

















# A LA RENCONTRE DE VOTRE AVION















---

**TYPE D'AVION** : \_\_\_\_\_ **NOM** : \_\_\_\_\_ **DATE** : \_\_\_\_\_

1. Quelle est la vitesse de montée prolongée ? 
2. Quelle est la vitesse du meilleur taux de montée ( $V_y$ ), ainsi que sa définition ? 
3. Quelle est la vitesse du meilleur angle de montée ( $V_x$ ), ainsi que sa définition ? 
4. Quelle est la vitesse maximale volets sortis (VFE) ? 
5. Quelle est la vitesse maximale train sorti (VLE) ? 
6. Quelle est, à pleine charge, la vitesse de décrochage avec une configuration normale d'atterrissage ? 
7. Quelle est, à pleine charge, la vitesse de décrochage en configuration lisse ? 
8. Quelle est la vitesse d'approche pour l'atterrissage ? 
9. Quelle est, à pleine charge, la vitesse de manoeuvre ( $V_A$ ) ? 
10. Quelle est la vitesse du trait rouge (VNE) ? 
11. Quelle est la meilleure vitesse de plané ? 
12. Pourquoi doit-on vérifier la pression d'essence lorsque l'on coupe la pompe électrique ? 
13. Quelle est la TAS indiquée dans le manuel de vol à 5'000 ft. et 65% de la puissance ? ( $T^\circ$  standard) 
14. Quel RPM ou combinaison de RPM et MP produit 65% de puissance à 5'000 ft. ? ( $T^\circ$  standard) 
15. Quelle est la consommation horaire (USG) à 65% de puissance ? 
16. Combien de USG / L utilisables pouvez-vous emmener ? 

## A LA RENCONTRE DE VOTRE AVION

---

17. Quelle est la capacité totale des réservoirs ? 
18. Avec les réservoirs pleins, à 65% de puissance, à 5'000 ft et déduisant les 45' de réserve, quelle est la durée maximum de vol (en heures) ? 
19. Quelle est la masse maximale au décollage de votre avion ? 
20. Quel est l'indice d'octane utilisé par cet avion ? 
21. A partir de quand, ou quelle altitude peut-on mixer en montée ? 
22. Quelle est la limite de la composante vent de travers démontrée ? 
23. Quelle est la charge maximale autorisée dans le compartiment bagages ? 
24. Quelle est la distance de décollage requise pour passer un obstacle de 50 ft au poids maximum autorisé à une altitude pression de 2'000 ft et 20° C (25° de volets, sans vent et piste en dur) ? 
25. Quelle serait la réponse à la question 24 si le décollage s'effectuait à une altitude pression du niveau de la mer ? 
26. A partir de quand pouvez-vous afficher 1013.2 hPa ? 
27. Comment trouve-t-on l'altitude pression ? 
28. Vous volez avec un MT de 185°. Quel niveau de vol choisissez-vous ? 
29. Quelle est la fréquence de détresse ? 
30. Quel est le code à afficher au transpondeur lorsque survient une panne radio ? 

**POIDS ET CENTRAGE**

**DA 20/100 KATANA**

PILOT :

PASSENGER :

1 USG = 3,785 L = 6 LBS = 2,65 KG

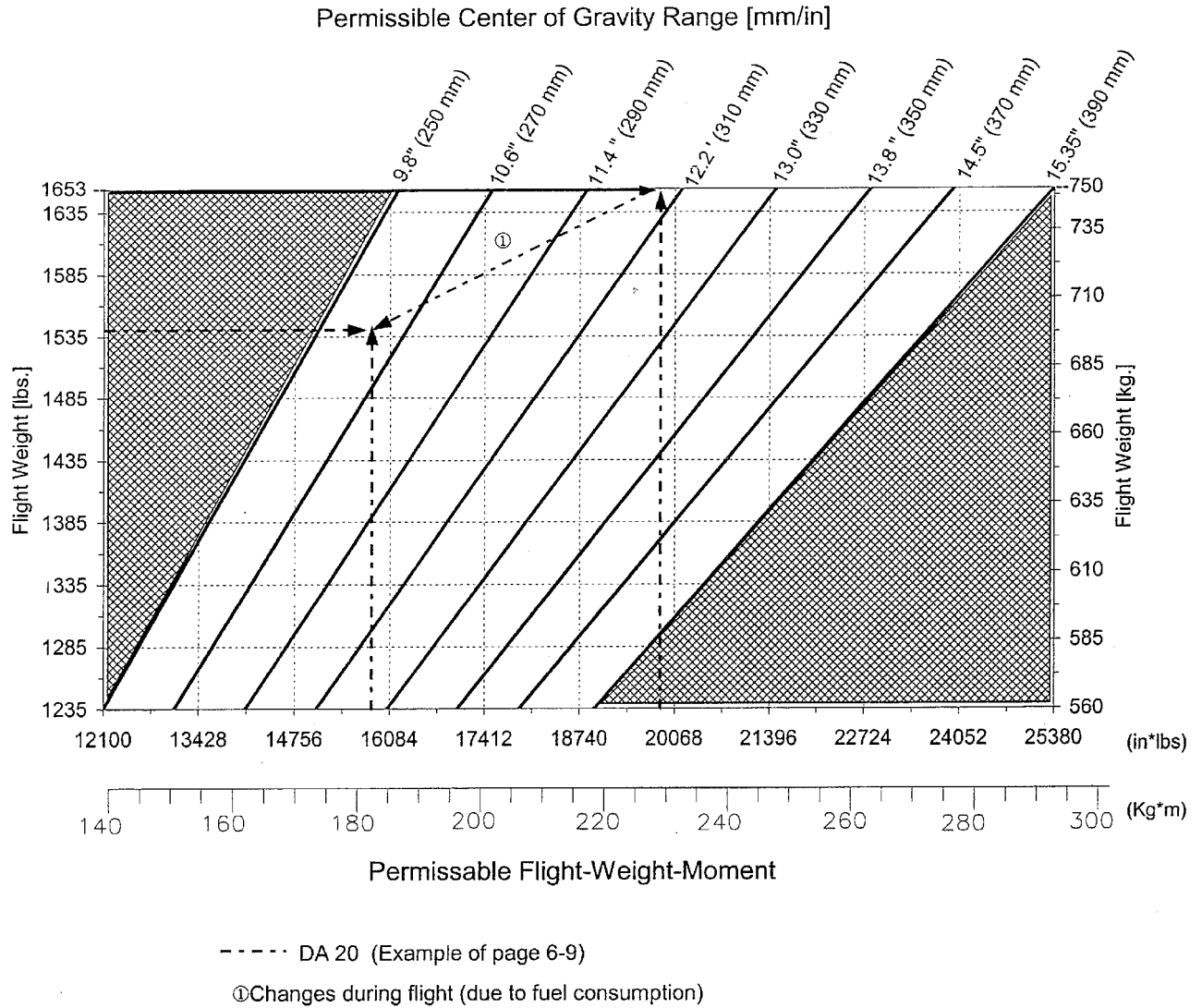
1 LB = 0,4536 KG

CALLSIGN :	WEIGHT (lbs)	ARM AFT DATUM (INCHES)	MOMENT (IN-LBS)
BASIC EMPTY WEIGHT			
PILOT AND PASSENGER		5.63	
BAGAGE (.....LBS. MAX.)		32.44	
TOTAL WEIGHT WITH EMPTY FUEL TANK			
USABLE FUEL (..... USG. MAX.)		32.44	
TOTAL WEIGHT WITH FUEL	=====	=====	=====

**ENVELOPPE OK ???**

**IL INCOMBE AU PILOTE DE S'ASSURER QUE L'AVION EST  
CORRECTEMENT CHARGE**

Figure 6.5: Permissible Center of Gravity Range and permissible Flight-Weight-Moment



Doc # 202-100-VLA DOT-Approved	9 March, 2001	Page 6 - 10
-----------------------------------	---------------	----------------

DA 40 D AFM		Mass and Balance
-------------	---	------------------

**6.4.3 CALCULATION OF LOADING CONDITION**

**a) Standard tank**

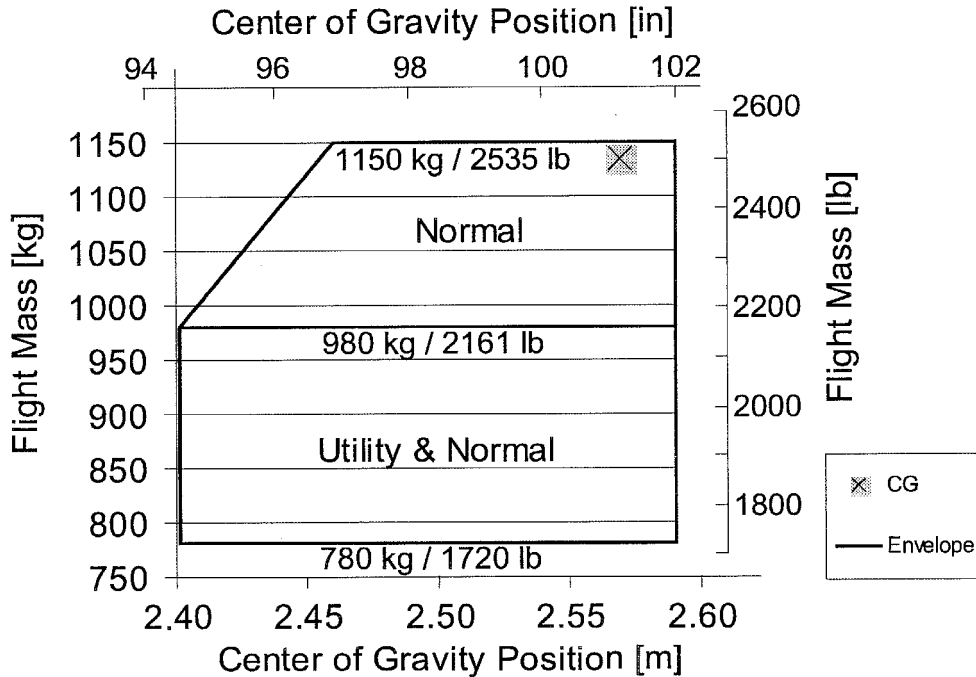
CALCULATION OF LOADING CONDITION	DA 40 D (Example)		Your DA 40 D	
	Mass [kg] <i>[lb]</i>	Moment [kgm] <i>[in.lb]</i>	Mass [kg] <i>[lb]</i>	Moment [kgm] <i>[in.lb]</i>
1. Empty mass (from Mass and Balance Report)	735 <i>1620</i>	1820 <i>158,000</i>		
2. Front seats Lever arm: 2.30 m ( <i>90.6 in</i> )	150 <i>331</i>	345 <i>29,989</i>		
3. Rear seats Lever arm: 3.25 m ( <i>128.0 in</i> )	150 <i>331</i>	487.5 <i>42,368</i>		
4. Baggage Lever arm: 3.65 m ( <i>143.7 in</i> )	0 <i>0</i>	0 <i>0</i>		
5. Total mass and total moment with empty fuel tanks (Total of 1.-4.)	1035 <i>2282</i>	2652.5 <i>230,357</i>		
6. On-board usable fuel (0.84 kg/liter) ( <i>7.01 lb/US gal</i> ) Lever arm: 2.63 m ( <i>103.5 in</i> )	100.8 <i>222</i>	265.10 <i>23,001</i>		
7. Total mass and total moment with full fuel tanks (Total 5. plus 6.)	1135.8 <i>2504</i>	2917.60 <i>253,357</i>		
<p>8. The total moments from rows 5 and 7 (2652.5 and 2917.6 kgm) (<i>230,357 and 253,357 in.lb</i>) must be divided by the related total mass (1035 and 1135.8 kg respectively) (<i>2282 and 2504 lb</i>) and then located in Diagram 6.4.4 'PERMISSIBLE CENTER OF GRAVITY RANGE'.</p> <p>As in our example CG positions (2.562 m and 2.569 m respectively) (<i>100.95 and 101.18 in</i>) and masses fall into the permitted area, this loading condition is allowable.</p>				

Doc. No. 6.01.05-E	Revision 2 30-Apr-2003	Page 6 - 9
--------------------	------------------------	------------

DA 40 D AFM		Mass and Balance
-------------	---	------------------

**6.4.4 PERMISSIBLE CENTER OF GRAVITY RANGE**

**a) Standard tank**



The CG shown in the diagram is that from the example in Table 6.4.3 (a) 'CALCULATION OF LOADING CONDITION', row 7 (pre take-off condition).

The flight CG position must be within the following limits:

Most forward flight CG:

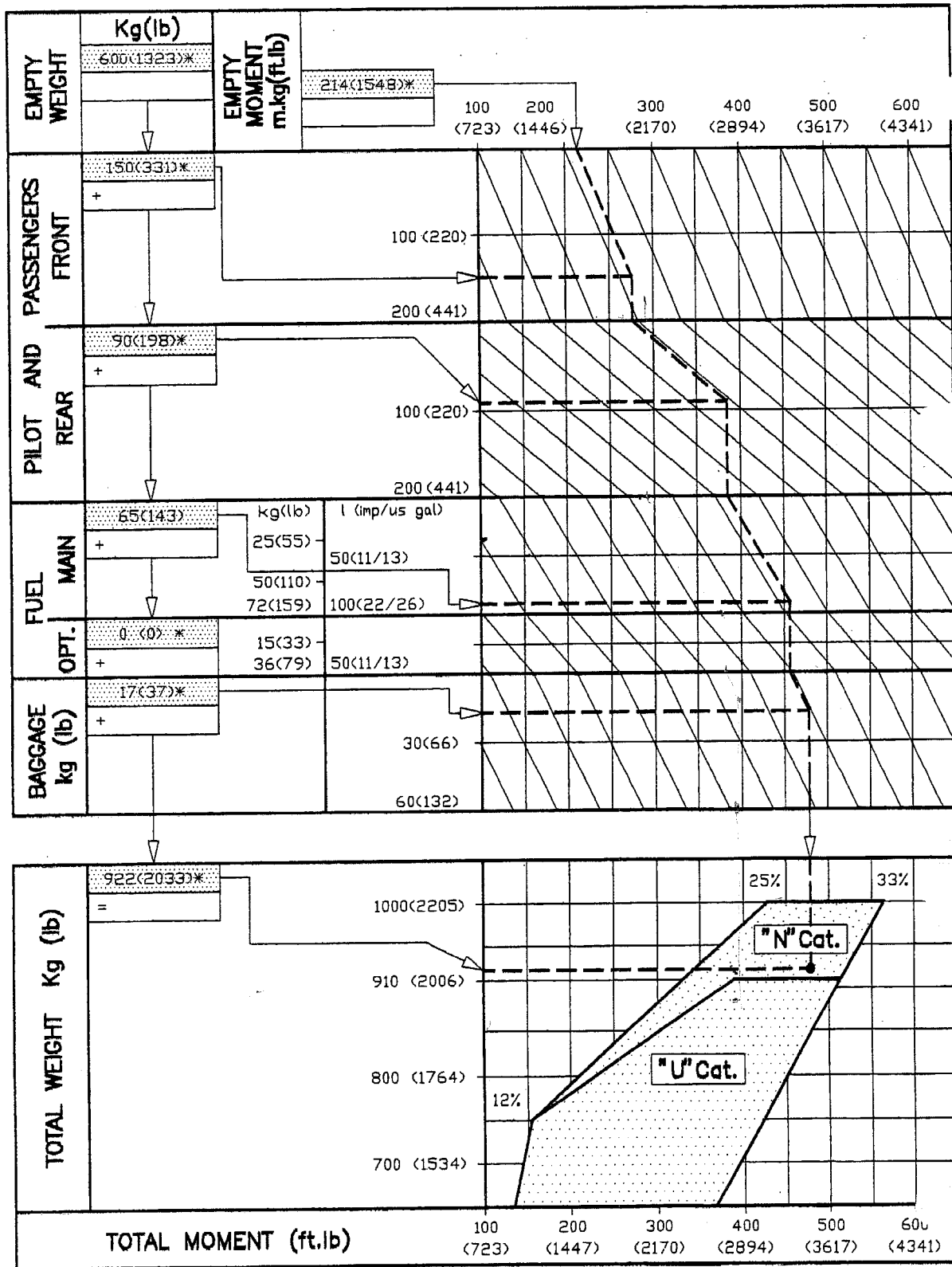
- 2.40 m (94.5 in) aft of Datum Plane at 780 to 980 kg (1720 to 2161 lb)
- 2.46 m (96.9 in) aft of Datum Plane at 1150 kg (2535 lb)
- linear variation between these values

Most rearward flight CG:

- 2.59 m (102.0 in) aft of Datum Plane

Doc. No. 6.01.05-E	Revision 2 30-Apr-2003	Page 6 - 11
--------------------	------------------------	-------------

DR400/140B FLIGHT MANUAL



6.02

Edition 6 - June 1995

**POIDS ET CENTRAGE**

**PA28- .....**

PILOT :                      FRONT PASSENGER :                      REAR PASSENGERS :

1 USG = 3,785 L = 6 LBS = 2,65 KG

1 LB = 0,4536 KG

CALLSIGN :	WEIGHT (lbs)	ARM AFT DATUM (INCHES)	MOMENT (IN-LBS) /100
BASIC EMPTY WEIGHT			
PILOT AND FRONT PASSENGER		80.5	
PASSENGERS (REAR SEATS)		118.1	
FUEL (.....USG. MAX.)		95.0	
BAGAGE (..... LBS. MAX.)		142.8	
RAMP WEIGHT (..... LBS. MAX.)			
FUEL ALLOWANCE (START, TAXI, RUN-UP)	- 7	95.0	- 665
MTOW (..... LBS. MAX.)	=====	=====	=====

**ENVELOPPE OK ???**

**IL INCOMBE AU PILOTE DE S' ASSURER QUE L'AVION EST  
CORRECTEMENT CHARGE**



**SECTION 6  
WEIGHT AND BALANCE**

**PIPER AIRCRAFT CORPORATION  
PA-32R-301, SARATOGA SP**

	Weight (Lbs)	Arm Aft Datum (Inches)	Moment (In-Lbs)
Basic Empty Weight			
Pilot and Front Passenger		85.5	
Passengers (Center Seats) (Forward Facing)		118.1	
Passengers (Center Seats) (Aft Facing) (Optional)		119.1	
Passengers (Rear Seats)		157.6	
Passenger (Jump Seat) (Opt.)		118.1	
Fuel (102 Gallon Maximum)		94.0	
Baggage (Forward) (100 Lb. Limit)		42.0	
Baggage (Aft) (100 Lb. Limit)		178.7	
Ramp Weight (3615 Lbs. Max.)			
Fuel Allowance for Engine Start, Taxi & Runup	-15.0	94.0	-1410
Take-off Weight (3600 Lbs. Max.)			

The center of gravity (C.G.) for the take-off weight of this loading problem is at \_\_\_\_\_ inches aft of the datum line. Locate this point ( ) on the C.G. range and weight graph. If this point falls within the weight - C.G. envelope, this loading meets the weight and balance requirements.

Take-off Weight			
Minus Estimated Fuel Burn-off (climb & cruise) @ 6.0 Lbs/Gal.		94.0	
Landing Weight			

Locate the center of gravity of the landing weight on the C.G. range and weight graph. If this point falls within the weight - C.G. envelope, the loading may be assumed acceptable for landing.

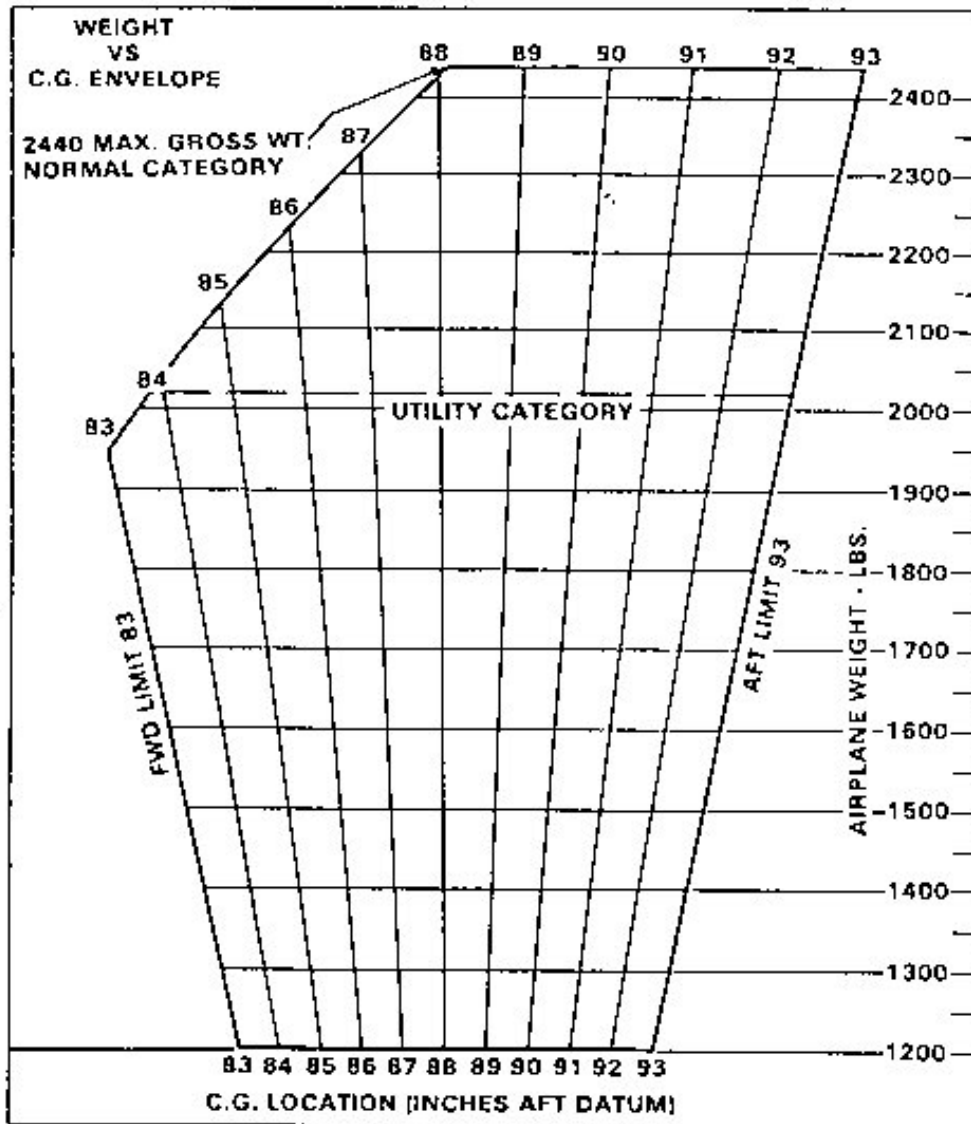
**IT IS THE RESPONSIBILITY OF THE PILOT AND AIRCRAFT OWNER TO INSURE THAT THE AIRPLANE IS LOADED PROPERLY AT ALL TIMES.**

**WEIGHT AND BALANCE LOADING FORM  
(NORMAL CATEGORY)**

Figure 6-11

SECTION 6  
WEIGHT AND BALANCE

PIPER AIRCRAFT CORPORATION  
PA-28-161, WARRIOR II



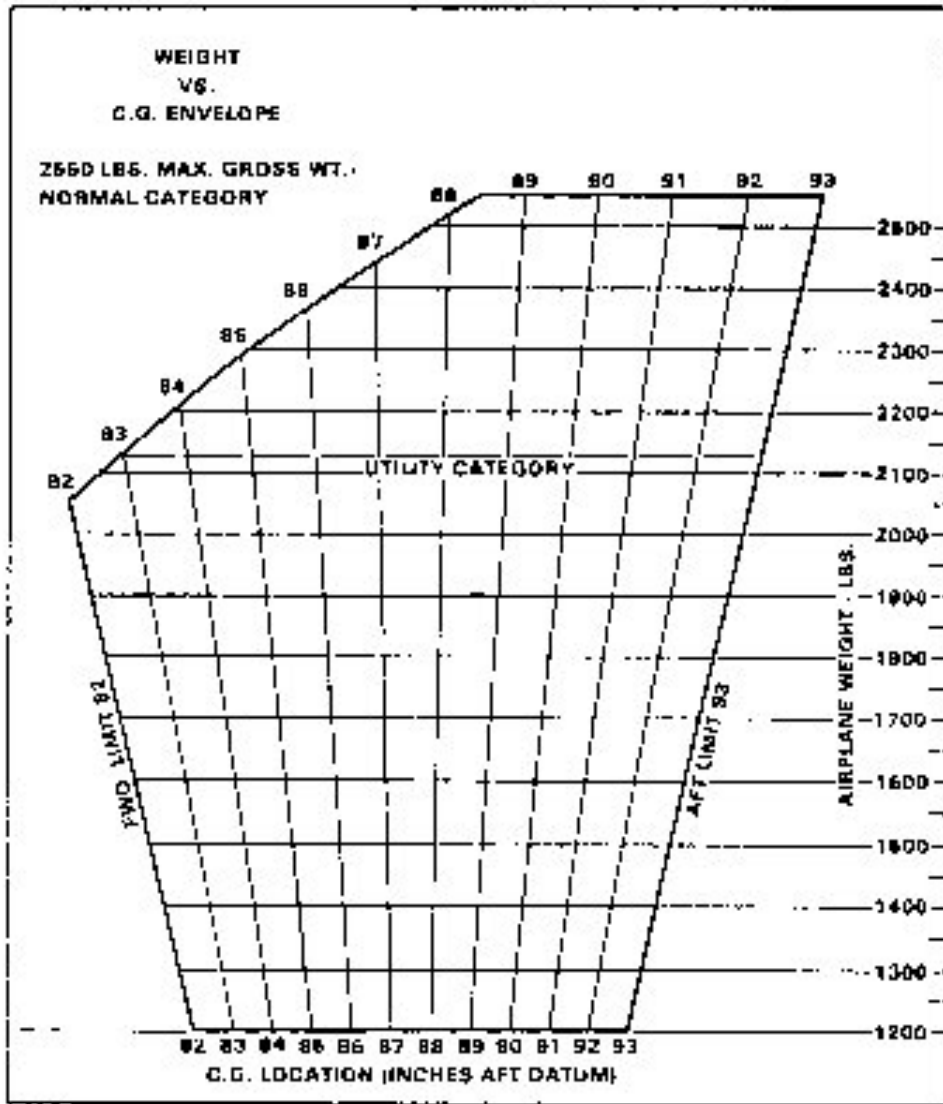
C.G. RANGE AND WEIGHT  
Figure 6-15

REPORT: VB-1180  
6-14

ISSUED: AUGUST 13, 1982

**SECTION 6  
WEIGHT AND BALANCE**

**PA-28-181, ARCHER III**



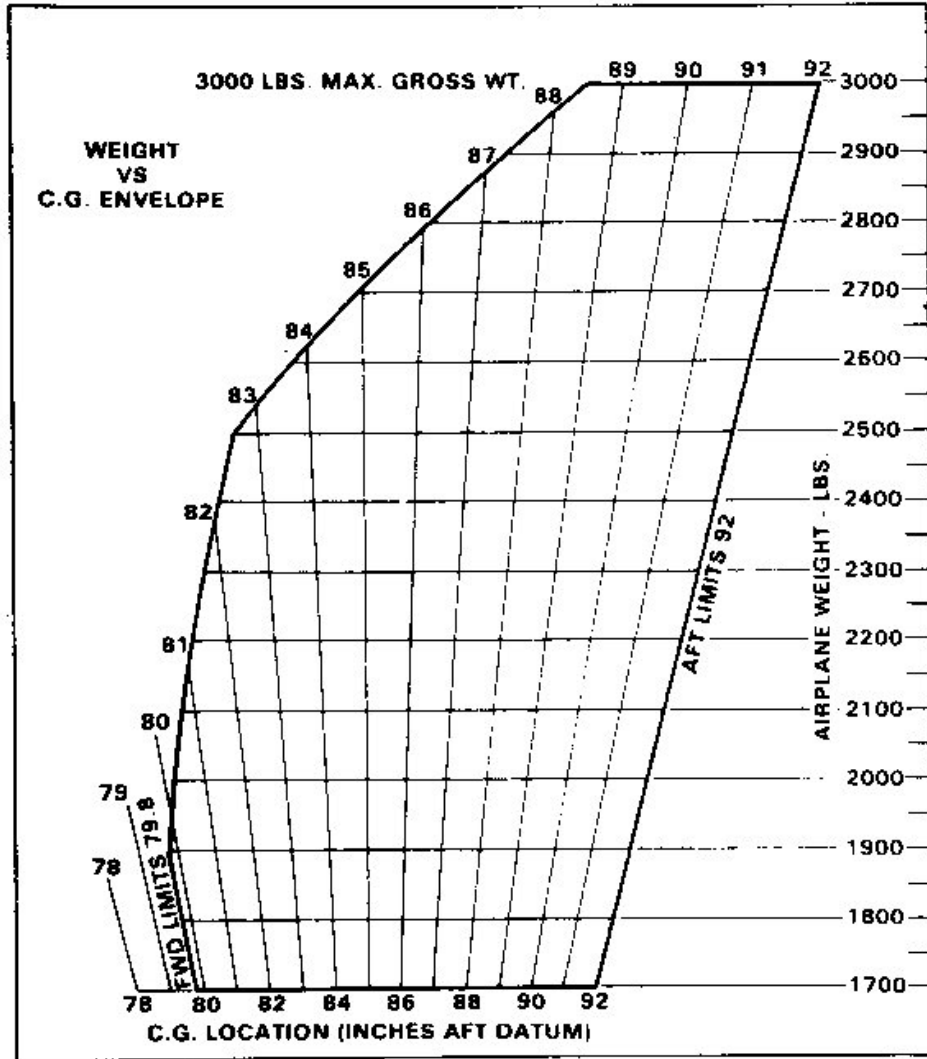
**C.G. RANGE AND WEIGHT**  
Figure 6-15

**REPORT: VB-1611  
6-12**

**ISSUED: JULY 12, 1995**

**SECTION 6  
WEIGHT AND BALANCE**

**PIPER AIRCRAFT CORPORATION  
PA-28-236, DAKOTA**



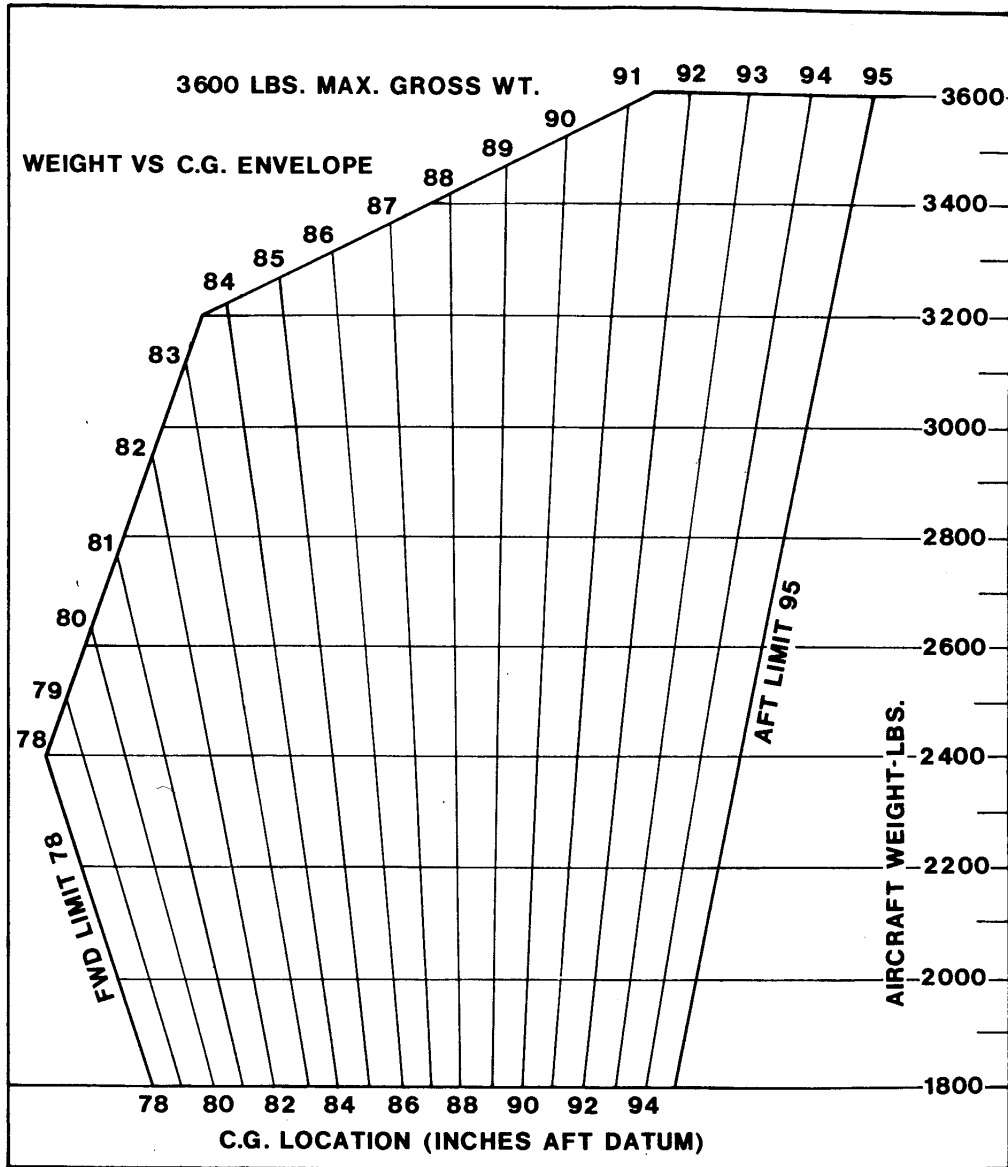
**C. G. RANGE AND WEIGHT**  
Figure 6-15

**REPORT: VB-910  
6-12**

**ISSUED: JUNE 1, 1978  
REVISED: AUGUST 1, 1980**

**SECTION 6  
WEIGHT AND BALANCE**

**PIPER AIRCRAFT CORPORATION  
PA-32R-301, SARATOGA SP**



**C.G. RANGE AND WEIGHT**  
Figure 6-15

**REPORT: VB-1080  
6-14**

**ISSUED: NOVEMBER 8, 1979**