

**ŠOLA ZA ČASTNIKE  
XVI. GENERACIJA  
SPECIALIZACIJA**

**Zaključna naloga**

**PROBLEM UPORABE PRTLJAŽNEGA PROSTORA  
NA LETALU PC-9M  
Z ANALIZO LEGE TEŽIŠČA**

Kandidat, slušatelj: vod. Matej Mlakar

Kandidat, slušatelj: vod. Miha Einhauer

Mentor: maj. Aleš Štimec

Cerklje ob Krki, januar, 2007

# KAZALO

<b>POVZETEK.....</b>	<b>i</b>
<b>SUMMARY .....</b>	<b>ii</b>
<b>1 UVOD.....</b>	<b>1</b>
<b>2 OBDELAVA TEME .....</b>	<b>2</b>
2.1 PREDSTAVITEV PILATUSA TER KONFIGURACIJE OBORŽITVE.....	2
2.1.1 Predstavitev letala Pilatus PC-9M.....	2
2.1.1.1 Kratka zgodovina podjetja Pilatus.....	2
2.1.1.2 Razvoj letala PC-9.....	4
2.1.1.3 Opis in zmogljivosti letala Pilatus PC-9M Hudournik.....	6
2.1.1.4 Prikaz kabine letala PC-9 Hudournik.....	9
2.1.1.5 Prtljažni prostor letala.....	10
2.1.2 Oborožitev, nosilci ter omejitve.....	12
2.1.2.1 Oborožitev in ostala oprema.....	13
2.1.2.2 Konfiguracije polnega orožja in opreme.....	19
2.1.2.3 Konfiguracije po streljanju/odpenjanju.....	20
2.1.2.4 Dodatne kombinacije.....	21
2.1.2.5 Vpliv določenih konfiguracij na lastnosti letala.....	23
2.1.2.6 Odmetavanje v sili.....	23
2.2 TEORIJA DOLOČANJA TEŽIŠČA LETALA.....	24
2.2.1 Uvod.....	24
2.2.2 Definicije nekaterih pojmov.....	24
2.2.3 Tehtanje letala.....	25
2.2.4 Računanje lege težišča letala.....	26
2.2.5 Lega težišča v procentih srednje aerodinamične tetive.....	27
2.2.6 Praktičen primer za letalo Pilatus PC-9M.....	28
2.2.6.1 Primer tehtanja letala.....	28
2.2.6.2 Modifikacije.....	30
2.2.6.3 Računanje teže in momentov.....	31
2.3 DOLOČANJE MAKSIMALNE MASE PRTLJAGE ZA IZBRANE KONFIGURACIJE.....	34
2.3.1 Izbira kritičnega letala.....	34
2.3.2 Izbira maksimalne mase tovora z grafa.....	35
2.3.2.1 Primer enosede konfiguracije.....	37
2.3.2.2 Primer dvosede konfiguracije.....	39
2.3.3 Prikaz rezultatov.....	43
2.3.3.1 Enoseda konfiguracija.....	43
2.3.3.2 Dvoseda konfiguracija.....	45
<b>3 ZAKLJUČEK.....</b>	<b>47</b>
<b>4 LITERATURA.....</b>	<b>48</b>
<b>5 SIMBOLI IN KRATICE.....</b>	<b>49</b>
<b>6 IZJAVA O AVTORSTVU.....</b>	<b>50</b>
PRILOGA 1	
PRILOGA 2	

## **POVZETEK**

Zaključna naloga rešuje problem pri uporabi prtljažnega prostora vojaškega letala Pilatus PC-9M, ki je prišel v uporabo v letu 1998, kot plod sodelovanja slovenske vojske in izraelske letalske idustrije. Vizualna razlika med prejšnjim različicam tega letala niso velike, kar pa je najbilj pomembno je to, da ima ta različica možnost nošenja oborožitve pod krili, v pilotski kabini pa so nameščeni inštrumenti prilagojeni za bojno delovanje.

Vsa ta dodatna oprema je povzročila določene spremembe pri stabilnosti letala v različnih bojnih konfiguracijah, še posebaj, če je v prtljažnem prostoru, ki leži precej za masnim središčem določena masa (maksimalna masa, ki jo dovoljuje proizvajalec pri letalu PC-9 MkII je 25 kg). Zaradi teh problemov je švicarski proizvajalec v celoti prepovedal uporabo prtljažnega prostora za vsa letala tipa PC-9M.

Naloga zaključnega dela je preračun masnih središč in dokaz, da v določenih bojnih konfiguracijah piloti in tehniki slovenske vojske lahko uporabljajo prtljažni prostor bojnega letala PC-9M.

## **SUMMARY**

The problem of our study was the use of baggage compartment on Slovenian Air Force Pilatus PC-9M aircraft. The main difference with the previous versions of that aircraft was that this version has possibility to carry armament and other training equipment. This lead to aircraft stability changes due to different armament configurations especially with baggage compartment in use. Because of that problem the manufacturer prohibited the use of baggage compartment in all configurations.

Our goal was to determin the allowable mass that we can put in baggage compartment for each configuration without exceeding the aircraft envelope limits.

## 1.UVOD

Povod za zaključno nalogo je problem, ki je nastal pri uporabi prtljažnega prostora bojnega letala slovenske vojske PC-9M, ki ga je predpisalo izraelsko letalstvo.

Naloga zaključnega dela je preračun masnih središč in dokaz, da v določenih bojnih konfiguracijah piloti in tehniki slovenske vojske lahko uporabljajo prtljažni prostor bojnega letala PC-9M.

Pri preračunu masnih središč sva uporabljala že izdelan program, ki je napisan v programskem jeziku excel, ki izračunava lego masnega središča. Posamezne podatke bojnih konfiguracij sva vstavila za vsako bojno kombinacijo, nato pa sva povečevala maso v prtljažnem prostoru toliko časa, da so se krivulje dotaknile meje envelope.

Zaključna naloga v uvodni temi na kratko predstavi zgodovino švicarskega podjetja Pilatus od samega začetka, pa do časa, ko je bilo izdelano letalo PC-9M, ter opiše razvoj tega letala.

V nalogi so tudi prikazane vse bojne konfiguracije, ki jih je možno uporabiti na tem tipu letala.

Kasneje naloga preide v jedro teme, ki opiše in reši problem uporabe prtljažnega prostora pri letalu PC-9M. Opisan je postopek, ki sva ga uporabljala pri računanju masnih središč in rezultati so tabelarično prikazani.

Dodane so tudi priloge, ki obsegajo preko dvesto strani ter grafično podprejo izračunane podatke.

## **2 OBDELAVA TEME**

### **2.1 PREDSTAVITEV PILATUSA TER KONFIGURACIJ OBOROŽITVE**

#### **2.1.1. Predstavitev letala Pilatus PC-9**

##### ***2.1.1.1 Kratka zgodovina podjetja Pilatus:***

Švicarsko podjetje Pilatus je bilo ustanovljeno 16.decembra 1939. Samo ime je dobilo po gori Pilatus, ki je v neposredni bližini same proizvodnje. Na mesto direktorja družbe je bil izvoljen R.von Graffenried, namestnik direktorja Henry Alioth in kot tehnični direktor Henry Fierz.

V začetku marca 1940 so se že začele konstruirati prave zamisli, ki so bile predvsem last tehničnega direktorja in ostalih vodečih mož.

Glavno delo takrat zaposlenih 65 mož je bilo popravilo ter nadgradnja vojaških letal kot so C-35, in Me-108.

Leta 1942 se je porodila prva ideja o samostojni izdelavi 5 sedežnega počasi letečega letala s konstrukcijskim imenom SB-2 Pelican. Projekt je bil uspešen, tako je prototip z oznako HB-AEP poletel 30.maja 1944 leta.

Skozi vsa ta leta ko je po Evropi in po svetu divjala vojna je bil vpliv vojske na podjetje velik, zato so se vodilni možje odločili razviti dvosedežno šolsko letalo namenjeno urjenju vojaških pilotov. Letalo je nosilo oznako P-2. Skozi razvoj so izdelali še dve različici letala, ki sta nosila oznako P2-03 in P2-04. Prvi prototip letala z oznako HB-GAB je poletel 27. aprila 1945.

Poleg motornih letal za vojaški namen so v podjetju Pilatus skonstruirali tudi jadralna letala, ki so služila za prikaz in urjenje osnovnih letalskih veščin pilotov (predvsem vojaških). Tako je stekla leta 1972 stekla prva proizvodnja v celoti kovinskih jadralnih letal B-4/PC-11.

Leta 1958 se je začela izdelava prototipa zelo uspešnega letala Pilatus PC-6 Turbo Porter. Letalo je bilo v celoti kovinsko in je bilo primarno namenjeno transportu, ter je bilo zmožno pristati in poleteti na zelo kratkih terenih. Zaradi takih karekteristik je takoj vzbudilo zanimanje v vojaških krogih. Prototip, ki ga je pilotiral Rolf Bohm je poletel 4.maja 1959. S takim letalom, ki je nosilo oznako HB-FAN so v Nepal postavili svetovni rekord, ko so pristali na višini 5500m nad morsko gladino. Letalo je bilo tako uspešno, da je Švicarsko podjetje prodalo licenco za izdelavo letal Ameriškemu podjetju Fairchild Hiller.

Leta 1975 se je začelo konstruirati dvosedežno turbopropelersko trenažno letalo PC-7 Turbo Trainer. Prvi prototip z oznako HB-HOZ je poletel 12.maja istega leta. Letalo je bilo uspešno tako, da se je podjetje odločilo za serijsko izdelavo letal. Prvo letalo iz serijske proizvodnje z oznako HB-HAO je poletelo 18.avgusta 1978, leta 1981 pa je švicarski parlament odobril proizvodnjo štiridesetih letal.

Ker je bilo letalo PC-7 Turbo Trainer tako zelo uspešno so se v podjetju odločili za določene spremembe na letalu, ki bi izboljšale predvsem aerodinamične lastnosti, lastnosti motorja, varnosti pilotov-katapultni sedež, nanovo zasnovan kokpit z večinoma digitalnimi inštrumenti.

Na osnovi takih sprememb se je rodilo letalo Pilatus PC-9. Prvi prototip z oznako HB-HPA je poletel 7. maja 1982. Tudi to letalo je bilo izjemno uspešno, tako je podjetje prodalo licenco o izdelavi letal tudi avstralski vladi.

Kljub temu, da se je podjetje v preteklosti izkazalo v snovanju in izdelavi manjših letal, se je vodstvo odločilo za snovanje in izdelavo večjega letala, ki bi lahko nosil več tovora. Leta 1987 se je na risalnih deskah pojavilo letalo Pilatus PC-12. Letalo naj bi imelo največjo vzletno maso več kot 4000kg, od 9 do 14 sedežev v potniškem prostoru, ki bi bilo pod tlakom. Poleg vsega bi bila glavna novost močan turbinski motor z 1605 SHP, ki bi omogočal letalu potovalno hitrost 487 km/h (268 kts). Prototip tega letala z oznako HB-FOA je vzletel 31. maja 1991 leta. Šest let kasneje se lahko v podjetju pohvalijo že s stotim izdelanim letalom, ki je prišlo iz serijske proizvodnje.

Za podjetjem pilatus je že dolga in zelo uspešna preteklost, vendar podjetje ni obupalo in se predalo pretekli slavi. Zasnovalo je novo, bolj zmogljivi turbopropelersko letalo z oznako

Pilatus PC-21. Prvo prototipno letalo z oznako PO1 je poletelo 1. julija 20003. drugo prototipno letalo z oznako PO2 pa je poletelo decembra 2004.

Kljub varnosti letala in izurjenosti pilotov pa nesreča žal ni počivala. Drugi prototip letala se je zrušil 13. januarja 2005 med testnim letom. Žal se je v te nesreči, ki je prizadela podjetje in cel svet smrtno ponesrečil glavni testni pilot.

Toda nesreča ni pokopal podjetja, ki že gleda v prihodnost z novimi idejami in izboljšavami letal, ki bodo krojila sam vrh svetovnega letalstva.

### ***2.1.1.2 Razvoj letala PC-9***

PC-9 velja za močnejšo različico predhodnika v tej kategoriji letal, PC-7. Ohranja vse lastnosti svojega predhodnika, vendar ima zelo malo enakih konstrukcijskih lastnosti. Izmed vseh izboljšav ima PC-9 večjo in sodobnejšo kabino s katapultnima sedežema.

Program PC-9 se je uradno začel izvajati leta 1982. Čeprav so nekatere aerodinamične elemente začeli preizkušati na letalih PC-7 med letoma 1982 in 1983, je prvi prototip letala PC-9 vzletel 7. maja 1984. Drugi prototip je vzletel 20. julija istega leta. Ta prototip je že imel vso standardno elektroniko in letalne inštrumente in je bilo skoraj v popolnosti primerljivo z serijskim modelom.

Certifikat je letalo dobilo septembra 1985. V tem času je letalo PC-9 izgubilo pomembno bitko za šolsko letalo britanskega Kraljevega vojnega letalstva z brazilskim letalom EMB-312 Tucano. Kljub temu marketinškemu linču pa je Pilatusu stal ob strani angleški British Aerospace in kmalu je sodelovanje obrodilo sadove pri prvem naročilu iz Saudove Arabije.

Prvo serijsko narejeno letalo pa je vzletelo v barvah Kraljevega avstralskega vojnega letalstva Avstralije 19. maja 1987 pod oznako PC-9/A.

Nemški Condor Airlines uporablja 10 primerkov za vleko tarč pod oznako PC-9B. Ta varianta podaljša dolet za 3 ure in 20 minut, skupaj z dvema vitloma Southwest RM-24 pod obema kriloma.

Da bi Pilatus Aircraft udeležil zahtevo Vojnega letalstva ZDA in Vojne mornarice ZDA, po novem šolskem letalu, se je združil z Beech Aircraftom in skupaj sta razvila verzijo letala PC-9 imenovano Beech Pilatus PC-9 Mk.II. Kasneje je letalo dobilo ime T-6A Texan II in so ga samostojno izdelovali in prodajali v podjetju Raytheon.

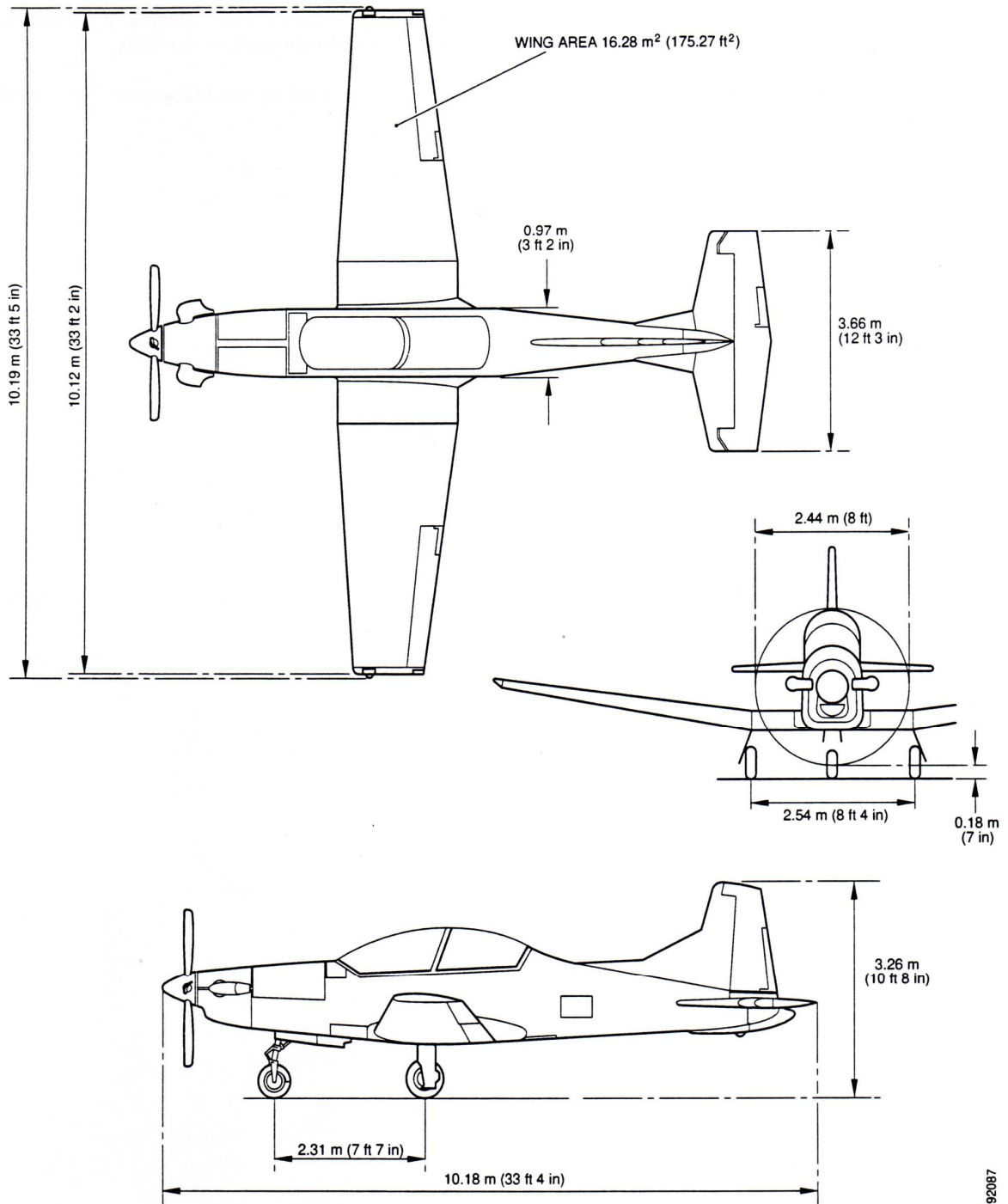
Model PC-9M, ki je bil predstavljen leta 1997, je bil izdelan kot plod sodelovanja Slovenske vojske in izraelske vojaške industrije in je narekoval nove standarde tega letala. Ima podaljšano hrbtno plavut letala, kar izboljša stabilnost letala, pod krili ima obešene nosilce za orožje, prav tako ima tudi nov motor. V pilotski kabini pa ima inštrumente prilagojene za bojne naloge.

Ta model je že v samem začetku naletel na dober odziv: Slovenija je v decembru leta 1997 naročila 9 letal, januarja leta 1999 je Oman naročil 12 primerkov, 8. januarja pa 2003 je Irska podpisala pogodbo o dobavi 8 letal.

### ***2.1.1.3 Opis in zmogljivosti letala Pilatus PC-9 M Hudournik***



Slika 2.0.1 Prikaz letala



**- Motor:**

Proizvajalec: Pratt & Whitney Canada, Inc. (P& WC)

Model: PT6A-62

Tip: Turbopropellerski

Moč motorja: 950 SHP pri 2000 RPM

**- Propeler:**

Proizvajalec: HARTTELL

Številka modela: HC-D4N-2A/D9512A(K)/D-630-1

Tip: 4-kraki, spremenljiv korak, konstantni vrtljaji

**- Gorivo:**

JET A, JET A-1, JET B

- Kapaciteta goriva:

(standardni gorivni sistem)

Količina goriva: 540L

Količina uporabnega goriva: 518L

**- Olje:**

Tip: Po priročniku

Količina olja: 17.1L

**- Maksimalne teže:**

Maksimalna teža letala pri vzletanju: 2350kg

Maksimalna teža letala brez goriva: 2000kg

Maksimalna teža v prtljažnem prostoru: 25kg

**- Časovne omejitve v letu:**

Hrbtni let: 60s

Vertikalni let-vzpenjanje: 15s

Vertikalni let-spuščanje: 3s (20s pri minimalni moči)

Horizontalni let z kriki vertikalno: 10s

**- Dovoljene obremenitve letala:**

Maksimalna pozitivna obremenitev: 7g

Maksimalna negativna obremenitev: -3.5g

**- Maksimalna višina leta:**

Maksimalna dovoljena višina leta : 25.0000ft oz. 7500m

**- Omejitve pri vrsti stez, ki se uporabljajo za vzletanje in pristajanje:**

Letalo z visokotlačnimi pnevmatikami: Asfalt, beton ali podobno

Letalo z nizkotlačnimi pnevmatikami: Asfalt, beton ali podobno, lahko pa tudi trde travnate površine, ter površine iz trdega peska.

**- Omejitve bočnega vetra:**

Maksimalna omejitev za komponento bočnega vetra pri vzletanju je 35kts.

Če pa letalo še miruje na stezi z polnimi zavorami je potrebno upoštevati naslednje omejitve:

Nastavitev moči pred vzletanjem	Maksimalna bočna komponenta vetra
49.7 PSI	15 kts
40.7 PSI	25 kts
30.0 PSI	35 kts

Maksimalna omejitev bočne komponente vetra pri pristajanju je 30 kts.

**- Omejitve pri uporabi pokrova kabine:**

Kabino je prepovedano odpirati:

Med letom in med večjimi nastavitvami močo na tleh

**- Omejitve propelerja:**

Prepovedani obrati propelerja med 1200 in 1700 RPM Np, če letalo miruje.

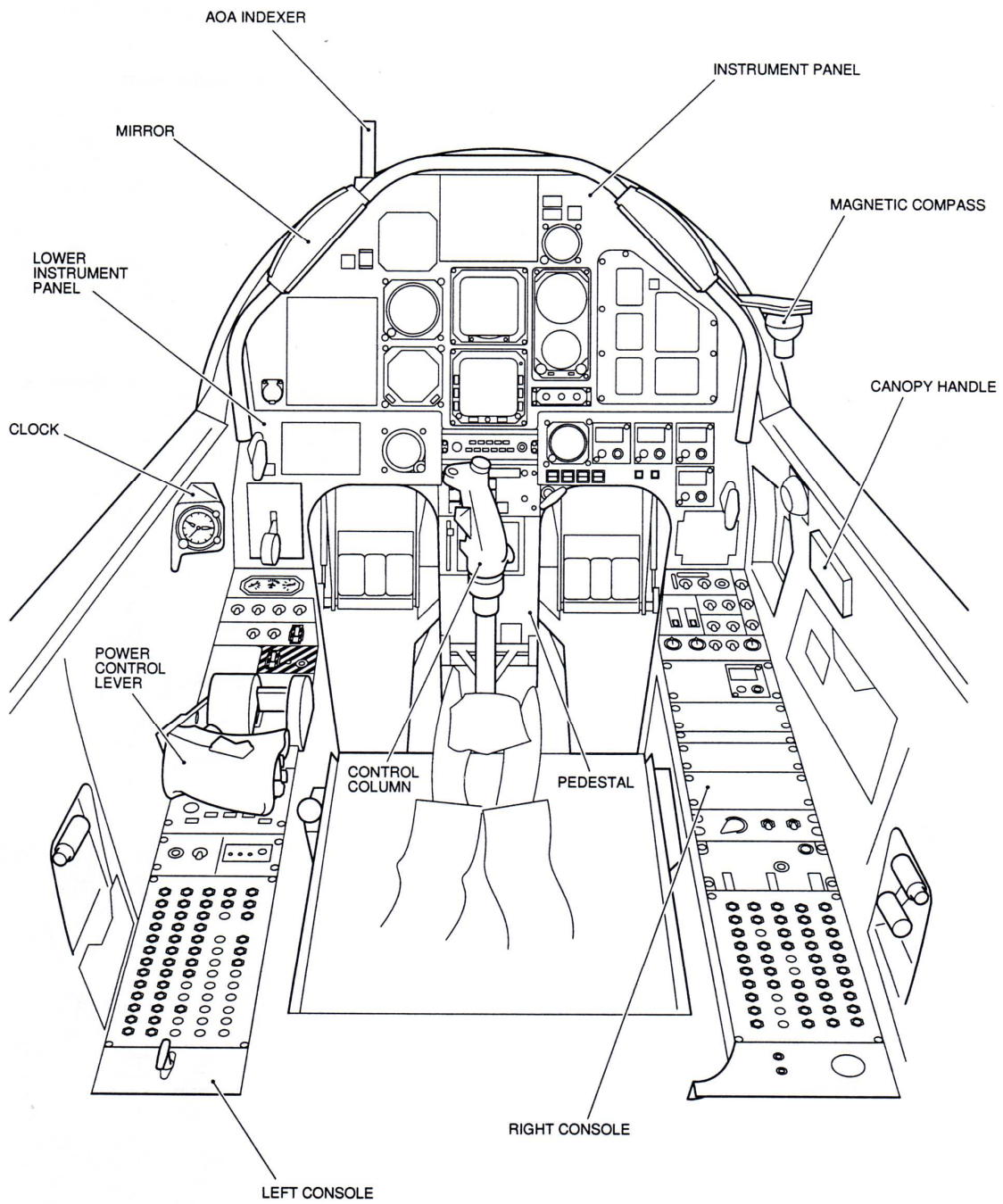
**- Omejitve reševalnih katapultnih sedežev:**

Minimalna varna hitrost za izstrelitev na tleh je 60 kts.

Zaščitni vizir in maska za kisik morata biti nameščena ves čas leta.

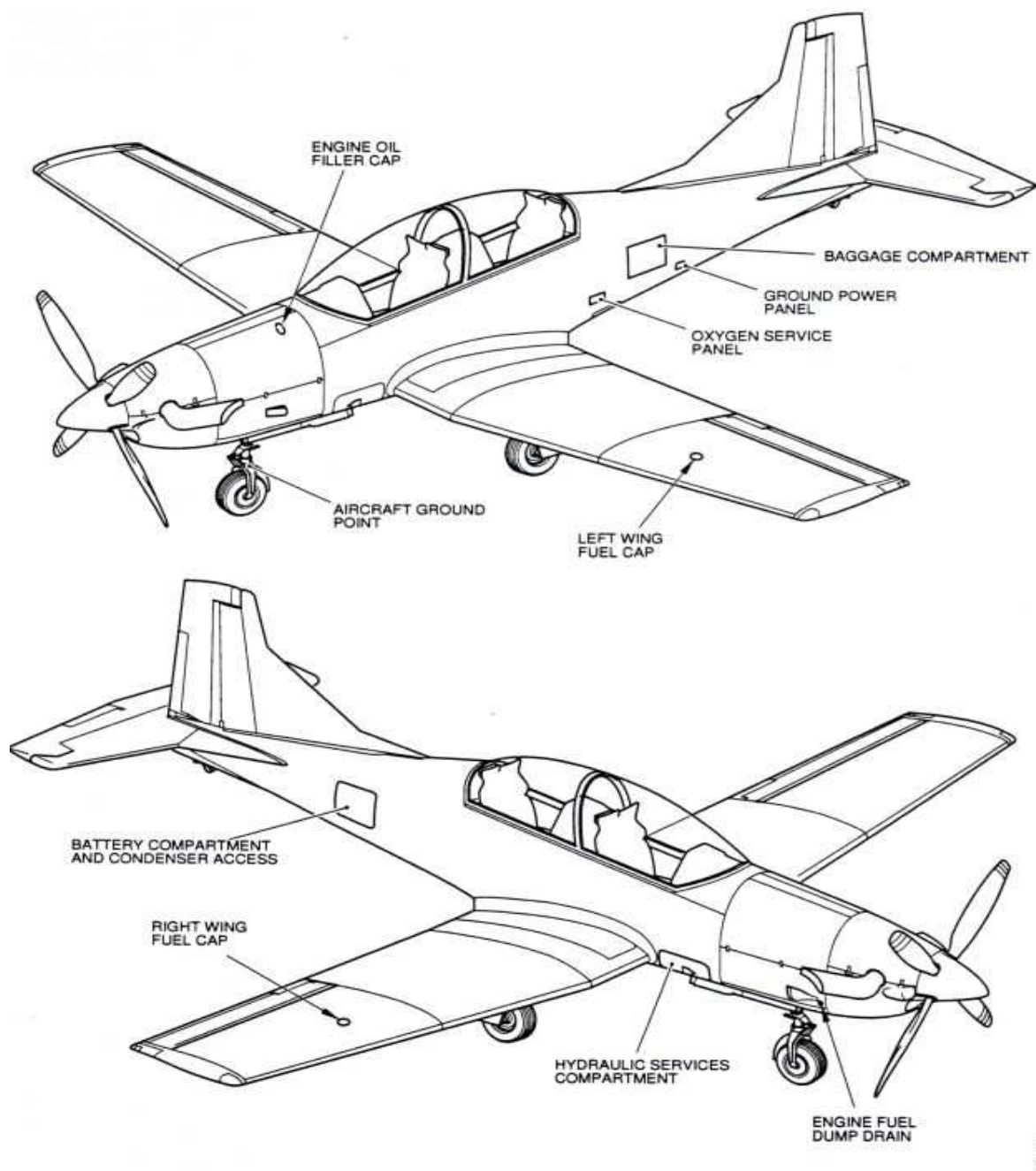
**2.1.1.4 Prikaz kabine letala PC-9M Hudournik:**

Slika 2.0.2



**2.1.1.5 Prtljažni prostor letala:**

Slika 2.0.3



Prtljažni prostor letala se nahaja na levi strani trupa letala takoj za krilom. Maksimalna teža v prtljažnem prostoru je 25kg oz. 55lb. Dimenzije prostora so:

Dolžina: 45mm

Višina: 292mm

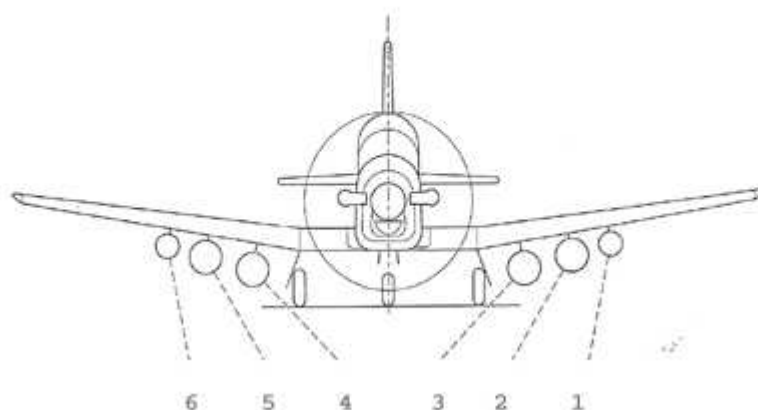
Globina: 736mm

### **2.1.2 Oborožitev, nosilci ter omejitve**

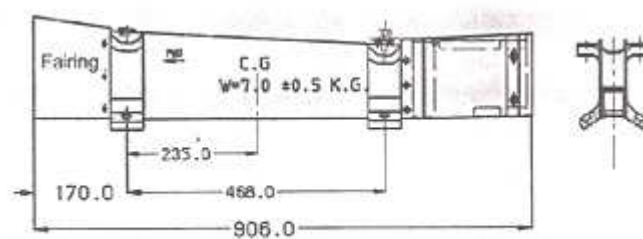
Letalo PC-9M je opremljeno s šestimi pritrtilnimi mesti, na katerih lahko nosi raznovrstno oborožitev, dodatne rezervoarje ter drugo bojno opremo. Pritrdilna mesta so označena od 1 do 6, in sicer od leve proti desni če gledamo v smeri leta oz. so poimenovana glede na svoj položaj glede na trup letala – notranja, vmesna ter zunanja pritrtilna mesta. Vsa oprema, ki jo

letalo lahko nosi mora biti pritrjena na adapterje ali nosilce. Na zunanja pritrlišča (1 in 6) so lahko pritrjena sredstva le na adapterje, na notranja (2,3,4,5) pa le na nosilce.

Slika 2.1.1: Pritrdilna mesta



Slika 2.1.2: Adapter



Slika 2.1.3: Nosilec



Letalo se lahko uporablja v akrobatski kategoriji le, kadar nimamo na nosilce oz. adapterje pritrjene nobene opreme oz. oborožitve, v nasprotnem primeru se šteje, da je letalo v vmesni »utility« kategoriji. Nesimetrična konfiguracija bojne opreme oz. oborožitve ni dovoljena.

#### ***2.1.2.1 Oborožitev in ostala oprema***

##### **1. Kontejner za opremo**

Oznaka: ToolC

Max. Tovor: 125,7 kg

Teža praznega: 24,3 kg

Skupna teža: 150 kg

##### **2. Dodatni gorivni rezervoar**

Oznaka: 160L

Kapaciteta: 160 l

Uporabno gorivo: 154 l

Teža praznega: 24,3 kg

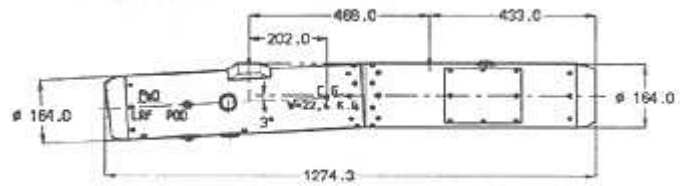
Skupna teža: 153,2 kg

##### **3. Laserski daljinomer**

Oznaka: LRF



Teža: 22,4 kg

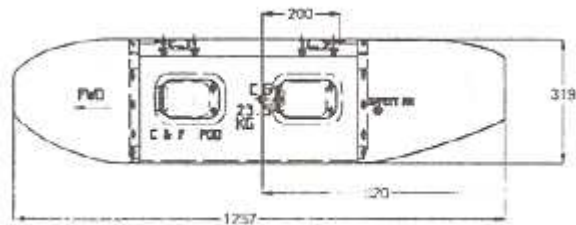


#### 4. Metalec vab

Oznaka: CFP

Teža polnega: 34 kg

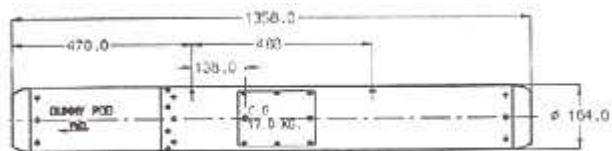
Teža praznega: 26,3 kg



#### 5. Slepi izstrelak

Oznaka: DM

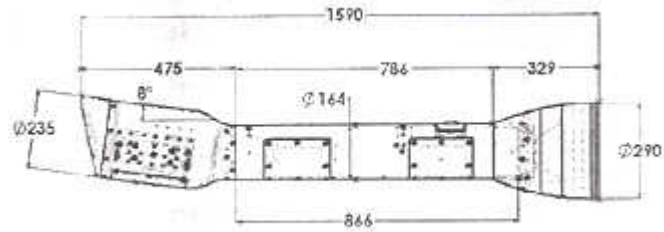
Teža: 17 kg



#### 6. Simulator izstrelka zrak – zrak

Oznaka: ATMS

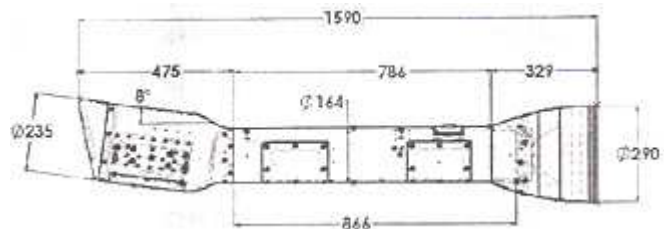
Teža: 49,1 kg



### 7. Simulator izstrelka zrak – zrak brez sistema ABRS

Oznaka: ATMSwithoutABRS

Teža: 27.9 kg



### 8. Mitraljez

Oznaka: GUN

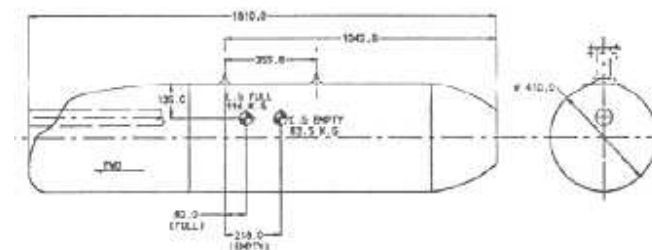
Teža praznega: 83,5 kg

Teža polnega: 116 kg

Teža po streljanju: 101,6 kg

Nabojnik: 250 nabojev

Tip streliva: M33, M17, APM8, FN 169



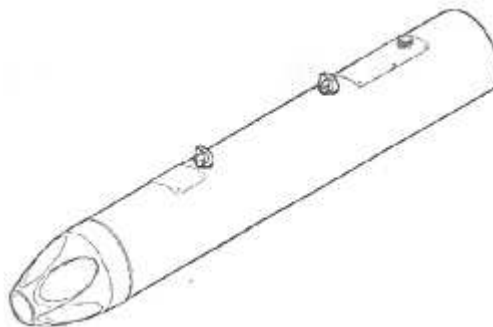
9. Sedem cevni raketni lanser LAU-7A

Oznaka: LAU-7A

Teža: 26 kg

Teža polnega: 81,7 kg

Tip rakete: 70mm z bojno glavo M61, teža 7.95 kg



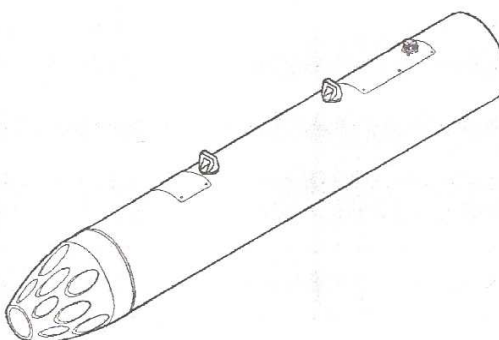
10. Deset cevni raketni lanser LAU-19A

LAU-19A

Teža: 62 kg

Teža polnega: 238,7 kg

Tip rakete: 70mm bojna glava M151, teža 9,3 kg



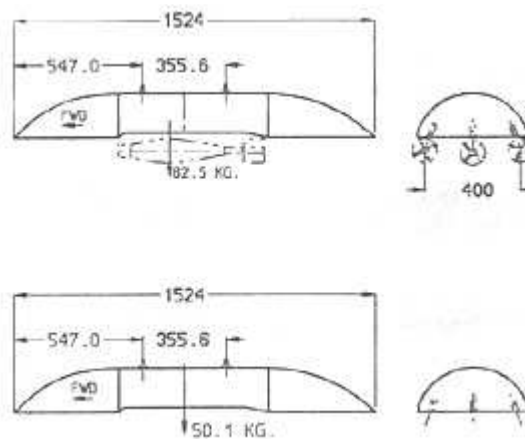
11. Trojni nosilec tipa 65

Oznaka: T-65

Teža: 39 kg

Teža polnega: 71,4 kg

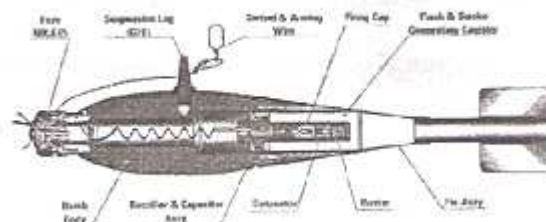
Maksimalna dovoljena teža sredstva: 150 kg (3x50 kg)



## 12. IBDU 33 šolska bomba

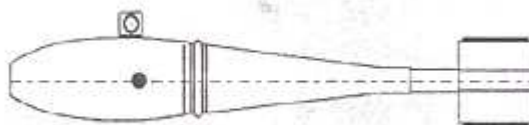
Oznaka: IBDU

Teža: 10,7 kg



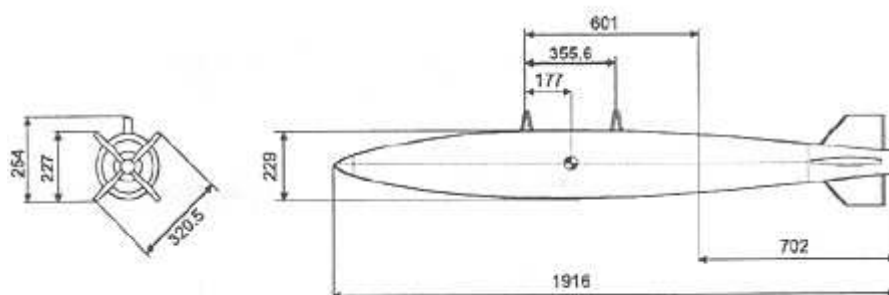
## 13. BDU 33 šolska bomba

Oznaka: BDU  
Teža: 10,8 kg



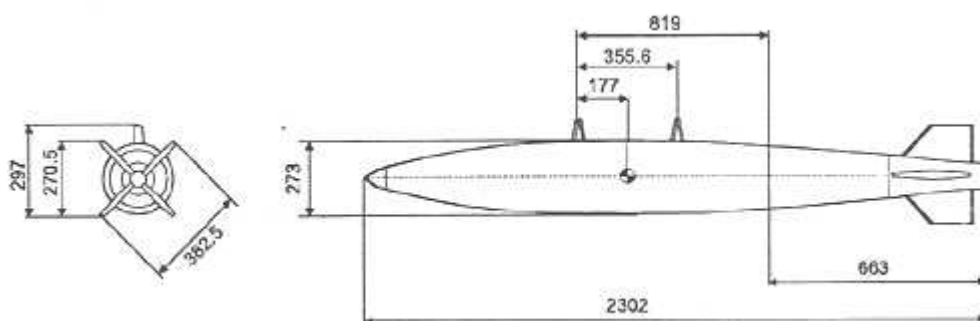
#### 14. Večnamenska bomba MK 81

Oznaka: MK81  
Teža: 118 kg



#### 15. Večnamenska bomba MK 82

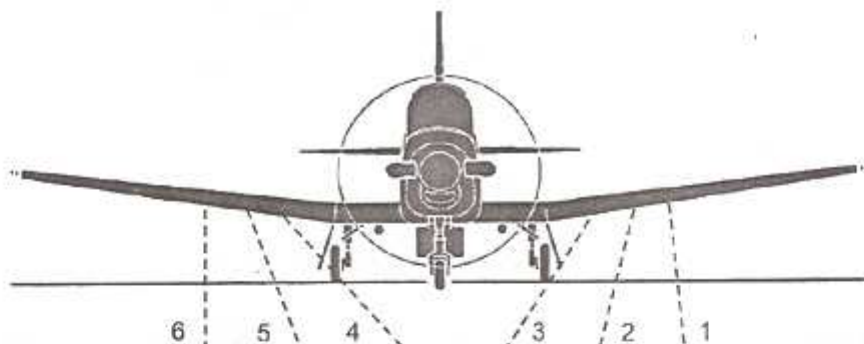
Oznaka: MK 82  
Teža: 240 kg



### 2.1.2.2 Konfiguracije polnega orožja in opreme

V spodnji tabeli so predstavljene kombinacije različnih konfiguracij oborožitve in opreme letala in sicer s polno oborožitvijo in gorivom. Te konfiguracije so definirane za maksimalno vzletno težo. Konfiguracije označene s črko T pomenijo šolsko (training), oznake s črko C pa bojno (combat) konfiguracijo.

Tabela 2.1.1

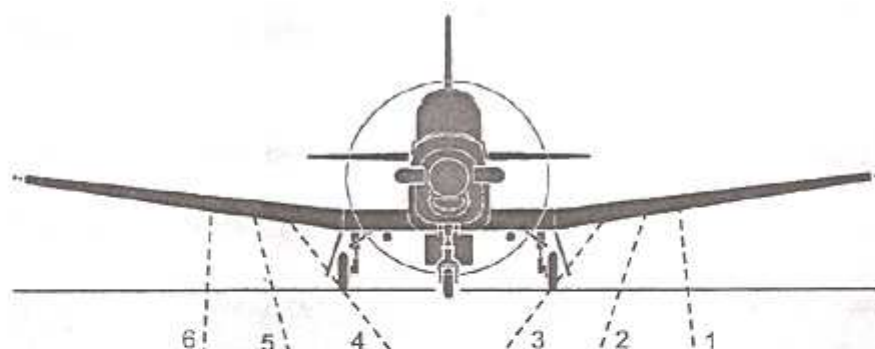


CONF	DRAG COUNT	WEIGHT [KG]	OUTER	MID	INNER	INNER	MID	OUTER	JETTISON COMMENTS	FUEL [LTR]
T-1	104	111.1	CFP	PYLON	PYLON	PYLON	PYLON	LRF	1	
T-2	127	343.1	CFP	PYLON	GUN	GUN	PYLON	LRF	1,3	
T-3	113	274.4	CFP	PYLON	LAU-7A	LAU-7A	PYLON	LRF	1,7,8	
T-4	166	253.9	CFP	PYLON	T-85	T-85	PYLON	LRF	1,4	
T-5	125	417.5	CFP	160L	PYLON	PYLON	160L	LRF	1,5	826
T-6	187	485.9	CFP	T-85	GUN	GUN	T-85	LRF	1,3,4,7	
T-7	136	506.4	CFP	LAU-7A	GUN	GUN	LAU-7A	LRF	1,3,7,8	
T-8	177	396.7	CFP	T-85	T-85	T-85	T-85	LRF	1,4,7	
T-9	125	411.1	CFP	PYLON	ToolC	ToolC	PYLON	LRF	1,5	
T-10	160	717.5	CFP	160L	ToolC	ToolC	160L	LRF	1,2,5	826
C-1	147	649.5	CFP	160L	GUN	GUN	160L	LRF	1,2,3,5	826
C-2	118	583.1	CFP	MK81	MK81	MK81	MK81	LRF	1,6	
C-3	105	560.3	CFP	160L	T-85	T-85	160L	LRF	1,4,5,7	826
C-4	134	580.8	CFP	160L	LAU-7A	LAU-7A	160L	LRF	1,5,7,8	826
C-5	132	653.5	CFP	160L	MK81	MK81	160L	LRF	1,5,6	826
C-6	114	590.9	CFP	PYLON	MK82	MK82	PYLON	LRF	1,6	
C-7	135	897.3	CFP	160L	MK82	MK82	160L	LRF	1,5,6	826
C-8	126	548.2	CFP	PYLON	LAU-19A	LAU-19A	PYLON	LRF	1,7,8	
C-9	147	894.6	CFP	160L	LAU-19A	LAU-19A	160L	LRF	1,5,7,8	826
C-10	138	770.4	CFP	LAU-7A	LAU-19A	LAU-19A	LAU-7A	LRF	1,7,8	826

### 2.1.2.3 Konfiguracije po streljanju/odpenjanju

V tabeli so predstavljene konfiguracije po porabi streliva, dodatnega goriva iz 160 litrskih gorivnih tankov ter kontejnerjev za opremo.

Tabela 2.1.2



CONF	DRAG COUNT	WEIGHT [KG]	OUTER	MID	INNER	INNER	MID	OUTER	JETTISON COMMENTS	FUEL [LTR]
T-1	104	100.3	CFP	PYLON	PYLON	PYLON	PYLON	LRF	1	
T-2	127	267.3	CFP	PYLON	GUN	GUN	PYLON	LRF	1,3	
T-3	163	152.3	CFP	PYLON	LAU-7A	LAU-7A	PYLON	LRF	1,7,8	
T-4	161	178.3	CFP	PYLON	T-65	T-65	PYLON	LRF	1,4	
T-5	125	158.5	CFP	160L	PYLON	PYLON	160L	LRF	1,5	
T-6	183	345.3	CFP	T-65	GUN	GUN	T-65	LRF	1,3,4,7	
T-7	105	319.3	CFP	LAU-7A	GUN	GUN	LAU-7A	LRF	1,3,7,8	
T-8	169	256.3	CFP	T-65	T-65	T-65	T-65	LRF	1,4,7	
T-9	125	148.9	CFP	PYLON	ToolC	ToolC	PYLON	LRF	1,5	
T-10	160	207.1	CFP	160L	ToolC	ToolC	160L	LRF	1,2,5	
C-1	147	325.5	CFP	160L	GUN	GUN	160L	LRF	1,2,3,5	
C-2	104	100.3	CFP	PYLON	PYLON	PYLON	PYLON	LRF	1,6	
C-3	181	236.5	CFP	160L	T-65	T-65	160L	LRF	1,4,5,7	
C-4	183	210.5	CFP	160L	LAU-7A	LAU-7A	160L	LRF	1,5,7,8	
C-5	125	158.5	CFP	160L	PYLON	PYLON	160L	LRF	1,5,6	
C-6	104	100.3	CFP	PYLON	PYLON	PYLON	PYLON	LRF	1,6	
C-7	125	158.5	CFP	160L	PYLON	PYLON	160L	LRF	1,5,6	
C-8	177	224.3	CFP	PYLON	LAU-19A	LAU-19A	PYLON	LRF	1,7,8	
C-9	197	262.5	CFP	160L	LAU-19A	LAU-19A	160L	LRF	1,5,7,8	
C-10	186	276.3	CFP	LAU-7A	LAU-19A	LAU-19A	LAU-7A	LRF	1,7,8	

#### 2.1.2.4 Dodatne kombinacije

Naslednji tabeli predstavljata dodatne konfiguracije za zunanji pritrdilni mesti 1 in 6 v kombinaciji z osnovnimi šolskimi konfiguracijami(T) in bojnimi konfiguracijami(C). Pri spremembi osnovne konfiguracije z dodatno je potreben popravek teže, ki je podan v prvi tabeli 2.3 kot »weight correction«. Sprememba težišča letala je zaradi dodatnih kombinacij zanemarljiva.

Druga tabela 2.4 nam pove, če je sprememba osnovne konfiguracije z zamenjavo sploh možna(zamenjava ni možna: oznaka -) in ali je možna v celoti(oznaka +) ali pa le s Simulatorjem izstrelka zrak – zrak brez sistema ABRS (oznaka  $\pi$ ).

Tabela 2.1.3

Code	Station 1	Station 6	Weight Correction [kg]	Drag Index Correction
Basic Configuration	LRF	CFP	N/A	N/A
A	Adapter	Adapter	-56.4	-7
B	LRF	ATMS	15.1	24
	LRF	ATMSwithoutABRS	-6.2	22
C	LRF	DM	-17	-3
D	ATMS	CFP	26.7	29
	ATMSwithoutABRS	CFP	5.4	27
E	DM	CFP	-5.4	0
F	ATMS	DM	9.7	24
	ATMSwithoutABRS	DM	-11.6	22
G	DM	ATMS	9.7	24
	DM	ATMSwithoutABRS	-11.6	22
H	ATMS	ATMS	41.9	55
	ATMSwithoutABRS	ATMSwithoutABRS	-0.6	25
I	DM	DM	-22.4	-3

Tabela 2.1.4



Code Conf.	A	B	C	D	E	F	G	H	I
T-1	+	+	+	+	+	+	+	+	+
T-2	+	+	+	+	+	+	+	+	+
T-3	+	-	+	-	+	-	-	-	+
T-4	+	-	+	-	+	-	-	-	+
T-5	+	□	+	□	+	□	□	□	+
T-7	+	-	+	-	+	-	-	-	+
T-8	+	-	+	-	+	-	-	-	+
T-9	+	+	+	+	+	+	+	+	+
T-10	+	□	+	□	+	□	□	□	+
C-1	+	□	+	□	+	□	□	□	+
C-2	+	-	+	-	+	-	-	-	+
C-3	+	-	+	-	+	-	-	-	+
C-4	+	-	+	-	+	-	-	-	+
C-5	+	-	+	-	+	-	-	-	+
C-6	+	-	+	-	+	-	-	-	+
C-7	+	-	+	-	+	-	-	-	+
C-8	+	-	+	-	+	-	-	-	+
C-9	+	-	+	-	+	-	-	-	+
C-10	+	-	+	-	+	-	-	-	+

+ Allowed loading replacement for the given configuration  
 □ Loading replacement is allowed with **ATMSwithoutABRS** only.  
 - Loading replacement is **prohibited**

### 2.1.2.5 Vpliv določenih konfiguracij na lastnosti letala

Konfiguracije T-8, C-2, C-5, C-6, C-7 in C-10 lahko povzročijo nesimetrično porazdelitev teže in spremembe težišča letala. Te majhne deviacije pilot popravlja s trimanjem letala. Večjo nesimetričnost teže lahko povzroči odpoved prenosa goriva v konfiguracijah C-3, C-5, C-7 in C-9.

Pri izstrelitvi raket pri konfiguracijah T-3, T-7, C-4, C-8, C-9 in C-10 se lahko pojavi nesimetričnost upora letala, kar popravlja pilot s smernim krmilom.

#### ***2.1.2.6 Odmetavanje v sili***

V primeru sile je možno odmetavanje skoraj vseh sredstev z nosilcev, razen nekaterih. Odmetavanje iz pritrilnih mest 1 in 6 je mehansko neizvedljivo. Odmetavanje se izvršuje nad nenaseljenim območjem pri obremenitvi 1g v horizontalnem letu in hitrosti od 110 do 150 kts. Pri selektivnem odmetavanju se najprej odvrtže zunanjo opremo, nato pa notranjo.

## **2.2 TEORIJA DOLOČANJA TEŽIŠČA LETALA**

### 2.2.1 Uvod

Letalski zakon pravi (JAR-OPS 1 subpart J), da mora v celotnem času operacije letala biti njegova masa in težišče znotraj meja, definiranih v uradnem priročniku letenja za podano letalo oz. operativnem priročniku letala. Dolžnost vodje letala pa je, da se pred letenjem prepriča o tem in da deluje skladno s temi predpisi!

### 2.2.2 Definicije nekaterih pojmov

**TEŽIŠČE LETALA (CG):** Je točka na letalu, v kateri ima sila teže letala prijemališče oz. lahko rečemo, da je to točka, iz katere deluje celotna masa letala. Težišče letala je točka ravnotežja na letalu in njen položaj je ključnega pomena za samo stabilnost letala in njegovo upravljivost.

**MEJE TEŽIŠČA LETALA:** Postavljeni sta dve meji in sicer sprednja in zadnja dovoljena meja težišča letala, med katerima se mora samo težišče letala nahajati. Meji določi proizvajalec letala in sta definirani v priročniku letala. Izraženi sta v procentih srednje aerodinamične tetive krila ali pa relativno glede na izbrano referenčno ravnino (cg datum).

**REFERENČNA RAVNINA (CG DATUM):** Točka na letalu, izbrana s strani proizvajalca od katere potekajo vse meritve težišča. Referenčna ravnina je lahko kjerkoli na vzdolžni osi letala.

**ROČICA (ARM):** Je razdalja od referenčne ravnine do točke, skozi katero deluje obravnavana masa letala (težišče). Po definiciji se štejejo vse ročice za referenčno ravnino kot pozitivne, vse ročice pred referenčno ravnino pa kot negativne.

**MOMENT:** Vrtilni efekt mase okrog referenčne ravnine je moment. Je produkt mase z ročico. Glede na to, da je ročica lahko pozitivna ali negativna, je temu primerno lahko tudi moment.

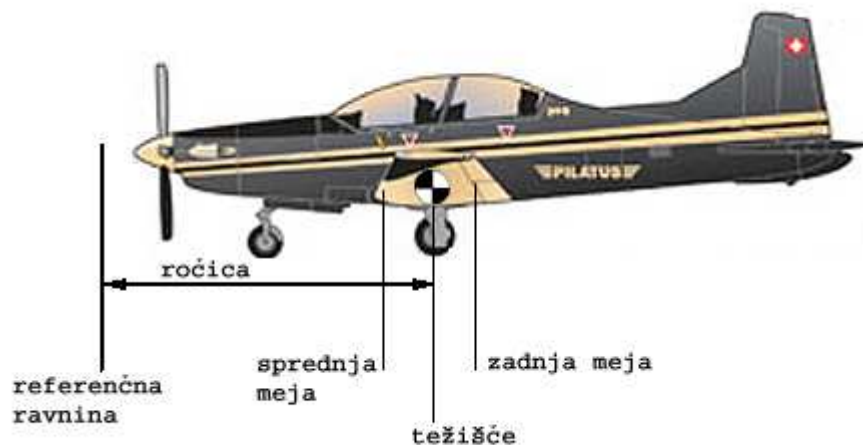
**OSNOVNA MASA PRAZNEGA LETALA (basic empty weight BEM):** Masa letala z osnovno opremo in neuporabnim gorivom in oljem.

**TEŽA LETALA BREZ GORIVA (zero fuel weight ZFW):** Je teža letala z vso opremo za določen let in posadko ter potniki brez uporabnega goriva. (maksimalna MZFW)

**VZLETNA TEŽA (take off weight TOW):** Dejanska teža letala pri vzletu (maksimalna MTOW)

**TEŽA LETALA PRI TAKSIRANJU ( ramp weight RW):** Je teža letala pri voženju po tleh (maksimalna MRW)

Slika 2.2.1

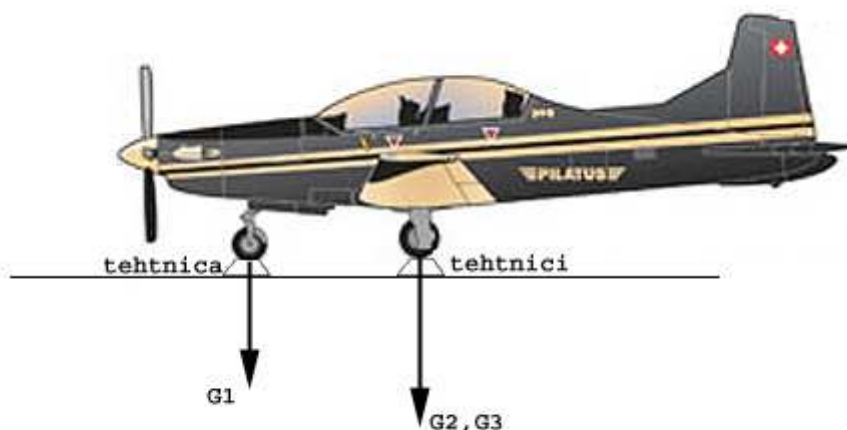


### 2.2.3 Tehtanje letala

Se izvaja v zaprtem hangarju brez prepaha. Z njim dobimo maso praznega letala in položaj težišča, kar je potrebno po predpisih izvajati v štiriletnih intervalih. Ta dva podatka sta izhodišče za naknadno določanje oz. preverjanje težišča, kjer se nato upošteva še vpliv teže in momenta goriva, pilotov, tovora in bojnega tovora za vsako posamezno nalogo letala.

Oprema za tehtanje je lahko sestavljena iz posameznih platform za vsako kolo posebej, lahko je hidrostatičnega tipa (tlak je sorazmeren z težo) ali pa je elektronska na principu merjenja električnega upora.

Slika 2.2.2



Vsako letalo ima tudi seznam vse opreme, ki jo lahko dodatno še pritrdimo na letalo, v katerem je napisana masa in ročica za vsak posamezen del. To nam omogoča hitrejše določanje skupne mase in težišča letala za določeno nalogo.

## 2.2.4 Računanje lege težišča letala

Položaj težišča letala računamo s pomočjo momentov(M) glede na referenčno ravnino. Celotna teža letala(G) deluje skozi težišče letala in povzroča moment glede na katero koli izbrano točko. Teža letala je masa letala(m) pomnožena s težnostnim pospeškom (g)!

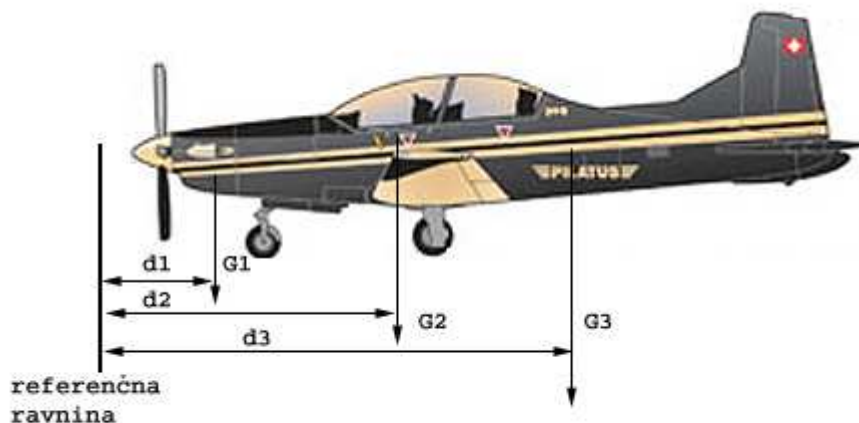
Slika 2.2.3



Celotni moment je okoli ref. ravnine je:  $M = G \times d$

Enako lahko trdimo, da je celotni moment sestavljen iz posameznih momentov, ki jih povzročajo posamezne teže delov letala.

Slika 2.2.4



Celotni moment:  $M = M1+M2+M3 = (G1 \times d1) + (G2 \times d2) + (G3 \times d3)$

Ker je celoten moment ( $M$ ) enak zmnožku celotne teže letala ( $G$ ) in ročice, na kateri le ta deluje ( $d$ ), in ker je ročica v bistvu lega težišča (CG), lahko napišemo:

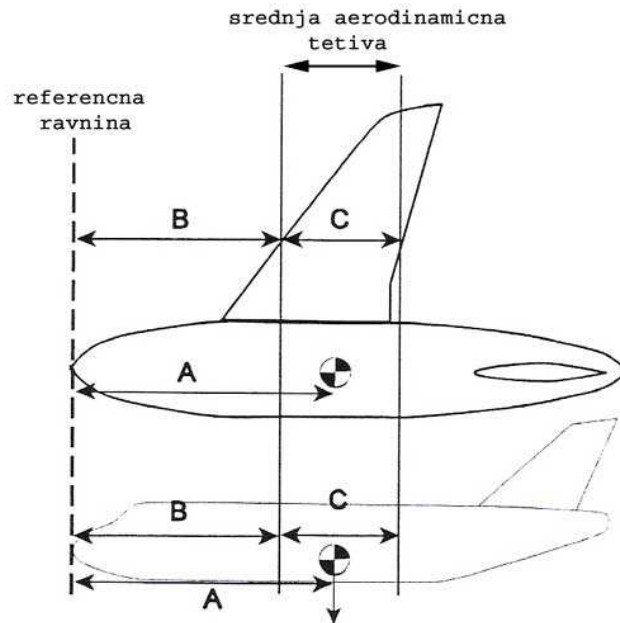
$$CG = \frac{M}{G}$$

Ko določimo osnovno težišče in maso letala, lahko to po istem principu storimo še za vsak del, ki bo kasneje na letalu (pilot, oborožitev, gorivo, dodatna oprema,...). Ko seštejemo vse posamezne momente, dobimo celoten moment letala glede na referenčno ravnino ter tudi maso letala. S pomočjo teh dveh podatkov gremo v graf envelope težišča (CG envelope), ki ga je izdelal proizvajalec ter preverimo, če je težišče v mejah normale. Drugi način je, da po prejšnji formuli izračunamo CG, ter preverimo glede na podani meji s strani proizvajalca, če je ročica znotraj le-teh! To storimo za vsak del leta, saj se razmere med letenjem spreminjajo! Porablja se gorivo letala ter strelivo oz. odmetava bombe. Posebej se preverja težišče pri ZFW, RW, vzletnih pogojih ter pristajalnih pogojih, saj so to ključni deli leta.

### 2.2.5 Lega težišča v procentih srednje aerodinamične tetive

Največkrat je lega težišča v praksi podana kot procent srednje aerodinamične tetive krila letala. Srednja aerodinamična tetiva (mean aerodynamic chord MAC) je povprečna širina krila letala. Dolžina MAC je fiksna za letalo, prav tako pa je fiksna tudi njena razdalja od referenčne ravnine. Položaj težišča je vedno izraženo kot procent MAC-a od njenega sprednjega roba. Naprimer 25% MAC bi pomenilo, da je težišče letala na eni četrtini dolžine MAC od sprednjega roba krila nazaj.

Slika 2.2.5



Težišče v procentih MAC je:

$$CG = \frac{A - B}{C} \times 100$$

## 2.2.6 Praktičen primer za letalo Pilatus PC-9M

### 2.2.6.1 Primer tehtanja letala

Na spodnji sliki je praktičen primer tehtanja letala PC-9M letalske šole slovenske vojske, izvršeno dne 16.6.2006. Zaradi možnih napak se izvršita dve tehtanji (weight1 in weight2). Vsaka noga letala je postavljena na svojo tehtnico, katere nato izmerijo težo, s katero pritiska posamezno kolo. Vse tri teže se sešteje ter izračuna povprečje dveh merjenj. Ko tej teži prištejemo še težo neuporabnega goriva (unusable fuel), dobimo osnovno težo praznega letala (BEW). Po formuli izračunamo skupni moment posameznih momentov tež glavnih koles (RW,LW) in nosnega kolesa(NW) in ga delimo s skupno težo letala, kar nam da ročico težišča.

Slika 2.2.6

# Pilatus PC-9(M) Hudournik Weighing Sheet

L9-68

S/N 641 Date: 16.6.2006

1.Weight	Scale Reading (kg)	Net Weight (kg)
Main Wheel LH	780	780,000
Main Wheel RH	776	776,000
Nose Wheel NW	251	251,000
Total		1807,000

2.Weight	Scale Reading (kg)	Net Weight (kg)
Main Wheel LH	780	780,000
Main Wheel RH	776	776,000
Nose Wheel NW	251	251,000
Total		1807,000

	LH	RH	NW	Total
1. Weight	780,000	776,000	251,000	1807,000
2. Weight	780,000	776,000	251,000	1807,000
Average	780,000	776,000	251,000	1807,000

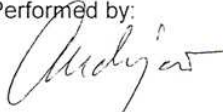
Moment (kgm)  $(LH+RH)*4.62+NW*2.308$  (Average) 7768,03 kgm


Arm (m)  $\frac{\text{Moment (kgm)}}{\text{Total (Average)}}$   $\frac{7768,03}{1807,000}$  4,299 m

Arm (%MAC)  $\frac{(\text{Arm (m)} - 3.8725) * 100}{1.6500}$  25,84 %MAC

	Weight (kg)	Arm (m)	Mom.(kgm)	Arm(%MAC)
Weighed	1807,000	4,299	7768,028	
Unusable fuel	17,700	4,043	71,561	
Basic Empty Weight	1824,700	4,296	7839,589	25,69

Comment: The Basic Empty Weight configuration base on the PC-9M AFM Equipment List and RADOM's CONFORMANCE DOCUMENT SWIFT PC-9M UPGRADING STATUS for S/N 638,Page 21,LIST OF LINE REPLACEBLE UNIT.

Performed by:  


Inspector:  


## 2.2.6.2 Modifikacije



Po vsaki modifikaciji letala, ki utegne vplivati na težo in težišče letala je potrebno vpisati te spremembe. Potreben je ponoven izračun osnovne teže letala ter momenta. Praktičen primer je prikazan na spodnji sliki.

Slika 2.2.7

AIRCRAFT SERIAL NO: <b>641</b>		AIRCRAFT REGISTRATION NO:					
DATE	EQUIPMENT ADDED/REMOVED	SIGNATURE	WEIGHT AND MOMENT CHANGE			BASIC EMPTY WEIGHT	
			kg ±	m	mkg ±	kg	mkg
20. NOV. 1998	Basic Empty Weight	<i>[Signature]</i> P 44	-	-	-	1778.2	7629.98
22.8.01	27 - UP Modification	<i>[Signature]</i> RADOM AVONIC 01	57	4.357	247.1	1835.2	7885.978
16.6.2006	BASIC EMPTY WEIGHT PERIOD INSPECTION	<i>[Signature]</i>	-	-	-	1824.7	7839.589

**NOTE**

Data given above are with LG down.

**2.2.6.3 Računanje teže in momenta**

Na naslednji sliki je primer obrazca za določitev teže in momenta za določeno nalogo. V zgornjo tabelo vnesemo BEW, dobljeno iz prejšnjih meritev ter moment. Težo goriva in moment izberemo iz naslednje tabele in še iz naslednje moment pilota glede na njegov položaj in težo. Upoštevamo še prtljago v prtljažnem prostoru ter vse skupaj seštejemo in dobimo skupni moment pri celotni teži letala (TOTAL).

Slika 2.2.8

**Weight and Moment Calculation**

Item	kg	m	mkg
AIRCRAFT BASIC EMPTY WEIGHT ( from Para. 6.2 )			
FUEL ( see Fuel Arm Table )			
FRONT PILOT ( to include helmet and oxygen mask ) ( see Crew Arm Table )		4.061	
REAR PILOT ( to include helmet and oxygen mask )		5.486	
BAGGAGE COMPARTMENT ( see Baggage Arm Table )		6.898	
TOTAL			

**Fuel Arm Table**

FUEL TOTAL	FULL	3/4	1/2	1/4	Approx. Low Fuel Warning
Quantity (L)	518	388	259	129	67
Mass (kg)	418	313	209	104	54
Arm (m)	4.192	4.153	4.114	4.075	4.056

**Crew Arm Table**

Mass kg	Moment - mkg		Mass kg	Moment - mkg	
	Front	Rear		Front	Rear
60	244	329	85	345	466
65	264	357	90	365	494
70	284	384	95	386	521
75	305	411	100	406	547
80	325	439	110	447	603

Arm of crew: front cockpit 4.061 m, rear cockpit 5.486 m

**Baggage Arm Table**

Mass-kg	Moment-mkg	Mass-kg	Moment-mkg	Mass-kg	Moment-mkg
5	35	15	103	25	172
10	69	20	138		

Arm of baggage compartment 6.898 m  
( Max load in baggage compartment 25 kg )

Slika 2.2.9 prikazuje primer za izmišljen let. Pri osnovni teži letala 1728kg in teži sprednjega pilota 85kg ter zadnjega 85kg in prtljagi 25kg v prtljažniku je ZFW 1923kg, moment pa

8363mkg. Po polnjenju goriva dobimo težo letala pri taksiranju(RW) 2341kg pri momentu 10110mkg. Po porabljenemu gorivu pri zagonu in voženju letala po tleh do steze dobimo vzletno maso letala (TOW) 2331kg in moment 10068mkg. Po porabljenemu gorivo med letom dobimo še pristajalno težo letala, ki je 1966kg ter moment 8561mkg. Če bi med letom streljali s strelivom, odmetavali bombe, bi bila pred vzletom upoštevana še teža dodatne opreme (bombe, mitraljez, strelivo,...) ter njihov moment, ter po streljanju oz. odmetavanju spremembo le-teh.

Slika 2.2.9

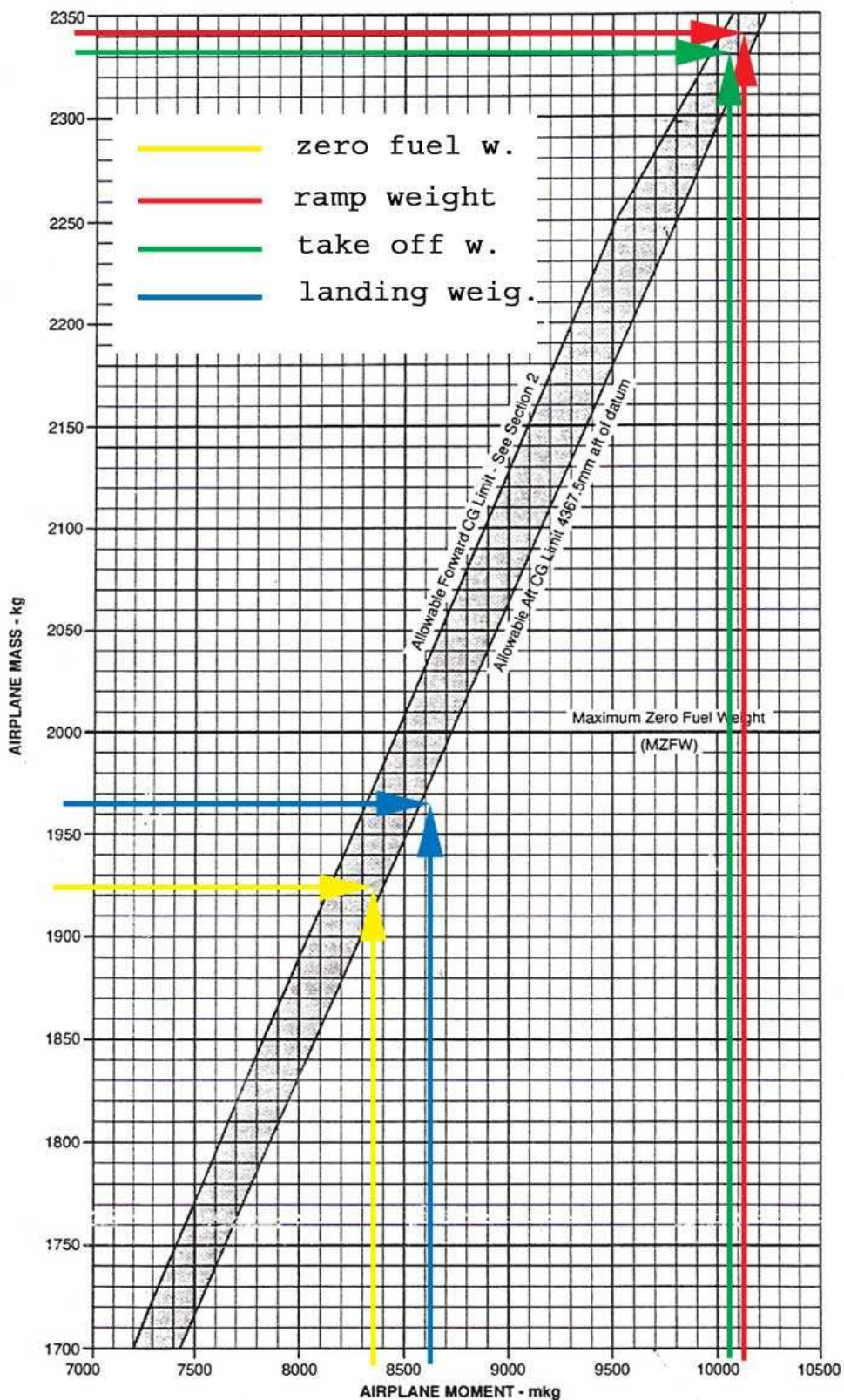
WEIGHT AND BALANCE			
ITEM	WEIGHT (kg)	ARM (m)	MOMENT (mkg)
BASIC EMPTY WEIGHT	1728	4.27	7379
CREW FRONT COCKPIT	85	4.06	345
CREW REAR COCKPIT	85	5.49	467
BAGGAGE COMPARTMENT	25	6.90	173
ADDITIONAL EQUIPMENT			
<b>ZERO FUEL WEIGHT</b> MZFW 2000 kg	<b>1923</b>	<b>4.35</b>	<b>8363</b>
FUEL LOADING (FULL)	418	4.18	1747
<b>RAMP WEIGHT</b> MRW 2360 kg	<b>2341</b>	<b>4.32</b>	<b>10110</b>
LESS FUEL for START, TAXI and TAKEOFF	-10	4.18	-42
<b>TAKEOFF CONDITION</b> MTOW 2350 kg	<b>2331</b>	<b>4.33</b>	<b>10068</b>
Add 32.6 mkg when LG UP			32.6
FLIGHT CONDITION AFTER TAKEOFF	2331	4.32	10101
LESS FUEL TO DESTINATION	-365	4.13	-1507
<b>LANDING CONDITION (with LG DOWN)</b>	<b>1966</b>	<b>4.35</b>	<b>8561</b>
<b>CG LIMITS</b> Forward CG limit up to 2250 kg      4.235 m aft of datum (22% MAC) Forward CG limit at 2350 kg      4.285 m aft of datum (25% MAC) Forward CG limit varies linearly between 2250 kg and 2350 kg Aft CG limit      4.367 m aft of datum (30% MAC)			

**NOTES**

Fuel loading: @ 0.806 kg per liter.

Ko dobimo vse potrebne podatke se moramo le še prepričati, da je težišče letala za vsak del leta v znotraj meja, ki jih je določil proizvajalec. To storimo v grafu envelope težišča letala, kar je prikazano na sliki 2.2.10. To storimo tako, da za posamezni del leta na vodoravno os vnesemo moment letala, na navpično os pa skupno težo letala. Kjer se premici sekata, dobimo položaj težišča letala, ki mora biti znotraj meja (v temno obarvanem delu grafa). Kot vidimo, to velja za vse dele leta, kar pomeni, da bomo lahko varno izvršili let v celotnem delu!

Slika 2.2.10

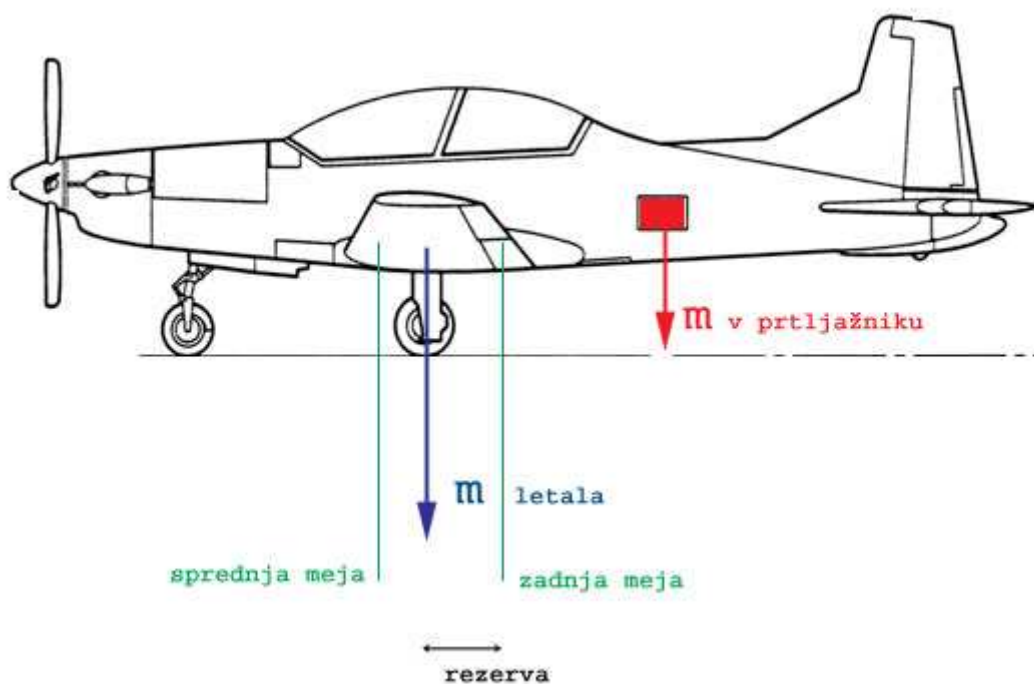


**2.3 DOLOČANJE MAKSIMALNE MASE PRTLJAJE ZA IZBRANE KONFIGURACIJE**

### 2.3.1 Izbira kritičnega letala

Pri dodajanju mase v prtljažni prostor letala se masno središče oz. težišče letala pomika proti zadnji dovoljeni meji. Razlika med položajem težišča in zadnjo mejo je sorazmerna z maso, ki jo lahko še natovorimo v prtljažni prostor (slika 2.3.1). Če je razlika manjša, pomeni, da je dovoljena masa v prtljažniku manjša, razlika pa je manjša pri letalu, ki ima pri osnovni masi (BEW) težišče najbolj pomaknjeno nazaj. Torej je najbolj kritično letalo tisto, ki ima največjo ročico. To je tisto letalo v floti, katero bo pri dodajanju mase v prtljažnik prvo doseglo zadnjo dovoljeno mejo težišča. Nobeno letalo istega tipa si med seboj ni sto odstotno podobno. Vedno obstajajo majhne razlike v masah in izdelavi, kar posledično pomeni tudi razlike v položajih težišč posameznih letal.

Slika 2.3.1



V tabeli 2.3.1 so podani podatki letal PC-9, ki so v floti Letalske šole Slovenske vojske, ki sva jih pridobila iz podatkov o tehtanju posameznih letal, kot je na sliki 2.2.6. V tabeli so podani osnovna masa praznega letala (BEW), moment okoli referenčne ravnine ter ročica izražena v

metrih in procentih srednje aerodinamične tetive, in sicer za vsako posamezno letalo. Za izbiro kritičnega letala sva potrebovala letalo, ki ima največjo ročico (arm). Po podatkih iz tabele je razvidno, da je to letalo z registrsko oznako L9-66. Ročica težišča tega letala je med obravnavanimi največja in znaša 4,309 metra oz. je na 26,45 procentih srednje aerodinamične tetive letala. V nadaljevanju naloge sva se osredotočila torej le na kritično letalo.

Tabela 2.3.1

Letalo	BEW (kg)	Moment (kgm)	Ročica (m)	Ročica (%MAC)
L9-62	1824,700	7848,837	4,301	26,00
L9-63	1834,200	7892,727	4,303	26,10
L9-64	1832,200	7878,863	4,300	25,92
L9-65	1829,700	7853,441	4,292	25,44
<b>L9-66</b>	<b>1838,700</b>	<b>7922,765</b>	<b>4,309</b>	<b>26,45</b>
L9-67	1820,700	7823,421	4,297	25,72
L9-68	1824,700	7839,589	4,296	25,69
L9-69	1832,700	7881,173	4,300	25,93

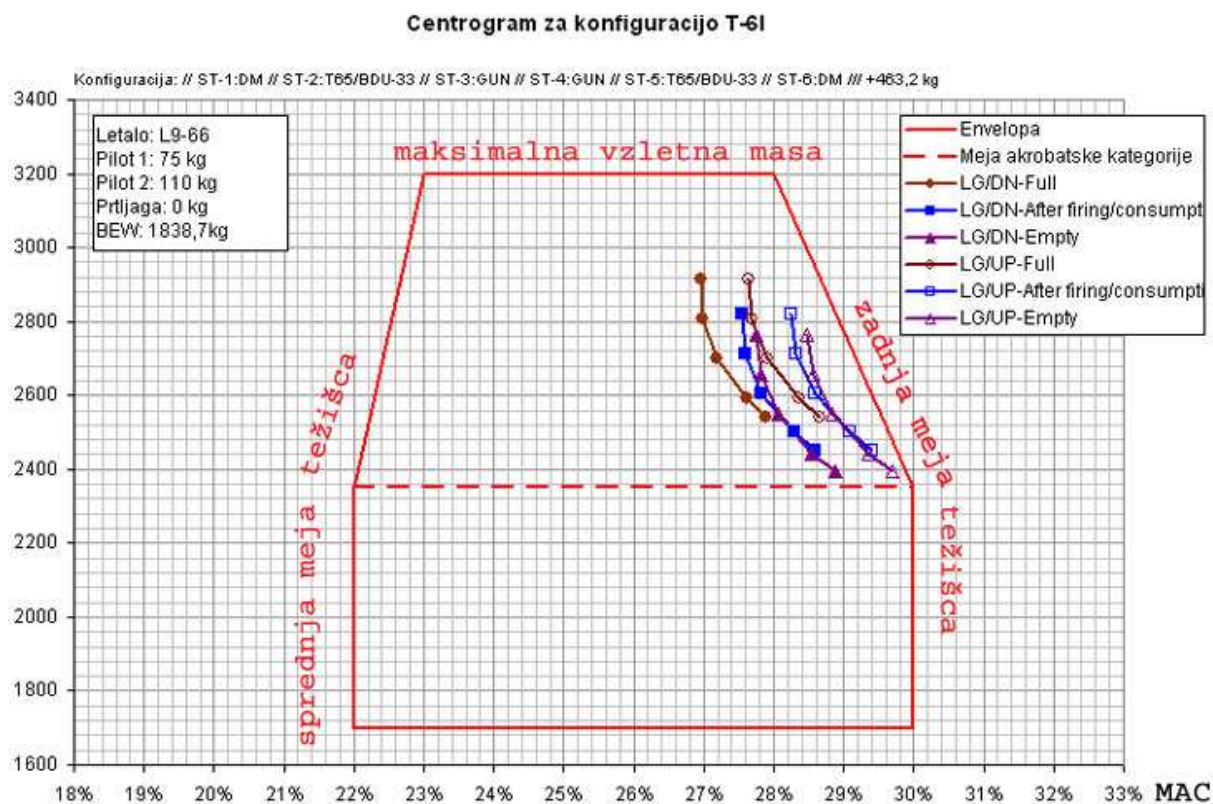
### 2.3.2 Izbira maksimalne mase tovora z grafa

Na letalu sva določila maksimalno maso tovora za vsako konfiguracijo, ki jo je še možno natovoriti v prtljažni prostor, ne da bi pri tem težišče padlo izven dovoljenih meja. Uporabila sva vse možne vadbene, bojne in pilatusove konfiguracije, in sicer variante z enim pilotom ter z dvema pilotoma. Upoštevala sva tudi maksimalno maso v prtljažniku, da ni bila prekoračena maksimalna vzletna teža letala, kar je bilo v nekaterih primerih bolj kritično, kot lega težišča. Pri variantah z enim pilotom sva upoštevala najmanjšo dovoljeno težo pilota z opremo, to je 75 kg, saj je sprednji sedež pred težiščem letala in je zato kritična minimalna masa. Pri variantah z dvema pilotoma je glede nato, da je zadnji sedež za težiščem letala, kritična maksimalna teža pilota z opremo, kar je 110 kg, za sprednji sedež pa zopet minimalna, 75 kg.

Primere sva odčitavala v programu za envelope letala Pilatus PC-9, ki je bil narejen v Excelu. Na sliki 2.3.2 je primer grafa za vadbeno konfiguracijo T-6I ( kaj vsebuje izbrana konfiguracija lahko razberemo iz tabel 2.1.2 in 2.1.3 ), kjer je narisana envelope za kritično letalo L9-66 v dvosedi konfiguraciji. Sprednja navpična črta predstavlja sprednjo dovoljeno lego težišča letala, zadnja navpična črta pa zadnjo, v našem primeru tudi kritično lego težišča. Zgornja vodoravna črta predstavlja maksimalno vzletno težo letala, ki je bila v nekaterih konfiguracijah bolj omejujoča, kot lega težišča. Znotraj envelope je vrisanih šest krivulj, ki predstavljajo potek težišča letala s padanjem mase letala ob porabi goriva za različne faze, in sicer za letalo s polnimi sredstvi na nosilcih (krogec), po streljanju (kvadrater) ter praznimi

sredstvi (trikotnik). Polni simboli predstavljajo krivulje s spušenim podvozjem letala(LG/DN), prazni simboli pa z uvlečenim podvozjem(LG/UP). Za izvedbo leta morajo biti vse krivulje v celoti znotraj meja envelope. Z dodajanjem tovora v prtljažni prostor se, kot že rečeno, težišče in s tem tudi krivulje premikajo desno proti zadnji meji težišča, ter tudi navzgor, saj se povečuje tudi skupna masa letala. V tem primeru je masa tovora 0 kg.

Slika 2.3.2



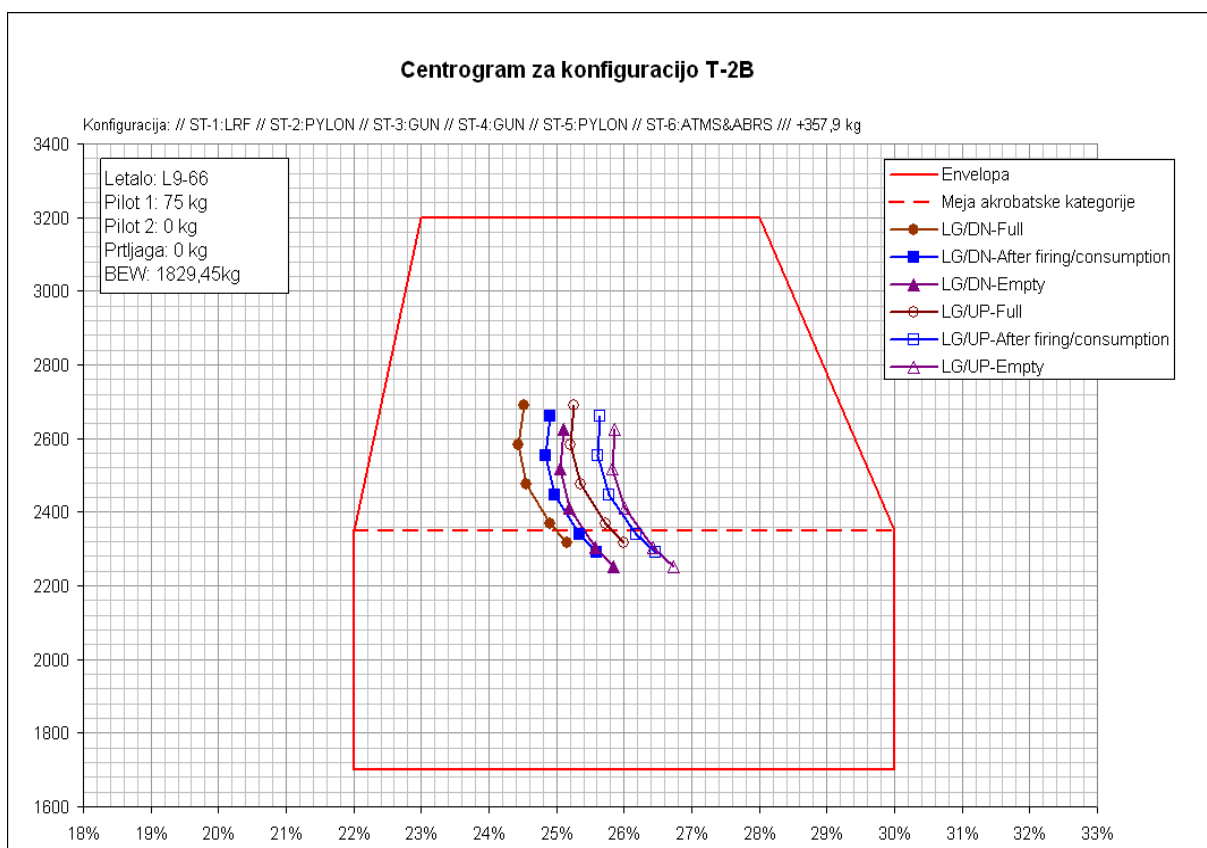
S pomočjo takih grafov sva določila maksimalen tovor v prtljažnem prostoru za vse konfiguracije z enim in dvema pilotoma. V naslednjih dveh podpoglavjih bova predstavila dva primera, po katerih sva delala tudi za vse ostale konfiguracije.

### 2.3.2.1 Primer enosede konfiguracije

Pri obravnavanju enosede konfiguracije sva predpostavila na sprednjem sedežu maso 75 kg, na zadnjem pa ni pilota, torej 0 kg, kar predstavlja najbolj kritično kombinacijo glede lege težišča. Na naslednji sliki 2.3.3 je primer za konfiguracijo T-2B ( kaj vsebuje izbrana konfiguracija lahko razberemo iz tabel 2.1.2 in 2.1.3 ).

Vidimo lahko, da so pri praznem prtljažnem prostoru vse krivulje znotraj meja envelope in bodo tako ostale od začetka leta, ko imamo polne rezervoarje goriva (zgornji konec krivulj), pa do pristanka, ko imamo še minimalno količino goriva (spodnji konci krivulj).

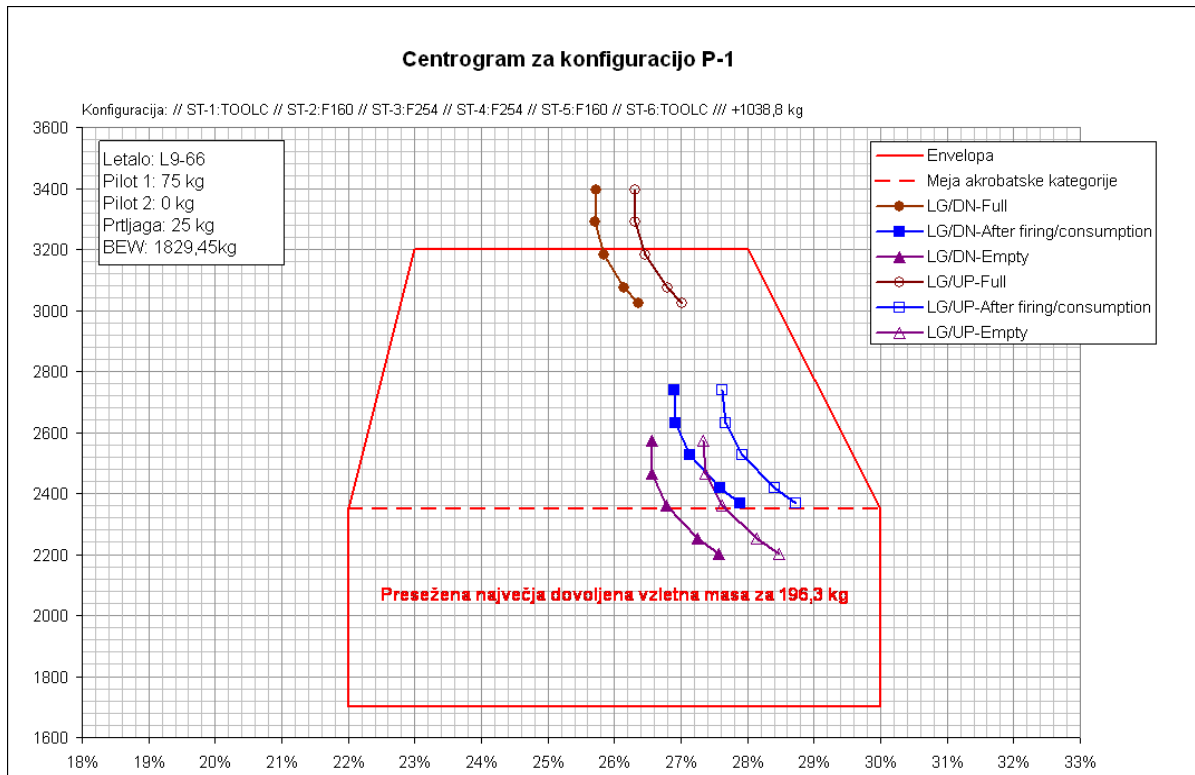
Slika 2.3.3



Na naslednjem primeru slika 2.3.4, vidimo, kaj se v dani konfiguraciji (P-1) zgodi, če v prtljažni prostor natovorimo polno dovoljeno maso, to je 25 kg. Krivulje (LG/DN Full in LG/UP Full) padejo izven meja envelope, kar pomeni, da let ni mogoče oz. ne sme biti izveden, saj letalo ne bi bilo več normalno upravljivo. Pri konfiguracijah (LG/DN-After firing/consumption, LG/UP-After firing/consumption, LG/DN-Empty ter LG/UP-Empty) bi bilo težišče še znotraj meja, vendar samo v primeru, ko letalo ni polno goriva, kar pa ni spremenljivo, saj letalo potrebuje polne rezervoarje, če želi delovati na najširšem območju.

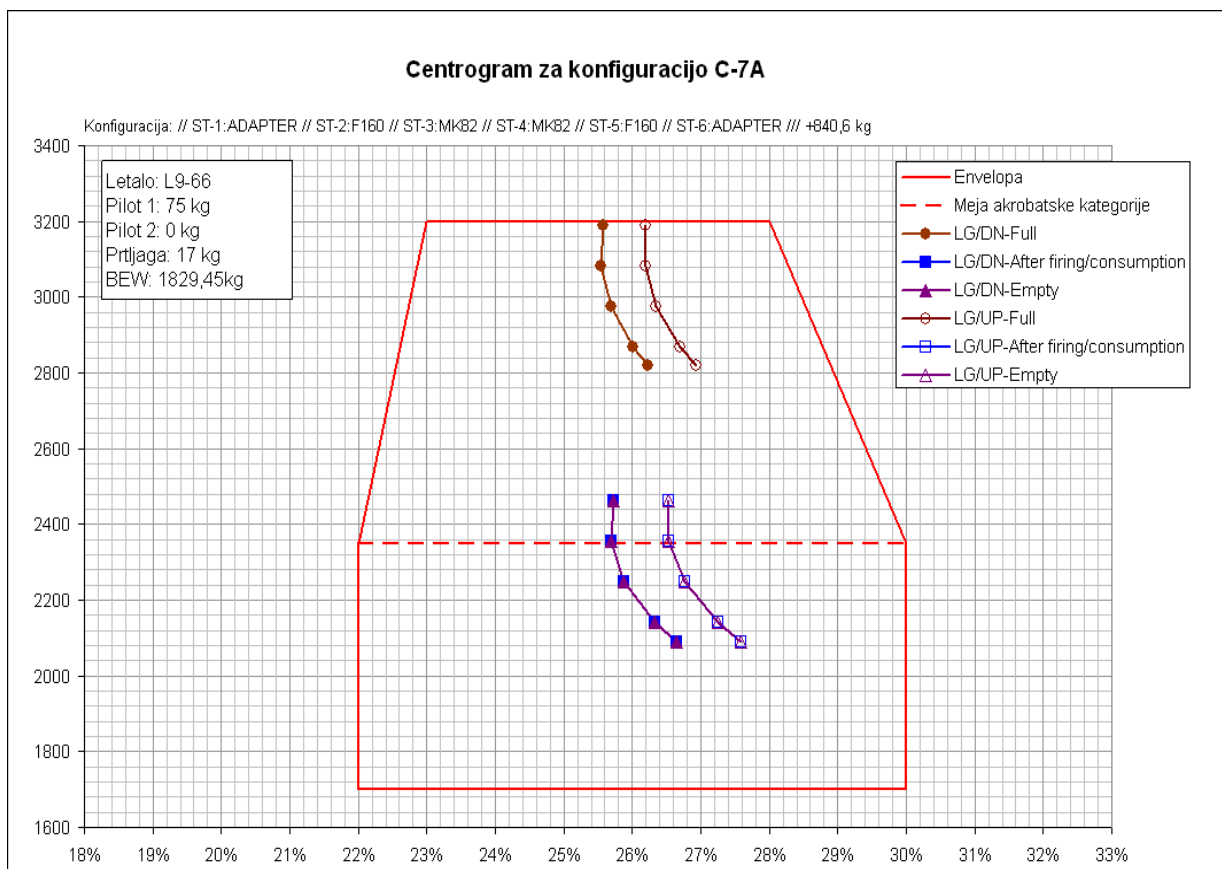


Slika 2.3.4



S postopnim dodajanjem mase v prtljažni prostor in opazovanjem grafa lahko določimo maksimalno maso tovora, ki je še možna za varno izvedbo celotnega leta. To dosežemo takrat, ko se del katerekoli krivulje dotakne meje envelope. To je razvidno na sliki 2.3.5. Za izbrano konfiguracijo je maksimalna teža tovora, ki ga lahko natovorimo v prtljažni prostor 17 kg.

Slika 2.3.5



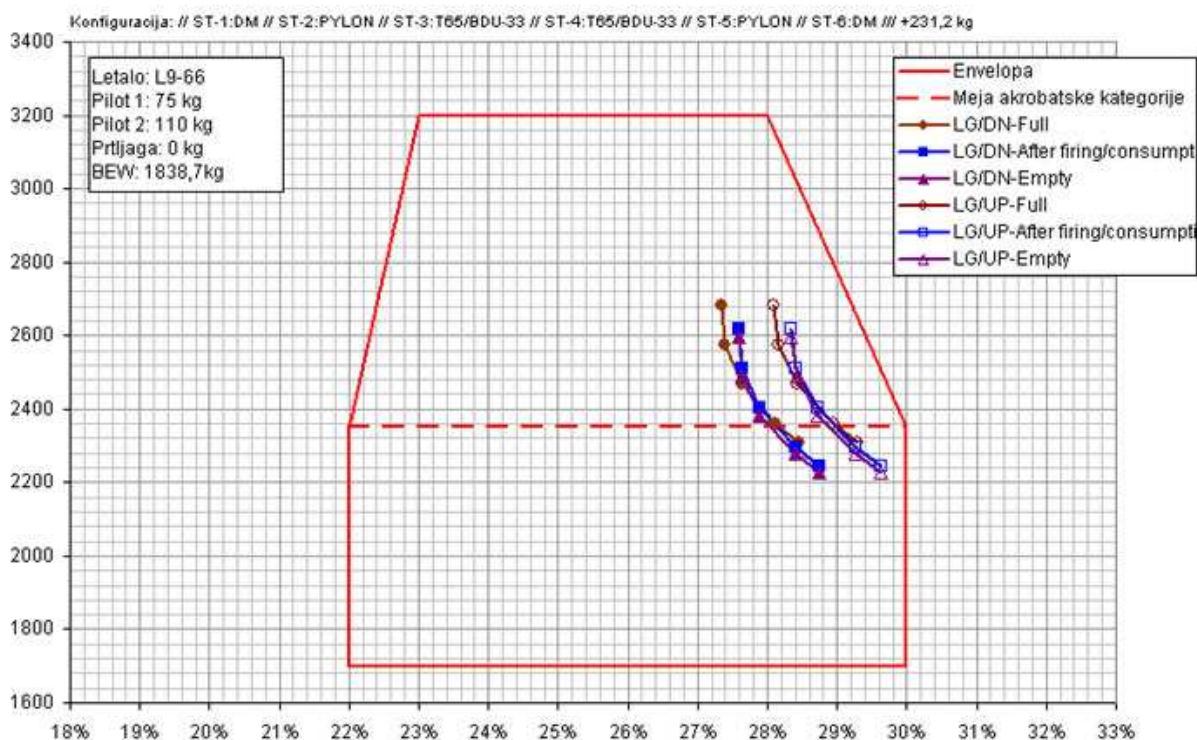
### 2.3.2.2 Primer dvosede konfiguracije

Pri obravnavanju dvosede konfiguracije sva predpostavila na sprednjem sedežu maso 75 kg, na zadnjem pa 110 kg, kar predstavlja najbolj kritično kombinacijo glede lege težišča. Na naslednji sliki 2.3.3 je primer za konfiguracijo T-4I. ( kaj vsebuje izbrana konfiguracija lahko razberemo iz tabel 2.1.2 in 2.1.3 ).

Vidimo lahko, da so pri praznem prtljažnem prostoru vse krivulje znotraj meja envelope in bodo tako ostale od začetka leta, ko imamo polne rezervoarje goriva (zgornji konec krivulj), pa do pristanka, ko imamo še minimalno količino goriva (spodnji konci krivulj).

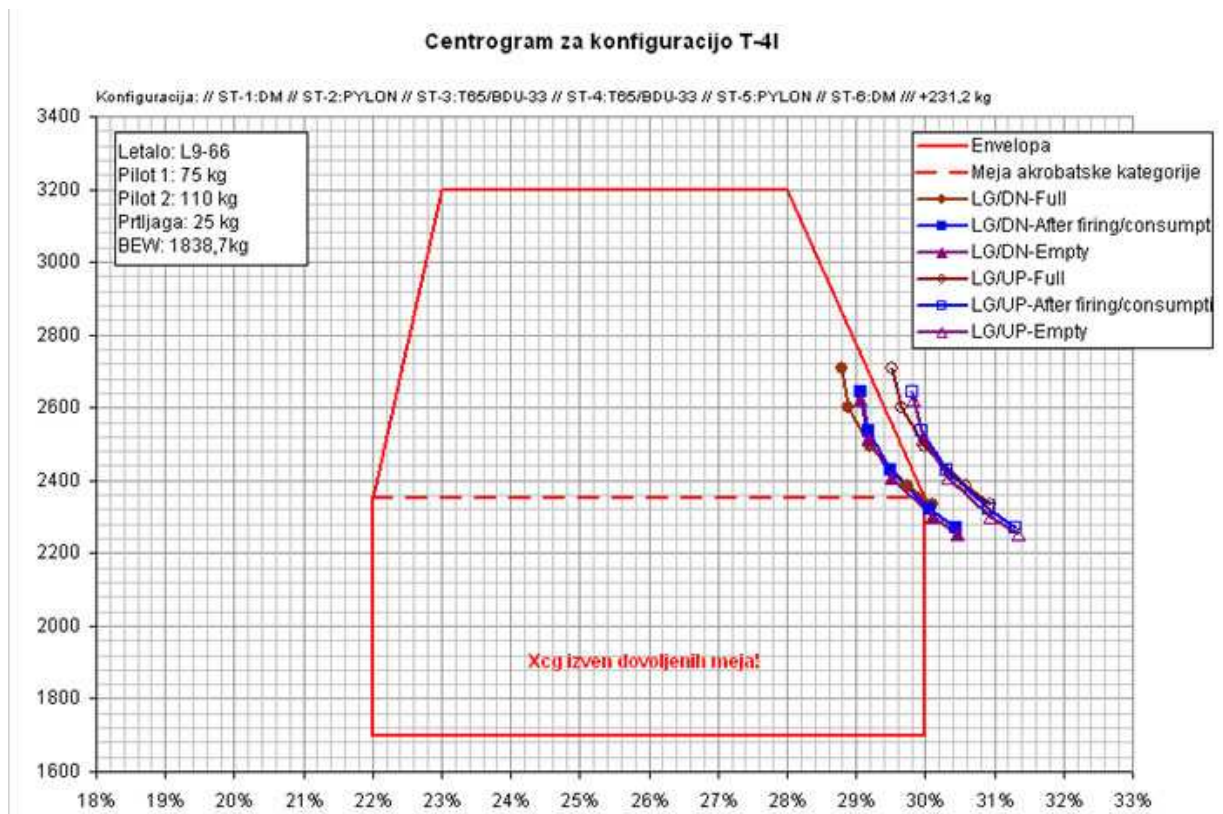
Slika 2.3.3

### Centrogram za konfiguracijo T-4I



Na naslednjem primeru sl.3.3.4, vidimo, kaj se v dani konfiguraciji (T-4I) zgodi, če v prtljažni prostor natovorimo polno dovoljeno maso, to je 25 kg. Vse krivulje padejo izven meja envelope, kar pomeni, da let ni mogoče oz. ne sme biti izveden, saj letalo ne bi bilo več normalno upravljivo. Pri polnem gorivu in izvlečenim podvozjem bi bilo težišče še znotraj meja, ko pa bi pilot po vzletu že samo uvlekel podvozje, bi težišče letala nevarno padlo za zadnjo dovoljeno mejo, kar bi pomenilo katastrofo. Vidimo, da torej mase 25 kg ne moremo natovoriti.

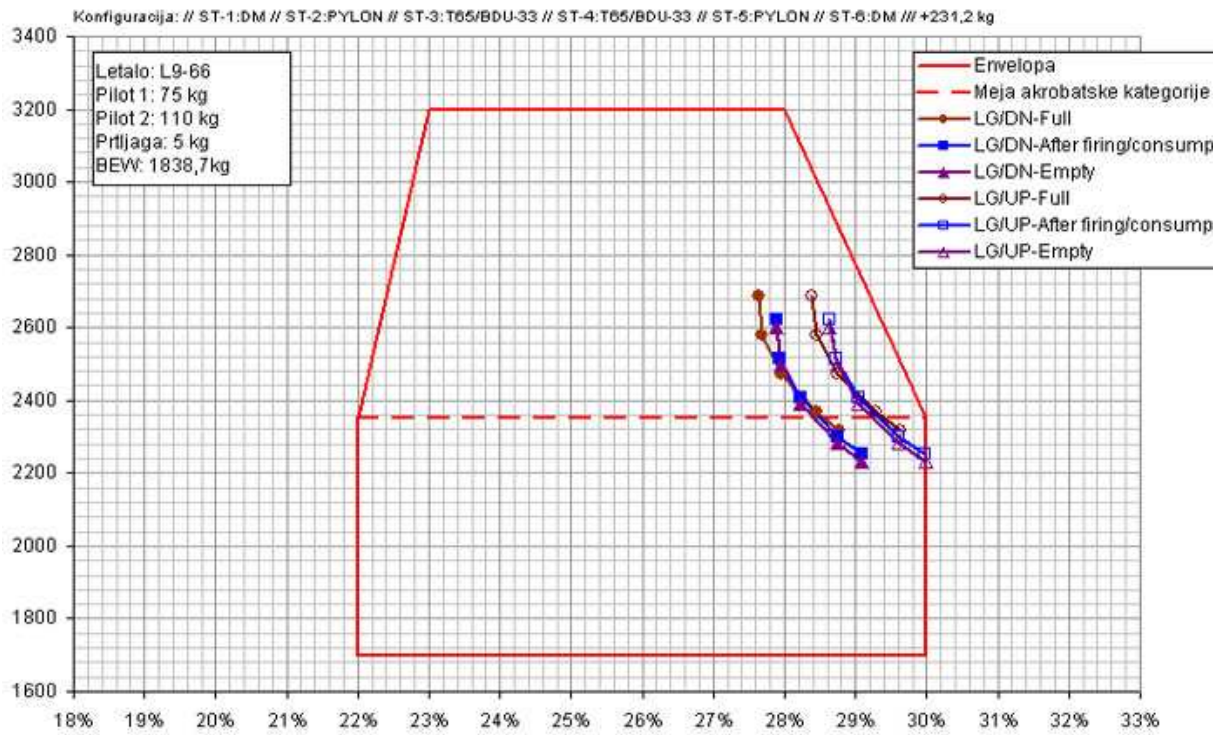
Slika 2.3.4



S postopnim dodajanjem mase v prtljažni prostor in opazovanjem grafa lahko določimo maksimalno maso tovora, ki je še možna za varno izvedbo celotnega leta. To dosežemo takrat, ko se del katerekoli krivulje dotakne meje envelope. To je razvidno na sliki 2.3.5. Za izbrano konfiguracijo je maksimalna teža tovora, ki ga lahko natovorimo v prtljažni prostor 5 kg.

Slika 2.3.5

### Centrogram za konfiguracijo T-41



### 2.3.3 Prikaz rezultatov

#### 2.3.3.1 Enoseda konfiguracija

### Pregled rezultatov po konfiguracijah

Konfiguracija	Masa (kg)	Konfiguracija	Masa (kg)	Konfiguracija	Masa (kg)
T-1A	25	T-8A	25	C-5A	25
T-1B	25	T-8B	25	C-5C	25
T-1C	25	T-8C	25	C-5E	25
T-1D	25	T-8D	25	C-5I	25
T-1E	25	T-8E	25		
T-1F	25	T-8F	25	C-6A	25
T-1G	25	T-8G	25	C-6C	25
T-1H	25	T-8H	25	C-6E	25
T-1I	25	T-8I	25	C-6I	25
T-2A	25	T-9A	25	C-7A	17
T-2B	25	T-9B	25	C-7C	0**
T-2C	25	T-9C	25	C-7E	0**
T-2D	25	T-9D	25	C-7I	0**
T-2E	25	T-9E	25		
T-2F	25	T-9F	25	C-8A	25
T-2G	25	T-9G	25	C-8C	25
T-2H	25	T-9H	25	C-8E	25
T-2I	25	T-9I	25	C-8I	25
T-3A	25	T-10A	25	C-9A	20
T-3C	25	T-10B	25	C-9C	0**
T-3E	25	T-10C	25	C-9E	0**
T-3I	25	T-10D	25	C-9I	0**
		T-10E	25		
T-4A	25	T-10F	25	C-10A	25
T-4C	25	T-10G	25	C-10C	25
T-4E	25	T-10H	25	C-10E	25
T-4I	25	T-10I	25	C-10I	25
T-5A	25	C-1A	25	P-1	0**
T-5B	25	C-1C	25	P-2	25
T-5C	25	C-1E	25	P-3	0**
T-5D	25	C-1I	25	P-4	25
T-5E	25			P-5	25
T-5F	25	C-2A	25	P-6	25
T-5G	25	C-2C	25		
T-5H	25	C-2E	25	CLEAN	25
T-5I	25	C-2I	25		
T-6A	25	C-3A	25		
T-6C	25	C-3C	25		
T-6E	25	C-3E	25		
T-6I	25	C-3I	25		
T-7A	25	C-4A	25		
T-7C	25	C-4C	25		
T-7E	25	C-4E	25		
T-7I	25	C-4I	25		

\*\* masa osnovne konfiguracije presega maksimalno vzletno maso

### Pregled rezultatov po kategorijah

Dovoljena masa v prtljažnem prostoru (kg)	Konfiguracija	Dovoljena masa v prtljažnem prostoru (kg)	Konfiguracija	Dovoljena masa v prtljažnem prostoru (kg)	Konfiguracija
25	T-1A	25	T-7A	25	C-3A
25	T-1B	25	T-7C	25	C-3C
25	T-1C	25	T-7E	25	C-3E
25	T-1D	25	T-7I	25	C-3I
25	T-1E	25	T-8A	25	C-4A
25	T-1F	25	T-8B	25	C-4C
25	T-1G	25	T-8C	25	C-4E
25	T-1H	25	T-8D	25	C-4I
25	T-1I	25	T-8E	25	C-5A
25	T-2A	25	T-8F	25	C-5C
25	T-2B	25	T-8G	25	C-5E
25	T-2C	25	T-8H	25	C-5I
25	T-2D	25	T-8I	25	C-6A
25	T-2E	25	T-9A	25	C-6C
25	T-2F	25	T-9B	25	C-6E
25	T-2G	25	T-9C	25	C-6I
25	T-2H	25	T-9D	25	C-8A
25	T-2I	25	T-9E	25	C-8C
25	T-3A	25	T-9F	25	C-8E
25	T-3C	25	T-9G	25	C-8I
25	T-3E	25	T-9H	25	C-10A
25	T-3I	25	T-9I	25	C-10C
25	T-4A	25	T-10A	25	C-10E
25	T-4C	25	T-10B	25	C-10I
25	T-4E	25	T-10C	25	P-2
25	T-4I	25	T-10D	25	P-4
25	T-5A	25	T-10E	25	P-5
25	T-5B	25	T-10F	25	P-6
25	T-5C	25	T-10G	25	CLEAN
25	T-5D	25	T-10H		
25	T-5E	25	T-10I	20	C-9A
25	T-5F	25	C-1A		
25	T-5G	25	C-1C	17	C-7A
25	T-5H	25	C-1E		
25	T-5I	25	C-1I	0**	C-7C
25	T-6A	25	C-2A	0**	C-7E
25	T-6C	25	C-2C	0**	C-7I
25	T-6E	25	C-2E	0**	C-9C
25	T-6I	25	C-2I	0**	C-9E
				0**	C-9I
				0**	P-1
				0**	P-3

\*\* masa osnovne konfiguracije presega maksimalno vzletno maso

### 2.3.3.2 Dvoseda konfiguracija

## Pregled rezultatov po konfiguracijah

Konfiguracija	Masa (kg)	Konfiguracija	Masa (kg)	Konfiguracija	Masa (kg)
T-1A	2	T-8A	4	C-5A	1
T-1B	0	T-8B	2	C-5C	3
T-1C	4	T-8C	6	C-5E	3
T-1D	0	T-8D	2	C-5I	2
T-1E	4	T-8E	6		
T-1F	0*	T-8F	1	C-6A	0*
T-1G	0*	T-8G	1	C-6C	0*
T-1H	0*	T-8H	0*	C-6E	0*
T-1I	4	T-8I	6	C-6I	0*
T-2A	2	T-9A	2	C-7A	0*
T-2B	0*	T-9B	3	C-7C	0*
T-2C	3	T-9C	3	C-7E	0*
T-2D	0*	T-9D	3	C-7I	0*
T-2E	3	T-9E	3		
T-2F	0*	T-9F	3	C-8A	0*
T-2G	0*	T-9G	3	C-8C	0*
T-2H	0*	T-9H	3	C-8E	0*
T-2I	3	T-9I	3	C-8I	0*
T-3A	2	T-10A	0	C-9A	0*
T-3C	4	T-10B	0	C-9C	0*
T-3E	4	T-10C	0	C-9E	0*
T-3I	4	T-10D	0	C-9I	0*
		T-10E	0		
T-4A	3	T-10F	0	C-10A	0*
T-4C	5	T-10G	0	C-10C	0*
T-4E	5	T-10H	0	C-10E	0*
T-4I	5	T-10I	0	C-10I	0*
T-5A	1	C-1A	0	P-1	0*
T-5B	3	C-1C	1	P-2	0*
T-5C	3	C-1E	0	P-3	0*
T-5D	3	C-1I	0	P-4	0
T-5E	3			P-5	1
T-5F	3	C-2A	2	P-6	0*
T-5G	3	C-2C	4		
T-5H	4	C-2E	4	CLEAN	2
T-5I	2	C-2I	4		
T-6A	2	C-3A	2		
T-6C	2	C-3C	4		
T-6E	2	C-3E	4		
T-6I	2	C-3I	4		
T-7A	1	C-4A	1		
T-7C	1	C-4C	2		
T-7E	1	C-4E	2		
T-7I	2	C-4I	2		

\* konfiguracija že v osnovi presega maksimalno vzletno maso oz. je težišče izven dovoljenih mej

## Pregled rezultatov po kategorijah



Dovoljena masa v prtljažnem prostoru (kg)	Konfiguracija	Dovoljena masa v prtljažnem prostoru (kg)	Konfiguracija	Dovoljena masa v prtljažnem prostoru (kg)	Konfiguracija
6	T-8C	2	T-1A	0*	T-1F
6	T-8E	2	T-2A	0*	T-1G
6	T-8I	2	T-3A	0*	T-1H
		2	T-5I	0*	T-2B
5	T-4C	2	T-6A	0*	T-2D
5	T-4E	2	T-6C	0*	T-3F
5	T-4I	2	T-6E	0*	T-2G
		2	T-6I	0*	T-2H
4	T-1C	2	T-7I	0*	T-8H
4	T-1E	2	T-8B	0*	C-6A
4	T-1I	2	T-8D	0*	C-6C
4	T-3C	2	T-9A	0*	C-6E
4	T-3E	2	C-2A	0*	C-6I
4	T-3I	2	C-3A	0*	C-8A
4	T-5H	2	C-4C	0*	C-8C
4	T-8A	2	C-4E	0*	C-8E
4	C-2C	2	C-4I	0*	C-8I
4	C-2E	2	C-5I	0*	C-10A
4	C-2I	2	CLEAN	0*	C-10I
4	C-3C				
4	C-3E	1	T-5A	0**	C-9I
4	C-3I	1	T-7A	0**	P-6
		1	T-7C		
3	T-2C	1	T-7E	0***	C-7A
3	T-2E	1	T-8F	0***	C-7C
3	T-2I	1	T-8G	0***	C-7E
3	T-4A	1	C-1C	0***	C-7I
3	T-5B	1	C-4A	0***	C-9A
3	T-5C	1	C-5A	0***	C-9C
3	T-5D	1	P-5	0***	C-9E
3	T-5E			0***	C-10C
3	T-5F	0	T-1B	0***	C-10E
3	T-5G	0	T-1D	0***	P-1
3	T-9B	0	T-10A	0***	P-2
3	T-9C	0	T-10B	0***	P-3
3	T-9D	0	T-10C		
3	T-9E	0	T-10D		
3	T-9F	0	T-10E		
3	T-9G	0	T-10F		
3	T-9H	0	T-10G		
3	T-9I	0	T-10H		
3	C5-C	0	T-10I		
3	C5-E	0	C-1A		
		0	C-1E		
		0	C-1I		
		0	P-4		

\* težišče je izven meja že v osnovni konfiguraciji

\*\* masa osnovne konfiguracije presega maksimalno vzletno maso

\*\*\* težišče in masa izven dovoljenih meja že v osnovni konfiguracij

### 3 ZAKLJUČEK

Pri najini nalogi, katere cilj je bil upravičiti uporabo prtljažnika na letalu PC-9M Hudournik, sva si pomagala s programom, napisanim v Excelu. Priredila sva ga tako, da sva vnesla podatke za najbolj kritično letalo v floti Letalske šole slovenske vojske, kar je pomenilo letalo, ki ima v osnovi od vseh masno središče najbolj pomaknjeno nazaj proti zadnji dopustni meji. Z grafičnim prikazom sva ugotavljala za vsako konfiguracijo posebej, ali je tovor možen in če, kolikšna je še možna masa tovora, da bi bil let v celoti izpeljan varno.

Kljub prepovedi izraelskega letalstva uporabe prtljažnega prostora na letalu Pilatus PC-9M, ki pravi, da v nobeni konfiguraciji uporaba prtljažnega prostora ni dovoljena, sva na podlagi analize z grafi envelope letala ugotovila, da je kar nekaj konfiguracij, v katerih bi bilo možno imeti v prtljažnem prostoru tovor določene mase, v nekaterih primerih tudi do 25 kg. Predvsem so neproblematične konfiguracije z enim pilotom, kjer bi lahko v 107 kombinacijah od skupaj 117-ih (91,5%) lahko uporabili do 25 kg tovora ali manj, medtem, ko je pri konfiguracijah z dvema pilotoma stvar precej drugačna. V 69-ih primerih od skupaj 117 (58,9%) bi lahko natovorili po nekaj kilogramov, medtem ko v 48-ih primerih ne bi smeli imeti v prtljažnem prostoru ničesar.

Kljub vsemu bi bilo potrebno razmisliti, ali je splošna prepoved uporabe prtljažnega prostora s strani izraelskega letalstva kar za vse konfiguracije smiselna, saj jih je veliko teh neproblematičnih. Ob prilagoditvi omejitev glede na samo uporabo letala bi lahko optimalno izkoristili zmožnosti letala in olajšali delo tudi posadkam, saj v stanju, kakršno je sedaj, v prtljažni prostor teoretično ne morejo odložiti niti svojih osebnih stvari, kot so torba ali pilotska jakna.

Pri vseh dejstvih se poraja vprašanje smiselnosti obstoja prtljažnega prostora. Čemu nekaj imeti, ko pa ne moreš uporabljati.

## **4 LITERATURA**

- Aerodynamics, aeronautics and flight mechanics, Barnes W. McCormik, 1995
- Pilatus: Pilot's operating handbook and FOCA approved airplane flight manual
- Oxford Aviation: JAA ATPL Theoretical Knowledge Manual, Flight performance and Planning 1, 2001
- Internet: Pilatus Aircraft Ltd, <http://www.pilatus-aircraft.com/>

## 5 SIMBOLI IN KRATICE

ToolC.....	Kontejner za opremo
160L.....	Dodatni gorivni rezervoar
LRF.....	Laserski daljinomer
CFP.....	Metalec vab
DM.....	Slepi izstrelak
ATMS.....	Simulator izstrelka zrak – zrak
ATMSwithoutABRS.....	Simulator izstrelka zrak–zrak brez sistema ABRS
GUN.....	Mitraljez
LAU-7A.....	Sedemcevni raketni lanser LAU-7A
LAU-19A.....	Desetcevni raketni lanser LAU-19A
T-65.....	Trojni nosilec tipa 65
IBDU.....	IBDU 33 šolska bomba
BDU.....	BDU 33 šolska bomba
MK81.....	Večnamenska bomba MK 81
MK82.....	Večnamenska bomba MK 82
CG.....	Težišče letala
CG datum.....	referenčna ravnina
Arm.....	ročica
BEM.....	osnovna masa praznega letala
ZFW.....	teža letala brez goriva
TOW.....	vzletna teža
RW.....	teža letala pri taksiranju
G.....	teža letala (N)
M.....	moment letala (Nm ali kgm)
d.....	ročica (m)
MAC.....	srednja aerodinamična tetiva

- A. Copyright c:** - vod. Miha Einhauer.....Podpis:  
- vod. Matej Mlakar.....Podpis:  
- maj. Aleš Štimec.....Podpis:

Kopiranje in kakršno koli razmnoževanje celotne zaključne naloge brez predhodnega pisnega dovoljenja nosilcev te pravice ni dovoljeno.

**B.** Glede na Zakon o avtorskih in sorodnih pravicah UL RS št. 21/1995 in Zakon o industrijski lastnini UL RS št. 13/1992, 19/1993, 27/1993, 34/1997 in 75/1997 velja še naslednje:

1. vod. Miha Einhauer.....Podpis:
2. vod. Matej Mlakar.....Podpis:
3. maj. Aleš Štimec.....Podpis:

Če ni avtorjevih podpisov, je zaključna naloga nedostopna za vpogled.