Parametri za početni izračun težina

- ◆ Dolet:  $D = 700 \text{ NM}$ , dvomotorni turbo-prop
- ◆ Zakonska rezerva goriva: 30 min kruženje s optimalnom brzinom + 30 min kruženje na putnoj brzini (za alternativni aerodrom = FAR) + 6% rezerve
- ◆ dodatna istrajnost = 1 h kruženje + 6% rezerve
- ◆ Procijenjena težina korisnog tereta : zaokruženo na 4.820 lb
- ◆  $(20 \text{ putnika} \times 75 \text{ kg} + 20 \times 20 \text{ kg prtljaga} + 3 \text{ člana posade} \times 85 \text{ kg} + 30 \text{ kg catering} = 1500 \text{ kg} + 400 \text{ kg} + 255 \text{ kg} + 30 \text{ kg} = 2.185 \text{ kg} \times 2,205 = 4.817,925 \text{ lb})$
- ◆ Profil misije: Simple cruising - jednostavno krstarenje

## Profil misije – simple cruising



1.

procijenjena $W_o$ (lb)	$W_p / W_o$	izračunata $W_o$ (lb)
33.000	0,57062	30.988,8
32.000	0,57149	31.163
31.600	0,57186	31.237,8
31.350	0,57208	31.282,5
31.310	0,72119	31.290,6
31.295	0,572133	31.293,3
<b>31.294</b>	<b>0,572133455</b>	<b>31.293,5</b>

2.

procijenjena $W_o$ (lb)	$W_p / W_o$	izračunata $W_o$ (lb)
33.000	0,54208	26.185,7
30.000	0,54467	26.559,4
28.000	0,54655	26.837,4
27.000	0,54755	26.986,2
<b>26.990</b>	<b>0,54756</b>	<b>26.988,3</b>

**W<sub>o</sub>** proizlazi manji za **15,95%**, a **W<sub>p</sub>** za **11,58%** upotrebom tehnologije kompozitnih materijala.

**Razmjena br.1.** Izračun je izvršen koristeći statističke podatke za zrakoplove izgrađene isključivo iz duraluminija. S učešćem kompozitnog materijala za sekundarne elemente strukture (grafit, kevlar), umanjuje se omjer težine praznog zrakoplova za 5%, tj. množimo s 0,95, te slijede rezultati iz tablice 2.

◆ **Razmjena br.2.:** Korisnost razmjenjivanja inicijalne procjene, je u stvaranju podloge za odabir između više mogućnosti (i kasnijeg lakšeg odlučivanja, odnosno osiguravamo “slobodniji prostor” za projektiranje) između npr. skraćivanja doleta na račun korisnog tereta i sl. Sada ćemo povećati korisni teret (payload) od 4820 lb, na 5.500 lb. (tj. 20 putnika x 80 kg + 20 prtljaga x 20 kg + 3 posada x 100 kg + 45 kg catering + 150 kg tereta, duty-free, pošte ili sl. = 2495 kg). Slijede rezultati iz tablice 3.

procijenjena $W_o$ (lb)	$W_p / W_o$	izračunata $W_o$ (lb)
36.000	0,539733	29.502
33.500	0,541679	29.812
31.500	0,543349	30.085
30.450	0,544271	30.238
30.280	0,5444237	30.263
<b>30.270</b>	<b>0,5444327</b>	<b>30.265</b>

3. Povećanje  $W_o$  za 12,15%, omogućuje povećanje korisnog tereta za 14,12%. Uz upotrebu kompozita ta je težina još uvijek manja od konstrukcije izgrađene samo od duraluminija.

◆ **Razmjena br. 3.:** U ovoj fazi inicijalnog određivanja težine polijetanja, možemo razmotriti i različite misije, to jest više-namjensko korištenje istog zrakoplova. Po svojim osnovnim značajkama (polijetanja kao helikopter i krstarenja kao dvomotorni turbo-prop), mogao bi poslužiti za Coast guard i izviđanje obale, SAR program (Search And Rescue) te EMS program (Emergency Medical Services). Misija uključuje manji dolet, (duž obale npr. Pula -Dubrovnik-Pula + kruženje 1 sat za Coast guard, barem 3-4 sata kruženja za SAR unutar tog doleta). Profil misije i za SAR (dugo kruženje i pretraživanje) i za Coast guard operacije (zadani dolet preko područja nadzora) objedinjeno je prikazan na slici.



procijenjena $W_o$ (lb)	$W_p / W_o$	izračunata $W_o$ (lb)
31.000	0.543784	23.057
<b>25.000</b>	<b>0.549664</b>	<b>24993</b>

4.

# Zaključno.....

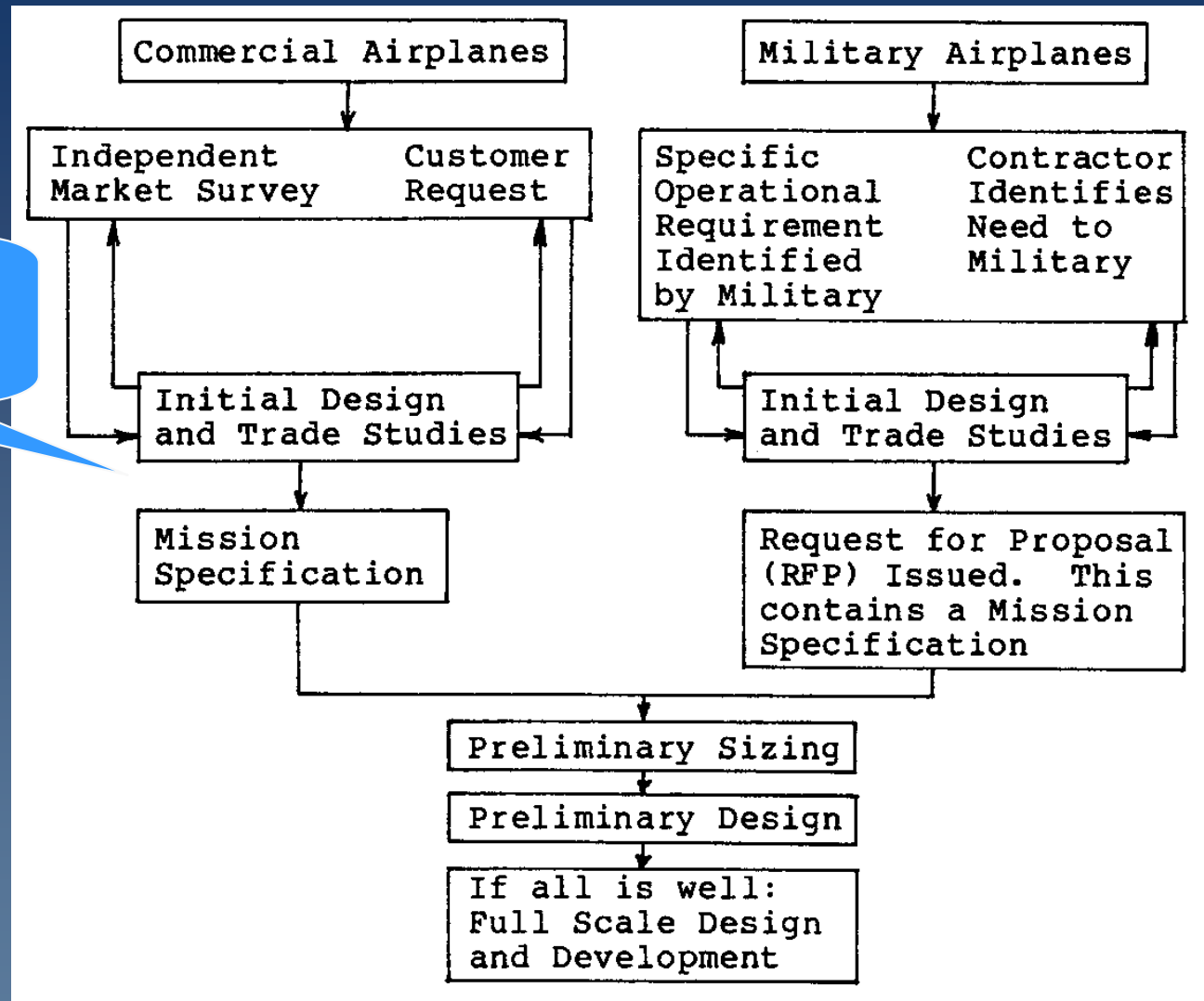
Misija	teret	$W_g$	$W_p$	$W_o$
Dolet 700 nm sve duraluminij	4820 lb	8.570 lb	17.904 lb	31.294 lb
Dolet 700 nm dio kompozit	4820 lb	7.391 lb	14.778 lb	26.990 lb
<b>Dolet 700 nm dio kompozit</b>	<b>5500 lb</b>	<b>8.290 lb</b>	<b>16.510 lb</b>	<b>30.270 lb</b>
Dolet 261 nm +4h kruženja	1750 lb	9.508 lb	13.742 lb	25.000 lb

U misiji SAR ili Coast guard zrakoplov uslijed manjeg korisnog tereta ima i manju težinu. Za tu namjenu povoljnije je da ima više goriva nego u standardnoj misiji s većim doletom i korisnim teretom. Ključno je da nema ograničenja po težini polijetanja u usporedbi s namjenom prijevoza putnika na većem doletu, te se može s dodatnim spremnicima opremiti i za duže kruženje, pretraživanje i izviđanje (predvidjeti veći volumen za spremnike goriva kod dimenzioniranja zrakoplova).

Sabrani rezultati razmjenjivanja 1-3,(razne namjene-misije, tehnologija materijala ili nosivost korisnog tereta) prikazani su u tabeli.

**Zaključivo dobiveni rezultat za odabranu najpovoljniju razmjenu** (što je u ovoj fazi prihvatljivo zbog relativno grube procjene), možemo prijeći na konstruktivno raspoređivanje (layout) zrakoplova, sukladno konceptnoj skici.

# Step-by-step (Roskam model)



Konceptualno projektiranje

- ◆ Primjer evolucije specifikacije misije i njene korelacije s preliminarnim dimenzioniranjem i projektiranjem

# ***Rijetko kad sve ide ko po loju.....***

- ◆ Mnogi zrakoplovi nikad ni ne odu dalje od te početne faze (konceptnog) projektiranja, dapače velika većina konstrukcija doživi takvu sudbinu.
- ◆ Što će se desiti nakon konceptnog projektiranja uvelike ovisi o postignutim rezultatima za vrijeme konceptnog projektiranja i o stvarnom i percipiranom interesu tržišta (feasibility study).
- ◆ Ako studijom konceptnog projektiranja utvrdimo da možemo postići specificirane zahtjeve, može se proslijediti - na razvoj konstrukcije u punoj mjeri.
- ◆ Ukoliko smo naišli na neke probleme (kao deficitarnost specifične tehnologije koja zahtjeva daljnje razvijanje ili nedostatak/nepouzdanost podataka) može se inicirati program istraživanja i razvoja (research & development) s ciljem da prevladamo te probleme. Eventualno, ako razriješimo problem, ***konačna specifikacija misije evoluirá*** i možemo započeti razvoj konstrukcije u punoj mjeri.
- ◆ Ako tijekom istraživanja utvrdimo da problem ne možemo riješiti u dogledno vrijeme ili uz prihvatljive troškove, konstrukcija se odbacuje ili modificira.

## **Preliminarno dimenzioniranje....**

- ◆ Definiramo ga kao proces koji rezultira numerički definiranim parametrima za projektiranje zrakoplova, kao:
- ◆ Gross masa za polijetanje – gross take-off weight ( $W_{TO}$ )
- ◆ Težina praznog aviona – Empty weight ( $W_E$ )
- ◆ Težina goriva za misiju – Fuel weight ( $W_f$ )
- ◆ Maksimalni zahtjevani potisak za polijetanje – Take-off thrust ( $T_{TO}$ )
- ◆ Površina krila i vitkost krila – ( $S$ ) i aspect ratio ( $A$ )
- ◆ Max. zahtjevani koeficijent uzgona (clean) –  $C_{Lmax}$
- ◆ Max. zahtjevani koeficijent uzgona za polijetanje –  $C_{Lmax TO}$
- ◆ Max. zahtjevani koeficijent uzgona za slijetanje –  $C_{Lmax L}$
- ◆ **Drugim riječima, preliminarno dimenzioniranje je proces u kojem definiramo kvantitet inercijalnih, propulzivnih i aerodinamičkih sila (izraženo parametrima).**

# *Polazna pretpostavka....*

- ◆ Mi ćemo pretpostaviti da nam je misija specificirana (imamo definiran zadatak), pri čemu su tipični parametri već zadani, kao npr.:
- ◆ Payload i tip korisnog tereta,
- ◆ Dolet i/ili zahtjevano kruženje (loiter ili holding endurance),
- ◆ Putna brzina i visina leta,
- ◆ Dužina PSS-a za polijetanje i slijetanje,
- ◆ Rezerva goriva,
- ◆ Zahtjevi u penjanju,
- ◆ Zahtjevi u manevriranju,
- ◆ Osnova za certifikaciju – ili namjena (experimentalni, FAR/JAR 23, 25 ili vojni).
- ◆ Neke će specifikacije misije sadržavati mnogo više detalja, a to ovisi o kupcu (koji određuje misiju) te o kvantitetu fleksibilnosti koju kupac-korisnik ostavlja projektantu.

# PROCJENA TEŽINA

- ◆ Kako masa zrakoplova utječe na sve *letne značajke* i determinira aerodinamičke i propulzivne značajke zrakoplova (mehanika leta), uobičajeno je da prvo nastojimo utvrditi kvantitet mase koja mora zrakom slijediti neke željene putanje....Avion normalno mora udovoljiti zahtjevnim performansama doleta, istrajnosti, brzinom krstarenja itd. dok nosi nekakav koristan teret. Važno je stoga predvidjeti minimalnu težinu zrakoplova i goriva potrebnog da se postigne zadana misija.
- ◆ Prvo razmatramo i procjenjujemo slijedeće težine:
- ◆ **Gross težinu polijetanja -  $W_{TO}$**
- ◆ **Težinu praznog zrakoplova -  $W_E$**
- ◆ **Težinu goriva potrebnog za misiju –  $W_F$**
- ◆ Takav pristup je primjenjiv za slijedeće tipove zrakoplova (pogonjenog aerodina):
- ◆ 1. Samogradnja pogonjena propelerom
- ◆ 2. Single-engine pogonjen propelerom
- ◆ 3. Multi-engine pogonjen propelerom
- ◆ 4. Poljoprivredni zrakoplov
- ◆ 5. Poslovni mlaznjaci
- ◆ 6. Regionalni turbo-prop
- ◆ 7. Transportni mlaznjaci
- ◆ 8. Vojni trenažeri
- ◆ 9. Borbeni presretači – lovci
- ◆ 10. Vojni patrolni, bombarderi i transportni
- ◆ 11. Leteći čamci, amfibije i hidroavioni s plovcima
- ◆ 12. Supersonični krstareći zrakoplovi

- ◆ U praksi primjenjujemo nekoliko različitih metoda za utvrđivanje  $W_{TO}$ ,  $W_E$  i  $W_F$  koje se sve u suštini svode na isto:
- ◆ Uobičajeno gross take-off weight razbijemo na faktore:  

$$W_{TO} = W_{OE} + W_F + W_{PL}$$
gdje subscript TO = take-off; OE= operating empty; PL= payload;
- ◆ Dalje :  $W_{OE} = W_E + W_{tfo} + W_{crew}$   
gdje E = empty; tfo = trapped fuel & oil , te  

$$W_E = W_{ME} + W_{FEq}$$
gdje ME = manufacturer's empty (green);  $W_{FEq}$  = fixed equipment (avionics, airconditioning, special radar, APU, furnishing, interior, i ostalo što je f(misije, namjene itd.)
- ◆ Prosljedimo na utvrđivanje kvantiteta u 7 koraka:

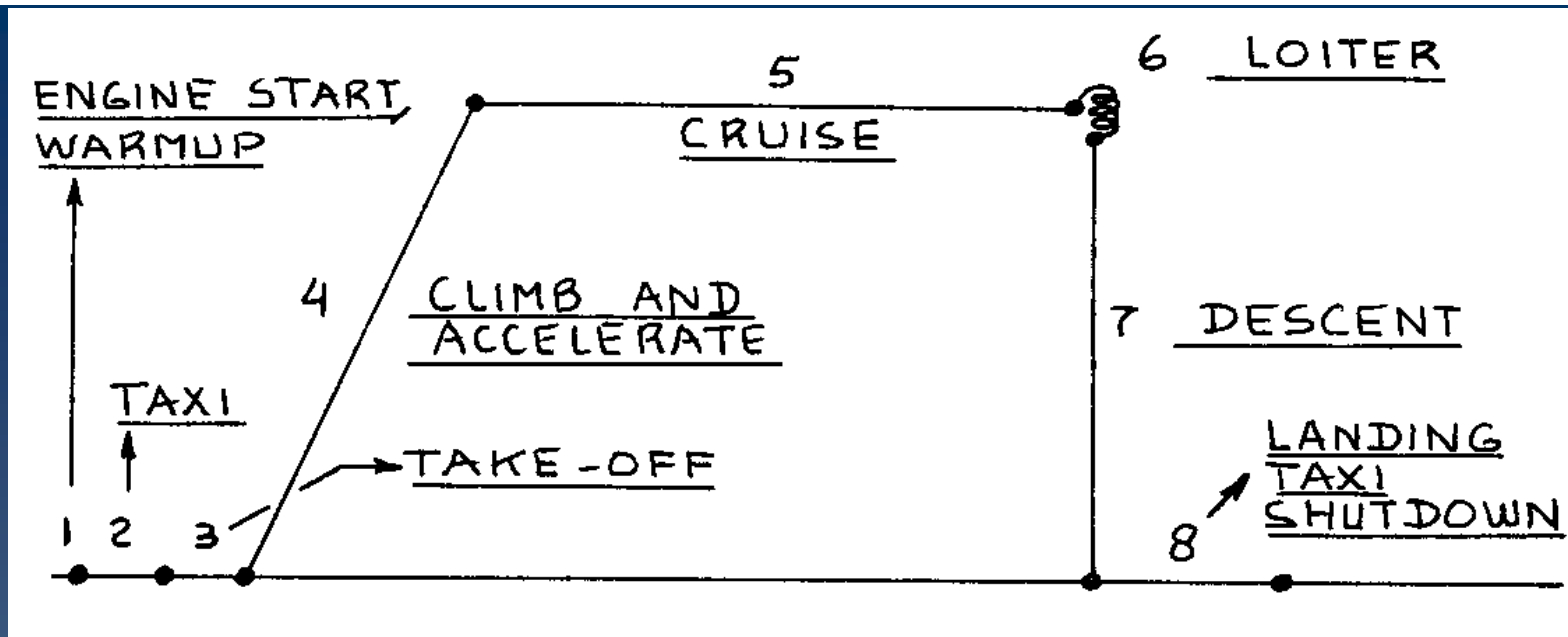
## 7 koraka....

- ◆ 1. Utvrdimo “mission payload” (traffic load)  $W_{PL}$
- ◆ 2. Pogađamo gross take-off weight –  $W_{TOguess}$
- ◆ 3. Utvrđujemo težinu goriva –  $W_F$
- ◆ 4. Izračunamo pokusnu – tentative  $W_{OE}$  iz:  
$$W_{OE\text{ tentative}} = W_{TO\text{ guess}} - W_F - W_{PL}$$
- ◆ 5. Izračunamo pokusnu – tentative  $W_E$  iz:  
$$W_{E\text{ tentative}} = W_{OE\text{ tentative}} - W_{tfo} - W_{crew}$$
- ◆ **Napomena:** Iako je  $W_{tfo}$  oko 0,5% od  $W_{TO}$  ili i više, često puta se u ovoj fazi može zanemariti..
- ◆ 6. Nađemo dopustivu (allowable)  $W_E$
- ◆ 7. Kompariramo  $W_{E\text{ tent.}}$  i  $W_E$  (korak 5. i 6.)

Podešavamo vrijednost  $W_{TOguess}$  i ponovimo korak 3-6. Nastavljamo iterativni proces sve dok  $W_{E\text{ tent.}}$  i  $W_E$  ne uskladimo (do neke usvojene tolerancije – uobičajeno oko 0,5%).

# Naputak za 7 koraka.....

- ◆ Ad 1.  $W_{PL}$  :  
specificirano je misijom /namjenom -
- ◆ Putnici + prtljaga 175 lb + 30 lb short-hall  
175 lb + 40 lb long-hall
- ◆ Cargo
- ◆ Military load (affects  $C_D$ ) ili agriculture
- ◆ Ad 2.  $W_{TO}$  guess:  
slični zrakoplov po tipu i misiji (Ref: Taylor JWR: Jane's All the World Aircraft  
published annually since 1945). Ako nije sličan niti jednom – potpuno novi  
koncept, pretpostavljamo “iz rukava” (BTK metoda)
- ◆ Ad 3.  $W_F$  :  
Izračunavamo  $W_F = W_{F\text{ used}} + W_{F\text{ rezerva}}$  a koja je zadana misijom i/ili FAR  
- uobičajeno radi točnije procjene (osjetljivo je i zbog težine i konstruktivnih  
gabarita)  $W_{F\text{ reserve}}$  izražavamo kao frakciju od  $W_{F\text{ used}}$  (as required for  
alternative ap, 30' holding, 6% wind etc.)
- ◆ Razbijemo misiju u faze i koristimo “ FUEL-FRACTION METHOD  
(iskustveno -koristimo datoteku); *Fuel fraction* za svaku fazu definiramo kao  
završnu težinu kroz početnu težinu , npr.
- ◆ Faza 1. startanje i zagrijavanje motora  $W_1/W_{TO}$
- ◆ Faza 2. Taxi  $W_2/W_1$
- ◆ Faza 3. Take off  $W_3/W_2$
- ◆ Faza 4. Climb to cruise altitude  $W_4/W_3$



◆ Skica profila misije za neki zrakoplov (po fazama)

◆ Kako faza 4. (penjanje) ovisi o pogonskoj grupi za prop pogonjene koristimo jed. za Endurance po Brequet-u:  $E_{CL} = 375(1/V_{CL})(\eta_p/C_p)_{CL}(F_L/F_D)_{CL} \ln(W_3/W_4)$  gdje je brzina u mph a trebamo procijeniti prosječnu  $V_{CL}$  za  $(\eta_p/C_p)_{CL}$  i  $(F_L/F_D)_{CL}$ .....iz tabele 2.2  
 za jet pogonjene koristimo jed. za Endurance po Brequet-u:  $E_{CL} = (1/C_j)_{CL}(F_L/F_D)_{CL} \ln(W_3/W_4)$  gdje trebamo procijeniti prosječnu  $C_j$  i  $(F_L/F_D)_{CL}$ .....iz tabele 2.2 ili

# Frakcije težina po fazama misije ovisno o tipu zrakoplova:

- gruba procjena
- po Brequet-u climb i grafički

Table 2.1 Suggested Fuel-Fractions For Several Mission Phases

Mission Phase No. (See Fig.2.1)	Airplane Type:	Engine Start, Warm-up	Taxi	Take-off	Climb	Descent	Landing Taxi, Shutdown
		1	2	3	4	7	8
1.	Homebuilt	0.998	0.998	0.998	0.995	0.995	0.995
2.	Single Engine	0.995	0.997	0.998	0.992	0.993	0.993
3.	Twin Engine	0.992	0.996	0.996	0.990	0.992	0.992
4.	Agricultural	0.996	0.995	0.996	0.998	0.999	0.998
5.	Business Jets	0.990	0.995	0.995	0.980	0.990	0.992
6.	Regional TBP's	0.990	0.995	0.995	0.985	0.985	0.995
7.	Transport Jets	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
8.	Military Trainers	0.990	0.990	0.990	0.980	0.990	0.995
9.	Fighters	0.990	0.990	0.990	0.96-0.90	0.990	0.995
10.	Mil. Patrol, Bomb, Transport	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
11.	Flying Boats, Amphibious, Float Airplanes	0.992	0.990	0.996	0.985	0.990	0.990
12.	Supersonic Cruise	0.990	0.995	0.995	0.92-0.87	0.985	0.992

Notes: 1. The numbers in this table are based on experience or on judgment.  
 2. There is no substitute for common sense! If and when common sense is dictated, the reader should substitute other values for the fractions suggested in this table.

Table 2.2 Suggested Values For L/D,  $c_j$ ,  $\eta_p$ , And For  $c_p$  For Several Mission Phases

Mission Phase No. (See Fig.2.1)	Airplane Type	Cruise			Loiter				
		L/D	$c_j$	$c_p$	$\eta_p$	L/D	$c_j$	$c_p$	$\eta_p$
		lbs/lbs/hr	lbs/hp/hr			lbs/lbs/hr	lbs/hp/hr		
			5			6			
1.	Homebuilt	8-10*	0.6-0.8	0.7	10-12	0.5-0.7	0.6		
2.	Single Engine	8-10	0.5-0.7	0.8	10-12	0.5-0.7	0.7		
3.	Twin Engine	8-10	0.5-0.7	0.82	9-11	0.5-0.7	0.72		
4.	Agricultural	5-7	0.5-0.7	0.82	8-10	0.5-0.7	0.72		
5.	Business Jets	10-12	0.5-0.9		12-14	0.4-0.6			
6.	Regional TBP's	11-13		0.4-0.6	0.85	14-16		0.5-0.7	0.77
7.	Transport Jets	13-15	0.5-0.9			14-18	0.4-0.6		0.77
8.	Military Trainers	8-10	0.5-1.0	0.4-0.6	0.82	10-14	0.4-0.6	0.5-0.7	0.77
9.	Fighters	4-7	0.6-1.4	0.5-0.7	0.82	6-9	0.6-0.8	0.5-0.7	0.77
10.	Mil. Patrol, Bomb, Transport	13-15	0.5-0.9	0.4-0.7	0.82	14-18	0.4-0.6	0.5-0.7	0.77
11.	Flying Boats, Amphibious, Float Airplanes	10-12	0.5-0.9	0.5-0.7	0.82	13-15	0.4-0.6	0.5-0.7	0.77
12.	Supersonic Cruise	4-6	0.7-1.5			7-9	0.6-0.8		

Notes: 1. The numbers in this table represent ranges based on existing engines.  
 2. There is no substitute for common sense! If and when actual data are available, these should be used.  
 3. A good estimate for L/D can be made with the drag polar method of Sub-section 3.4.1.  
 \* Homebuilts with smooth exteriors and/or high wing loadings can have L/D values which are considerably higher.

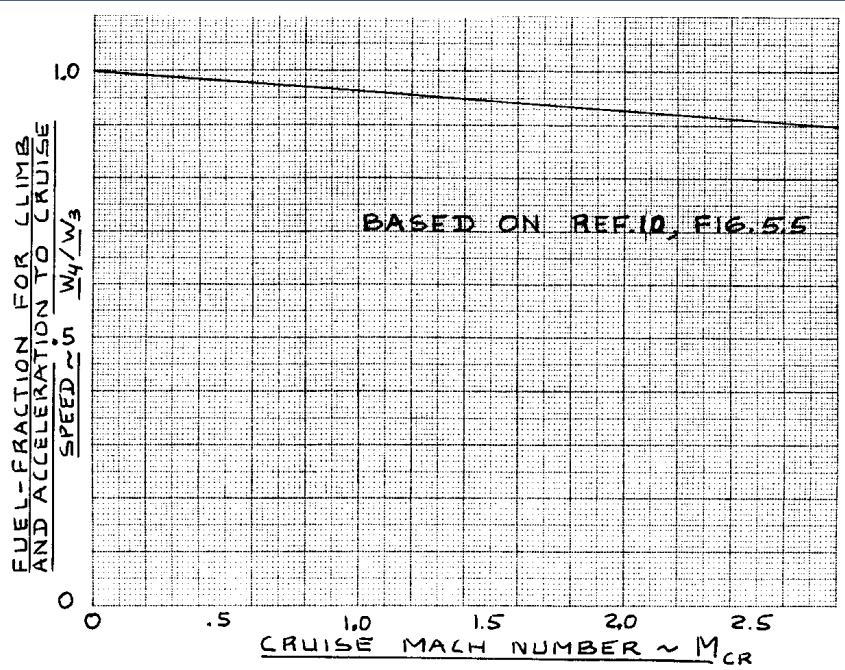


Figure 2.2 Fuel Fraction for Phase 4 of Figure 2.1

## ◆ Faza 5. krstarenje (cruise):

Kako faza 5. (krstarenje) čini 80-90% letne envelope, slično kao kod penjanja za točnije rezultate možemo;

◆ za prop pogonjene koristiti jed. za Dolet po Brequet-u:

$$R_{\text{Cruise}} = 375(\eta_p/C_p)_{\text{Cruise}}(F_L/F_D)_{\text{Cruise}} \ln(W_4/W_5)$$

gdje je dolet u stat. mile

◆ za jet pogonjene koristimo jed. za Dolet po Brequet-u:

$$R_{\text{Cruise}} = (V/C_j)_{\text{Cruise}}(F_L/F_D)_{\text{Cruise}} \ln(W_4/W_5)$$

gdje je dolet u nm a procijene za prosjek

$$(\eta_p/C_p)_{\text{Cruise}} (F_L/F_D)_{\text{Cruise}} \text{ i } C_j \text{ koristimo iz tabele 2.2}$$

## ◆ Faza 6. kruženje (loiter):

za točnije rezultate možemo:

- ◆ za prop pogonjene koristiti jed. za Endurance po Brequet-u:

$$E_{\text{Loiter}} = (1/V_{\text{Loiter}})(\eta_p/C_p)_{\text{Loiter}}(F_L/F_D)_{\text{Loiter}} \ln(W_5/W_6)$$

gdje je brzina u stat. mph a trebamo procijeniti prosječnu  $V_{\text{Loiter}}$  za  $(\eta_p/C_p)_{\text{Loiter}}$  i  $(F_L/F_D)_{\text{Loiter}}$ .....iz tabele 2.2

- ◆ za jet pogonjene koristimo jed. za Endurance po Brequet-u:

$$E_{\text{CL}} = (1/C_j)_{\text{Loiter}}(F_L/F_D)_{\text{Loiter}} \ln(W_5/W_6)$$

gdje trebamo procijeniti prosječnu  $C_j$  i  $(F_L/F_D)_{\text{Loiter}}$ ..iz tabele 2.2

- ◆ Faza 7. spuštanje (Descent):  
frakcija težine  $W_7/W_6$  .....iz tabele 2.1
- ◆ Faza 8. slijetanje (Landing)  
frakcija težine  $W_8/W_7$  .....iz tabele 2.1
- ◆ Sad imamo sve elemente i možemo izračunati Mission-fuel-fraction:

$$M_{ff} = \left( \frac{W_1}{W_{TO}} \right) \prod_{i=1}^{i=7} \left( \frac{W_{i+1}}{W_i} \right)$$

Gorivo iskorišteno tijekom misije  $W_{F \text{ used}}$  možemo izračunati iz:  $W_{F \text{ used}} = (1-M_{ff})W_{TO}$

- ◆ Kvantitet potrebnog goriva za misiju  $W_F$  može se konačno utvrditi iz:

$$W_F = (1-M_{ff})W_{TO} + W_{F \text{ reserve}}$$

## Ad. korak 4.

- ◆ Za izračun pokusne težine  $W_{OE-tentative}$  –  
 $W_{OE\ tentative} = W_{TO\ guess} - W_F - W_{PL}$  sad imamo izračunat  $W_F$  i znamo  $W_{PL}$ . Za  $W_{TO\ guess}$  već smo naveli da koristimo ref. Jane's all the world a/c ili već obrađenu datoteku (Raymer, Roskam).

- ◆ Ad. Korak 5. izračun pokusne  $W_E$  :  
 $W_{E\ tentative} = W_{OE\ tentative} - W_{tfo} - W_{crew}$   
za procjenu  $W_{crew}$  razlikujemo komercijalni, vojni ili mali single/multi engine prop. Komercijalna posada je cockpit+cabin crew a broj ovisi o tipu a/c i broju putnika (FAR 91.215). Za vojnu 200 lb zbog extra opreme, a mali privatni više puta računamo posadu kao payload.

# Ad. korak 6.

- ◆ Iznalaženje prihvatljive (allowable)  $W_E$  :  
Postoji linerna veza između  $\log W_{TO}$  i  $\log W_E$  te je stoga lako dobiti  $W_E$  iz  $W_{TO}$  za svaki od 12 tipova zrakoplova (primjer homebuild –next slide) iz Jane's all..... Trend linije utvrđujemo uz pomoć regresivne analize, i one su dobra prezentacija za konstrukciju aviona. Poželjno je da imamo što manju vrijednost  $W_E$  za bilo koji  $W_{TO}$ . Stoga je razumno pretpostaviti da su  $W_E$  dobivene iz podataka o izgrađenim a/c “minimalne prihvatljive” za trenutno korištenu tehnologiju gradnje.
- ◆ Nekoliko načina iznalaženja  $W_E$  iz  $W_{TO}$ :
- ◆ Za poznatu vrijednost  $W_{TO}$  možemo iznaći  $W_E$  kosteći grafiku prezentaciju – trend linije;
- ◆ Za poznatu vrijednost  $W_{TO}$  možemo iznaći  $W_E$  interpolacijom iz tabelarnih podataka (po kojima smo izradili grafičke trend linije);

# Pronađi pouzdana podatke ili ih definiraj samostalno – skupi prethodno stečena iskustva....

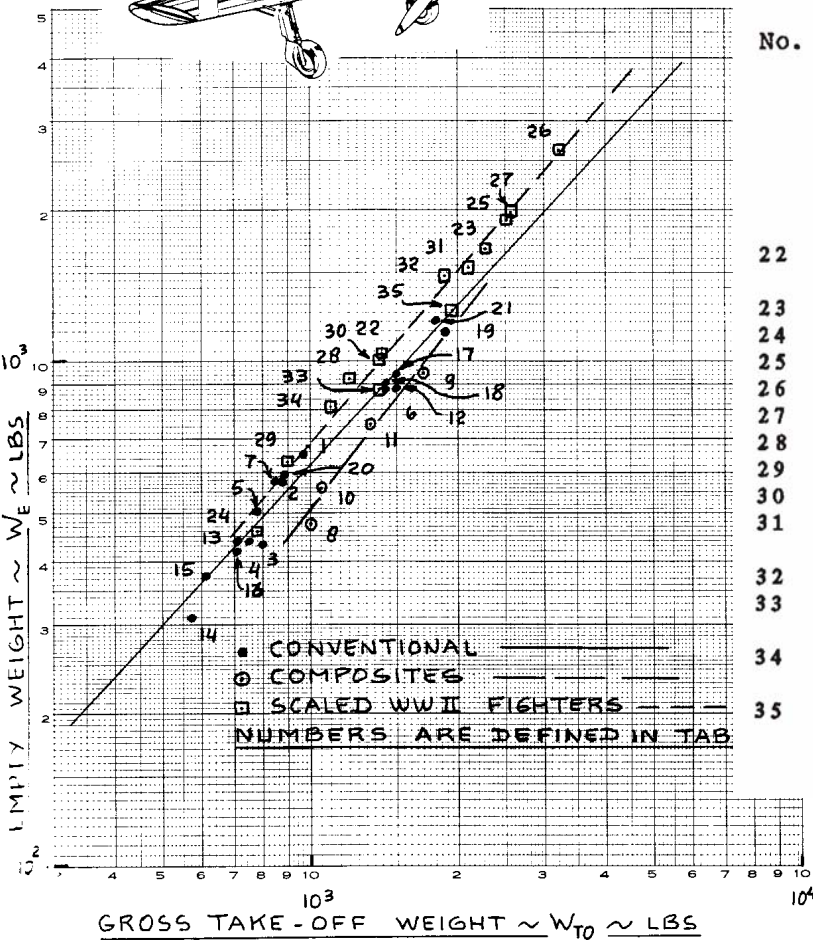
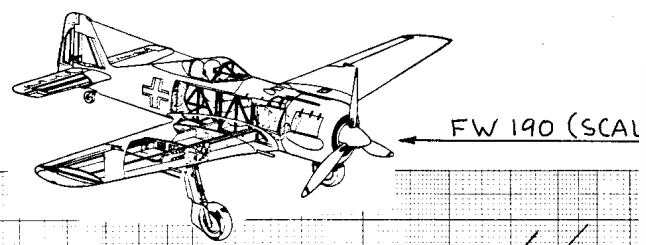


Table 2.3 (Cont'd) Weight Data for Homebuilt Propeller Driven Airplanes

No.	Type	Gross Take-off Weight, $W_{TO}$ and Maximum Landing Weight, $W_{Land}$ (lbs)	Empty Weight, $W_E$ (lbs)	Max. Internal Fuel Weight, $W_{MIF}$ (lbs)	Builder
<b>SCALED WWII FIGHTERS</b>					
<b>USA</b>					
22	2/3 Westland Whirlwind	1,400	1,042	117	Butterworth
23	7/10 Ju87B-2 Stuka	2,275	1,680	182	Langhurst
24	2/3 NAA P 51	780	460	135	Meyer
25	8/10 Spitfire IX	2,505	1,905	382	Thunder Wings
26	8/10 Curtiss P-40	3,204	2,630	264	N.A.
27	8/10 FW 190A	2,575	1,978	294	N.A.
28	1/2 F4U Corsair	1,200	921	N.A.	WAR
29	1/2 FW 190A	900	630	70	WAR
30	5/8 Hurricane IIC	1,375	1,005	176	Sindlinger
31	4/5 Boeing F4B/P12	2,100	1,530	235	Aero-Tech
<b>FRANCE</b>					
32	2/3 P 51	1,875	1,485	N.A.	Jurca MJ7
33	3/4 FW 190A	1,380	880	N.A.	Jurca MJ8
<b>ENGLAND</b>					
34	6/10 Spitfire	1,100	805	71	Isaacs
<b>CANADA</b>					
35	3/4 Reggiane 2000 Falco 1	1,950	1,260	N.A.	Tesori

Figure 2.3 Weight Trends for Homebuilt Propeller Driven Airplanes

◆ Za poznatu vrijednost  $W_{TO}$  možemo iznaći  $W_E$  kosteći slijedeću jednadžbu:  
 Numeričke vrijednosti za A i B dane su u tabeli:

$$W_E = inv.log \left[ \frac{(\log W_{TO} - A)}{B} \right]$$

Table 2.15 Regression Line Constants A and B of Equation (2.16)  
 =====

Airplane Type	A	B	Airplane Type	A	B
1. Homebuilts Pers. fun and transportation	0.3411	0.9519	8. Military Trainers Jets	0.6632	0.8640
Scaled Fighters Composites	0.5542 0.8222	0.8654 0.8050	Turboprops Turboprops without No.2	-1.4041 0.1677	1.4660 0.9978
2. Single Engine Propeller Driven	-0.1440	1.1162	Piston/Props	0.5627	0.8761
3. Twin Engine Propeller Driven Composites	0.0966 0.1130	1.0298 1.0403	9. Fighters Jets(+ ext.load)	0.5091	0.9505
4. Agricultural	-0.4398	1.1946	Jets(clean)	0.1362	1.0116
5. Business Jets	0.2678	0.9979	Turboprops(+ ext.load)	0.2705	0.9830
6. Regional TBP	0.3774	0.9647	10. Mil. Patrol, Bomb and Transport Jets	-0.2009	1.1037
7. Transport Jets	0.0833	1.0383	Turboprops	-0.4179	1.1446
			11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes	0.1703	1.0083
			12. Supersonic Cruise	0.4221	0.9876

Equation (2.16) is repeated here for convenience:

$$W_E = invlog_{10} \{ (\log_{10} W_{TO} - A) / B \}$$

## ◆ **Važna napomena:**

Primarna struktura najvećeg broja a/c (za koje imamo gotove ref. podatke) je metalna – alu legure (iznimke su naznačene). Ako želimo procijeniti  $W_E$  za avion načinjen od kompozitnog materijala ili novijih alu legura (Al-Li ili ARAL) treba:

- ◆ A) determinirati koje dijelove a/c ćemo raditi od novog materijala;
- ◆ B) determinirati srednju vrijednost za  $W_{new}/W_{old}$  (sukladno datoteki iz tabele) te pomnožiti  $W_E$

Table 2.16 Weight Reduction Data for Use of New Materials  
===== in Primary and Secondary Airplane Structures =====

Structural Component:	$W_{new}/W_{old}$ when made of:		
	Composites	ARALL	Al-Li
<u>Primary Structure</u>			
Fuselage	0.75 - 0.85	0.75	0.90
Wing, Vertical Tail, Canard or Horizontal Tail	0.75	0.75	0.90
Landing Gear	0.88	N.A.	0.90
<u>Secondary Structure</u>			
Flaps, Slats, Access Panels, Fairings	0.70	0.80	0.90
Interior Furnishings	0.50 - 0.70	N.A.	N.A.
Air Induction System	0.70 - 0.80	0.75	0.90

### IMPORTANT NOTES:

- 1) These weight reduction factors should be used with due caution! They are valid only when changing from 100% conventional aluminum alloys to 100% new materials.
- 2) The composite weight reduction numbers are applicable to certain military airplanes and to homebuilt airplanes. For FAR 23 and FAR 25 certified airplanes the composite numbers are not attainable due to lightning strike and hail strike certification requirements. The ARALL and Al-Li numbers do apply in these cases!!

# Trend linije i datoteka za borbene a/c – (za vježbe)

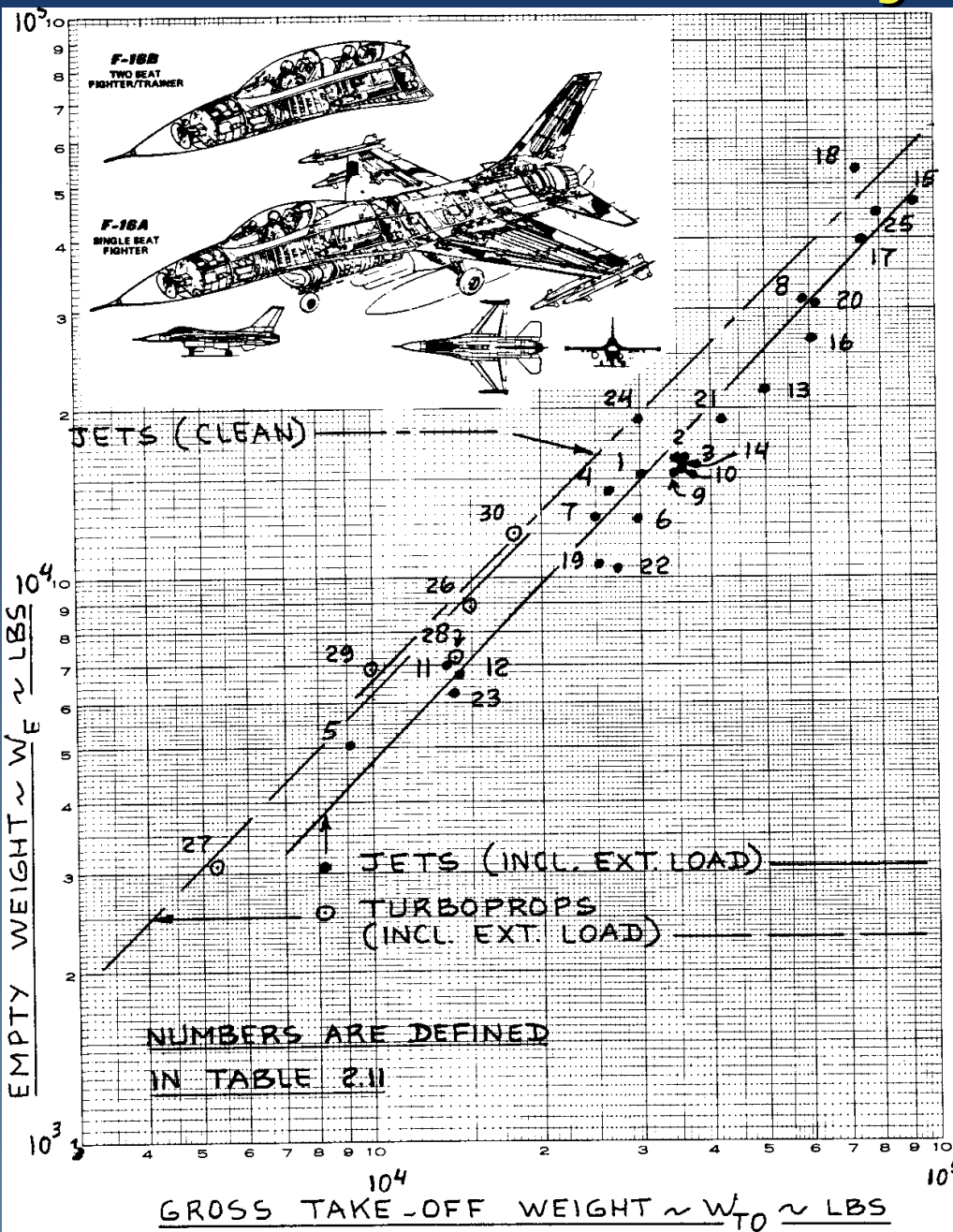
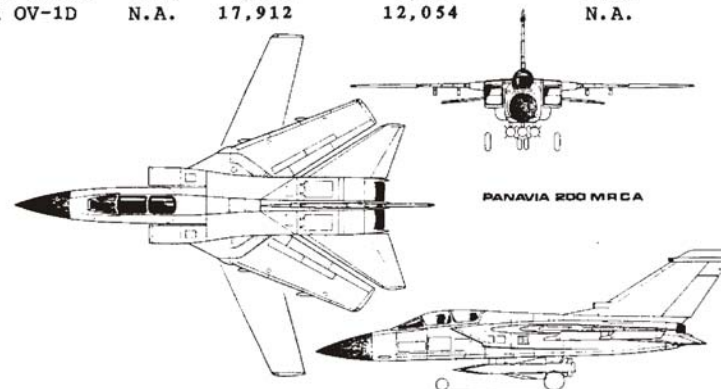


Figure 2.11 Weight Trends for Fighters

Table 2.11 Weight Data for Fighters

No.	Type	Gross Take-off Weight, $W_{TO}$ (lbs)		Empty Weight, $W_E$ (lbs)	Maximum Landing Weight, $W_{Land}$ (lbs)	Max. Internal Fuel Weight, $W_{MIF}$ (lbs)
		CLEAN	WITH EXT. LOAD			
<b>JETS</b>						
1	MD Mirage III	21,165	30,200	15,540	N.A.	5,188
2	MD Mirage F-1	24,030	35,715	16,314	N.A.	5,188
3	MD Mirage 2000N	N.A.	36,375	16,315	N.A.	6,571
4	MD Etendard*	20,833	26,455	14,330	N.A.	5,654
5	HAL Ajeet**	7,803	9,200	5,086	6,100	2,334
6	McDD AV8B	N.A.	29,750	12,750	19,400	7,500
7	Bae Harrier**	N.A.	25,000	12,800	N.A.	4,954
8	Tornado F.Mk2	45,000	58,400	31,065	N.A.	N.A.
9	Sepecat Jaguar	24,149	34,612	15,432	N.A.	7,263
10	IAI Kfir	20,700	35,715	16,060	N.A.	5,670
11	MB339 Velcro 2	10,974	13,558	6,997	N.A.	3,487
12	SAAB 105G	10,714	14,330	6,757	N.A.	3,458
13	F.R. A10A	32,771	50,000	21,541	N.A.	10,700
14	G.D. F16A	23,810	35,400	15,586	N.A.	6,972
15	G.D. F111A*	N.A.	91,500	46,172	N.A.	N.A.
16	Grumman A6*	N.A.	60,400	26,660	45,000	15,939
17	Grumman F14A*	N.A.	74,348	39,762	51,830	16,200
18	Grumman EF111A	N.A.	72,750	53,418	80,000	32,894
19	Northrop F5F	N.A.	25,225	10,567	25,147	4,434
20	McDD F4E	N.A.	61,795	30,328	46,000	12,150
21	Vought A7E	N.A.	42,000	19,111	N.A.	9,825
* Carrier suitable fighter. ** V/STOL fighter.						
<b>JETS</b>						
22	McDD A4F	N.A.	27,420	10,448	N.A.	11,790
23	Cessna A37B	N.A.	14,000	6,211	14,000	3,321
24	Sukhoi Su 7BM	N.A.	29,750	19,000	N.A.	7,000
25	MiG 25A	N.A.	79,800	44,100	N.A.	30,865
<b>TURBOPROPS</b>						
26	FMA IA58B Pucara	N.A.	14,991	8,884	12,345	2,215
27	GA F20TP Condor	N.A.	5,291	3,086	5,291	1,038
28	Piper PA-48 Enforcer	N.A.	14,000	7,200	8,000	2,777
29	Rockwell OV10A	N.A.	9,908	6,893	N.A.	1,651
30	Grumman OV-1D Mohawk	N.A.	17,912	12,054	N.A.	1,808



# Studija osjetljivosti i faktori rasta

- ◆ Očito je da konačni rezultat ovisi o odabranim vrijednostima za različite parametre u jednadžbama istrajnosti i doleta;
- ◆  **$W_{TO}$  će varirati s navedenim parametrima:**
- ◆ 1. Payload –  $W_{PL}$
- ◆ 2. Praznom težinom –  $W_E$
- ◆ 3. Doletom –  $R$
- ◆ 4. Istrajnošću –  $E$
- ◆ 5. Finesi –  $F_L/F_D$
- ◆ 6. Specifičnoj potrošnji goriva –  $C_p$  ili  $C_j$
- ◆ 7. Djelotvornosti propelera –  $\eta_p$
  
- ◆ Nakon preliminarnog dimenzioniranja koristeći prikazanu metodu, obvezno je načiniti analizu osjetljivosti ovisno o sedam navedenih parametara zbog:
- ◆ A) Utvrđivanja parametara koji “furaju” konstrukciju
- ◆ B) Utvrđivanja područja tehnologije i promjene koje moramo uvesti zbog postizanja zadane misije
- ◆ C) ako su parametri : finesa, specifična potrošnja ili djelotvornost propa odabrani optimistički (ili pesimistički) analiza senzitiviteta daje brzu procjenu učinka takvog pristupa (optimističkog ili pesimističkog) na konstrukciju.
- ◆ Analitičke metode i način utvrđivanja osjetljivosti opisuje Roskam (p68-p84) s primjerima – za vježbe.....