



PERFORMANCE

TEMA 2



Objetivos generales de la asignatura

- ✓ **Objetivo 1:** Comprender los conceptos de CG y sus límites
- ✓ **Objetivo 2:** Aprender a realizar los cálculos de peso y balanceo de acuerdo a las distintas técnicas.

Reseña:

- ✓ Bibliografía y gráficos:
 - Aerodinámica y actuaciones del Avión (Isidoro Carmona)
 - Mechanics of Flight (A.C. Kermode)
 - FAA-H-8086-25B Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge



Temario

Centraje de un avión monomotor

Método computacional

Planilla de envolvente

Tabla de Cargas

Peso

El peso de la aeronave es un factor determinante a la hora de poder determinar las performances de la aeronave. Exceder el peso especificado por el fabricante comprometerá las características de vuelo de la aeronave, ya que recordemos que la fuerza que contrarresta al peso es la sustentación y ésta debe ser capaz de ser mayor a medida que aumenta α . Si en una condición dada, al aumentar α , la sustentación no puede compensar o ser mayor al peso, las performances de la aeronave se verán comprometidas como su seguridad para volar.

Lo mismo ocurre a nivel estructural, las aeronaves están preparadas para soportar un peso determinado en base a su construcción y diseño. Un peso mayor al especificado ocasionará esfuerzos innecesarios, fatiga del material y roturas. Además, los motores también tienen que ser capaces de generar una tracción necesaria que permita operar con seguridad.

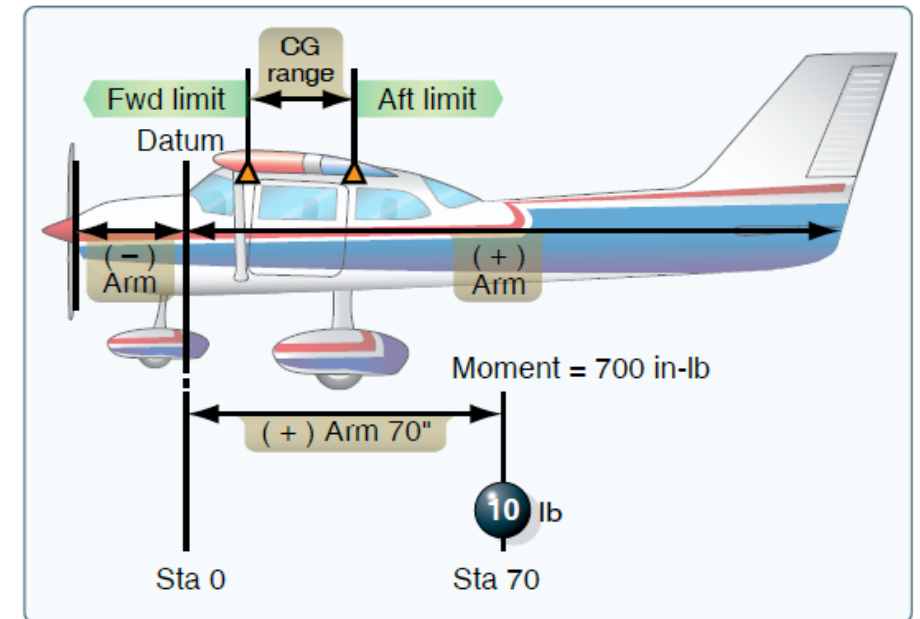


Figure 10-2. Weight and balance.

Algunas de las consecuencias que se generan por sobrecargar al avión son:

Velocidad de despegue mayor (lo que implica pistas más largas por necesitar una carrera de despegue mayor)

- ✓ El régimen y ángulo de ascenso se reducen
- ✓ Menor altitud de vuelo
- ✓ Menor alcance (mayor consumo de combustible)
- ✓ Velocidad de pérdida más alta y capacidad de maniobra reducida
- ✓ Velocidad de aproximación y aterrizaje mayores (lo que requerirá una carrera de aterrizaje mayor, por ende, se deberá considerar el tamaño de la pista)

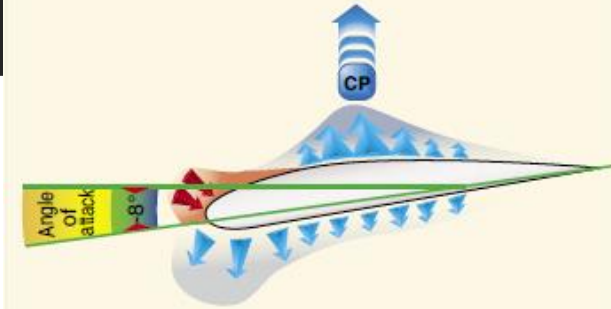
A los fines de la planificación, las formas de reducir peso son quitando combustible (la más utilizada) o reduciendo la carga.

Centraje de un avión

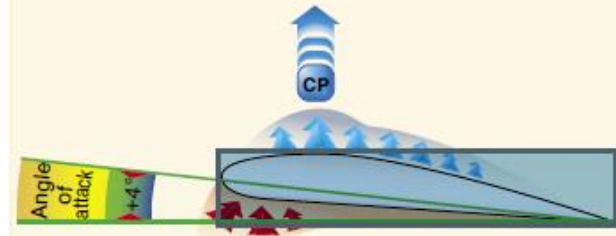
Ubicación del CG

Puesto que el CL aumenta con un aumento en AOA, en algún punto el CL hace un pico y luego comienza a caer. Este pico se llama CL-MAX. La cantidad de sustentación del ala cae drásticamente después de superar el CL-MAX o AOA crítico, pero como se indicó anteriormente, la sustentación no desaparece completamente, si lo hiciera, el avión caería a la Tierra. La mayoría de los aviones de entrenamiento están diseñados para que la nariz del avión caiga durante una pérdida, reduciendo el AOA y recuperando la pérdida del ala. La tendencia de "nariz abajo" se debe a que el CL está detrás del CG. Respetar el rango del CG es muy importante cuando se trata de las características de recuperación de la pérdida.

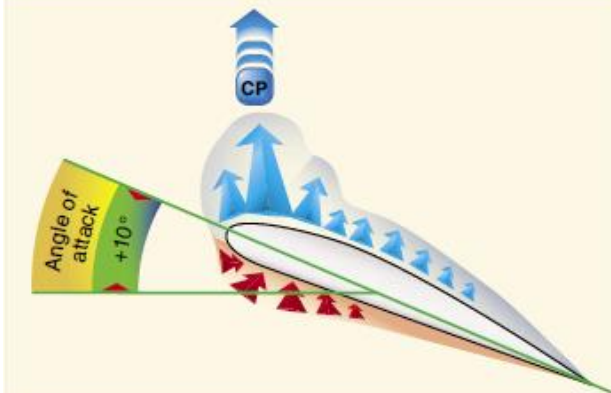
Low angle of attack



Normal angle of attack



High angle of attack



LIMITE DEL CG

El C.G. es determinante en cuanto a la estabilidad y seguridad del aeroplano. Un avión con su C.G. dentro de los límites tabulados es manejable, responde a los mandos en la forma prevista y vuela por lo tanto con seguridad, mientras que el desplazamiento del C.G. más allá de dichos límites puede volverlo inmanejable poniendo a sus ocupantes en grave riesgo.

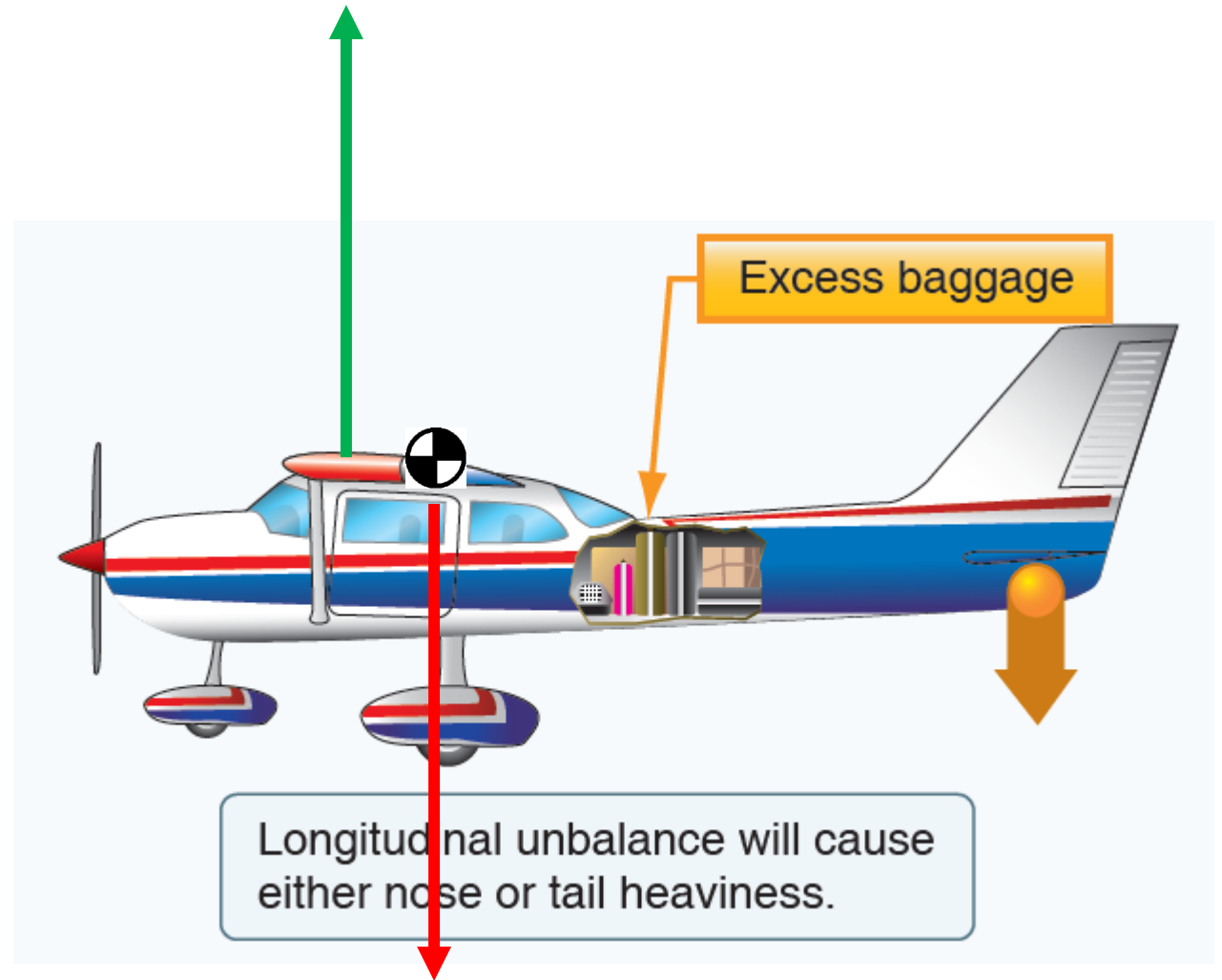
CG Adelantado

Los factores limitantes en cuando a la posición más adelantada del c.g son:

- La deflexión total del timón de profundidad (cabeceo disponible)
- La capacidad de aterrizar con el efecto suelo
- La capacidad de maniobra en configuración de aterrizaje

Ubicación del CG

Si se permite que una aeronave sea operada fuera del rango del CG, el piloto puede tener dificultades para recuperar la pérdida. Superar el límite trasero será la situación más crítica. En esta situación, un piloto puede no ser capaz de generar suficiente fuerza con el elevador para contrarrestar el exceso de peso detrás del CG. Sin la capacidad de disminuir el AOA, la aeronave continúa en un estado de pérdida hasta que entra colisiona con el suelo.



LIMITE DEL CG

CG Atrasado

Un c.g muy atrasado (fuera del rango de operación) la pérdida será más violenta, y se necesitará menos presión en los comandos para pasar el factor de carga límite estructural además de presentar problemas de controlabilidad.

En conclusión, si el c.g no estuviera dentro de los márgenes establecidos por el fabricante puede derivar en problemas de estabilidad y en casos extremos ocasionar accidentes fatales.

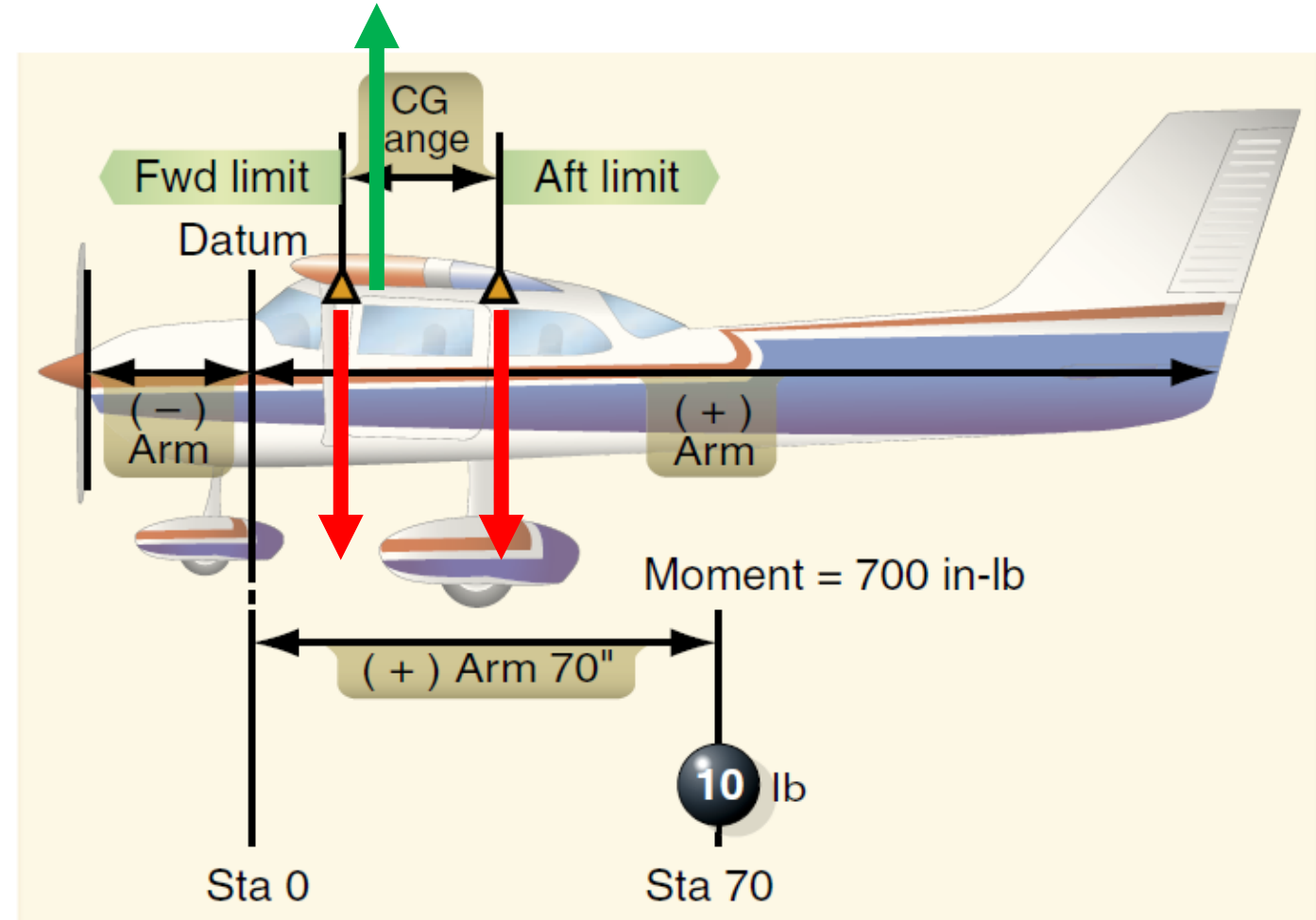


Figure 9-2. Weight and balance.

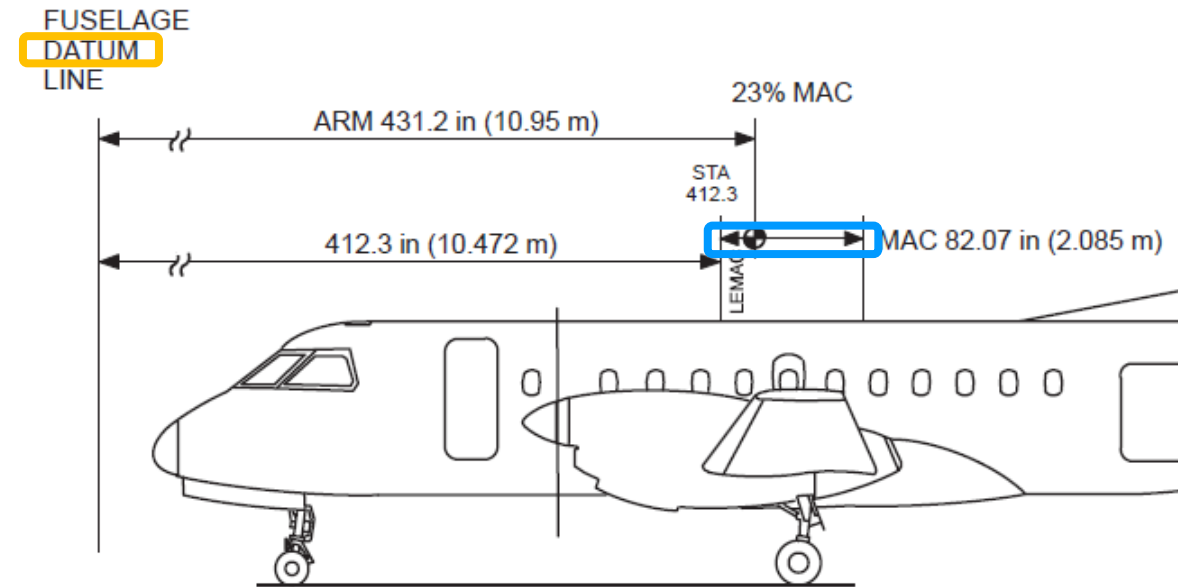
Cálculo de peso y balanceo

El problema principal cuando se realizan los cálculos de peso y balanceo es que la distribución de la carga debe estar dispuesta de tal manera que el resultado final sea un c.g (punto imaginario en el que se concentra el peso del avión) **dentro del ábaco determinado por el fabricante.**

Las tablas muestran los límites delantero y trasero del c.g en referencia a un punto imaginario denominado “**datum**” que es el punto de referencia para realizar los cálculos de momento y la ubicación del c.g (esfuerzo total).

SAAB 340

Weight and Balance Manual



Para entender los cálculos de peso y balanceo, es necesario familiarizarse con las siguientes definiciones:

- ✓ **Brazo (Arm):** la distancia horizontal entre el datum y el c.g de un objeto específico. Se mide en pulgadas. Se utiliza los símbolos (+) para referirnos a la posición de un objeto detrás del datum y (-) cuando esté por delante.
- ✓ **Peso básico vacío (BEW):** el peso de la aeronave vacío +/- la instalación o desinstalación de equipamiento (sistemas de aviónica, equipos de comunicación, etc.)
- ✓ **Datum:** una línea imaginaria, determinada por el fabricante, en la que se toman las mediciones del brazo de palanca para luego calcular los momentos. Todas las referencias de momentos y c.g se dan en base a esta línea.
- ✓ **Carga límite del suelo:** la máxima carga que puede soportar el suelo de la aeronave por pulgada² / pie (lo determina el fabricante)
- ✓ **Estación:** es un lugar dentro de la aeronave que se mide en pulgadas desde el datum. La estación cero es el datum. Por ejemplo, un objeto ubicado en la estación +30 (detrás del datum) tendrá un brazo de 30 pulgadas.

Limitaciones

- ✓ **Peso máximo de aterrizaje (MLW):** El peso máximo al que está permitido aterrizar una aeronave. Este peso generalmente es menor al peso máximo de despegue y su límite tiene que ver con diversos factores y que están de acuerdo a la aeronave, tales como máximo soporte del tren de aterrizaje al toque, velocidad de aproximación (se incrementa con el peso), velocidad máxima de neumático, frenado, etc.
- ✓ **Peso máximo en la rampa:** se lo denomina también peso en el rodaje o "Taxi Weight". Es el peso máximo que tiene la aeronave con toda la carga incluida (pasajeros, combustible, carga, etc.) y es mayor que el peso máximo de despegue porque durante la fase de rodaje se consume combustible.
- ✓ **Peso máximo de despegue (MTOW):** El máximo permitido para el despegue. Recordemos que el peso no solo tiene efectos a los fines estructurales, sino que degrada las performances de la aeronave.
- ✓ **Peso máximo con cero combustible (MZFW):** el peso máximo de avión descontando el combustible. Este valor, empleado generalmente en la aviación comercial, es el que se toma como punto de partida para los cálculos del c.g ya que tanto por la carga y pasajeros serán más difíciles de cambiar y el combustible será la variable a modificar.

Diferentes pesos

Wings, fuselage, tail surfaces, landing gear, fairings, ...	Structure		Empty Weight	Operating Empty Weight OEW	Maximum Take-Off Weight MTOW	Ramp Weight	
Engines, engine mounts and fairings, engine control.	Propulsion	Systems					
Tanks, electrical system, avionics, hydraulics, control system, ventilation, pressurisation, de-icing	Other systems						
Seats, galleys, lavatories, loading equipment	Fixed equipment						
Non-useable fuel							
In-flight meals, life vests, water	Moveable equipment						
Pilots, cabin personnell	Crew						
Passengers, freight	Payload						
Oil, lubricants							
Useable fuel							
Fuel used for rolling before take-off							



Cálculo de peso y balanceo

Empty Wight: Se obtiene uno general del manual del avión, pero el específico de cada matrícula hay que sacarlo del último pesaje realizado por mantenimiento.

Aeronave: BEECHCRAFT AIR A200C	Matricula: TC- XXX	N/S: BJ-066	SA: HU
Motivo del pesaje: Verificación			
Datos del pesaje anterior: Lugar y fecha: AREA MATERIAL RIO IV (04/08/2022)			
Peso Vacío: 8.836,5 LB		Cg.long: 188,66 Pulg	
Datos de la balanza; Modelo: Jet Weigh		N/P: 64001-07J5	N/S: 1042G4
Fecha de calibración de la balanza: 25/04/2022		Vigente: hasta 29-10-2023 (Pesaje #16,17Y18)	

Valores obtenidos del ensayo de pesaje							
Punto de apoyo	Lectura de la balanza (Lb)	Tara (Lb)	Peso Neto (Lb)	Longitudinal:		Transversal:	
				Brazo (Pulg)	Momento (Lb x Pulg)	Brazo (Lb)	Momento (Lb x Pulg)
Ppal. Izquierdo	2.620	0	2.620	225,50	590.810	-	N/A
Ppal. Derecho	3.470	0	3.470	225,50	782.485	-	N/A
Delantero (Nariz)	2.190	0	2.190	83,50	182.865	-	N/A
Total:	-----		8.280	1.556.160		N/A	

Determinación del Centro de Gravedad (CG)

Momento total longitudinal: 1.556.160 Lbs x pulg.

Lado izquierdo "-"; lado derecho "+"

$Cg_{long} = 1.556.160 \text{ Lbs.pulg} / 8.280 \text{ Lbs} = 187,94 \text{ pulg.}$

Obtención del Peso Vacío y corrección del C.G.

Elemento	Agregar /Quitar (+/-)	Peso del elemento (Lb)	Longitudinal		Transversal	
			Brazo (Pulg)	Momento (Lb x Pulg)	Brazo (Pulg)	Momento (Lb x Pulg)
PESAJE	+	8.280	187,94	1.556.160	-	-
	-	-	-	-	-	-
	-	-	-	-	-	-
	-	-	-	-	-	-
TOTAL		8.280		1.556.160		-

Resultados

PESO VACIO = 8.280 Lb

$Cg_{long} = 187,94 \text{ Pulg}$

$Cg_{transv} = N/A$



Método de cálculo computacional

Tecnam P2002

Computation Chart			
	Weight (lbs)	Arm (inches)	Moment
Empty Weight	760,9 X	67.79	=51581
Fuel +	150	60.23 +	9034
Pilot & Passenger	160	70.86	11257
Baggage	15	86.61	1062,9
Totals	1085,9 lbs	67,16	72934,6

C.G. Range		
Meters	1.6110	1.7890
Inches	66.65	70.16
Max Weight	Pounds	Kilograms
	1320.00	600.00

$$\frac{72934,6}{1085,9} = 67,16 \text{ inch}$$

Tecnam P2002

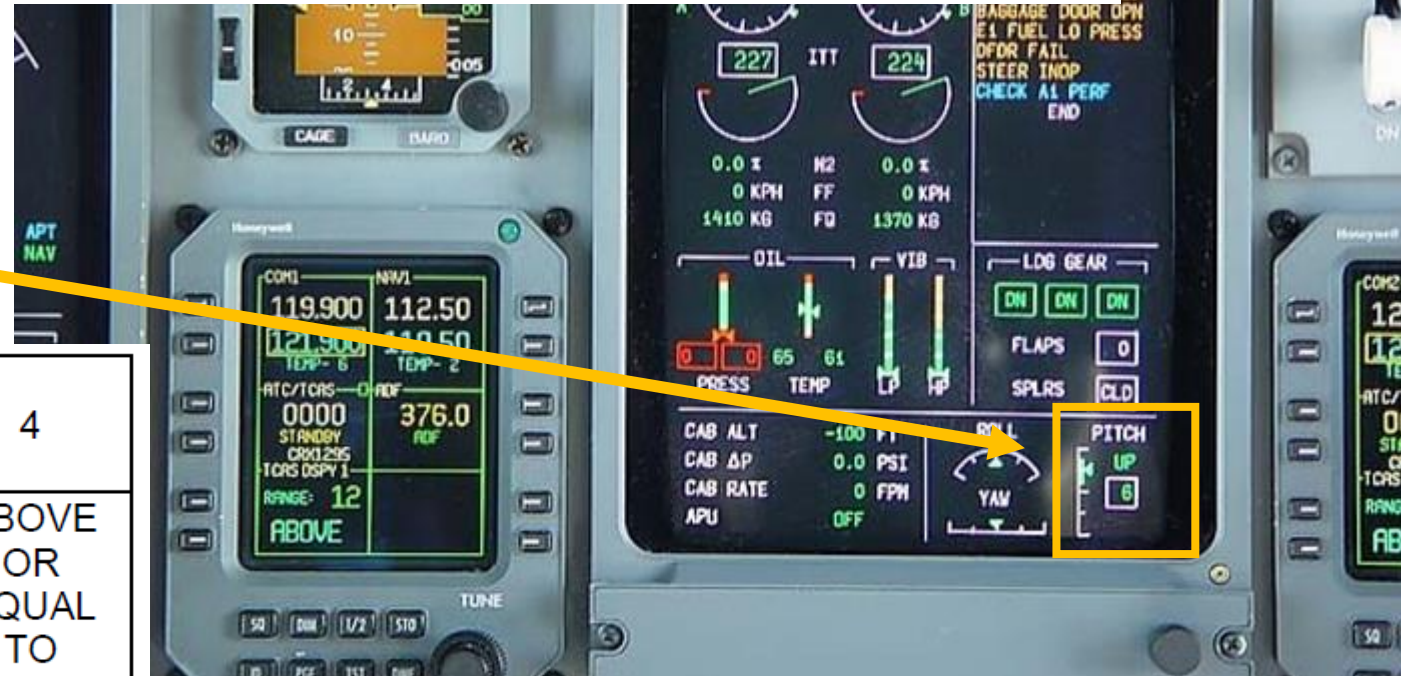
Forward limit	1611 mm (63.4") (20.0% MAC) aft of datum for all weights
Aft limit	1789 mm (70.4") (33.0% MAC) aft of datum for all weights
Datum	Propeller support flange without spacer
Ref. for leveling	Seat track supporting trusses

$$\frac{20\%}{63,4 \text{ in}} = \frac{X\%}{67,16 \text{ in}}$$

=21%

(EMBRAER LEGACY 600)

PITCH TRIM UNITS	8	7	6	5	4
CG POSITION (%)	LESS THAN OR EQUAL TO 26.0	26.1 UP TO 28.5	28.6 UP TO 30.5	30.6 UP TO 33.5	ABOVE OR EQUAL TO 33.6



Una manera simple de determinar el momento es, con el peso de la carga proyectarla en la tabla de acuerdo a la discriminación del tipo de carga y luego determinar el momento.

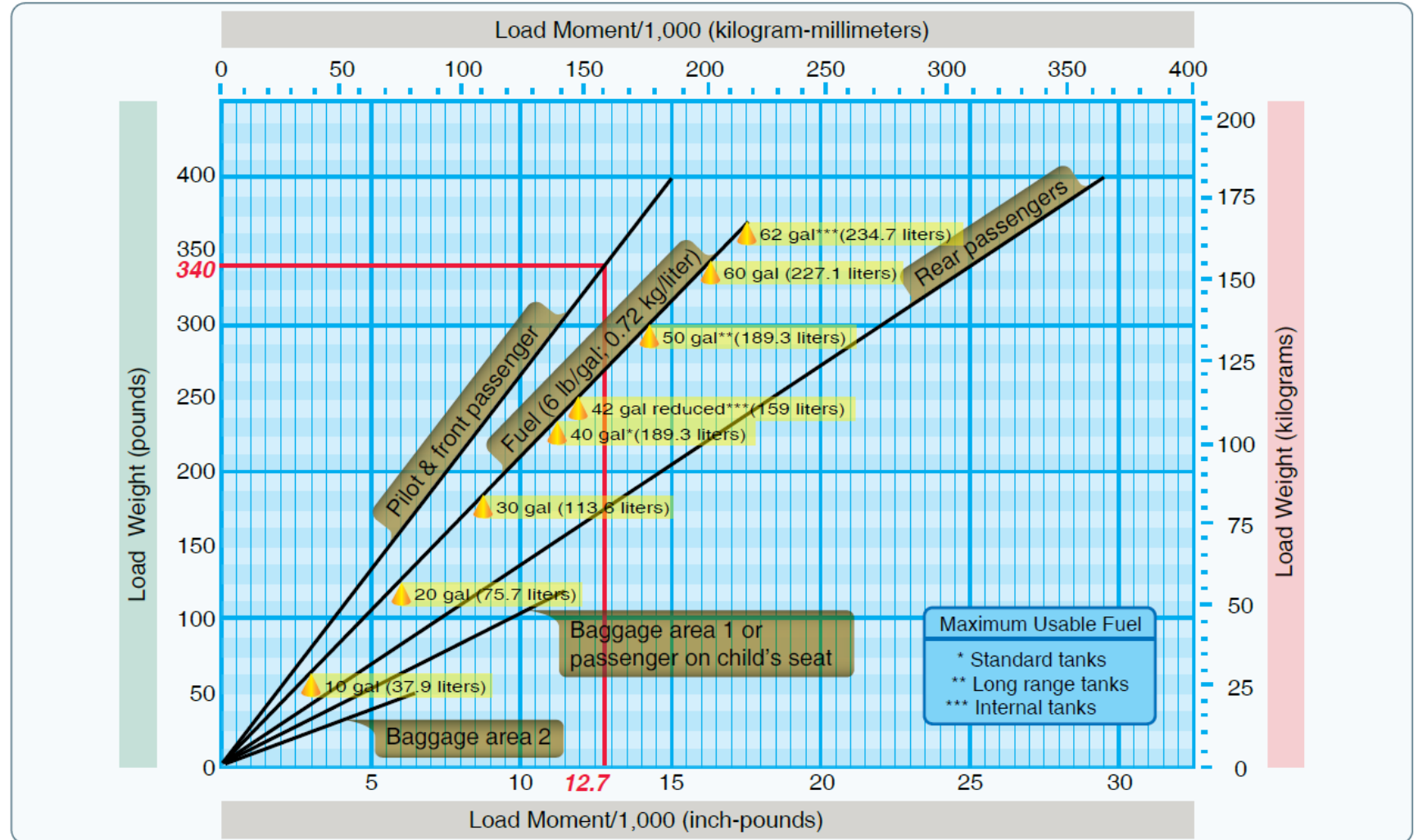


Figure 10-7. Loading graph.

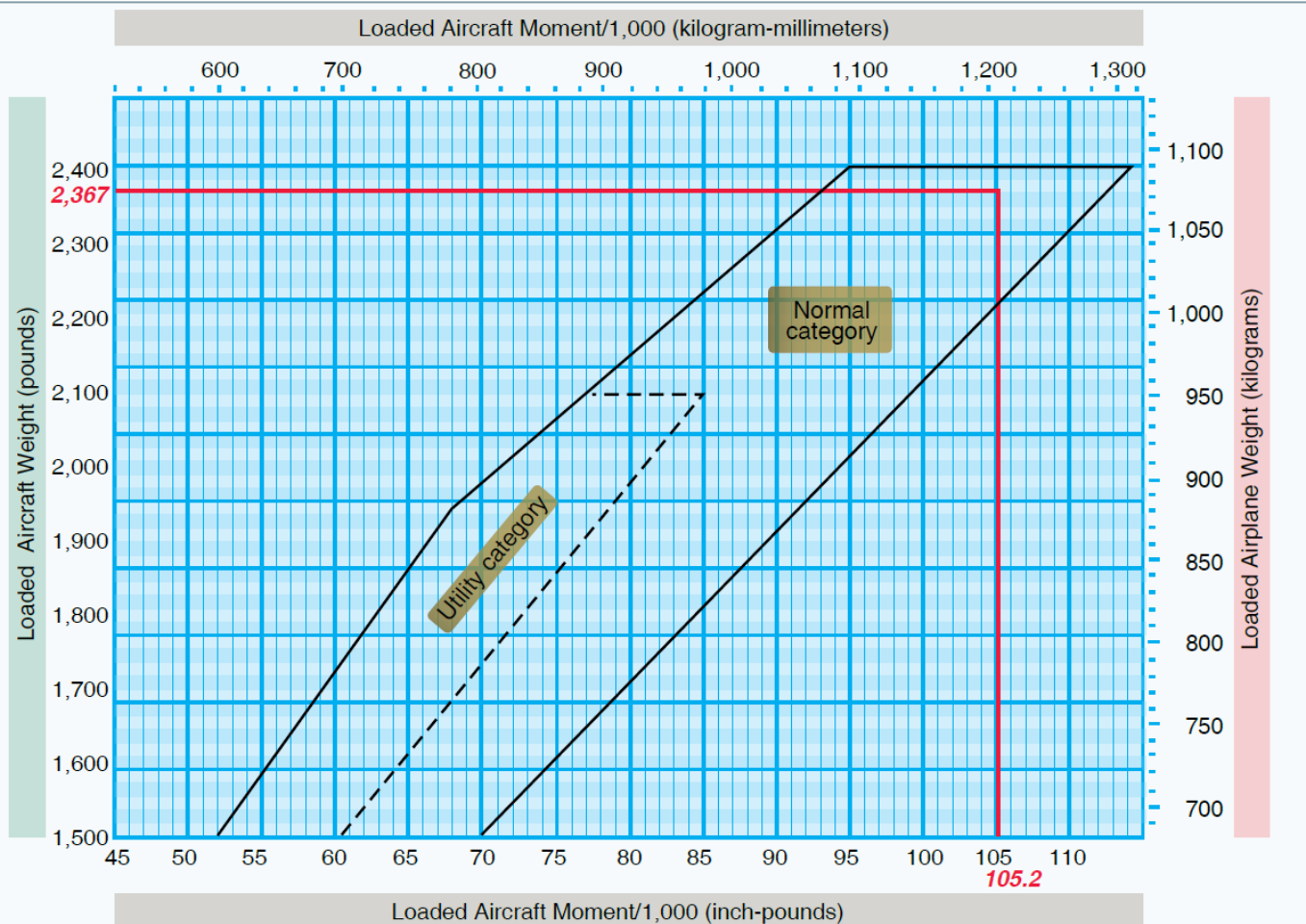
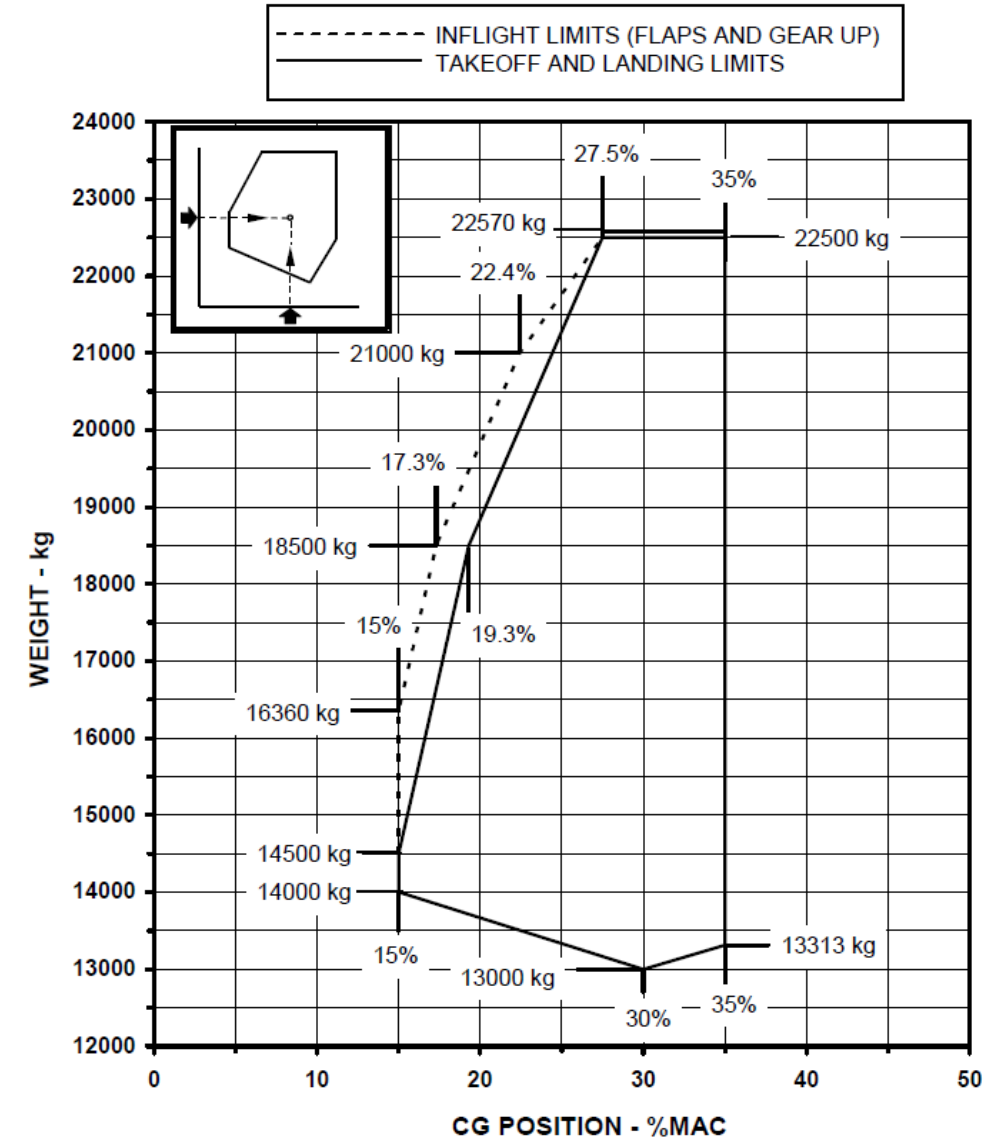


Figure 10-8. CG moment envelope.



Método de cálculo computacional

WEIGHT AND BALANCE

DIVIJET

LV-IWP

DATE: 22/12/2021
 FROM: SADF TO: SEGU
 Total Crew Members: 3
 Passengers: 7 (Av. Pax weigh 75 kg)
 Baggage Compartment 150 Kg
 APU FUEL 74 Kg
 TAXI FUEL 43,8 Kg
 TRIP FUEL (Destination) 5375 kg
 TRIP FUEL (Alternative) 523 kg
 Holding Fuel 894 kg Endurance 01:00 hs
 TOTAL FUEL (max 8094,4) 6910 kg

	Weight (Kg)	Arm (m)	Moment (Kg.m)	MAC %
Standard Basic Empty Wight	13352	13,720	183185	39,3
Pilot	79	3,685	291	
Copilot	68	3,685	251	
Observer Seat	80	4,258	341	
Flight Attendant	0	4,699	0	
Galley	20	5,846	117	
Foward Crew Lavatory	20	6,519	130	
Toilet	6	16,797	101	
Cardenza	15	11,195	168	
Operational Weight	13560	13,613	184583	35,6

Baggage Compartment (max 454 kg)	150	19	2786	
Passengers (kg)	525	12	6149	
Zero Fuel Weight (max 18500)	14235	13,595	193518	34,9
Fuel Wing Tanks (0 - 5174,4 kg)	5100	13,143	67028	
Fuel Foward Tank FUS 1	475	8,787	4177	
Fuel After Tank FUS 2	392	20,281	7954	
Fuel Foward Tank FUS 1	475	8,787	4177	
Fuel After Tank FUS 2	392	20,281	7954	
Taxi Weight (max 22570)	21070	13,517	284808	32,2
Fuel starting taxi	6835			
Take Off Weight (max 22500)	21026	13,517	284212	32,2
Total fuel at Take Off	6791			
Predicted Landing Weight (Dest.)	15651	13,523	211654	32,4
Fuel at destination	1417			(MLDW 18500 kg)
Predicted Landing Weight (Alt.)	15129	13,545	204919	33,2
Fuel at alternate	894			(MLDW 18500 kg)



Reflexiones finales

- ✓ Reflexión 1: Importancia de volar dentro de la envolvente de W&B de la aeronave
- ✓ Reflexión 2: La obtención del resultado de los cálculos de W&B requieren reunir información de diferentes documentaciones. (AFM/AOM/W&B Manual – Pesaje de aeronave)
- ✓ Reflexión 3: Existen diferentes técnicas y métodos para los cálculos.



¿Preguntas?

Joaquín del Pozo

joaquindelpozo@yahoo.com.ar
1167449448