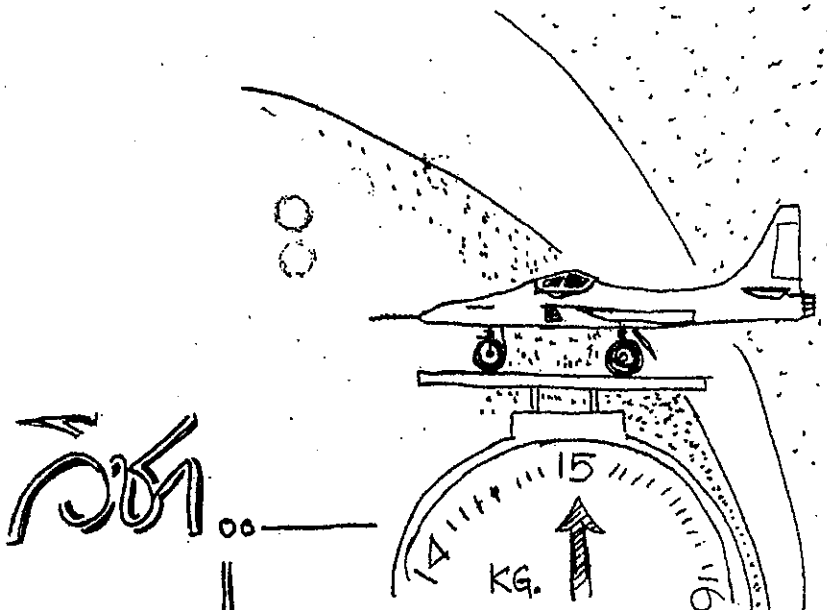


ว้อท..
การวัดอากาศยาน

รร.เหล่าทหารช่างอากาศ กวก.ชอ.

วิชาการบังอากาศยาน

บทที่ ๑

๑. ความมุ่งหมาย เอกสารนี้ใช้เป็นคู่มือในการควบคุมน้ำหนักและการสมดุลย์ของอากาศยาน เพื่อป้องกันอุบัติเหตุอันเกิดจากการบรรทุกน้ำหนักไม่ถูกต้อง

๒. เหตุผลในการควบคุมน้ำหนักและการสมดุลย์ลักษณะในการบิน ของอากาศยานขึ้นอยู่กับสภาพของน้ำหนักและการสมดุลย์ของอากาศยาน อากาศยานที่มีน้ำหนักเกินกว่า น้ำหนักสูงสุดที่กำหนดไว้หรือจุดศูนย์ถ่วงอยู่นอกขีดจำกัดอาจจะเป็นผลให้เกิดลักษณะการบินที่ไม่เหมาะสมข้อใดข้อหนึ่งหรือหลายข้อดังนี้

ก. เสถียรภาพทางยาว

ข. เสถียรภาพทางข้าง

ค. เพิ่มระยะทางวิ่งขึ้น

ง. เพิ่มแรงในการบังคับ

จ. เพิ่มความเร็วร่วงหล่น

ฉ. ลดพิสัยบิน

ช. ลดตัวประกอบความปลอดภัยของโครงสร้างอากาศยาน

สภาพการบินที่ไม่เหมาะสมลดลอดทั้งอุบัติเหตุอันเนื่องมาจากไม่มีการควบคุมน้ำหนักและสมดุลย์ดังกล่าวอาจป้องกันได้โดยใช้หลักการและคำแนะนำที่มีอยู่ในเอกสารนี้และเอกสารที่เป็นหลักเกณฑ์อื่น ๆ

๓. เอกสารอ้างอิงที่เกี่ยวข้อง

ก. T.O. 1 -1B-50 : WEIGHT AND BALANCE

ข. T.O. 1 -1B-40 : WEIGHT AND BALANCE DATA

ค. T.O. - 5 : BASIC WEIGHT CHECK LIST AND LOADING DATA.

ง. T.O. - 6 : SCHEDULED INSPECTIO AND MAINTENCE REQUIR MENTS.

จ. T.O. - 9 : LOADING LNSTRUCTIONS

ฉ. T.O. 35 B2 : AIRCRAFT HANDLING AND WEIGHING EQUIPMENT

ช. T.O.-00-5-1 : AF TECHNICAL ORDER SYSTEM

ซ. T.O.00-5-2 : TECHNICAL ORDER DISTRIBUTION SYSTEM

ฌ. AFM 12-50 : DISPOSITION OF AIR FORCE DOCUMENTATION

ญ. AFR 66 : MAINTENANCE MANAGEMENT

ฎ. AFR 60-9 : FLIGHT MANUALS PROGRAM

บทที่ ๒

น้ำหนักอากาศยาน

ชิ้นทุกชิ้นของอากาศยานที่แผนแบบมาเป็นน้ำหนักทั้งสิ้นน้ำหนักของอากาศยานเป็นตัวประกอบที่สำคัญที่สุด ที่มีผลต่อสมรรถนะของอากาศยาน การแผนแบบอุปกรณ์ทุกชิ้นของอากาศยานต้องคำนึงในเรื่องน้ำหนักด้วย

๑. น้ำหนักมูลฐาน คือยอดรวมของน้ำหนักเปล่ากับรายการน้ำหนักต่าง ๆ ที่ไม่มีใน CHART E รายการน้ำหนักมูลฐานนอกจากน้ำหนักของอุปกรณ์ที่ติดตั้งประจำที่ แล้วเชื้อเพลิงที่ไม่สามารถใช้งาน หล่อลื่นที่ยังอยู่ในท่อทาง, น้ำหนักถ่วง, อุปกรณ์ยังชีพ, ออกซิเจน, ตลอดทั้งอุปกรณ์ทั้งภายนอกภายในที่ไม่ติดทั้งขณะบินเป็นน้ำหนักมูลฐานด้วย

๒. FLOOR LOADING คือน้ำหนักเป็นปอนด์ของภารกรรมหารด้วยพื้นที่ ที่ภาระกรรมนั้นวางอยู่ ซึ่งจะกำหนดไว้ใน T.O. - 5 และมีขีดจำกัดเอาไว้ เพื่อการบรรทุกน้ำหนักเป็นตอน ๆ ในอากาศยาน ปกติขีดจำกัดของFLOORLOADING นี้จะไม่ให้เพิ่มมากขึ้น

๓. OPERATING WEIGHT คือ ผลรวมของน้ำหนักมูลฐานกับน้ำหนักที่ใช้ประโยชน์เป็นต้นว่าหล่อลื่น, เจ้าหน้าที่ประจำอากาศยาน, สัมภาระของเจ้าหน้าที่,อุปกรณ์พนักงานต้อนรับ, อุปกรณ์ฉุกเฉินอุปกรณ์พิเศษที่ติดตั้งลงที่ในการปฏิบัติภาระกิจการบิน,ถัง PYLON พร้อมทั้งอุปกรณ์ซึ่งไม่ใช่น้ำหนักมูลฐาน, ตลอดทั้งน้ำหนักรายการอื่น ๆ ที่ไม่ได้ใช้หมดเปลืองไป

๔. WEIGHT EMPTY คือน้ำหนักของอากาศยานที่แผนแบบออกมาทั้งเครื่อง ซึ่งใช้เฉพาะการแผนแบบ

๕. GROSS WEIGHT คือน้ำหนักรวมทั้งหมดของอากาศยาน แม้จะเป็นอุปกรณ์ต่าง ๆที่ประกอบอยู่ภายนอกไม่ว่าเวลาใดก็ตาม ก็เป็นน้ำหนักรวมด้วยน้ำหนักรวมนี้จะเปลี่ยนแปลงอย่างต่อเนื่อง เมื่อทำการบินหรือลองเครื่องยนต์อยู่ที่พื้น

๖. TAKEOFF GROSS WEIGHT คือน้ำหนักรวมของอากาศยานในขณะที่อากาศยานลอยตัวขึ้นบนอากาศ

๗. LANDING GROSS WEIGHT คือน้ำหนักรวมของอากาศยาน ขณะวิ่งลงซึ่งรวมด้วยน้ำหนักของรายการอุปกรณ์ที่ติดตั้งภายนอกด้วย

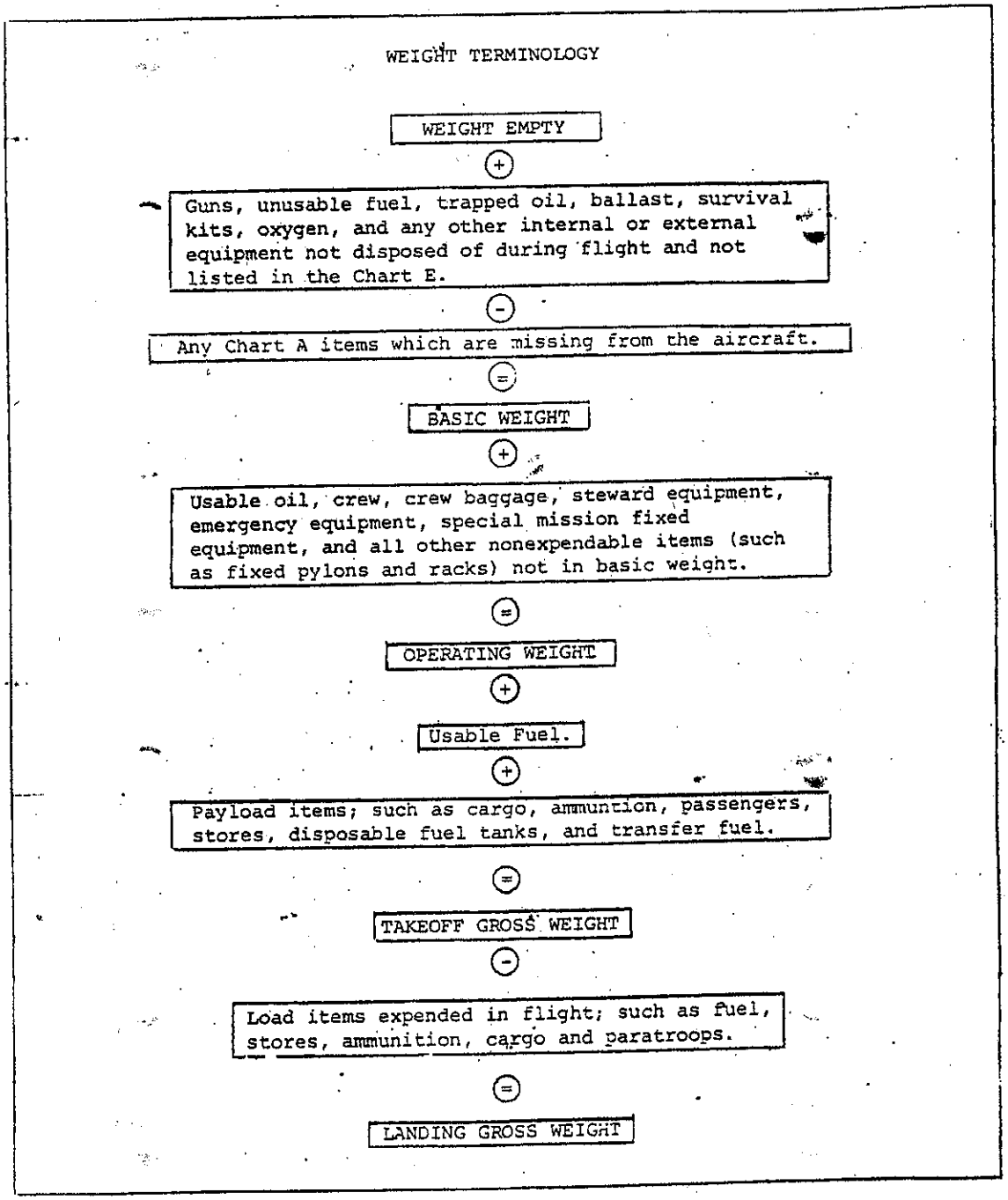


Figure 2-1. Weight Terminology.

บทที่ ๓

สมดุลย์

เอกสารนี้จะกล่าวเฉพาะการสมดุลย์ของอากาศยานในทางยาวเท่านั้น มีอากาศยานบางแบบ ที่มี การสมดุลย์ทางดิ่งและทางข้าง

อากาศยานทุกเครื่องต้องสมดุลย์ ทำให้สมดุลย์ เมื่อมีน้ำหนักอยู่ในหรือบนหรือกระจายตาม ตำบลต่าง ๆ ของอากาศยาน จุดศูนย์ถ่วง (C.G.) ของอากาศยานจะอยู่ภายในระยะที่กำหนดเอาไว้ ระยะที่กำหนดนี้ อยู่ข้างหน้าของอากาศยานเรียกว่าขีดจำกัดหน้าอยู่ข้างหลังหรือหางอากาศยาน เรียกว่าขีดจำกัดหลัง.

การคำนวณหา C.G.

C.G. ของรายการน้ำหนักเป็นพวก เราสามารถหาได้โดยการคำนวณ ถ้าเรารู้น้ำหนักของรายการนั้น ๆ และระยะทางโดยใช้หลักการของโมเมนต์

ตัวอย่างเช่น ตามรูปที่ ๓ – ๑

เราต้องการหราบ C.G. ของอากาศยานเครื่องหนึ่ง

๑. เริ่มต้นด้วยการไปจดเอาน้ำหนักมูลฐานของอากาศยานเครื่องนั้นจาก CHART C และจดเอาโมเมนต์ของน้ำหนักมูลฐานมาด้วย แต่ CHART C โมเมนต์ เป็น SIMPLIFIED MOMENT ต้องเอา ๑๐๐ คูณจึงจะเป็นโมเมนต์ที่แท้จริง

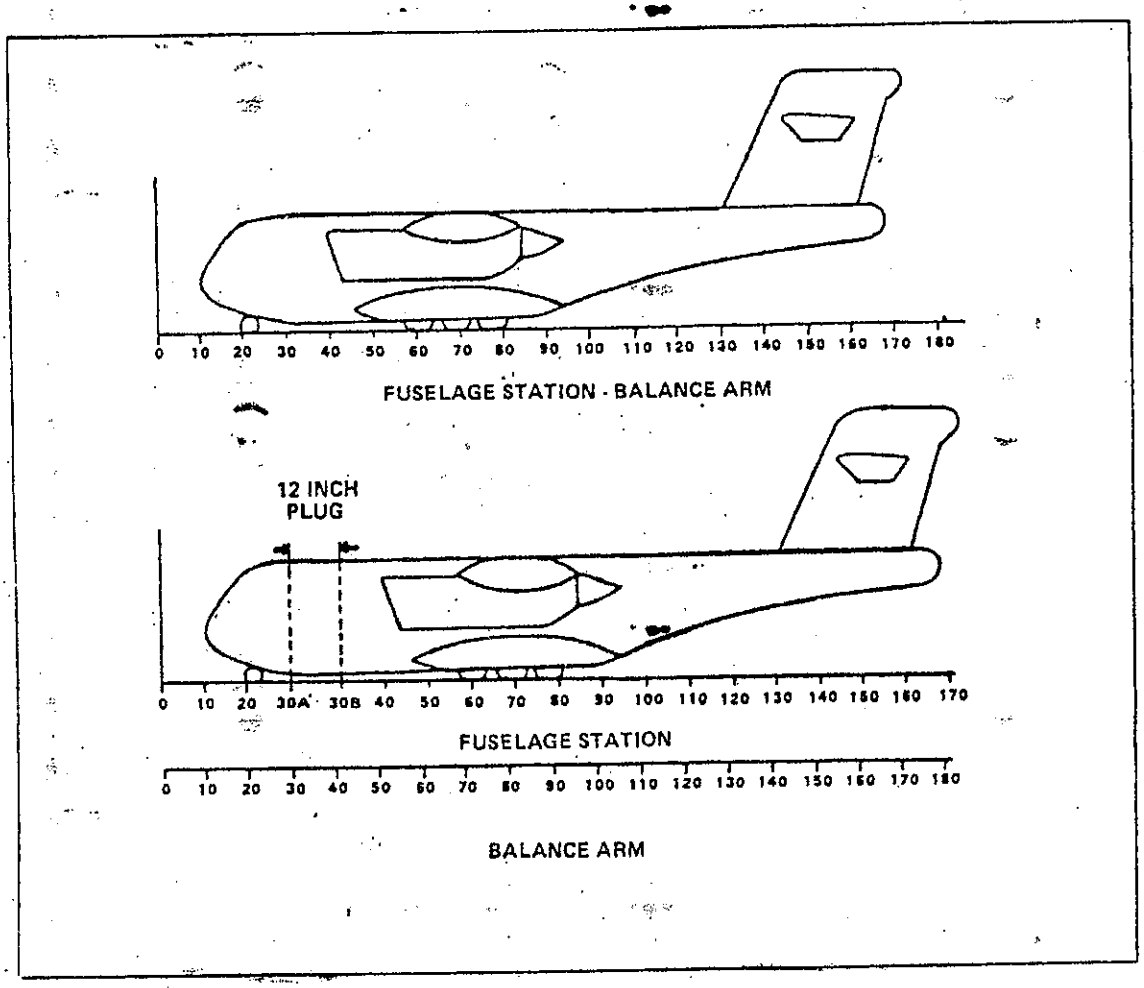
๒. ขั้นต่อมาหาโมเมนต์ของน้ำหนักบรรทุกโดยการเอาน้ำหนักและระยะทางของแต่ละรายการคูณกัน หรือไปเอามาจาก CHART E ก็ได้

ข้อควรระวัง เส้น LONGITUDINAL REFERENT DATUM ของอากาศยานบางเครื่องไม่ได้อยู่ที่หัวสุดของอากาศยานแต่อยู่ภายในอากาศยาน ดังนั้นระยะของรายการที่อยู่ข้างหน้าเส้น RD ก็ต้องใส่เครื่องหมายลบ เมื่อคูณกับน้ำหนักที่เพิ่ม โมเมนต์ที่ได้ก็เป็นลบ แต่ถ้าหากคูณกับน้ำหนักที่ลด (เอาออกจากอากาศยาน) โมเมนต์ที่ได้ก็จะเป็นบวก
ส่วนระยะที่อยู่ข้างหลังเส้น RD ใส่เครื่องหมายบวก เมื่อคูณกับน้ำหนักเพิ่ม โมเมนต์ก็เป็นบวก แต่ถ้าคูณกับน้ำหนักลดโมเมนต์ก็จะกลายเป็นลบ เช่นกัน

๓. ขั้นต่อไป รวมรายการน้ำหนักทั้งหมดพร้อมด้วย น้ำหนักมูลฐาน และรวมโมเมนต์ทั้งหมด เช่นกัน

๔. หารโมเมนต์รวมทั้งหมดด้วยน้ำหนักทั้งหมด จะได้ BALANCE ARM หรือ C.G. ของอากาศยานที่บรรทุกน้ำหนักดังกล่าว

FUSELAGE STATIONS เป็นตำบลที่วัดในทางยาว จาก RD ซึ่งปกติอยู่ตอนหน้าของอากาศยาน FUSE LAGE STATION (FS) แต่ละจุดทำให้เท่ากับ SCALE BALANCE ARM แต่อย่างไรก็ตาม ถ้าลำตัวอากาศยานถูกทำให้สั้นหรือให้ยาวไปจากเดิม ก็เป็นปัญหา ในการคำนวณสมดุลย์ ดังนั้นการคำนวณหาสมดุลย์ ไม่ใช้ FS. คงใช้ BALANCE ARM. เท่านั้น

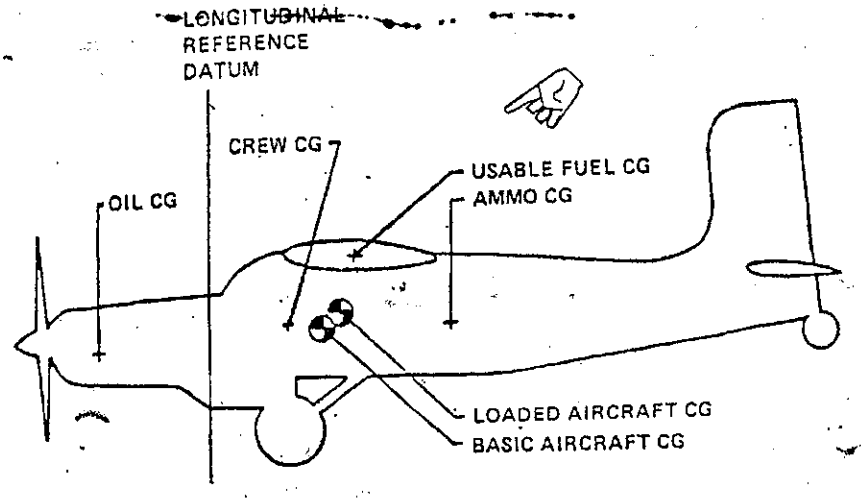


<u>ตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วง</u> จุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานไม่จำเป็นต้องอยู่เฉพาะตรงจุดหนึ่งจุดใด เสมอไป มีการเปลี่ยนตำแหน่งได้ เมื่อมีการเคลื่อนย้ายน้ำหนักอากาศยานแต่ละแบบ มีระยะจำกัดที่ยอมให้ จุดศูนย์ถ่วงเปลี่ยนที่ได้ ซึ่งมีใน T.O.-5 ของอากาศยาน

<u>MAC</u> THE MEAN AERODYNAMIC CHORD เป็นชะยาเฉลี่ยทางอากาศพลศาสตร์ โดยกำหนดเป็นความยาวคงที่ ที่กระแสอากาศไหลผ่าน ปีก ในการแผนแบบอากาศยานและใช้คิดคำนวณหาจุดศูนย์ถ่วงโดยคิดเป็นเปอร์เซนต์ของ MAC.

<u>น้ำหนักถ่วง</u> บางครั้งการแผนแบบ,การสร้าง การซ่อมโดยการเปลี่ยนชิ้นส่วนเป็นเป็นเหตุให้จุดศูนย์ถ่วงของอากาศยาน เคลื่อนตัวออกจากขีดจำกัด การแก้ไขก็ด้วยวิธีการถ่วงน้ำหนัก เพื่อให้จุดศูนย์ถ่วงกลับมาอยู่ในขีดจำกัด

<u>น้ำหนักถ่วงชั่วคราว</u> น้ำหนักถ่วง ที่ใส่เข้าไปแทนที่อุปกรณ์หรือชิ้นส่วนที่ถอดออกชั่วคราว เรียกว่าน้ำหนักถ่วงชั่วคราว มีประโยชน์ในการควบคุมจุดศูนย์ถ่วงให้อยู่ในขีดจำกัด



AIRCRAFT WEIGHT AND BALANCE CLASSES

เพื่อการควบคุมน้ำหนักและการสมดุลย์ของอากาศยาน อากาศยานแบ่งออก CLASS ดังนี้

๑. CLASS 1 อากาศยานชั้นนี้ ไม่มีการควบคุมการบรรทุกน้ำหนักเพราะเป็นอากาศยานขนาดเล็กปกติ จุดศูนย์ถ่วงจะไม่เคลื่อนที่ไปไหน เพราะไม่สามารถ เคลื่อนย้ายน้ำหนัก

๒. CLASS 2 อากาศยานชั้นนี้ มีการควบคุมการบรรทุก และเมื่อมีการบรรทุกน้ำหนัก ก็ต้องเป็นที่เชื่อแน่นอนว่า จุดศูนย์ถ่วง ไม่ เคลื่อนที่เกิน ขีดจำกัดที่ยอมให้ การควบคุมน้ำหนักก็ต้องเป็นไปตาม T.O.- 5 หรือ - 9 T.O. 1-1B-50 T.O. 1-1B-40

	Weight (lbs)		Arm(in)		Moment/in-lbs
c Weight	3,596				212,989
	12	x	-64.8	=	-778
	200	x	42.1	=	8,420
le Fuel	900	x	73.4	=	66,060
	340	x	122.2	=	41,548
	5,048				328,239

Moment ÷ Total Weight = Balance Arm

239 in-lbs ÷ 5,048 lbs = 65.0 in

b. BOMBER AIRCRAFT	
B-1 Series	2
B-52 Series	2
B-57 Series	2
c. CARGO AIRCRAFT	
C-5 Series	2
VC-6 Series	2
C-7 Series	2
C-9 Series	2
C-12 Series	2
C-18 Series	2
C-20 Series	2
C-123 Series	2
C-130 Series	2
C-131 Series	2
C/KC-135 Series	2
C-137 Series	2
C/VC-140 Series	2
C-141 Series	2
KC-10 Series	2
d. UTILITY AIRCRAFT	
U-3 Series	2
U-6 Series	2
e. OBSERVATION AIRCRAFT	
O-1 Series	2
O-2 Series	2
OV-10 Series	2
e. FIGHTER AIRCRAFT	
A-7 Series	2
A-10 Series	2
A-37 Series	2
F/RF-4 Series	2
F-5 Series	2
F-15 Series	2
F-16 Series	2
e. FIGHTER AIRCRAFT	
F-100 Series	2
F/TF-111 Series	2
RF-101 Series	2
F-102 Series	2
F-105 Series	2
F-106 Series	2
F/FB-111 Series	2
f. TRAINER AIRCRAFT	
T-33 Series	2
T-34 Series	1
T-37 Series	1
T-38 Series	1
T-39 Series	2
T-41 Series	1
T-43 Series	2
g. ROTARY WING AIRCRAFT	
CH-3 Series	2
UH-1 Series	2
HH-53 Series	2
HH-60 Series	2
h. MISCELLANEOUS AIRCRAFT	
E-3 Series	2
E-4 Series	2

4-8. WEIGHT AND BALANCE HANDBOOKS. An aircraft weight and balance handbook provides for the continuous record of the weight and balance of a particular aircraft. There are two types of weight and balance handbooks; a primary handbook which is required for each aircraft and an optional supplemental handbook which is an abbreviated version of the primary handbook.

บทที่ ๔

การคำนวนจุดศูนย์ถ่วงน้ำหนักบรรทุก

หลักการบรรทุก

๑ การเคลื่อนตัวของจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานสัมพันธ์โดยตรงของระยะทางการเคลื่อนย้ายน้ำหนักกับน้ำหนักบรรทุกที่เคลื่อนย้าย

๒ การเพิ่มน้ำหนักหน้าจุดศูนย์ถ่วงอากาศยาน จะทำให้จุดศูนย์ถ่วงอากาศยานเคลื่อนไปข้างหน้า ทำนองเดียวกัน ถ้าเพิ่มน้ำหนักข้างหลังจุดศูนย์ถ่วงจะทำให้ จุดศูนย์ถ่วงเคลื่อนไปข้างหลัง

๓ การลดน้ำหนักข้างหน้าจุดศูนย์ถ่วง จะทำให้จุดศูนย์ถ่วงเคลื่อนไปข้างหลัง ทำนองเดียวกัน ลดน้ำหนักหลังจุดศูนย์ถ่วงจะทำให้จุดศูนย์ถ่วงเคลื่อนไปข้างหน้า

๔ เคลื่อนย้ายน้ำหนักไปข้างหน้า จะทำให้จุดศูนย์ถ่วงเคลื่อนไปข้างหน้า และเคลื่อนย้ายน้ำหนักไปข้างหลัง จุดศูนย์ถ่วงจะเคลื่อนไปข้างหลัง

๕ น้ำหนักเพียงเล็กน้อยเคลื่อนตัวไประยะทางไกลจะเป็นผลเหมือนกับน้ำหนักมาก ๆ เคลื่อนตัวไประยะทางใกล้

การคำนวนจุดศูนย์ถ่วง

เมื่อน้ำหนักรวมของอากาศยานเปลี่ยนแปลง อันเนื่องมาจากใช้เชื้อเพลิง อาวุธ ขนถ่ายสินค้า จุดศูนย์ถ่วงอาจจะอยู่นอกขีดจำกัด จะต้องมีการตรวจสอบจุดศูนย์ถ่วงใหม่โดยการคำนวนก่อนที่จะมีการแก้ไขจุดศูนย์ถ่วงให้กลับมาอยู่ในขีดจำกัด เพียงแต่อนุญาตให้แก้ไขเท่าที่จำเป็นเท่านั้น เช่นการเคลื่อนย้ายน้ำหนักจากที่หนึ่งไปอีกที่หนึ่ง แต่ต้องทราบจำนวนน้ำหนักและระยะแน่นอน

สมการการเคลื่อนย้ายน้ำหนัก

W X D = TW X CG ch

W คือ น้ำหนักที่เคลื่อนย้ายเป็นปอนด์

D คือ ระยะเป็นนิ้วที่น้ำหนักเคลื่อนย้าย

TW คือ น้ำหนักรวมเป็นปอนด์

Cbch คือ CG เปลี่ยนเป็นนิ้ว เมื่อมีการเคลื่อนย้ายน้ำหนัก

(๑) เมื่อต้องการทราบระยะทาง

$$D = \frac{CG\ ch\ X\ TW}{W}$$

(๒) ต้องการทราบจำนวนน้ำหนักเคลื่อนย้าย

$$W = \frac{CGch \times TW}{D}$$

(๓) ต้องการทราบระยะ CG เปลี่ยน

$$CG\ ch = \frac{W \times D}{TW.}$$

<u>สมการน้ำหนักถ่วง</u>

การแก้ไขจุดศูนย์ถ่วง กรณีเคลื่อนย้ายน้ำหนักไม่ได้ ก็ใช้การเปลี่ยนแปลงน้ำหนักหรือการถ่วงน้ำหนักอย่างใดอย่างหนึ่ง แต่การถ่วงน้ำหนักต้องอยู่ในดุลพินิจของ กองวิทยาการกรมช่างอากาศ

สูตร ถ่วงน้ำหนัก

$$GW (CGgw - x) = Wb (X - CGb)$$

GW คือ น้ำหนักรวมเป็นปอนด์ ของอากาศยานก่อนถ่วงน้ำหนัก

CGgw คือ จุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานก่อนถ่วงน้ำหนัก

X คือ จุดศูนย์ถ่วงที่ต้องการเป็นนิ้ว

Wb คือ น้ำหนักถ่วงเป็นปอนด์

CG.b คือ ระยะของน้ำหนักถ่วง

(๑) ต้องการทราบน้ำหนักถ่วง

$$Wb = GW \left(\frac{CGgw - X}{X - CGb.} \right)$$

(๒) ต้องการทราบตำบลน้ำหนักถ่วง

$$CGb = X + \frac{GW (X - CGgw)}{Wb}$$

<u>ตัวอย่างการคำนวน</u>

อากาศยานเครื่องหนึ่ง น้ำหนักมลฐาน จาก CHART C ๑๕๒๓ ปอนด์ โมเมนต์ ๔๔,๒๐๔ นิ้วปอนด์ต่อ ๑๐๐ ขีดจำกัดหน้าของจุดศูนย์ถ่วง ๑๔.๖ % ของ MAC ในน้ำหนัก ๒๑,๐๐๐ ปอนด์ และเพิ่มเป็น ๓๑.๒ % ของ MAC ในน้ำหนัก ๓๓,๐๐๐ ปอนด์ ขณะบิน และ ๓๒.๕ % ของ MAC ในน้ำหนัก ๓๓,๐๐๐ ปอนด์ ขณะวิ่งขึ้นและลงสนาม ขีดจำกัดหลังคงที่ ๓๔.๕ % ของ MAC ระยะของ MAC ๑๓๕.๔๔ นิ้ว

LEADING EDGE ของ MAC (LEMAC) ๒๓๓.๑๑ นิ้ว

สูตร

$$\% \text{ ของ MAC} = \left(\frac{\text{BALANCEARM} - \text{LEMC}}{\text{MAC}} \right) \times 100$$

(๑) สภาพ CG ของอากาศยานขณะวิ่งขึ้น

	WEIGHT	MOM/100
BASIC WEIGHT	15,023	49,208
บวก :		
OIL	๒๔	๕๐
CREW	๒๑๕	๒๔๖
AMMO	๑๓๐	๓๓๑
AMMO	๑๕๗	๔๐๐
FULL FUEL	๗,๒๔๔	๒๓,๑๖๖
LAUNCHER	๑๓๕	๔๕๓
AIM-9 BL ๑๘๐	๓๓๘	๑,๒๒๗
AIM-9 BL ๑๕๗	๓๓๘	๑,๑๔๔
CHAFF/FARES	๒๘	๑๑๐
TARE OFF CONDITION	๒๓,๗๓๓	๗๖,๗๐๗
C.G.	๓๒๓.๒๑ นิ้ว	

$$\% \text{ ของ MAC} = \frac{(๓๒๓.๒๑ - ๒๗๓.๑๑)}{} \times ๑๐๐ = ๓๖.๘๘$$

(๒) CG. สภาพลงสนาม

	WEIGHT	MOM/100
สภาพ	๒๓,๗๓๓	๗๖,๗๐๗
ลบ :		
AIM - 9 BL157	- ๓๓๘	- ๑,๑๔๔
AIM - 9 BL 180	- ๓๓๘	- ๑,๒๒๗
AMMO (EXPENDABLE)	- ๑๕๗	- ๔๐๐
FULL FUEL	- ๗,๒๔๔	- ๒๓,๑๖๖

บวก		WEIGHT	M/100
เชื้อเพลิง	๑๒๒๑ ปอนด์	๑๒๒๑	๔๐๓๓
LANDING CONDITION		๑๖,๘๖๘	๕๔๓๕๓
C.G.		๓๒๔.๖๒	นิ้ว

% MAC = $\frac{(๓๒๔.๖๒ - ๒๓๓.๑๑) \times ๑๐๐}{๑๓๕.๔๔}$ = ๓๗,๔๒

บทที่ ๕

การชั่งน้ำหนัก

กำหนดระยะเวลาการชั่งน้ำหนักอากาศยาน

อากาศยานจำเป็นต้องได้รับการชั่งน้ำหนักตามวาระดังนี้

(๑) เมื่อทำการดัดแปลงหรือซ่อมเสร็จแล้ว โดยมิได้มีการคำนวนหรือไม่ทราบข้อมูลเกี่ยวกับน้ำหนักและสมดุลย์ที่แท้จริง ยกเว้นการเปลี่ยนแปลงน้ำหนักที่คัดทิ้งได้

(๒) ตาม T.O. - 5

(๓) เมื่อสงสัยว่า การคำนวนเกี่ยวกับข้อมูลของน้ำหนักและการสมดุลย์ผิดพลาด

(๔) เมื่อนักบินรายงานเกี่ยวกับลักษณะการบินไม่เหมาะสม ซึ่งไม่สามารถวินิจฉัยข้อบกพร่องนั้น

การเตรียมการชั่ง

(๑) ทำความสะอาด บ.ทั้งภายนอกภายใน ขจัดฝุ่นใย

(๒) ตรวจสภาพ บ.เกี่ยวกับอุปกรณ์และภาระธรรมบรรทุกอย่างละเอียดโดยมีอุปกรณ์มูลฐานติดทั้งอยู่ครบ และนำน้ำหนักที่ไม่ใช่น้ำหนักมูลฐานออกให้หมด

(๓) ตรวจสอบอุปกรณ์ กับ CHART A และ แก้ไขอุปกรณ์ใน CHART C ให้ถูกต้อง

(๔) นำอุปกรณ์ที่ใช้สูญสิ้นไปออกให้หมด เช่น ระเบิด กระสุน

(๕) ตรวจสอบถังต่าง ๆ เช่น น้ำดื่ม หล่อลื่นไฮดรอลิคส์ ของไหลต่าง ๆ ถ้าระบายออกไม่ได้ก็ต้องเติมให้เต็มตามปกติ

บทที่ ๖

แบบพิมพ์ น้ำหนักและสมดุลย์

การปฏิบัติเกี่ยวกับการควบคุมน้ำหนักและสมดุลย์ของอากาศยาน แบ่งเป็นสองส่วน ส่วนแรก คือการปฏิบัติการควบคุมน้ำหนักและสมดุลย์ อันได้แก่การเก็บข้อมูล การแก้ไข การทำให้ถูกต้องทันสมัย ในเรื่องน้ำหนักมูลฐาน โมเมนต์ จุดศูนย์ถ่วง โดยการใช้CHART A ,CHART C,FORM B FORM B, ส่วนที่ สอง คือการปฏิบัติรักษาน้ำหนัก รวมและจุดศูนย์ถ่วงให้อยู่ในขีดจำกัด อันเนื่องมาจากการบรรทุก และการใช้รายการน้ำหนักที่ใช้สูญสิ้นไปโดยใช้ FORM F และข้อมูลจากT.O.-5 CHART E และ บรรทัดคำนวณ

DD FORM 365 : RECORD OF WEIGHT AND BALANCE PERSONEL

แบบพิมพ์นี้ บันทึกรายชื่อเจ้าหน้าที่ควบคุมน้ำหนักและสมดุลย์ โดยลงรายชื่อเจ้าหน้าที่อย่างต่อเนื่อง ศึกษาเรื่องนี้มาจากที่ใด เมื่อใด สถานที่ปฏิบัติงาน ตลอดทั้งวันที่ ที่ได้รับการแต่งตั้งและถอดถอน ด้วยการพิมพ์หรือเขียนด้วยหมึกอย่างชัดเจน

DD FORM 365 - 1 : CHART A - BASIC WEIGHT CHECK LIST RECORD

๑. แบบพิมพ์ นี้ ใช้ลงรายการอุปกรณ์ทั้งหมดที่เป็นน้ำหนักมูลฐาน ซึ่งติดตั้งหรือยังไม่ได้ติดตั้งในอากาศยาน อุปกรณ์ที่มีน้ำหนักต่ำกว่า ๒ ปอนด์ สำหรับอากาศยานที่มีน้ำหนักมูลฐาน ๒๕,๐๐๐ ปอนด์ และอุปกรณ์หนักต่ำกว่า ๕ ปอนด์ สำหรับอากาศยานที่มีน้ำหนักมากกว่านั้นไม่ต้องลงในแบบพิมพ์นี้ น้ำหนัก ระยะ โมเมนต์ที่ลงในแบบพิมพ์นี้ ใช้สำหรับแก้ไขในแบบพิมพ์ DD. FORM 365-3 (CHART C) ในกรณีที่มีการเปลี่ยนแปลงรายการอุปกรณ์

๒. การตรวจสอบ CHART A ในกรณีต่อไปนี้

๒.๑ อากาศยาน ถูกไปประจำการในฐานบินใหม่และเปลี่ยนเจ้าหน้าที่รับผิดชอบ

๒.๒ อากาศยานได้รับการซ่อมใหญ่

๒.๓ ตรวจสอบตาม TCTO.

๒.๔ เปลี่ยนอุปกรณ์ ตามภาระกิจ การปฏิบัติงานของ อากาศยาน

๒.๕ เมื่อมีการชั่งอากาศยาน

๒.๖ นักบิน รายงาน ลักษณะท่าทางการบินไม่เหมาะสม อันเนื่องมาจาก น้ำหนักและสมดุลย์

DD.FORM 365-2 : FORM B AIRCRAFT WETGHING RECORDแบบพิมพ์นี้ใช้บันทึกรายการชั่งน้ำหนักของอากาศยานซึ่งจะทราบ น้ำหนัก ระยะ โมเมนต์ ของอากาศยาน เป็นส่วน ๆ การบันทึกใช้พิมพ์หรือหมึกเขียนชัดเจน

DD.FORM 365 - 3 CHARTC BASIC WEIGHT AND BALANCE RECORD

แบบพิมพ์นี้มีรายการน้ำหนัก โมเมนต์ และตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วง ที่ต่อเนื่องและแน่นอนการเปลี่ยน น้ำหนักมูลฐาน ของอากาศยาน ต้องบันทึกในแบบพิมพ์นี้ โดยการพิมพ์นี้ โดยการพิมพ์หรือ หมึกอย่างชัดเจนและทันสมัยอยู่เสมอ โดยการตรวจสอบจาก CHART A

RECORD OF WEIGHT AND BALANCE PERSONNEL

FOR USE OF THIS FORM, SEE AFR 127-4 AND THE OPR

MODEL DESIGN	SERIAL NUMBER
F-1XA	78-001

NAME (Last, First, MI)	WHERE AND WHEN QUALIFIED	STATION	DATE ASSIGNED (YYMMDD)	DATE RELIEVED (YYMMDD)
Brown, John, A	Gen. Dyn. / Ft. Worth Oct '68	General Dynamics Fort Worth	790219	790312
Green, Jim, S., SSgt.	Chanute AFB, Il. May '75	Hill AFB	790312	

DD FORM 82 JAN 365 PREVIOUS EDITION WILL BE USED

Figure A-1. Sample DD Form 365

CHART A – BASIC WEIGHT CHECK LIST RECORD

PAGE 5 OF 12 PAGES | MODEL/DESIGN: F-1XA | SERIAL NUMBER: 78-001

COMPARTMENT AND ITEM NUMBER	ITEM AND LOCATION (Group by compartment)	WEIGHT	ARM	MOMENT/ ENTER CONSTANT 100	RECORD OF CHECKING (Enter Date) (Y)																	
					Gen. Dyn./ Ft. Worth 790219		Hill AFB 790312		Hill AFB 790705													
					1		2		3		4		5		6		7		8		9	
					IN AIRCRAFT	CHART C ENTRY	IN AIRCRAFT	CHART C ENTRY	IN AIRCRAFT	CHART C ENTRY	IN AIRCRAFT	CHART C ENTRY	IN AIRCRAFT	CHART C ENTRY	IN AIRCRAFT	CHART C ENTRY	IN AIRCRAFT	CHART C ENTRY	IN AIRCRAFT	CHART C ENTRY	IN AIRCRAFT	CHART C ENTRY
D-	INLET, NOSE WHEEL AND LOWER FUSELAGE (BELOW W.91) (110.5-277.9 Inches)																					
D-1	Inverter (2) C8715/16VE026	12	114.5	14	✓		✓		✓													
D-2	Battery(2)-Flight Cont.Pwr. Supply C8715	9	114.5	10	✓		✓		✓													
D-3	Interference Blanker 16VE019001	7	116.0	8	✓		✓		✓													
D-4	Programmer - ALE 40 16VE018001	3	149.0	4	✓		✓		✓													
D-5	Computer - Fire Control 16VE015001	29	163.0	47	✓		✓		✓													
D-6	Mount Fire Control Computer 16VE015	4	163.0	7	✓		✓		✓													
D-7	Antenna - UHF/Low Band 16VE078	2	166.4	3	✓		✓		✓													
D-8	Video Recorder (Alt. D-9) (NA)	50	168.0	84	o		o		o													
D-9	Recorder-Signal Data(SLM)(ALT D-8) 60-6437	25	168.0	42	o		o		o													
D-10	Rcvr/Trans - TACAN RT1159/A	30	172.3	52	✓		✓		✓													
D-11	Adapter - Rcvr/Trans - TACAN 81-0284	5	172.3	9	✓		✓		✓													
D-12	Mount - TACAN MT/R81-4557	7	172.5	12	✓		✓		✓													
D-13	Converter-Signal Data(SLM)(Out 30Mar79)	8	173.0	14	✓		✓		o	✓												
D-14	Antenna - C/D Band AS-3262/ALR	2	178.8	4	✓		✓		✓													
D-15	Light Formation (2) 16VE0820011	3	180.0	5	✓		✓		✓													
D-16	Processor CM479/ALR69	25	181.5	45	✓		✓		✓													
D-17	Rcvr/Trans - AGIFF 16VE035001	15	183.0	27	✓		✓		✓													
D-18	Wheel - Nose Gear 41-1401	12	185.7	22	✓		✓		✓													
D-19	Tire - Nose Gear 41-1402	15	185.7	28	✓		✓		✓													
D-20	Kit-IA T/SEC (In: 30Mar79) (GFE)	8	253.0	20	o		o		✓	✓												
D-21	Mount - Kit - IA T/SEC MT 4529/V	2	253.0	5	✓		✓		✓													
D-22	Rcvr/Controller - Threat Warning CM10323/ALR69	19	257.8	49	✓		✓		✓													
D-23	Rcvr - Threat Warning R2094/ALR69	15	257.8	39	✓		✓		✓													
D-24	Secure Voice KY28(BASIC)KY58	17	258.0	44	✓		✓		✓													
D-25	Coupler CU2220/ALR69	6	262.2	16	✓		✓		✓													

DD FORM 365-1 87 JAN REPLACES DD FORM 365A, SEP 54, WHICH WILL BE USED

Figure A-2. Sample DD Form 365-1

FORM B – AIRCRAFT WEIGHING RECORD

DATE WEIGHED (YYMMDD)	MODEL DESIGN	SERIAL NUMBER
790219	F-1XA	78-001

PLACE WEIGHED	WEIGHT AND BALANCE TECHNICIAN (Last, first, middle)	DUTY PHONE NUMBER
GENERAL DYNAMICS / FT. WORTH	BROWN, JOHN, A.	123-7654

REACTION (Wheel, jackpoints, etc.)	SCALE READING	TARE	NET WEIGHT	ARM	MOMENT
LEFT MAIN	N/A				
RIGHT MAIN	N/A				
SUB TOTAL (Both mains)	13641	0	13641	343.3 [E]	4682955
NOSE OR TAIL	1658	0	1658	185.0 [F]	306730
TOTAL (as weighed) Not to be posted on Chart C	15299	0	15299	326.1	4989685

MEASUREMENTS

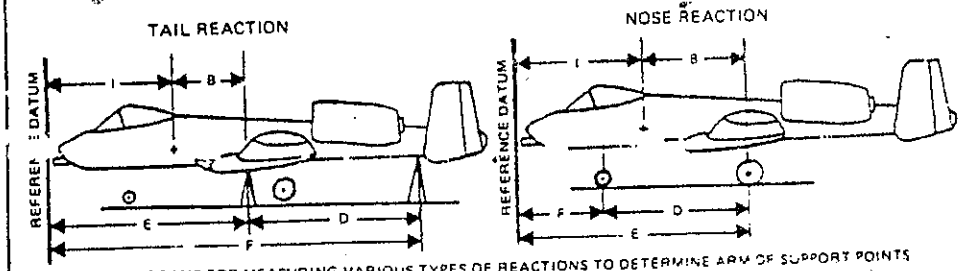
B = 31.0 the distance from the jig point, to the center line of the main reactions. Obtain by measurement

I = 374.3 the distance from the reference datum to the jig point of the aircraft from which a plumb bob can be dropped to the ground. Obtain from the aircraft diagram in Chart E

E = 343.3 [1] the distance from the reference datum to the center line of the main reactions
E = I + B
E = I – B (If the jig point is aft of the center line of the main reactions.)

D = 158.3 the distance between the main and nose or tail reaction. Obtain by measurement

F = 185.0 [1] the distance from the reference datum to the center line of the nose or tail reaction.
F = E – D (for nose reaction)
F = E + D (for tail reaction)



DIAGRAMS FOR MEASURING VARIOUS TYPES OF REACTIONS TO DETERMINE ARM OF SUPPORT POINTS

[1] *Check dimensions E and F against approximate dimensions listed on Chart E*

DD FORM 82 JAN 365-2 REPLACES DD FORM 365B, SEP 56, WHICH WILL BE USED

Figure A-3. Sample DD Form 365-2 (Sheet 1 of 2)

DESCRIPTION	NET WEIGHT	ARM	MOMENT	INDEX OR MOM/100
TOTAL (As weighed) (From front side)	15299	326.1	4989685	
OIL IN AIRPLANE	- 0		- 0	
TOTAL OF ITEMS WEIGHED BUT NOT PART OF BASIC WEIGHT (From Column I below)	- 11		- 1477	
TOTAL OF BASIC WEIGHT ITEMS NOT IN AIRCRAFT WHEN WEIGHED (From Column II below)	+ 225		+ 53503	
BASIC AIRCRAFT (Enter to Chart C)	15513	325.0	5041711	50417

COLUMN I

ITEMS WEIGHED BUT NOT PART OF BASIC WEIGHT	WEIGHT	ARM	MOMENT
Protective Covers	3	115.0	345
Paper - Canopy	4	143.0	572
Safety Locks	4	140.0	560
TOTAL	11		1477

COLUMN II

BASIC WEIGHT ITEMS NOT IN AIRCRAFT WHEN WEIGHED	WEIGHT	ARM	MOMENT
Clock	1	114.0	114
Arresters - Lightning	1	454.0	454
Chaff / Flare Pkg (LH)	6	457.0	2742
Survival Gear	15	128.8	1932
Unusable Fuel	74	320.0	23680
Oxygen	13	269.7	3506
Fuel - EPU	56	244.9	13714
Halon	13	315.0	4095
LPRF - Fire Cont. Radar	46	71.0	3266
TOTAL	225		53503

REACTIONS USED

Nose and Main Gear

TYPE SCALE Howe - Richardson Beam
SERIAL NUMBER 135777
CALIBRATION DATE (YYMMDD) 780915
CALIBRATED ACCURACY 0.1%

REMARKS

1) Aircraft effectively applicable to this weighing:

USAF No. 78-001 thru 78-005

2) Basic Weight includes those items scheduled for delivery per T.O. - 1F-1XA-5 check-delivery, dated 15 February 1979.

3) Basic Weight determined at 0° (level) aircraft attitude.

1 Enter constant need

Figure A-3. Sample DD Form 365-2 (Sheet 2 of 2)

CHART C – BASIC WEIGHT AND BALANCE RECORD

(CONTINUOUS HISTORY OF CHANGES IN STRUCTURE OR EQUIPMENT AFFECTING WEIGHT AND BALANCE)

FOR USE IN T.O. 1-1B-40, NAVAIR 01-1B-40 AND NAVSUP PUB 437

MODEL/DESIGN/SERIES: F-1XA

SERIAL NUMBER: 78-001

PAGE NUMBER: 1

DATE (YYMMDD)	ITEM NUMBER IN	ITEM NUMBER OUT	DESCRIPTION OF ARTICLE OR MODIFICATION	WEIGHT CHANGE ADDED (+) WEIGHT	ARM	MOMENT[1] / 100	WEIGHT CHANGE REMOVED (-) WEIGHT	ARM	MOMENT[1] / 100	CURRENT TOTAL BASIC AIRCRAFT WEIGHT	MOMENT[1] / 100	INDEX[2]
790219			Basic Weight and Moment as weighed (see Column 1, Chart A)							15513	50417	
790330	D-20		Kit - 1A T/SEC	8	253.0	20						
"		D-13	Converter - Signal Data				6	175.0	14			
790330			TOTAL	8	253.0	20	8	175.0	14			
790330			Overall Weight and Moment Change	0		6						
790627	✓	✓	Engine S/N E681105 removed				3037	427.1	12971			
"	✓		Engine S/N E705031 installed	3061	426.9	13067						
"	✓		CTR Fus BlKhd. TCT01F-1XA-600 20 Aug 78	176	443.9	160						
790627			TOTAL	3237		13233	3037		12971			
790627			Overall Weight and Moment Change	260		262						
790627			Basic Weight and Moment as calculated							15573	50679	
790705			Basic Weight and Moment as weighed							15572	50686	

[1] Enter constant used below line

[2] Final adjusted Index

DD FORM 52 JAN 365-3 REPLACES DD FORM 365C SEP 51 WHICH WILL BE USED

Figure A-4 Sample DD Form 365-3

Table 2-5. Useful Load Mise. Items

FLIGHT CREW

WEIGHT (LBS)	MOMENT / 100
145	200
155	213
① 165	227
175	241
185	255
195	269
205	282
② 215	296
225	310
235	324

CREW MOMENT ARM—137.7

① - 5TH PERCENTILE
② - 95TH PERCENTILE

ENGINE OIL (USABLE)

GALLONS (APPROX)	LEVEL	WEIGHT (LBS)	MOMENT / 100
0.8	1/4	6	23
1.6	1/2	12	45
2.6	3/4	20	75
3.1	FULL	24	90

OIL MOMENT ARM—375.0

PAVE PENNY (FUSELAGE MOUNTED)

DESCRIPTION	WEIGHT	ARM	MOMENT / 100
ADAPTER	25	189.6	47
SENSOR	32	179.4	57
INTERFACE UNIT	26	204.4	53
INSTALLATION TOTAL	83	189.2	157

PEN AIDS

LOADING ITEM	UNIT WEIGHT	EXPENDABLE		NON-EXPENDABLE		TOTAL AIRPLANE	
		WEIGHT (LBS)	MOMENT / 100	WEIGHT (LBS)	MOMENT / 100	WEIGHT (LBS)	MOMENT / 100
CHAFF MODULE (30 PKGS)	10	8	37	2	9	10	46
FLARE MODU (15 PKGS)	14	11			14	14	64

NOTES: 1. PEN AIDS MOMENT ARM—457.0
2. MODULE(S) MAY BE LOADED AT EITHER LOCATION, RIGHT OR LEFT.

WBE-76-513

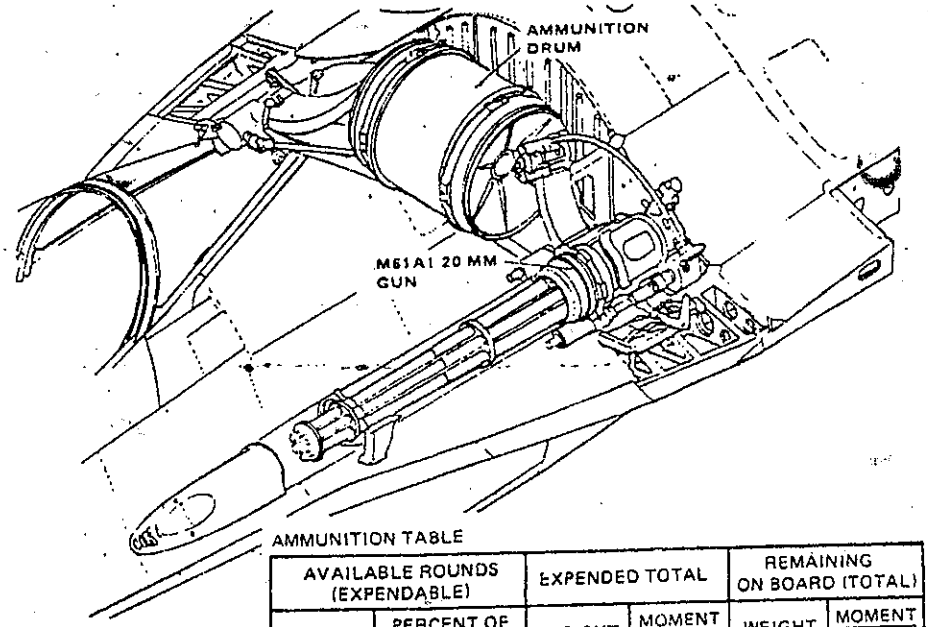
Figure A-4. Sample DD Form 365-3

Figure A-5. Sample F-1X Chart E (Sheet 1 of 6)

Table 2-6. Armament System

THE F-1XA VULCAN ARMAMENT SYSTEM FEATURES A DOUBLE ENDED LINKLESS AMMUNITION FEED SYSTEM WHICH RETURNS SPENT CASES AND UNFIRED ROUNDS TO THE AMMUNITION DRUM RATHER THAN DISCARDING THEM OVERBOARD OR INTO A SEPARATE CONTAINER. THE SYSTEM CAPACITY IS 511 ROUNDS. THE EXPENDABLE CAPACITY IS 511 ROUNDS (157 POUNDS, 400 INCH POUNDS/100).

THIS TABLE SHOWS THE WEIGHT OF THE EXPENDABLE LIVE ROUNDS VS SPENT CARTRIDGES. CLEARED ROUNDS ARE NOT PART OF THE DATA, AND ARE NOT CONSIDERED BECAUSE OF THE UNPREDICTABLE NATURE OF THEIR OCCURENCE.



AMMUNITION TABLE

AVAILABLE ROUNDS (EXPENDABLE)		EXPENDED TOTAL		REMAINING ON BOARD (TOTAL)	
NUMBER	PERCENT OF CAPACITY	WEIGHT	MOMENT / 100	WEIGHT	MOMENT / 100
511	100%	0	0	287	731
500		-3	-8	284	723
450		-18	-46	269	685
400		-34	-87	253	644
383	75%	-39	-99	248	632
350		-50	-127	237	604
300		-65	-166	222	565
256	50%	-79	-201	208	530
200		-96	-245	191	486
150		-111	-283	176	448
128	25%	-118	-301	169	430
100		-127	-323	160	408
50		-142	-362	145	369
25		-150	-382	137	349
0		-157	-400	130	331

*RETAINED CASES (511) ONLY

NOTES:

1. LIVE ROUND WEIGHT IS 0.562 POUND (APPROX) EACH.
2. RETAINED CASE WEIGHT IS 0.254 POUND (APPROX) EACH.
3. MOMENT ARM FOR AMMUNITION IS FS254.70.
4. USE EXPENDED WEIGHT AND MOMENT/100 TO CHECK AFT C.G. EFFECT.
5. CHECK REMAINING ROUNDS TOTAL (ON STORES CONTROL PANEL) PRIOR TO MAKING DD Form 365-4 ENTRY.

WBE-16-514

Figure A-5. Sample F-1X Chart E (Sheet 2 of 6)

Table 2-9. External Stores Loading - Missiles

DESCRIPTION	UNIT WEIGHT	QTY	WEIGHT* (LBS)	ARM (FS)	MOMENT*/100	
AIR-TO-AIR						
BL 180 (WING TIP—STA 1 & 9)						
AIM-9J SIDEWINDER	169	2	338	362.9	1227	AIM-9J
INSTALLATION TOTAL		2	338	362.9	1227	
BL180 (WING TIP—STA 1 & 9)						
AIM-9L SIDEWINDER	195	2	390	363.8	1419	AIM-9L
INSTALLATION TOTAL		2	390	363.8	1419	
NOTE: TIP LAUNCHERS INCLUDED IN BASIC WEIGHT (CHART "A" ITEM W-1)						
BL 157 (PYLON STATION 2 & 8)						
AIM-9J SIDEWINDER SUSPENSION HARDWARE (PG 2-16)	169	2	338 A-1	353.3	1194	AIM-9J
INSTALLATION TOTAL		2	338	353.3	1194	
BL 157 (PYLON STATION 2 & 8)						
AIM-9J SIDEWINDER SUSPENSION HARDWARE (PG 2-16)	195	2	390 A-1	353.4	1378	AIM-9L
INSTALLATION TOTAL			390	353.4	1378	
BL 120 (PYLON STATION 3 & 7)						
AIM-9L SIDEWINDER SUSPENSION HARDWARE (PG 2-16)	169	2	338 A-2	327.2	1106	AIM-9J
INSTALLATION TOTAL			338	327.2	1106	
BL 120 (PYLON STATION 3 & 7)						
AIM-9L SIDEWINDER SUSPENSION HARDWARE (PG 2-16)	195	2	390 A-2	328.2	1280	AIM-9L
INSTALLATION TOTAL		2	390	328.2	1280	
BL 120 (PYLON STATION 3 & 7)						
AIM-7F SUSPENSION HARDWARE (PG 2-17)			(PENDING)			AIM-7
INSTALLATION TOTAL						

*DOES NOT INCLUDE SUSPENSION HARDWARE WEIGHTS OR MOMENT/100. SEE REFERENCED PAGE FOR APPLICABLE DATA.

WBE-16-518

Figure A-5. Sample F-1X Chart E (Sheet 3 of 6)

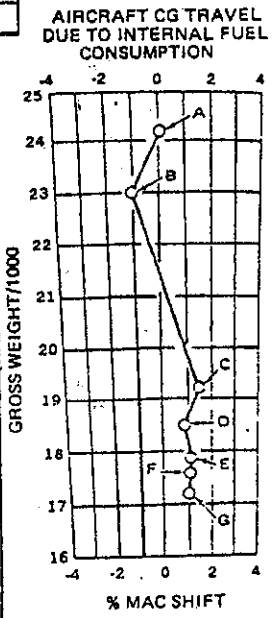
Table 2-18. Internal Fuel (Normal Sequence)

INTERNAL FUEL TANK DATA (USABLE)

FUEL LOCATION (TANK)	GALLONS (APPROX)	ARM (FS)	FUEL POUNDS (AT 6.5 LBS/GAL)	FUEL POUNDS (AT 6.8 LBS/GAL)
FORWARD FUSELAGE	(470)		(3053)	(3195)
TANK F-1	297	215.0	1927	2016
TANK F-2	105	297.0	684	716
RESERVOIR (RIGHT)	68	326.0	442	462
AFT FUSELAGE	(424)		(2754)	(2882)
RESERVOIR (LEFT)	68	326.0	442	462
TANK A-1	356	389.5	2312	2419
WINGS	(176)	350.0	(1143)	(1196)
LINES	(3)	370.0	(22)	(23)
USABLE INTERNAL FUEL	1073	317.6	6972	7294

USABLE INTERNAL FUEL (NORMAL SEQUENCE/DISTRIBUTION)

SEQUENCE POINT	GALLONS REMAINING (APPROX)	AT 6.5 LBS/GAL WEIGHT (LBS)	AT 6.5 LBS/GAL MOMENT 100 (ARM VARIES)	AT 6.8 LBS/GAL WEIGHT (LBS)	AT 6.8 LBS/GAL MOMENT 100 (ARM VARIES)	FUEL CONDITION
A	1073	6972	22144	7294	23166	HLSO
		6600	20842	6902	21187	
		6300	19791	6589	19610	
B	897	5830	18143	6098	18977	WINGS EMPTY
		5500	17148	5753	17938	
		5200	16242	5440	16992	
	754	4900	15336	5127	16046	
		4600	14428	4814	15100	
		4300	13522	4502	14157	
		4000	12614	4182	13190	
	569	3700	11708	3869	12244	
		3400	10801	3556	11298	
		3100	9894	3244	10355	
		2800	8988	2931	9409	
	385	2500	8081	2613	8463	
		2200	7173	2298	7495	
C	304	1975	6494	2066	6973	F-1 EMPTY; AFT PARTIAL
		1600	5207	1673	5446	
D	185	1205	3851	1261	4033	AFT EMPTY;F2 PARTIAL MINIMUM LANDING
		900	2901	938	3025	
E	93	607	1988	635	2080	F2 EMPTY; RES (R) PARTIAL RES (L) FULL
F		321	1056	336	1105	RES (L) PARTIAL LINES
G	3	22	81	23	85	LINES FUEL ONLY



NOTES:
1. THE MAGNITUDE OF AIRCRAFT C.G. SHIFT DUE TO INTERNAL FUEL CONSUMPTION WILL DECREAS WITH AN INCREASE IN AIRCRAFT GROSS WEIGHT.
2. FUEL AT 6.5 LBS/GAL IS REPRESENTATIVE OF JP-4 FUE 6.8 IS REPRESENTATIVE OF JP-5, JP-8, NATO, AND AVTUR FUELS.

WBE-16-528

Figure A-5. Sample F-1X Chart E (Sheet 4 of 6)

Table 2-19. External Fuel (Sheet 1)

EXTERNAL FUEL MOUNTING HARDWARE/TANK(S)

DESCRIPTION	UNIT WEIGHT	BL 71 (STA 4 & 6) QTY	BL 71 (STA 4 & 6) WEIGHT (LBS)	BL 71 (STA 4 & 6) ARM (FS)	BL 71 (STA 4 & 6) MOMENT/100	CENTERLINE (STA 5) QTY	CENTERLINE (STA 5) WEIGHT (LBS)	CENTERLINE (STA 5) ARM (FS)	CENTERLINE (STA 5) MOMENT/100	
FUEL PYLON	198	2	396	326.2	1288					B
370 GAL TANK	232	2	464	307.0	1424					1
UNUSABLE FUEL	10		20	273.3	55					
INSTALLATION TOTAL "B-1"		2	(880)	314.4	(2767)					
PYLON TOTAL D	164					1	164	314.0	515	B
300 GAL TANK	340					1	340	326.5	1110	2
UNUSABLE FUEL	12						12	290.0	35	
INSTALLATION TOTAL "B-2"						1	(516)	321.7	1660	

EXTERNAL FUEL (NORMAL SEQUENCE) – 300 GALLON TANK

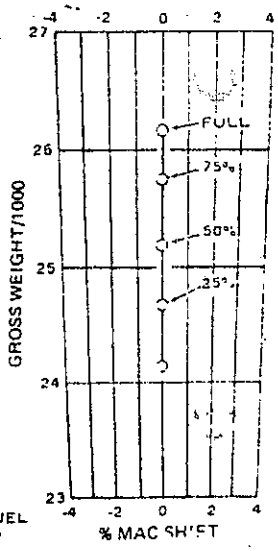
USABLE FUEL – 300 GALLON (CENTERLINE)

GALLONS REMAINING (APPROX)	AT 6.5 LBS/GAL WEIGHT (LBS)	AT 6.5 LBS/GAL ① MOMENT/100	AT 6.8 LBS/GAS WEIGHT (LBS)	AT 6.8 LBS/GAS ① MOMENT/100	FUEL CONDITION
300	1950	6232	2040	6520	FULL
	1700	5433	1778	5683	
225	1463	4676	1530	4890	75% FULL
	1200	3835	1255	4011	
150	975	3116	1020	3260	50% FULL
	750	2397	785	2509	
75	488	1560	510	1630	25% FULL
	250	799	262	837	

NOTE:

1. ① CONSTANT FUEL ARM OF 319.61
2. NON-COMPARTMENTED TANK.
3. THE MAGNITUDE OF AIRCRAFT C.G. SHIFT DUE TO EXTERNAL FUEL CONSUMPTION [illegible] DECREASE WITH AN INCREASE IN AIRCRAFT GROSS WEIGHT.
4. FUEL AT 6.5 LBS/GAL IS REPRESENTATIVE OF JP-4 FUEL; 6.8 IS REPRESENTATIVE OF JP-5, JP-8, NATO AND AVTUR FUELS.

AIRCRAFT CG TRAVEL DUE TO EXTERNAL FUEL CONSUMPTION



WBE-16-529

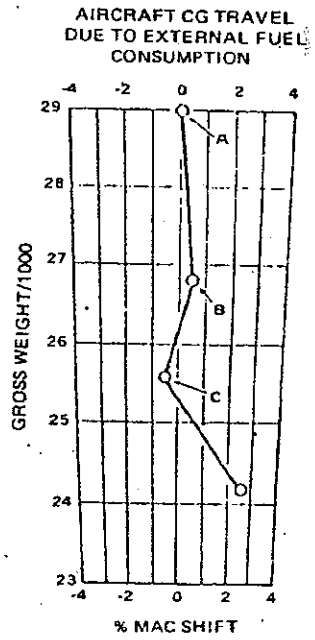
Figure A-5. Sample F-1X Chart E (Sheet 5 of 6)

Table 2-19. External Fuel (Sheet 2)

EXTERNAL FUEL (NORMAL SEQUENCE) - 370 GALLON TANKS

USABLE FU —370 GALLON WING TANKS (BL 71—STA 4 & 6)

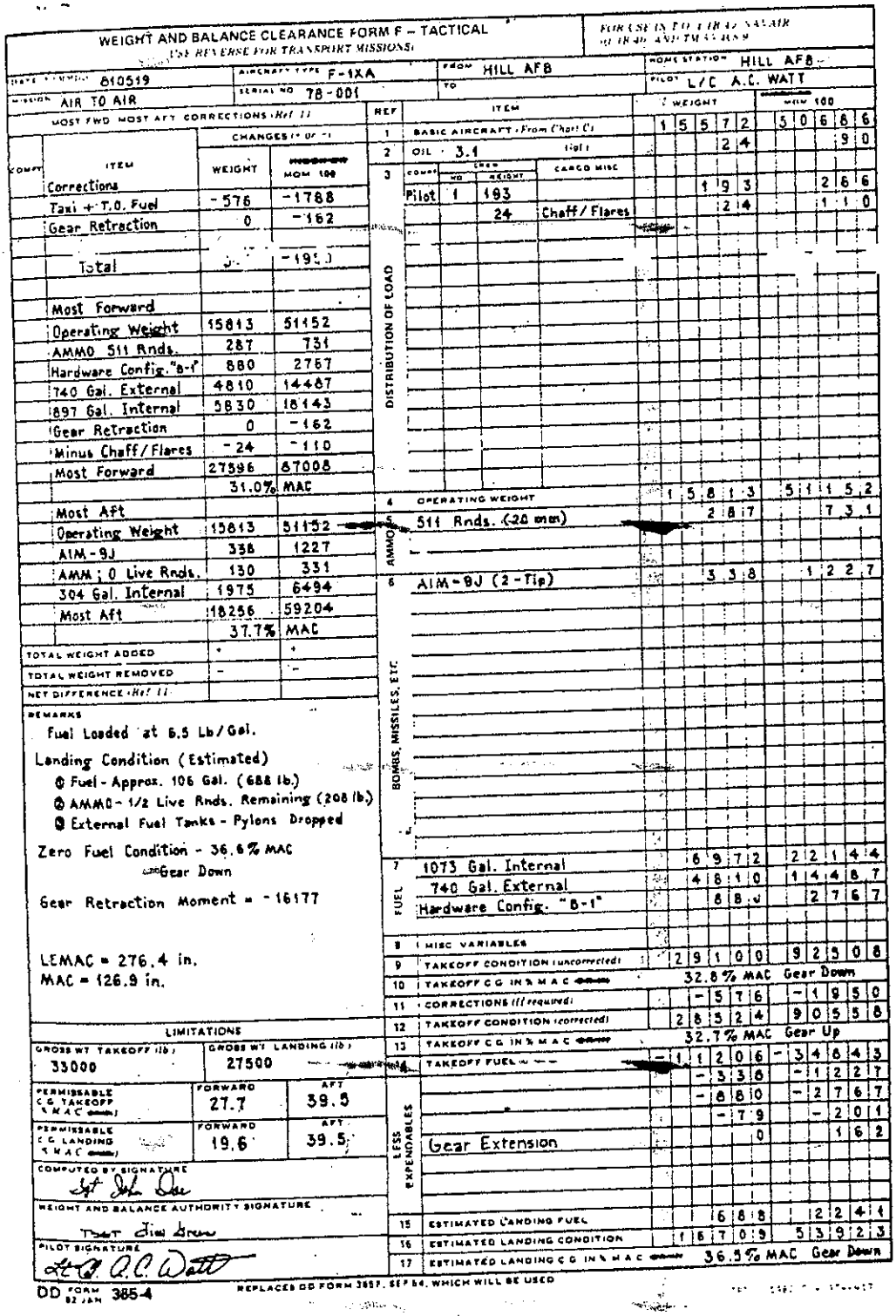
SEQUENCE POINT	GALLONS REMAINING (APPROX)	AT 6.5 LBS/GAL		AT 6.8 LBS/GAL		FUEL CONDITION
		WEIGHT (LBS)	MOMENT 100 (ARM VARIES)	WEIGHT (LBS)	MOMENT 100 (ARM VARIES)	
A	740	4810	14487	5032	15156	FULL
		4600	13835	4812	14473	
	677	4400	13214	4603	13824	
		4200	12593	4394	13162	
	615	4000	11972	4185	12526	
		3800	11351	3975	11874	
	554	3600	10730	3766	11225	
		3400	10109	3557	10576	
	492	3200	9488	3348	9927	
		3000	8867	3138	9275	
		2800	8246	2929	8626	
B	404	2626	7706	2747	8061	CENTER EMPTY: FULL FWD & AFT
		2400	6393	2510	7208	
	338	2200	6173	2302	6459	
		2000	5454	2092	5704	
		1800	4734	1883	4952	
C	236	1534	3777	1605	3952	EMPTY AFT: FULL FWD
		1400	3447	1465	3607	
	105	1200	2954	1255	3090	
		1000	2462	1046	2575	
	123	800	1970	837	2061	
		600	1477	628	1546	
	62	400	985	418	1029	
		200	492	209	515	



NOTE:
1. COMPARTMENTED TANK
2. FUEL SEQUENCE: CENTER BAY, AFT BAY, FORWARD BAY
3. THE MAGNITUDE OF AIRCRAFT C.G. SHIFT DUE TO EXTERNAL FUEL CONSUMPTION WILL DECREASE WITH AN INCREASE IN AIRCRAFT GROSS WEIGHT.
4. 6.5 LBS/GAL IS REPRESENTATIVE OF JP-4 FUEL; 6.8 IS REPRESENTATIVE OF JP-5, JP-8, NATO, AND AVTUR FUELS.

WBE-16-530

Figure A-5. Sample F-1X Chart E (Sheet 6 of 6)



WEIGHT AND BALANCE CLEARANCE FORM F – TACTICAL
USE REVERSE FOR TRANSPORT MISSIONS

DATE 810519 | AIRCRAFT TYPE F-1XA | FROM HILL AFB | HOME STATION HILL AFB
MISSION AIR TO AIR | SERIAL NO 78-001 | TO | PILOT L/C A.C. WATT

MOST FWD MOST AFT CORRECTIONS (Ref 11)

COMPT	ITEM	CHANGES (+ or -) WEIGHT	CHANGES (+ or -) MOM /100
	Corrections		
	Taxi + T.O. Fuel	-576	-1788
	Gear Retraction	0	-162
	Total		-1950
	Most Forward		
	Operating Weight	15813	51152
	AMMO 511 Rnds.	287	731
	Hardware Config. "B-1"	880	2767
	740 Gal. External	4810	14487
	897 Gal. Internal	5830	18143
	Gear Retraction	0	-162
	Minus Chaff/Flares	-24	-110
	Most Forward	27396	87008
		31.0%	MAC
	Most Aft		
	Operating Weight	15813	51152
	AIM-9J	338	1227
	AMM; 0 Live Rnds.	130	331
	304 Gal. Internal	1975	6494
	Most Aft	18256	59204
		37.7%	MAC
TOTAL WEIGHT ADDED		+	+
TOTAL WEIGHT REMOVED		-	-
NET DIFFERENCE (Ref 11)			

REMARKS

Fuel Loaded at 6.5 Lb/Gal.

Landing Condition (Estimated)

① Fuel - Approx. 106 Gal. (688 lb.)
② AMMO - 1/2 Live Rnds. Remaining (208 lb.)
③ External Fuel Tanks - Pylons Dropped

Zero Fuel Condition - 36.6% MAC
Gear Down

Gear Retraction Moment = -16177

LEMAC = 276.4 in.
MAC = 126.9 in.

LIMITATIONS

GROSS WT TAKEOFF (lb)	GROSS WT LANDING (lb)
33000	27500

	FORWARD	AFT
PERMISSABLE C.G. TAKEOFF (% MAC)	27.7	39.5
PERMISSABLE C.G. LANDING (% MAC)	19.6	39.5

COMPUTED BY SIGNATURE: Lt John Doe
WEIGHT AND BALANCE AUTHORITY SIGNATURE: Tsgt Jim Brown
PILOT SIGNATURE: Lt Col A.C. Watt

REF	ITEM	WEIGHT	MOM /100
1	BASIC AIRCRAFT (From Chart C)	15572	50906
2	OIL 3.1 (Ref)	24	90
3	DISTRIBUTION OF LOAD — COMPT NO 1 Pilot; CREW WEIGHT 193; CARGO MISC 24 Chaff/Flares	193 / 24	266 / 110
4	OPERATING WEIGHT	15813	51152
5	AMMO — 511 Rnds. (20 mm)	287	731
6	BOMBS, MISSILES, ETC — AIM-9J (2-Tip)	338	1227
7	FUEL — 1073 Gal. Internal	6972	22144
	740 Gal. External	4810	14487
	Hardware Config. "B-1"	880	2767
8	MISC VARIABLES		
9	TAKEOFF CONDITION (uncorrected)	29100	92508
10	TAKEOFF C.G. IN % MAC	32.8% MAC Gear Down	
11	CORRECTIONS (If required)	-576	-1950
12	TAKEOFF CONDITION (corrected)	28524	90558
13	TAKEOFF C.G. IN % MAC	32.7% MAC Gear Up	
14	TAKEOFF FUEL (-)	-11206	-34643
	LESS EXPENDABLES	-3536	-12217
		-8680	-27976
		-779	-2017
	Gear Extension	0	1662
15	ESTIMATED LANDING FUEL	6888	22441
16	ESTIMATED LANDING CONDITION	15709	53923
17	ESTIMATED LANDING C.G. IN % MAC	36.5% MAC Gear Down	

DD FORM 82 JAN 365-4 REPLACES DD FORM 365F, SEP 84, WHICH WILL BE USED

Figure A-6. Sample DD Form 365-4 (Tactical)

Figure A-5. Sample F-1X Chart E (Sheet 6 of 6)

FORM B – AIRCRAFT WEIGHING RECORD

FOR USE IN T.O. 1-1B-40, NAVAIR 01-1B-50 AND TM 55-1520-

DATE WEIGHED (YYMMDD)	MODEL DESIGN	SERIAL NUMBER
790705	F-1XA	78-001

PLACE WEIGHED	WEIGHT AND BALANCE TECHNICIAN (Last, first, MI)	DUTY PHONE NUMBER
HILL AFB	GREEN, JIM, B. SSGT	987-6543

REACTION (Wheels, jackpoints, etc)	SCALE READING	TARE	NET WEIGHT	ARM	MOMENT
LEFT MAIN	6555	-1	6554		
RIGHT MAIN	6584	-1	6583		
SUB-TOTAL (Both mains)	13139	-2	13137	E 374.3	4917179
NOSE OR TAIL	2640	0	2640	F 88.0	232320
TOTAL (as weighed) Not to be posted on Chart C	15779	-2	15777	326.4	5149499

MEASUREMENTS

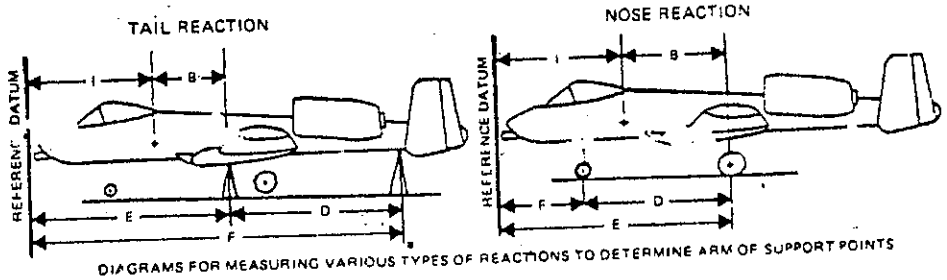
B = _____ the distance from the jig point, to the center line of the main reactions. Obtain by measurement.

I = _____ the distance from the reference datum to the jig point of the aircraft, from which a plumb bob can be dropped to the ground. Obtain from the aircraft diagram in Chart B.

E = 374.3 [1] the distance from the reference datum to the center line of the main reactions
E = I + B;
E = I – B (if the jig point is aft of the center line of the main reactions)

D = _____ the distance between the main and nose or tail reaction. Obtain by measurement.

F = 88.0 [1] the distance from the reference datum to the center line of the nose or tail reaction
F = E – D (for nose reaction)
F = E + D (for tail reaction)



DIAGRAMS FOR MEASURING VARIOUS TYPES OF REACTIONS TO DETERMINE ARM OF SUPPORT POINTS

[1] Check dimensions E and F against approximate dimensions listed on Chart E.

DD FORM 82 JAN 365-2 REPLACES DD FORM 365B SEP 54, WHICH WILL BE USED

Figure A-7. Sample DD Form 365-2 (Sheet 1 of 2)

DESCRIPTION	NET WEIGHT	ARM	MOMENT	INDEX (÷ 100)
TOTAL (Weighed) (From front side)	15777	326.4	5149499	
OIL IN AIRPLANE	24	375.0	9000	
TOTAL OF ITEMS WEIGHED BUT NOT PART OF BASIC WEIGHT (From Column I below)	196		73760	
TOTAL OF BASIC WEIGHT ITEMS NOT IN AIRCRAFT WHEN WEIGHED (From Column II below)	15		1932	
BASIC AIRCRAFT (Post to Chart C)	15572	325.5	5068671	50686

COLUMN I

ITEMS WEIGHED BUT NOT PART OF BASIC WEIGHT	WEIGHT	ARM	MOMENT
Usable Fuel	181		69400
Gear Restraints			
Nose	5	185.7	929
Main	10	345.1	3431
TOTAL	196		73760

COLUMN II

BASIC WEIGHT ITEMS NOT IN AIRCRAFT WHEN WEIGHED	WEIGHT	ARM	MOMENT
Survival Gear	15	128.8	1932
TOTAL	15		1932

REACTIONS USED

Wing and Nose Jack Points

TYPE SCALE Revere
SERIAL NUMBER 13876
CALIBRATION DATE (YYMMDD) 781214
CALIBRATED ACCURACY 0.1%

REMARKS

1) Basic Weight determined at 0° (level) aircraft attitude.
2) Aircraft was supported by three B-6 type jacks.
3) Aircraft was weighed in closed hanger.

[1] Enter constant need

Figure A-7. Sample DD Form 365-2 (Sheet 2 of 2)