AIRCRAFT ALIGNMENT

การตรวจแนว บ.

แผนกวิทยาการ กวก.ชอ.บนอ.

การตรวจแนว บ.
(AIRCRAFT ALIGNMENT)

T.O.1F-5A-3
SECTION 1
PARAGRAPHS 1-107 T.O.1-10

กล่าวโดยทั่วไป

ความมุ่งหมายในการตรวจแนว บ. หมายถึง การตรวจวัดแนวโครงสร้างของ
อากาศยาน เพื่อตรวจสอบดูว่าได้เกิดการคลาดเคลื่อนไปจากจุดที่กำหนดไว้บนเครื่องบิน
เพียงใด จุดที่กำหนดนี้ บ.แต่ละแบบจะไม่เหมือนกัน โดยทั่วไปจะระบุไว้ใน T.O.-3
ของ บ.แต่ละแบบ จุดที่กำหนดนี้จะอยู่บนระนาบระดับของอากาศยาน การคลาดเคลื่อน
จากระยะที่กำหนดเป็นเครื่องแสดงให้ทราบว่าโครงสร้างอากาศยานเกิดการเสียหายและ
มีความจำเป็นที่จะต้องค้นหาสาเหตุกันต่อไป แนวของอากาศยานที่เกิดการคลาดเคลื่อน
ของโครงสร้างจนทำให้เกิดการบิดเบี้ยว คด งอ คู้ง หรือแตกหักนั้น อาจจะเนื่องมาจา
อากาศยานได้รับภาระกรรมอย่างหนักในขณะบินหรือลงสนาม เช่น ได้รับแรง G มากเ
ไปขณะบินผาดแผลง (OVER-G MANEUVER) การเปลี่ยนท่าบินอย่างรวดเร็วและรุนแ
หรือ บ.ลงกระแทก (HARD LANDING) ในบางครั้งการบิดเบี้ยวอาจเกิดขึ้นได้อย่าง
โดยที่โครงสร้างอากาศยานไม่ได้แสดงอาการชำรุดออกมาให้เห็น ทั้งนี้เพราะจุดส
(YIELD POINT) ของอลูมินัมมีค่าต่ำกว่าจุดฉีกขาด (BREAKING POINT) เมื่อใดก็
เกิดความสงสัยว่าโครงสร้างของอากาศยานจะผิดรูปไปจากเดิมก็ให้ทำการตรวจแ
การตรวจแนว บ.มิได้เป็นเกณฑ์ที่จะใช้ในการพิจารณาตัดสินใจในเรื่องความสมบูร
โครงสร้างแต่เพียงอย่างเดียว ในบางกรณีที่มีการตรวจแนว บ.พบว่า บ.มีสภา
เกณฑ์กำหนดที่ยอมไว้ให้ แต่ผลการบินจริง ๆ ปรากฏว่าคุณสมบัติทางอากาศพลศา
อากาศยานยังใช้ได้ดีเนื่องจากสมรรถนะและคุณสมบัติของการควบคุมการบินยังอ
ที่กำหนดไว้ ถ้าในการบินทดสอบพบว่าการควบคุมการบินคลาดเคลื่อนไป และ
ที่จะแก้ไขให้เข้ามาอยู่ในเกณฑ์ได้ ก็ควรที่จะต้องนำ บ.มาตรวจแนว บ.เสีย
ตามปกติโครงสร้างอากาศยานได้ถูกออกแบบให้มีความแข็งแรงสูงและหยุ่นตัว

การตรวจสอบแนว บ.จะต้องประกอบด้วยการตรวจ 2 แบบด้วยกันคือ

1. การตรวจแบบ SYMMETRY คือ การตรวจหาเกณฑ์คลาดเคลื่อนตามแนวยาวจากจุดที่กำหนดบนเส้นตรงกันข้ามกับ AIRCRAFT CENTER LINE

2. การตรวจแบบ ELEVATION CHECK คือ การตรวจสอบหาเกณฑ์คลาดเคลื่อนตามแนวดิ่งจากจุดที่กำหนดบนเส้นที่กำหนดไว้

<u>การเตรียมการเพื่อตรวจสอบแนว บ.</u>

1. ถ่ายเชื้อเพลิงออกจากถังใน บ.ให้หมด
2. ถอดถังเชื้อเพลิงภายนอกและถัง PYLON ยกเว้นถังปลายปีก
3. เลือกพื้นที่หรือลานจอดที่ราบเรียบ ไม่มีกระแสลมรบกวน
4. ประกอบ JACK เข้ากับลำตัว 3 จุด ยก บ.ให้สูงพอสมควร ให้ฐานทั้งสามยึดสุดและพ้นพื้น
5. LEADING EDGE FLAPS อยู่ในตำแหน่ง "UP" ปิด ACCESS DOOR ทุกจุด
6. ตั้งกล้อง SURVEYOR'S TRANSIT ไว้ในตำแหน่งที่สามารถกวาดระยะได้ทั่วอากาศยาน
7. ขณะทำการตรวจสอบห้ามมิให้ผู้ใดเข้าไปแตะต้อง บ.และเครื่องวัด

<u>จุดกำหนดตรวจสอบแนว บ.</u> (ALIGNMENT CHECK POINT)

(ดูรูป 1-55 ถึง 1-57) ก่อนที่จะเริ่มดำเนินการตรวจสอบแนว บ.จำเป็นต้องหาจุดที่กำหนดที่จะต้องตรวจสอบให้แน่นอนเสียก่อน ดังรูป

<u>การถ่ายระบบเชื้อเพลิง</u>

ต้องถ่ายเชื้อเพลิงออกจากถัง ชพ.ในอากาศยานให้หมดก่อนที่จะปรับระดับ บ. ก่อนที่จะทำการตรวจสอบแนว บ. กรรมวิธีในการถ่ายเชื้อเพลิงออกจากถังใน บ.ดูได้จาก T.O.1F-5A-2-2 หรือ 1F-5B-2-2

<u>การยก JACK อากาศยานเพื่อตรวจสอบแนว บ.</u> (ดูรูป 1-58)

กรรมวิธีในการยก JACK เพื่อปรับระดับและตรวจสอบแนว บ. กรรมวิธีในการยก JACK ดูได้จาก PARAGRAPH 1-63 สำหรับ F-5A และ PARAGRAPH 1-64 สำหรับ F-5B

<u>การยกระดับอากาศยานเพื่อตรวจสอบแนว บ.</u> (ดูรูป 1-58)

กรรมวิธีการยกระดับอากาศยานเพื่อตรวจสอบแนว บ.มีดังนี้

1. กรรมวิธีในการเตรียมการยกระดับอากาศยานเพื่อตรวจสอบแนว บ.ให้ทำตาม PARAGRAPH 1-111 และ 1-112

2. วางกล้องปรับระดับไว้ข้างหัว บ.ในตำแหน่งที่สามารถกวาดไปได้รอบ ๆ บ. เพื่อให้มองเห็นจุดที่กำหนดในการยกระดับ บ. ดังรูป 1-58

3. ใช้ไม้บรรทัดเหล็กแตะตั้งฉากจุดที่กำหนดตรงรอยต่อด้านหลังของปีกกับลำตัวทั้งด้านซ้ายและด้านขวาของลำตัว บ.

4. เล็งกล้องไปที่ด้านหลังจุดรอยต่อระหว่างปีกกับลำตัวทั้งซ้ายขวา และทำการปรับให้จุดทั้งซ้ายและขวาอยู่ในระดับเดียวกันทาง LATERALLY

5. ใช้ไม้บรรทัดเหล็กแตะตั้งฉากกับจุดที่กำหนดที่ฐานหน้าตรง NOSE LANDING GEAR DRAG BRACE TRUNNION กวาดกล้องมาที่ไม้บรรทัดเหล็กอ่านค่าได้เป็นระยะเท่าไร ให้ปรับเพิ่มเข้าไปอีกด้วย "Z" DIMENSION (6.837 นิ้ว สำหรับ F-5A หรือ 8.955 นิ้ว สำหรับ F-5B) ซึ่งจะต้องได้ค่าเท่ากับที่อ่านได้จากจุดด้านหลังรอยต่อปีกกับลำตัวบวกด้วย "Z" DIMENSION (7.750 นิ้ว) ค่าที่อ่านได้จากการยกหัว บ.จะเป็นค่าการยกระดับ บ. ทางด้าน LONGITUDINALLY

6. หลังจากปรับระดับทางด้าน LONGITUDINALLY แล้วให้ตรวจสอบระดับทางด้าน LATERAL อีกครั้งหนึ่ง

<u>SYMMETRY ALIGNMENT CHECK F-5A</u> (ดูรูป 1-59)

1. เตรียมอากาศยานเพื่อตรวจสอบแนว บ.ตาม PARAGRAPH 1-109 ถึง 1-113 พื้นที่ที่จอด บ.ต้องให้ได้ระดับดีที่สุดเท่าที่จะเป็นไปได้ ฐานหน้าต้องยึดสุดและขนานกับเส้นผ่าศูนย์กลางของลำตัว บ.

2. ทิ้งดิ่งตามจุดที่กำหนด

3. ทำเครื่องหมายตรงจุดที่ทิ้งดิ่งตกที่พื้น

4. ใช้สายวัดที่ทำด้วยเหล็กวัดระยะระหว่างจุด

<u>หมายเหตุ</u> แพนหางระดับด้านซ้ายต้องอยู่ที่ตำแหน่ง 0 องศา

5. ถ้าระยะระหว่างจุดที่วัดได้อยู่ในเกณฑ์ที่กำหนด แสดงว่าแนว บ.อยู่ในสภาพดี

SYMMETRY ALIGNMENT CHECK F-5B

ดำเนินกรรมวิธีตาม PARAGRAPH 1-114 ยกเว้นจุดที่กำหนดให้ใช้ตามรูป 1-60

ELEVATION ALIGNMENT CHECK F-5A

ให้ใช้จุดกำหนดตามรูปที่ 1-60 ดังต่อไปนี้

1. เตรียมอากาศยานเพื่อการตรวจแนว บ.ตาม PARAGRAPH 1-109 ถึง 1-113 ติดตั้งกล้องในตำแหน่งที่สามารถกวาดไปได้รอบอากาศยาน และปรับกล้องให้ได้ระดับและมองเห็นจุดที่กำหนดตามรูปที่ 1-61

2. BASIC REFERENCE CHECK POINT อยู่ที่สลักยึดปีกกับลำตัวด้านหลังในช่องฐานสลัก ซึ่งใช้ในการปรับระดับอากาศยาน (อ้างถึง PARAGRAPH 1-113 และรูปที่1-58) SCALE ที่อ่านได้จากจุดนี้เป็นค่าที่บวกด้วย BASIC DIMENSION "Z"(7.750 นิ้ว)เรียกว่า BASIC REFERENCE "Z" TRANSIT ซึ่งจะต้องนำไปลบออกจาก SCALE ที่อ่านได้จากการกวาดกล้องไปยังไม้บรรทัดเหล็กซึ่งแตะอยู่ที่จุดกำหนดการตรวจสอบ

3. ใช้ไม้บรรทัดเหล็กแตะที่จุดกำหนดหมายเลข 1 (ตามรูปที่ 1-61) กวาดกล้องมาอ่าน SCALE แล้วบันทึกไว้ เพื่อเปรียบเทียบกับเกณฑ์ที่กำหนด

หมายเหตุ แพนหางระดับทางด้านซ้ายต้องอยู่ในตำแหน่ง 0 องศา

การตรวจแนว บ.
(AIRCRAFT ALIGNMENT)

T.O.1F-5A-3
(PAGE 1-108 E1-123)

<u>กล่าวโดยทั่วไป</u>

อุปกรณ์ที่สำคัญของอากาศยานเมื่อถูกตรวจพบว่าผิดแนวระยะที่กำหนด จำเป็นต้องทำการตรวจแนว บ. (AIRCRAFT ALIGNMENT) การตรวจแนว บ. คือ การตรวจวัดหาเกณฑ์เปรียบเทียบที่คลาดเคลื่อน ที่วัดระยะได้จากจุดที่กำหนดไว้บนเครื่องบิน (จุดที่กำหนดนี้ บ.แต่ละแบบจะไม่เหมือนกัน แต่จะใกล้เคียงกันมาก โดยทั่วไปจะมีบอกไว้ใน T.O.-3 ของ บ.แต่ละแบบ) ว่าเกินเกณฑ์ที่กำหนดไว้ให้ใน BASIC DIMENSION มากน้อยเพียงใด การคลาดเคลื่อนจากระยะที่กำหนดเป็นเครื่องแสดงให้ทราบว่าโครงสร้างของอากาศยานเสียหายและมีความจำเป็นที่จะต้องค้นหาสาเหตุกันต่อไป อากาศยานที่เกิดการคลาดเคลื่อนของโครงสร้าง จนทำให้เกิดการบิดเบี้ยว อาจจะเกิดขึ้นได้เนื่องจากโครงสร้างได้รับแรง G เกินเกณฑ์ (OVER-G MANEUVER) ขณะทำการบินผาดแผลงหรือ บ.ลงกระแทก (HARD LANDING) บางครั้งการบิดเบี้ยวอาจเกิดขึ้นอย่างถาวรได้โดยที่โครงสร้างของอากาศยานไม่ได้แสดงอาการชำรุดออกมาให้เห็นเพราะจุดยืดตัว (YIELD POINT) ของอลูมินัมต่ำกว่าจุดฉีกขาด (BREAK POINT) เมื่อไรก็ตามที่เกิดความสงสัยว่าโครงสร้างของอากาศยานจะผิดรูปไปจากเดิม ก็ให้ทำการตรวจแนว บ. การตรวจแนว บ.มิได้เป็นเกณฑ์ที่จะใช้ในการพิจารณาตัดสินใจในเรื่องความสมบูรณ์ของโครงสร้างเพียงอย่างเดียว ในบางกรณีที่มีการตรวจขึ้นฝูงบินพบว่า บ.มีสภาพเกินเกณฑ์กำหนดที่ยอมให้ไว้ แต่ผลการบินจริงปรากฏว่า คุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานยังใช้ได้ดี เนื่องจากคุณภาพ สมรรถนะ และคุณสมบัติของการควบคุมในการบินยังอยู่ในเกณฑ์ที่กำหนด ในการบินทดสอบพบว่า การควบคุมการบินเกินเกณฑ์ที่กำหนดไว้และไม่สามารถแก้ไขข้อขัดข้องนั้นได้ หลังจากที่แก้ปรับชุดควบคุมการบินให้อยู่ในเกณฑ์ที่กำหนดไว้ ก็ให้ทำการตรวจแนว บ.เพื่อหาข้อขัดข้องต่อไป ตามความเป็นจริงในการสร้างอากาศยาน โครงสร้างมิได้ถูกสร้างให้แข็งแรงและเคลื่อนไหวไม่ได้ แต่ได้ถูกออกแบบให้มีความแข็งแรงสูงและสามารถคลาดเคลื่อนได้บ้างตามสภาพภาวะที่มีแรงมากระทำอย่างธรรมดา ฉะนั้น เมื่อ

เกิดแรง G หรือบินลงกระแทกเกินเกณฑ์ ก็มีความจำเป็นจะต้องตรวจอย่างละเอียดถี่ถ้วน และพยายามค้นหารอยร้าวรอยของการเปลี่ยนรูป เนื่องจากแรงเฉือน (SHEAR) และแรงดึง (TENSION) โดยเฉพาะกับชิ้นยึด (FITTING) ซึ่งต้องรับน้ำหนักมาก ๆ ให้เอาใจใส่เป็นพิเศษ สลักยึดต่าง ๆ อาจถอดออกมาเป็นตัวอย่างในการสอบหารอยร้าวรอยของการเปลี่ยนรูป เนื่องจากแรงเฉือน (SHEAR) และแรงดึง (TENSION)

การตรวจสอบแนว บ.ที่สมบูรณ์จะต้องประกอบด้วยการตรวจ 2 แบบด้วยกัน คือ

1. การตรวจแบบ SYMMETRICAL คือ การตรวจหาเกณฑ์คลาดเคลื่อนตามแนวยาวจากจุดที่กำหนดบนเส้นตรงข้ามกับ AIRCRAFT CENTER LINE

2. การตรวจแบบ ELEVATOR คือ การตรวจหาเกณฑ์คลาดเคลื่อนตามแนวดิ่งจากจุดที่กำหนดบนเครื่องบินกับเส้นที่กำหนดไว้ (HORIZONTAL REFERENCE LINE)

1-109 การเตรียมเพื่อการตรวจแนว บ.

1. ถ่ายเชื้อเพลิงออกจาก บ.ให้หมด
2. ถอดอุปกรณ์ของถังเชื้อเพลิงภายนอกออกให้หมดยกเว้น TIP TANK ไม่ต้องถอด
3. ประกอบ JACK เข้ากับลำตัว บ.สามจุด และปรับระดับ บ.ให้สูงพอสมควรโดยให้ฐานทั้งสามพ้นพื้น
4. LEADING EDGE FLAP อยู่ในตำแหน่ง "UP"
5. ประกอบ ACCESS DOOR ทั้งหมด
6. ตั้งกล้อง SURVEYOR'S TRANSIT ที่สามารถกวาดระยะได้ทั่วอากาศยาน

หมายเหตุ - ขณะที่กำลังทำการตรวจ ต้องไม่มีเจ้าหน้าที่ขึ้นไปอยู่บนอากาศยาน
- ต้องไม่จอด บ.ไว้ในที่ที่มีกระแสลมรบกวน เพราะจะทำให้ค่าในการวัดคลาดเคลื่อนไปได้

SYMMETRICAL ALIGNMENT CHECK F-5A

ดูรูป 1-59 และปฏิบัติดังนี้

1. ปรับระดับ บ.ตามรูป 1-58 ตาม SHEET 1 และ 2 ยก บ.ให้สูงโดยล้อทั้งสามต้องไม่ติดพื้น การปรับระดับให้ใช้กล้อง SURVEYOR'S TRANSIT เป็นตัวควบคุม โดยใช้จุดเล็งที่ DRAG BRACE ที่ฐานหน้า และ BOLT ที่ปีกหลังในช่องฐานหลักทั้งสองข้าง (ตามรูป 1-58 SHEET 2)
2. ใช้ลูกดิ่ง (PUMP BOB) ทิ้งจากจุดที่กำหนดใน T.O.ตามรูป 1-55 ถึง 1-58
3. ทำเครื่องหมายตามจุดที่ลูกดิ่งลงมาสัมผัสพื้น
4. วัดระยะจากจุดต่าง ๆ ที่ทำเครื่องหมายไว้บนพื้น ตามรูป 1-59

ข้อควรระวัง ต้องปรับ HORIZZONTAL TAIL ให้อยู่ในตำแหน่ง 0 องศา

5. เปรียบเทียบค่าที่วัดได้จากจุดต่าง ๆ กับค่าที่กำหนดไว้ใน T.O.ต้องไม่คลาดเคลื่อนเกินกว่าเกณฑ์ที่กำหนดและยอมรับได้

ELEVATOR ALIGNMENT CHECK F-5A

ดูรูป 1-61 และปฏิบัติดังนี้

1. ปรับระดับ บ.ตามรูป 1-58 ตาม SHEET 1 และ 2 ยก บ.ให้สูงรถยที่ล้อของฐานทั้งสามไม่สัมผัสพื้น การปรับระดับให้ใช้กล้อง SURVEYOR'S TRANSIT เล็งไปที่ DRAG BRACE ของฐานหน้า และ BOLT ที่ปีกหลังในช่องฐานหลักทั้งสองข้าง (ตามรูปที่ 1-58 SHEET 2) เมื่อได้ระดับดีแล้วให้ยก บ.ให้สูงขึ้นกว่าเดิมคือ ที่ฐานหน้าตรง DRAG BRACE ให้ยกสูงขึ้นไปจากแนวระดับเดิมอีก 6.837 นิ้ว และที่ BOLT ของปีกหลังให้สูงกว่าระดับเดิมอีก 7.750 นิ้ว (ตามรูป 1-58 SHEET 2) ระยะที่เพิ่มขึ้นเรียกว่า "Z" DIMENSION

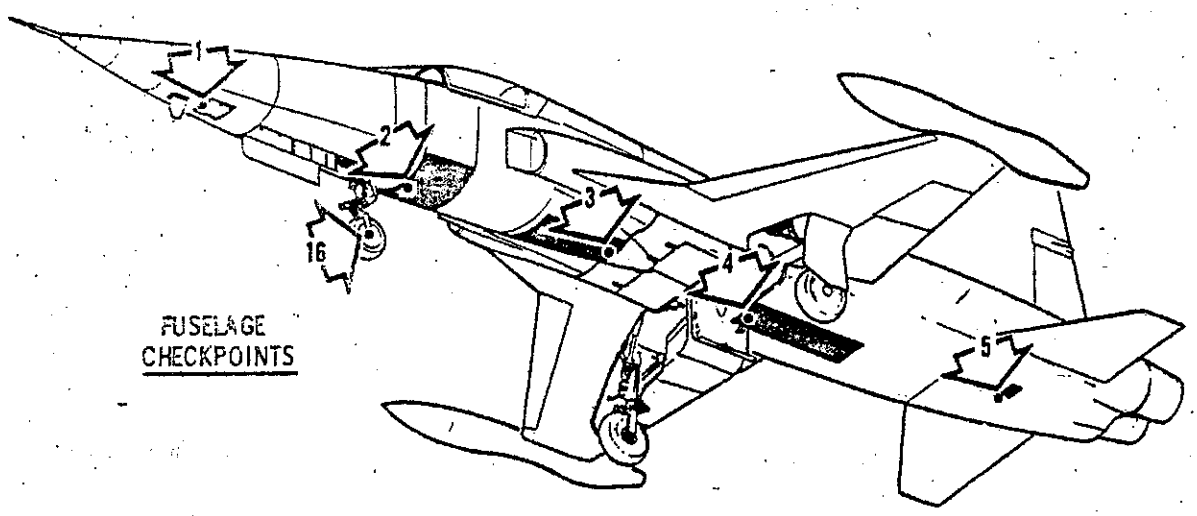
2. วัดระยะจากพื้น (TRANSIT SWEEP PLANE) ถึงเส้นอ้างอิงบนอากาศยาน (HORIZONTAL REFERENCE LINE) ด้วยกล้อง SURVEYOR'S TRANSIT และไม้วัดระดับ (STEEL SCALE PERPENDICULAR) และให้บันทึกค่าที่อ่านได้ ค่าที่อ่านได้นี้เรียกว่า "Z TRANSIT"

3. วัดระยะจากพื้น (TRANSIT SWEEP PLANE) ถึงจุดที่กำหนดใต้ลำตัว บ.และปีก (ตามรูป 1-55 ถึง 1-57) ด้วยกล้อง SURVEYOR'S TRANSIT และไม้วัดระดับ (SCALE PERPENDICULAR) และให้บันทึกค่าที่อ่านได้ไว้ ค่าที่อ่านได้นี้เรียกว่า SCALE READING

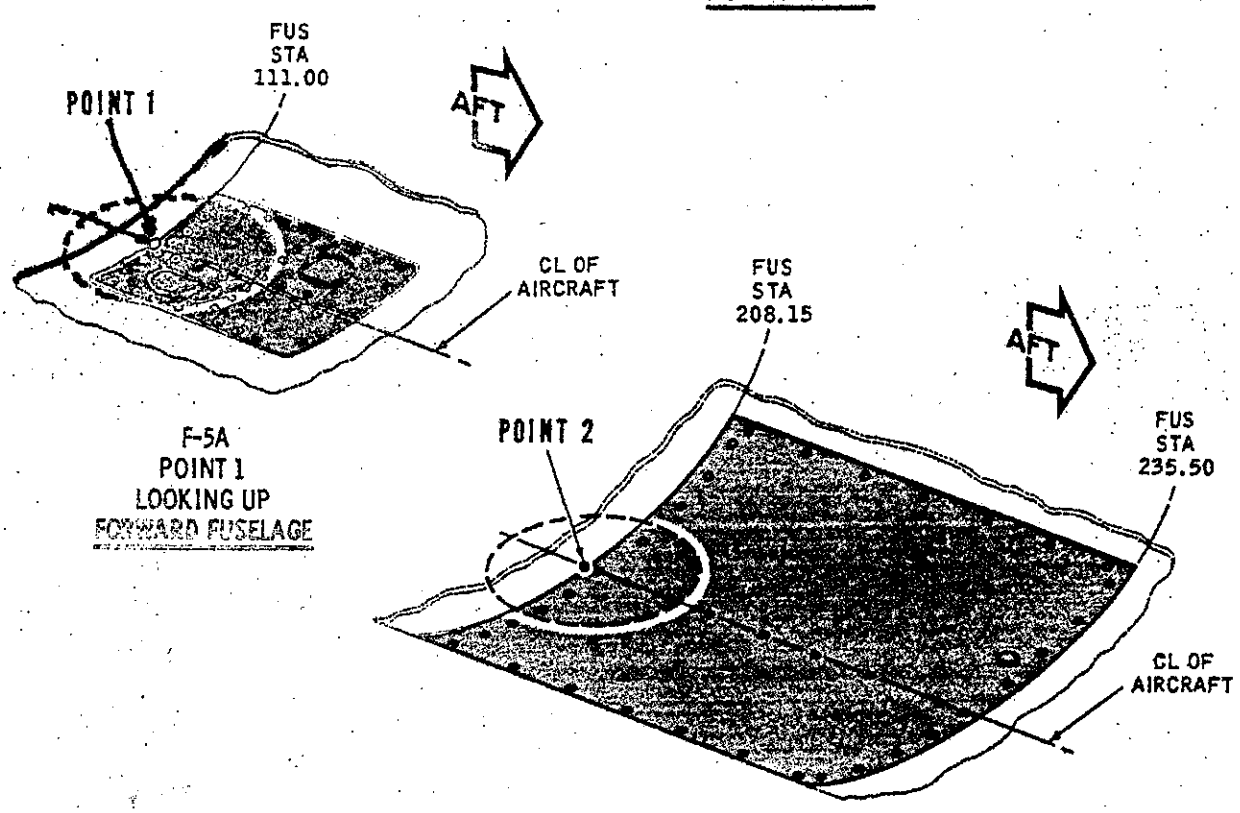
ข้อควรระวัง ต้องปรับ HORIZONTAL TAIL ให้อยู่ในตำแหน่ง 0 องศา

4. ให้เปรียบเทียบค่า "Z" TRANSIT กับ SCALE READING และค่าที่เพิ่มขึ้นให้ตามจุดต่าง ๆ ที่แสดงไว้ในรูป 1-61 ค่าที่ต่างกันนี้ต้องไม่เกินค่าที่กำหนดไว้ใน T.O.

<<<<<<<<<<<>>>>>>>>>>>



F-5A AIRCRAFT



F-5A
POINT 1
LOOKING UP
FORWARD FUSELAGE

F-5A
POINT 2
LOOKING UP
FORWARD FUSELAGE

Figure 1-55. Alignment Checkpoints on Fuselage and Nose Landing Gear — F-5A/B Aircraft (Sheet 1)

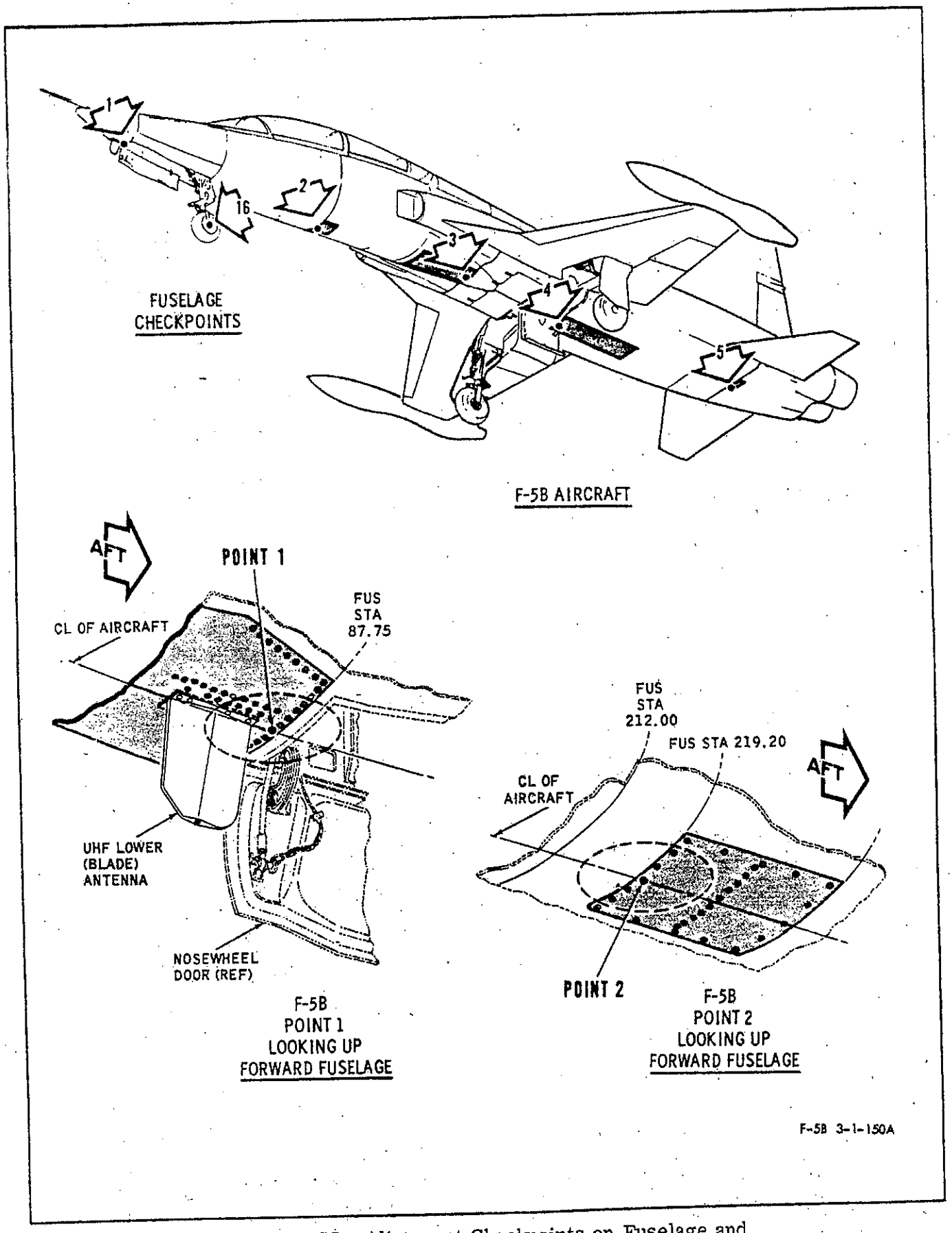


Figure 1-55. Alignment Checkpoints on Fuselage and Nose Landing Gear — F-5A/B Aircraft (Sheet 2)

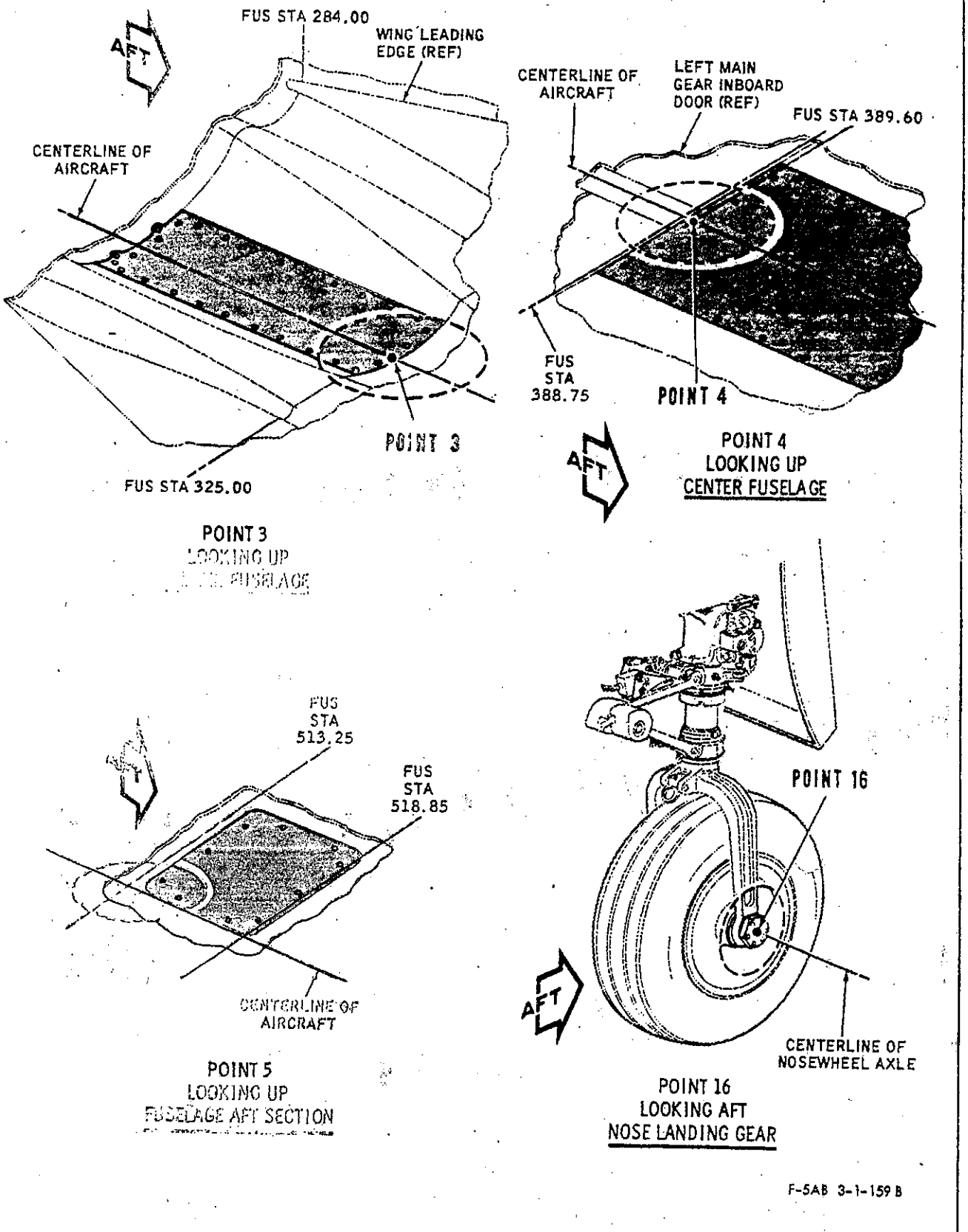
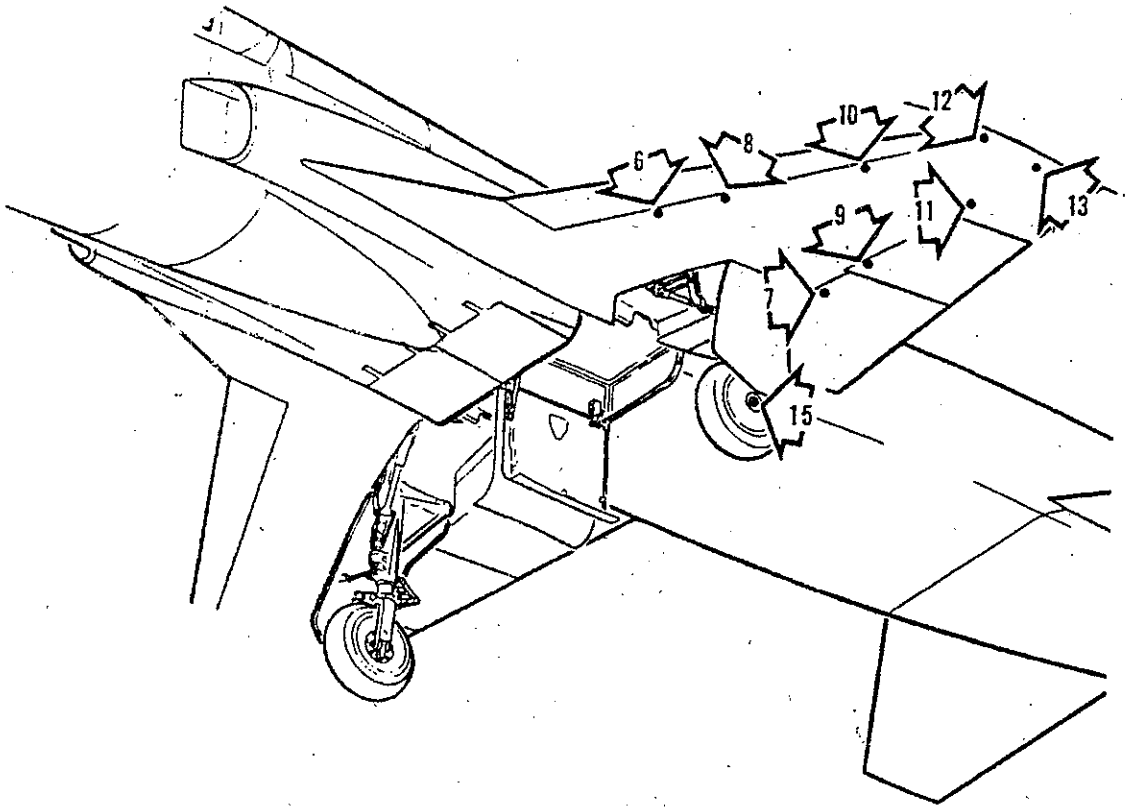
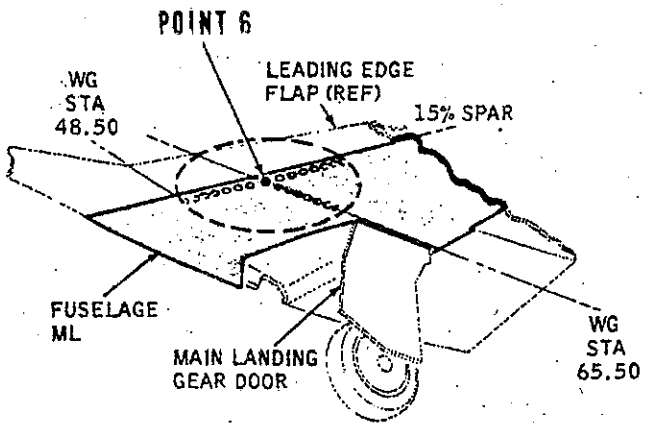


Figure 1-55. Alignment Checkpoints on Fuselage and Nose Landing Gear — F-5A/B Aircraft (Sheet 3)



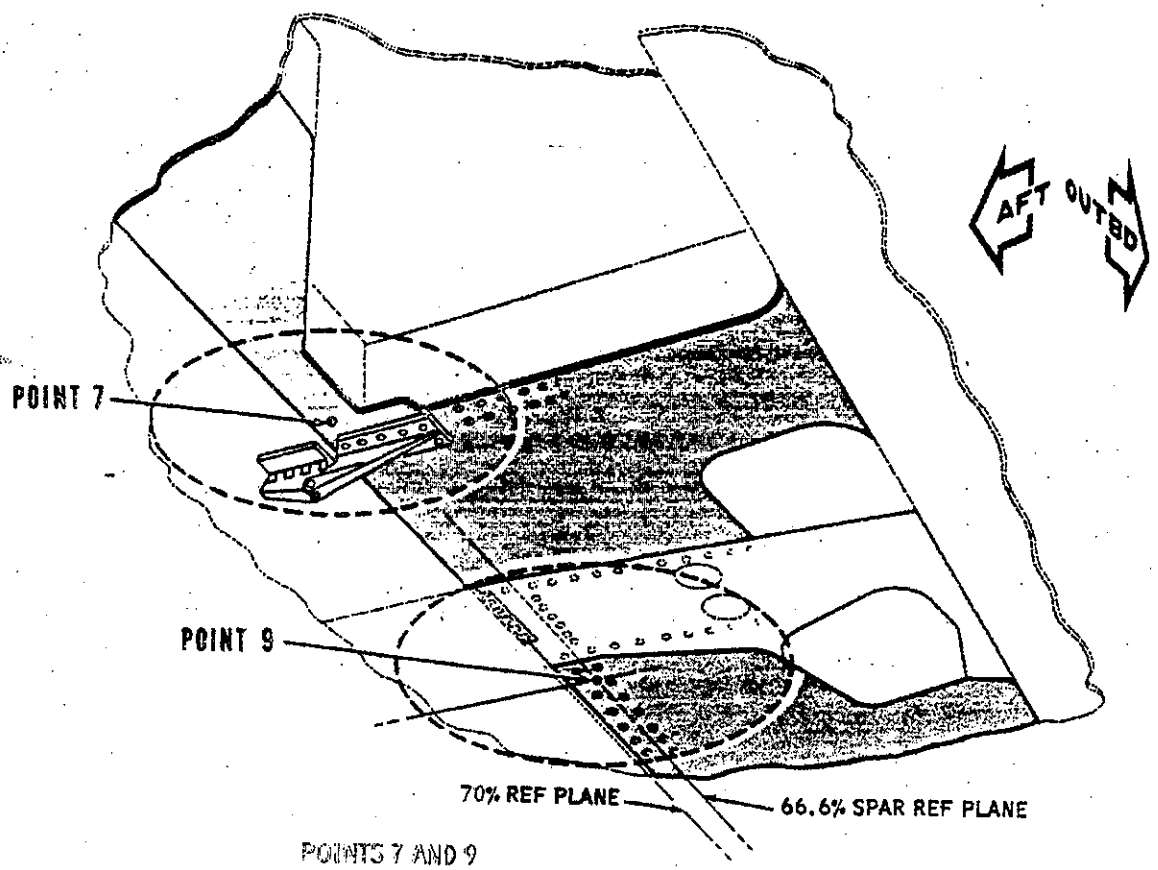


POINT 6
LOOKING UP AND AFT

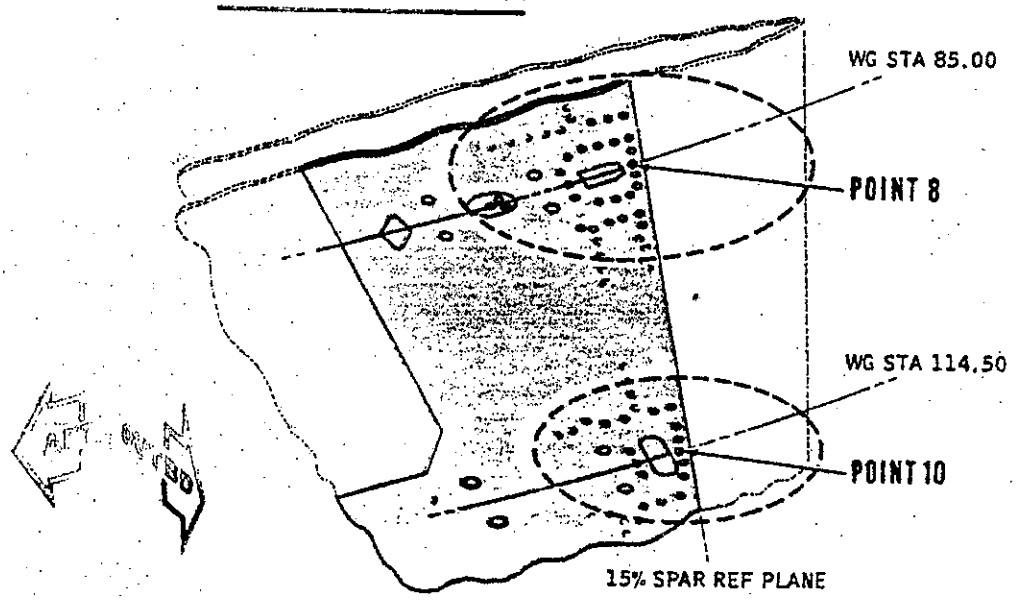
WING LOWER SURFACE CHECKPOINTS
RIGHT WING SIMILAR

F-5AB 3-1-151A

Figure 1-56. Alignment Checkpoints on Wing and Main Landing Gear (Sheet 1)



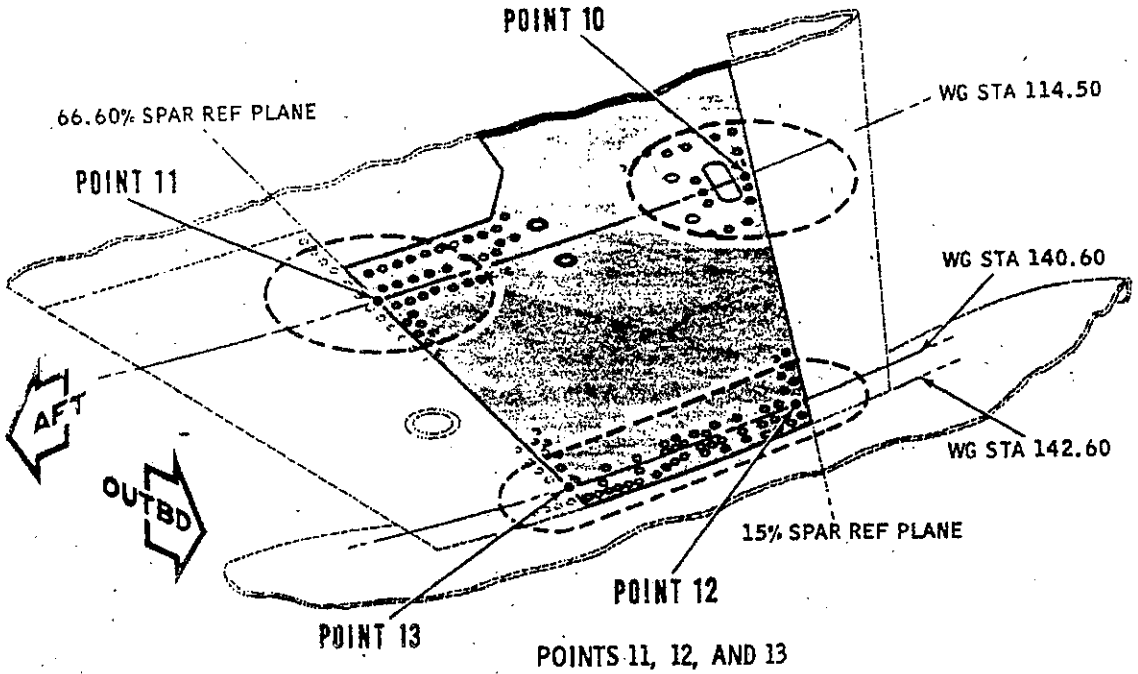
POINTS 7 AND 9
LOOKING OUTBD, UP AND AFT
MAIN WING TRAILING EDGE



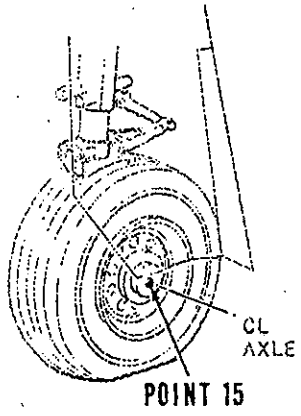
POINTS 8 AND 10
LOOKING UP AND AFT – MAIN WING LEADING EDGE

F-5AB 3-1-152A

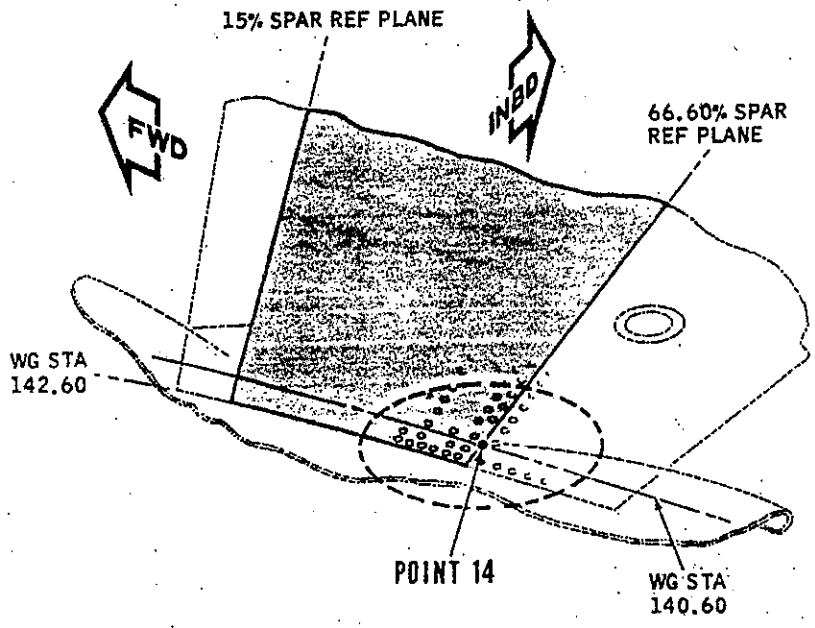
Figure 1-56. Alignment Checkpoints on Wing and Main Landing Gear (Sheet 2)



POINTS 11, 12, AND 13
LOOKING UP AND AFT (LEFT SIDE)



POINT 15
LOOKING AFT AND INBD
MAIN LANDING GEAR



POINT 14
LOOKING DOWN AND FORWARD ON
UPPER SURFACE (LEFT SIDE)

F-5AB-3-1-160A

Figure 1-56. Alignment Checkpoints on Wing and Main Landing Gear (Sheet 3)

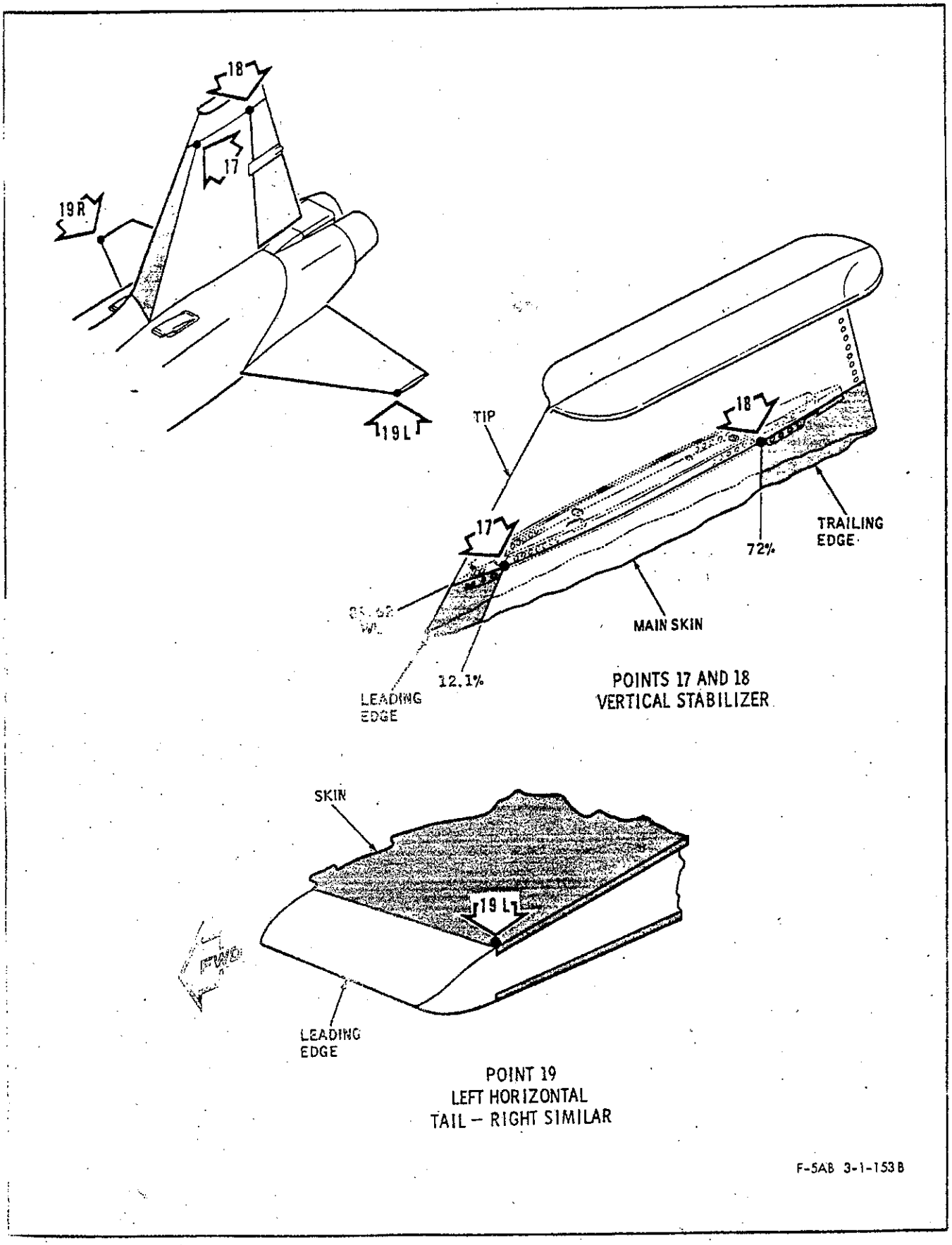
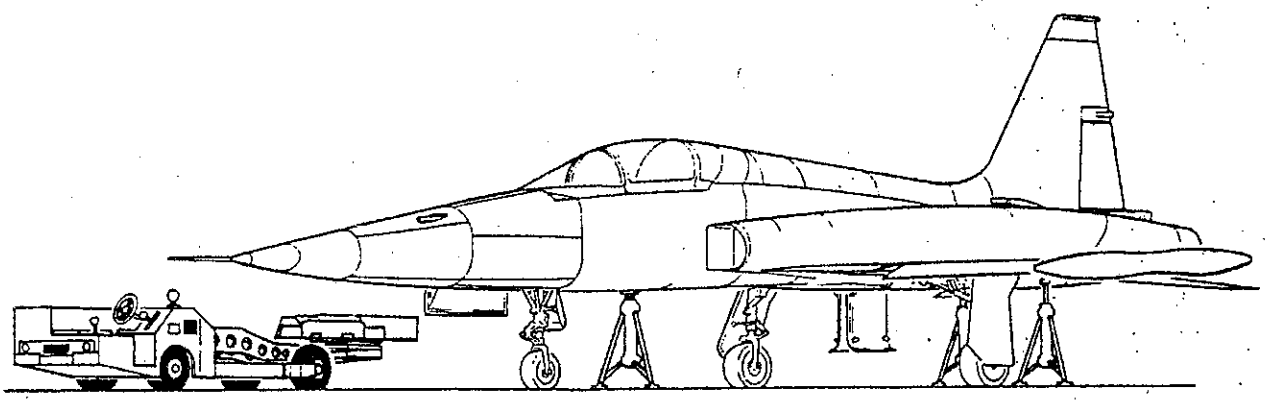


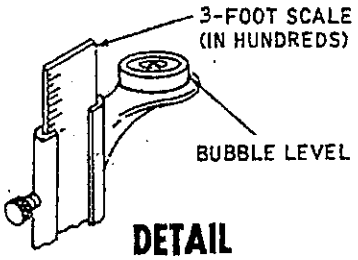
Figure 1-57. Alignment Checkpoints on Vertical Stabilizer and Horizontal Tail



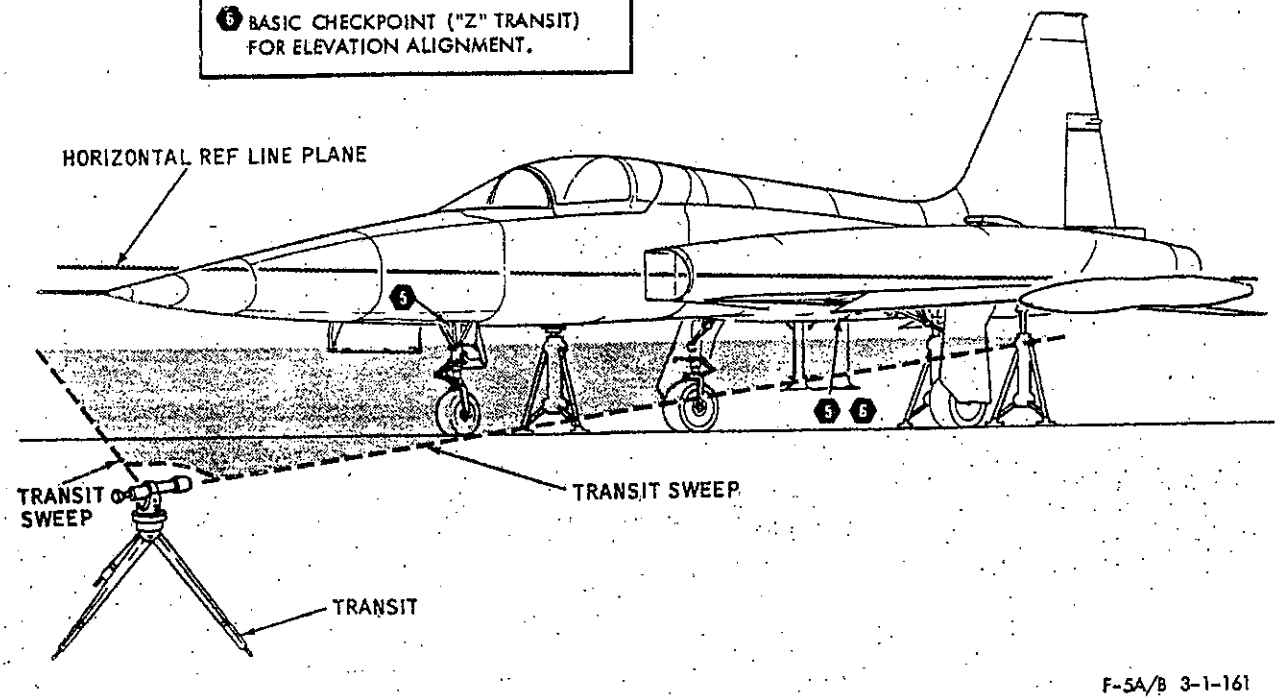
ALIGNMENT PREPARATION

Note

1. REMOVE ALL FUEL, STORES, AND PYLONS (EXCEPT TIP TANKS).
2. CHECK THAT ALL ACCESS DOORS ARE INSTALLED.
3. LANDING GEAR EXTENDED, LEADING EDGE FLAPS RELAXED.
4. AIRCRAFT SUPPORTED BY FUSELAGE JACKS ONLY.
5. LEVEL AIRCRAFT USING AFT WING ATTACH BOLTS AND NOSE WHEEL DRAG BRACE.
6. BASIC CHECKPOINT ("Z" TRANSIT) FOR ELEVATION ALIGNMENT.



DETAIL
SCALE AND LEVEL
TYPICAL



F-5A/B 3-1-161

Figure 1-58. Alignment Check Preparation (Sheet 1)

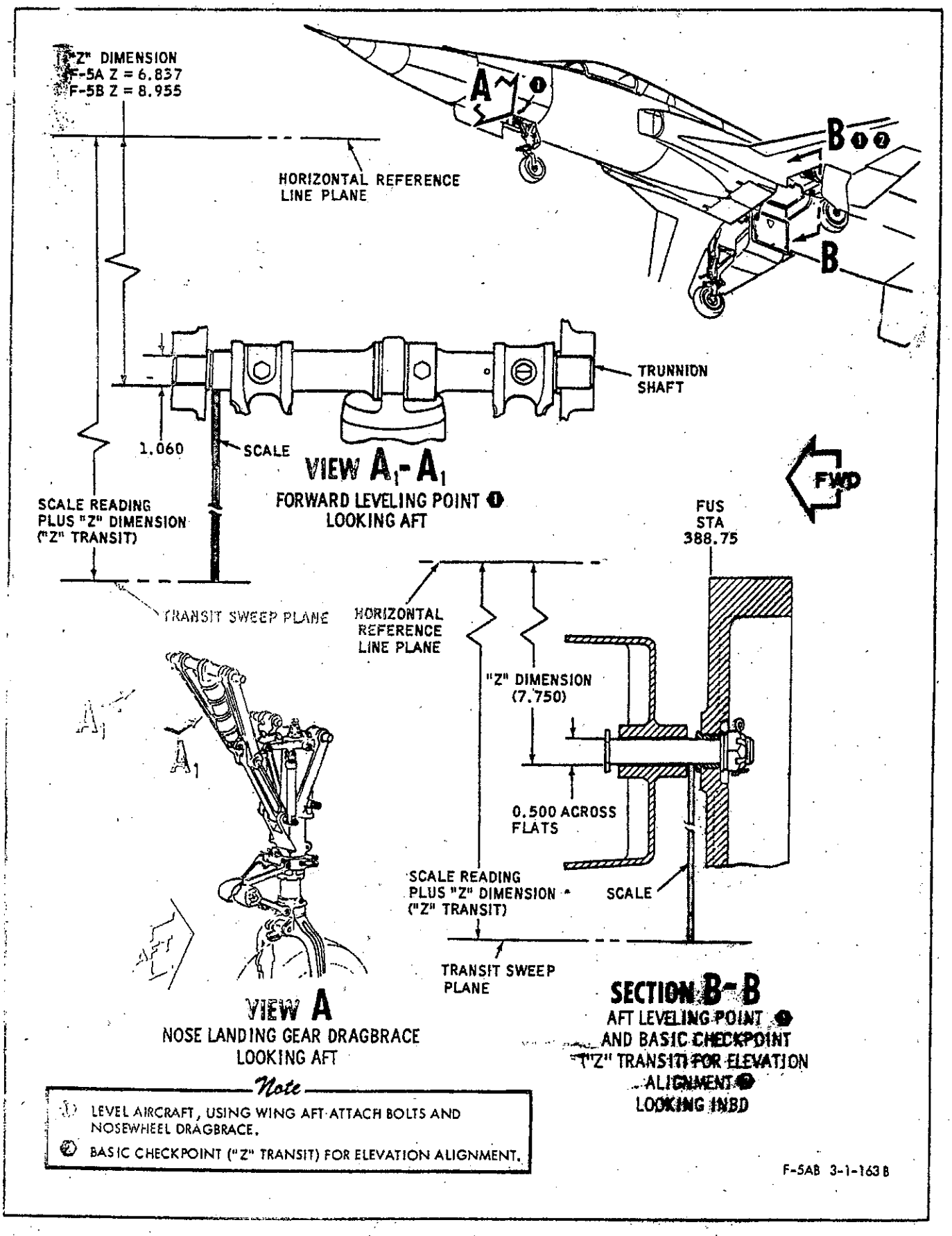
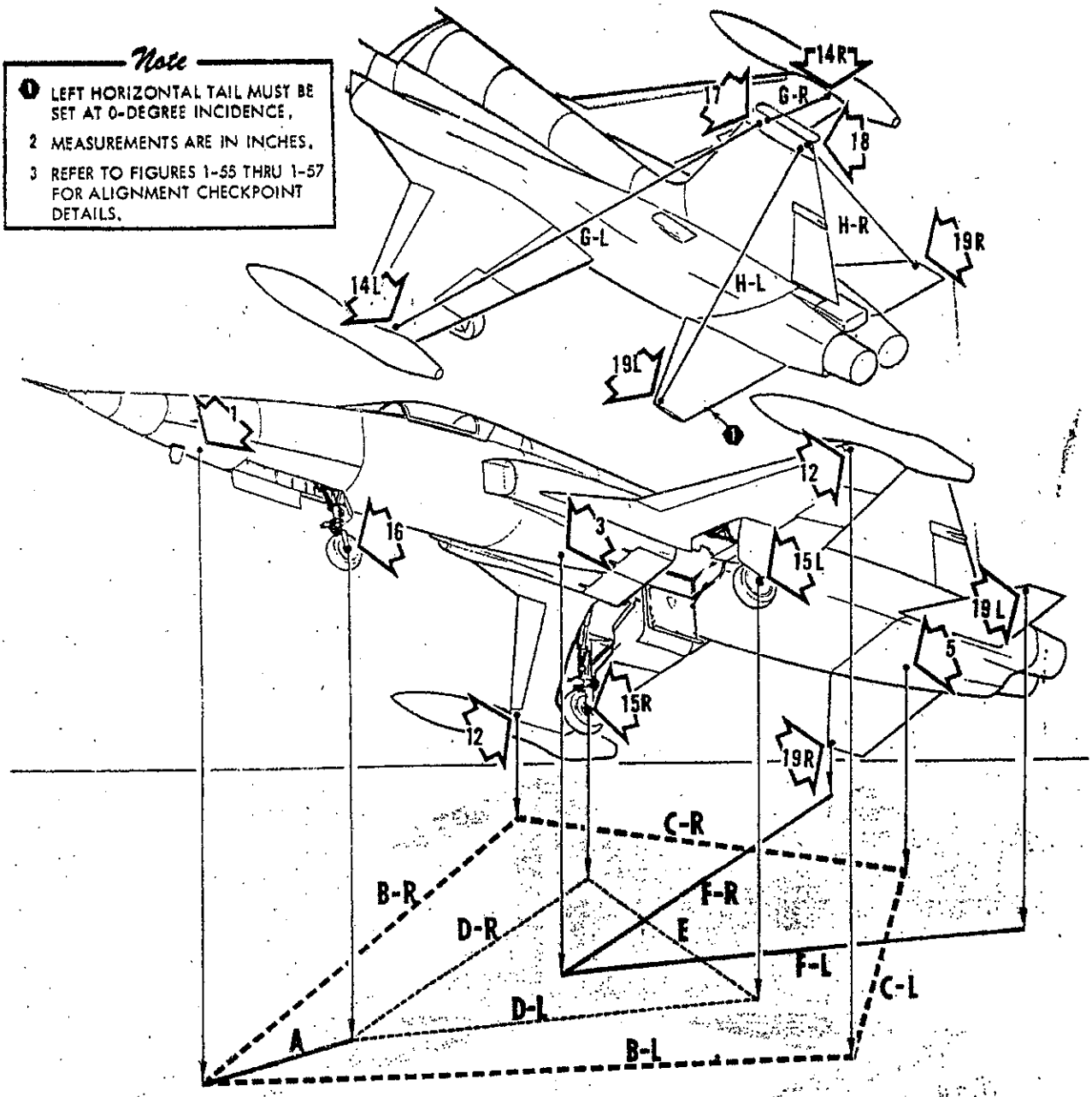


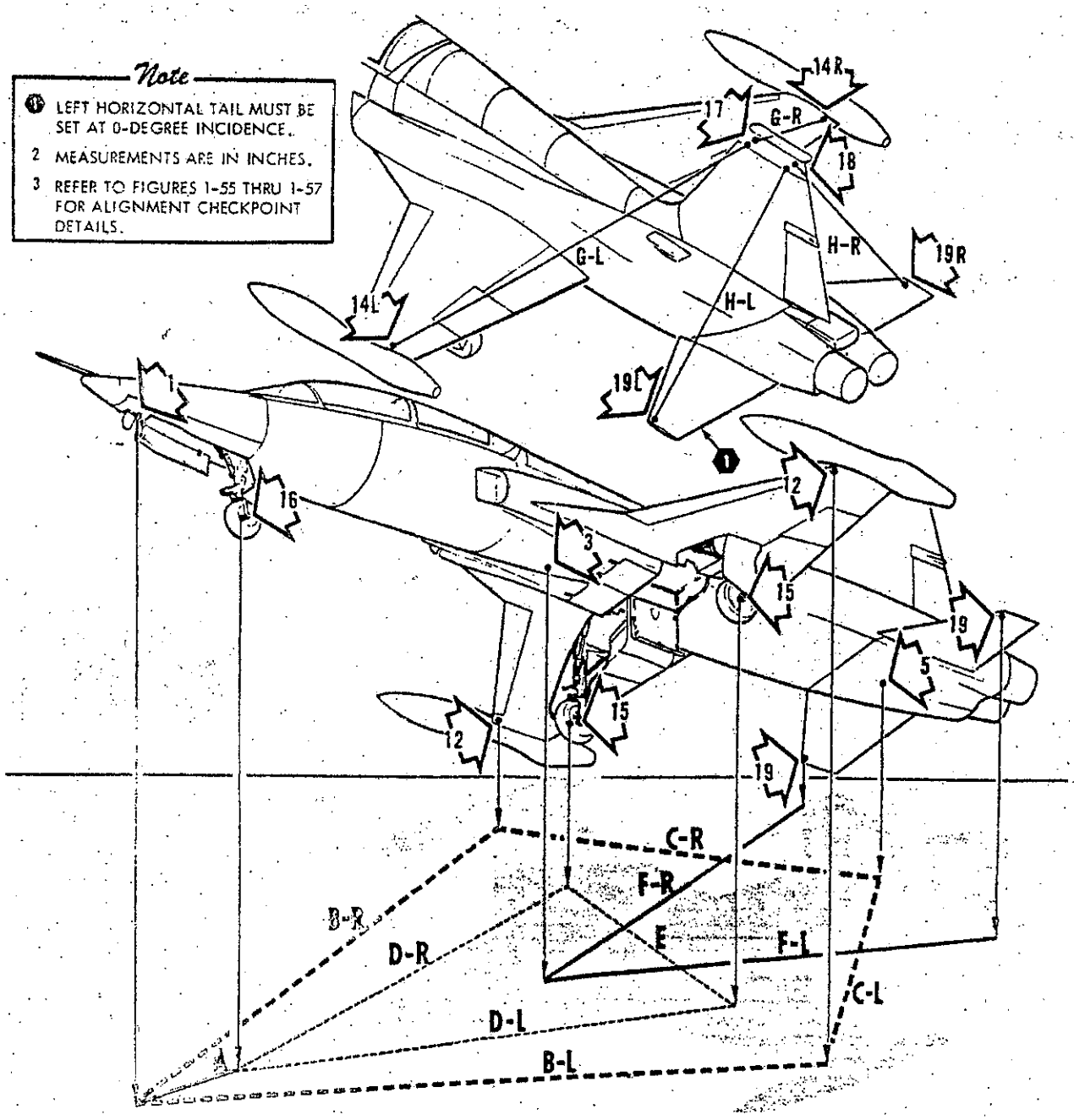
Figure 1-58. Alignment Check Preparation (Sheet 2)



POINT TO POINT	SYMMETRY REQUIREMENT	
	DIMENSION	TOLERANCE
A	81.05	± 0.50
B-L	309.96	± 0.50
B-R	309.97	± 0.50
C-L	189.42	± 0.50
C-R	189.42	± 0.50
D-L	195.14	± 0.50
D-R	198.15	± 0.50

POINT TO POINT	SYMMETRY REQUIREMENT	
	DIMENSION	TOLERANCE
E	141.29	± 0.50
F-L	214.07	± 0.50
F-R	214.07	± 0.50
G-L	196.45	± 0.50
G-R	196.45	± 0.50
H-L	133.60	± 0.50
H-R	133.40	± 0.50

Figure 1-59. Symmetry Alignment Check — F-5A Aircraft

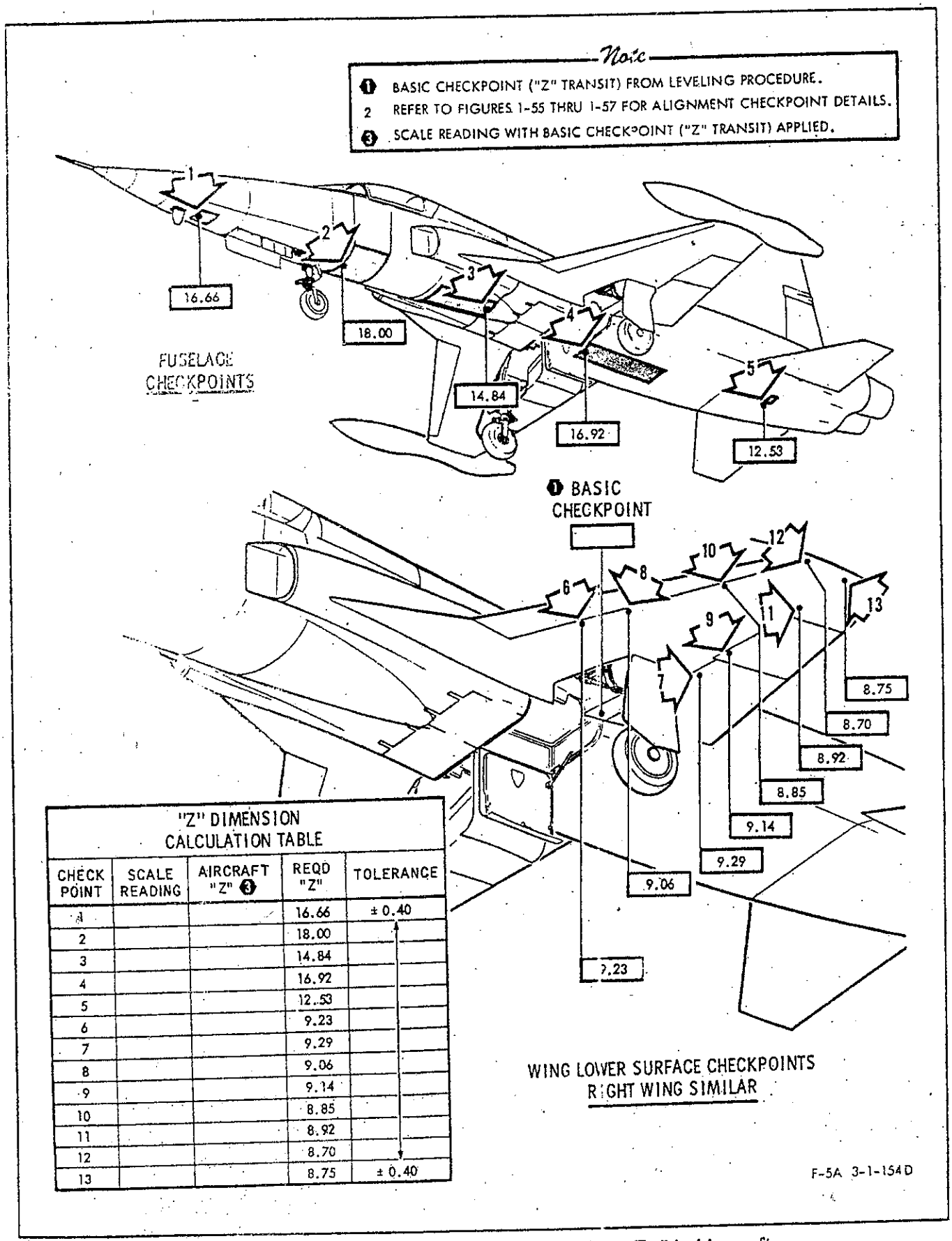


POINT TO POINT	SYMMETRY REQUIREMENT	
	DIMENSION	TOLERANCE
A	54.15	± 0.50
B-L	331.40	± 0.50
B-R	331.15	± 0.50
C-L	189.40	± 0.50
C-R	189.40	± 0.50
D-L	242.64	± 0.50
D-R	245.05	± 0.50

POINT TO POINT	SYMMETRY REQUIREMENT	
	DIMENSION	TOLERANCE
E	141.29	± 0.50
F-L	214.07	± 0.50
F-R	214.07	± 0.50
G-L	196.45	± 0.50
G-R	196.45	± 0.50
H-L	133.60	± 0.50
H-R	133.40	± 0.50

F-5B 3-1-15oD

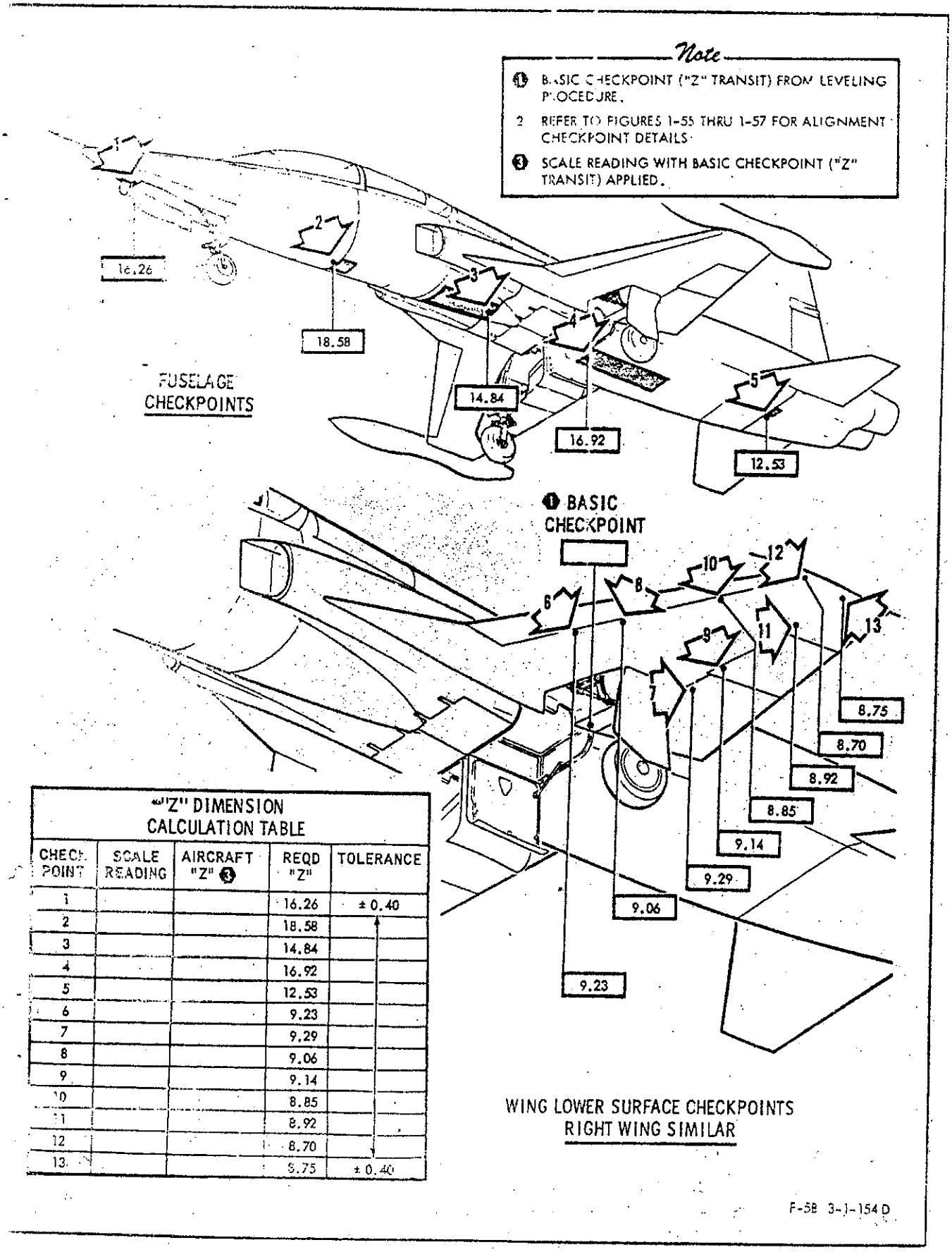
Figure 1-60. Symmetry Alignment Check — F-5B Aircraft



"Z" DIMENSION CALCULATION TABLE

CHECK POINT	SCALE READING	AIRCRAFT "Z" ❸	REQD "Z"	TOLERANCE
1			16.66	± 0.40
2			18.00	
3			14.84	
4			16.92	
5			12.53	
6			9.23	
7			9.29	
8			9.06	
9			9.14	
10			8.85	
11			8.92	
12			8.70	
13			8.75	± 0.40

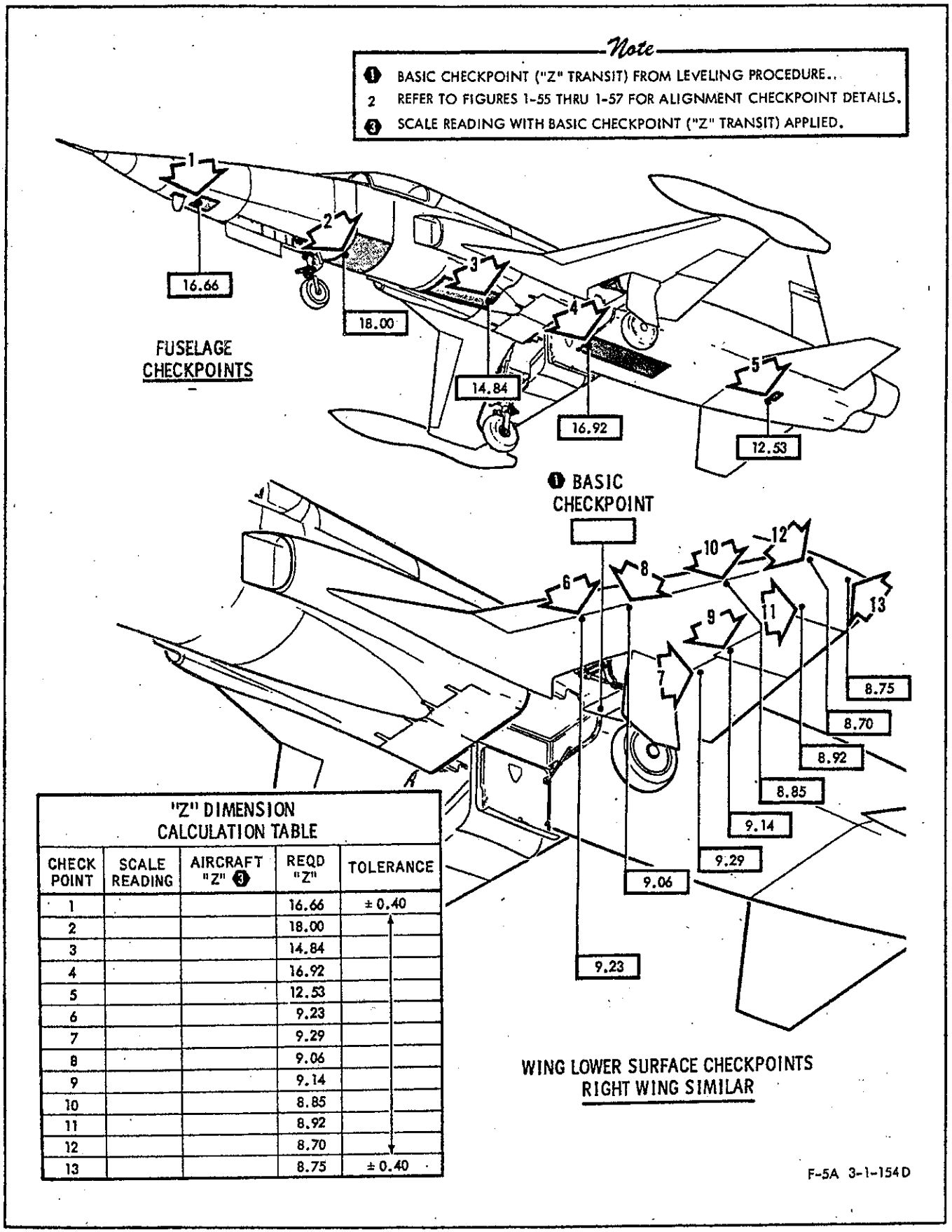
Figure 1-61. Elevation Alignment Check — F-5A Aircraft



"Z" DIMENSION CALCULATION TABLE

CHECK POINT	SCALE READING	AIRCRAFT "Z" 3	REQD "Z"	TOLERANCE
1			16.26	± 0.40
2			18.58	
3			14.84	
4			16.92	
5			12.53	
6			9.23	
7			9.29	
8			9.06	
9			9.14	
10			8.85	
11			8.92	
12			8.70	
13			8.75	± 0.40

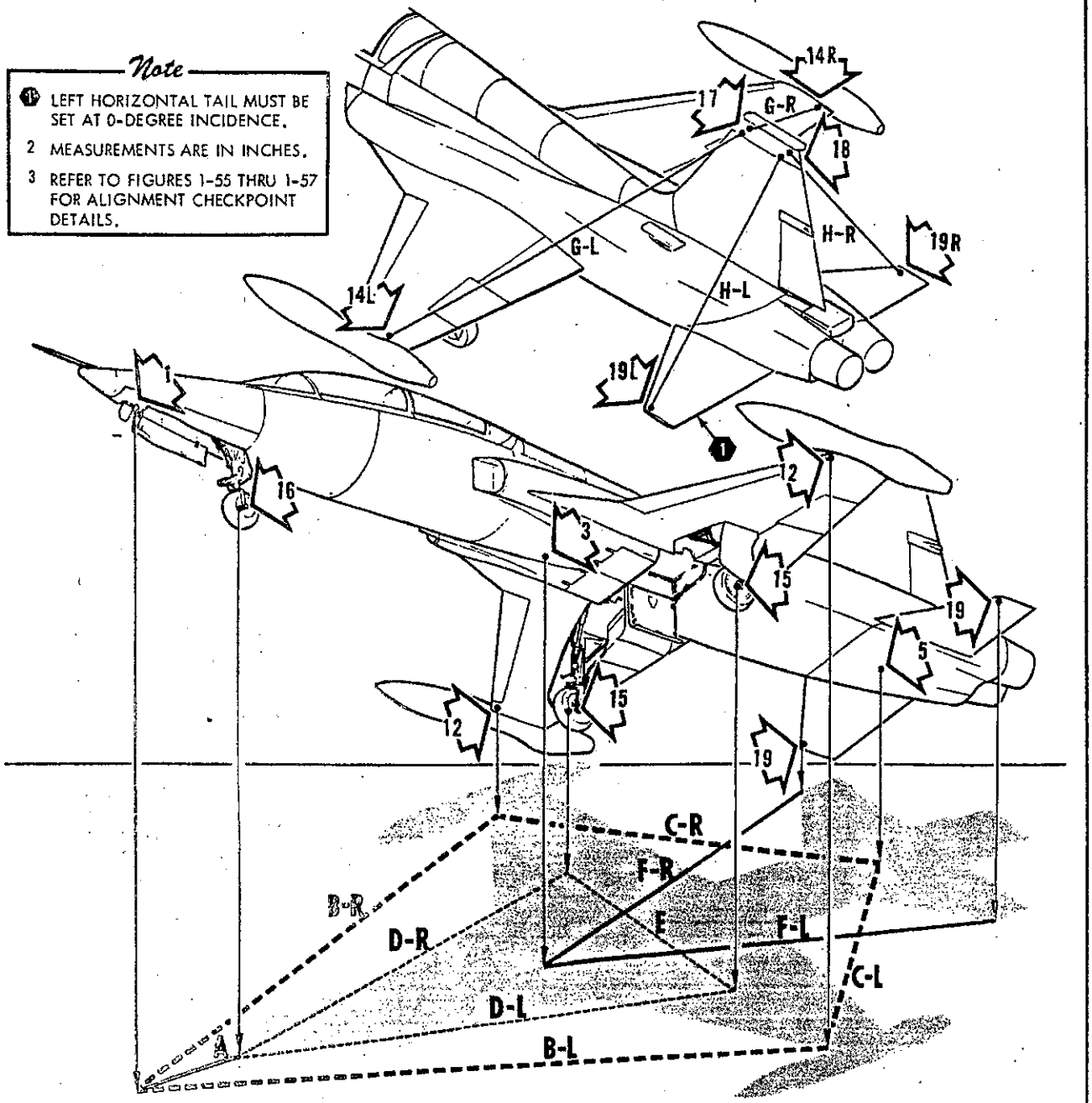
Figure 1-62. Elevation Alignment Check — F-5B Aircraft



"Z" DIMENSION CALCULATION TABLE

CHECK POINT	SCALE READING	AIRCRAFT "Z" ❸	REQD "Z"	TOLERANCE
1			16.66	± 0.40
2			18.00	
3			14.84	
4			16.92	
5			12.53	
6			9.23	
7			9.29	
8			9.06	
9			9.14	
10			8.85	
11			8.92	
12			8.70	
13			8.75	± 0.40

Figure 1-61. Elevation Alignment Check — F-5A Aircraft

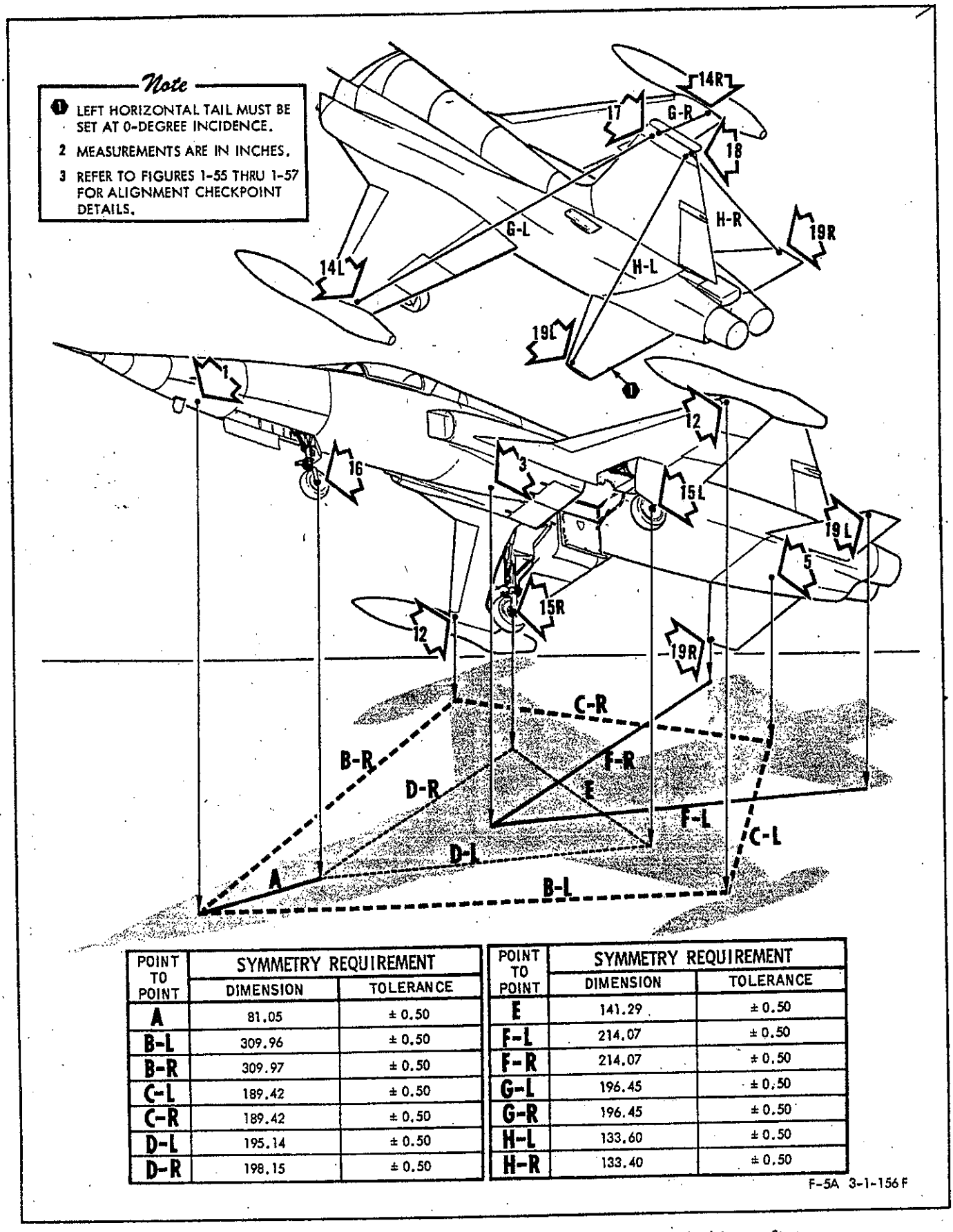


POINT TO POINT	SYMMETRY REQUIREMENT	
	DIMENSION	TOLERANCE
A	54.15	± 0.50
B-L	331.40	± 0.50
B-R	331.15	± 0.50
C-L	189.42	± 0.50
C-R	189.42	± 0.50
D-L	242.44	± 0.50
D-R	245.05	± 0.50

POINT TO POINT	SYMMETRY REQUIREMENT	
	DIMENSION	TOLERANCE
E	141.29	± 0.50
F-L	214.07	± 0.50
F-R	214.07	± 0.50
G-L	196.45	± 0.50
G-R	196.45	± 0.50
H-L	133.60	± 0.50
H-R	133.40	± 0.50

F-5B 3-1-156D

Figure 1-60. Symmetry Alignment Check — F-5B Aircraft



POINT TO POINT	SYMMETRY REQUIREMENT	
	DIMENSION	TOLERANCE
A	81.05	± 0.50
B-L	309.96	± 0.50
B-R	309.97	± 0.50
C-L	189.42	± 0.50
C-R	189.42	± 0.50
D-L	195.14	± 0.50
D-R	198.15	± 0.50

POINT TO POINT	SYMMETRY REQUIREMENT	
	DIMENSION	TOLERANCE
E	141.29	± 0.50
F-L	214.07	± 0.50
F-R	214.07	± 0.50
G-L	196.45	± 0.50
G-R	196.45	± 0.50
H-L	133.60	± 0.50
H-R	133.40	± 0.50

Figure 1-59. Symmetry Alignment Check — F-5A Aircraft

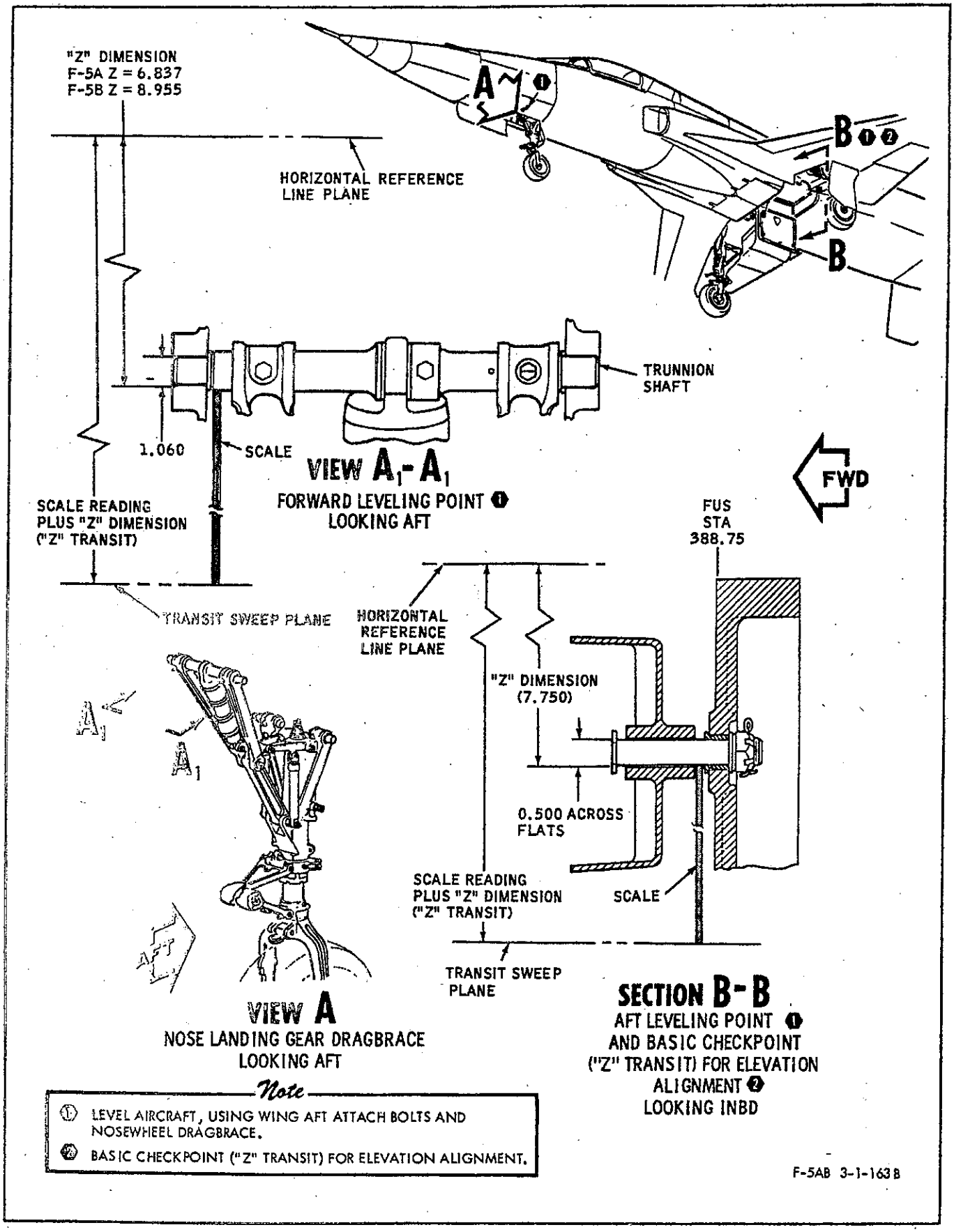
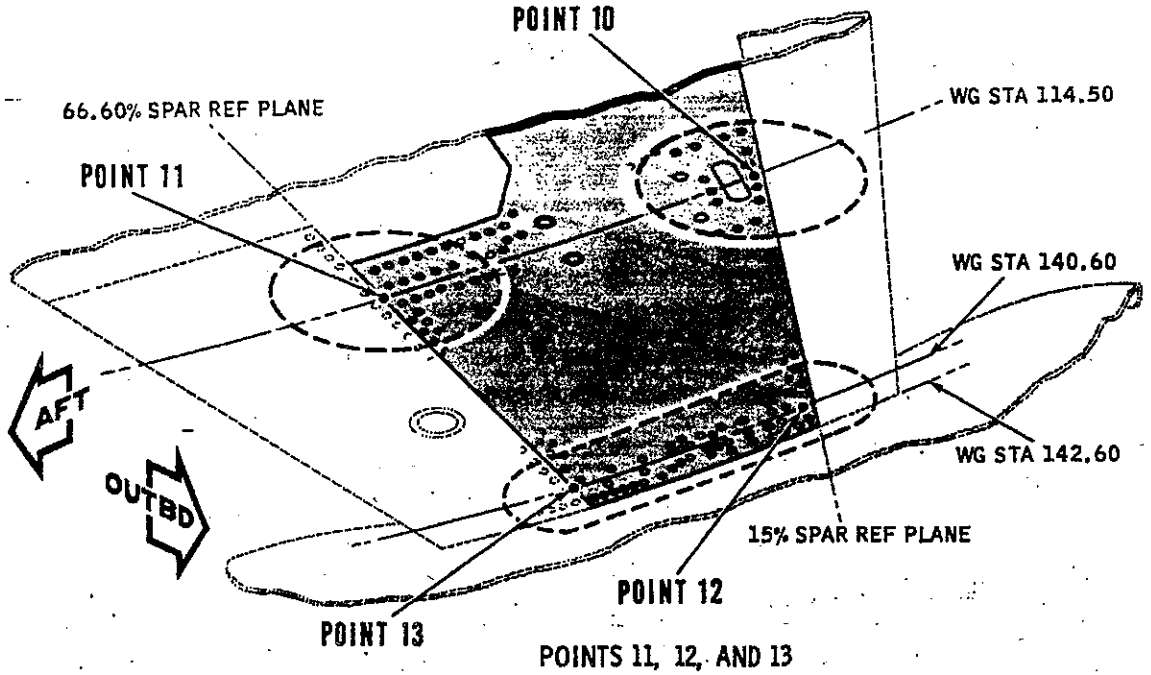
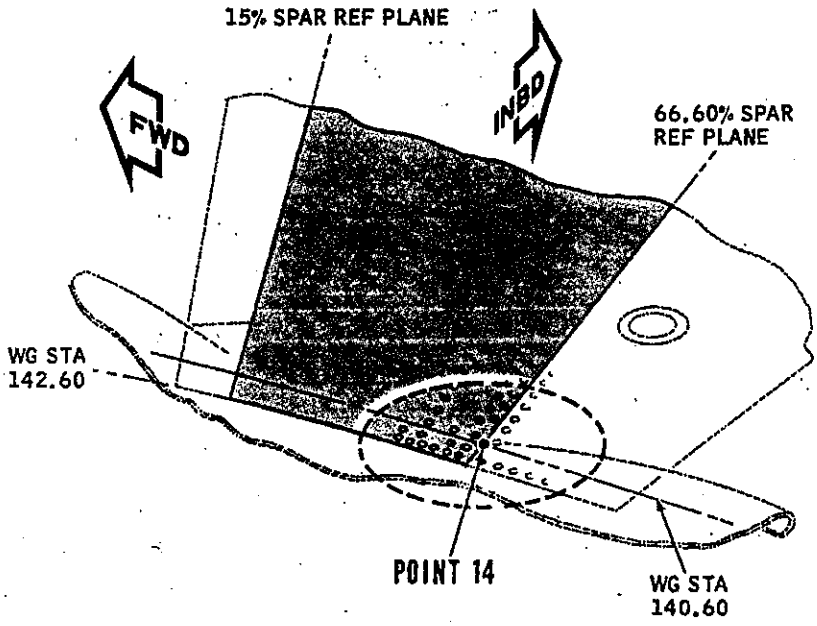
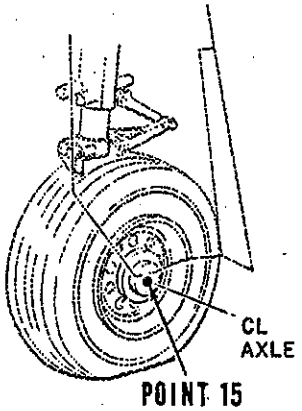


Figure 1-58. Alignment Check Preparation (Sheet 2)



POINTS 11, 12, AND 13
LOOKING UP AND AFT (LEFT SIDE)



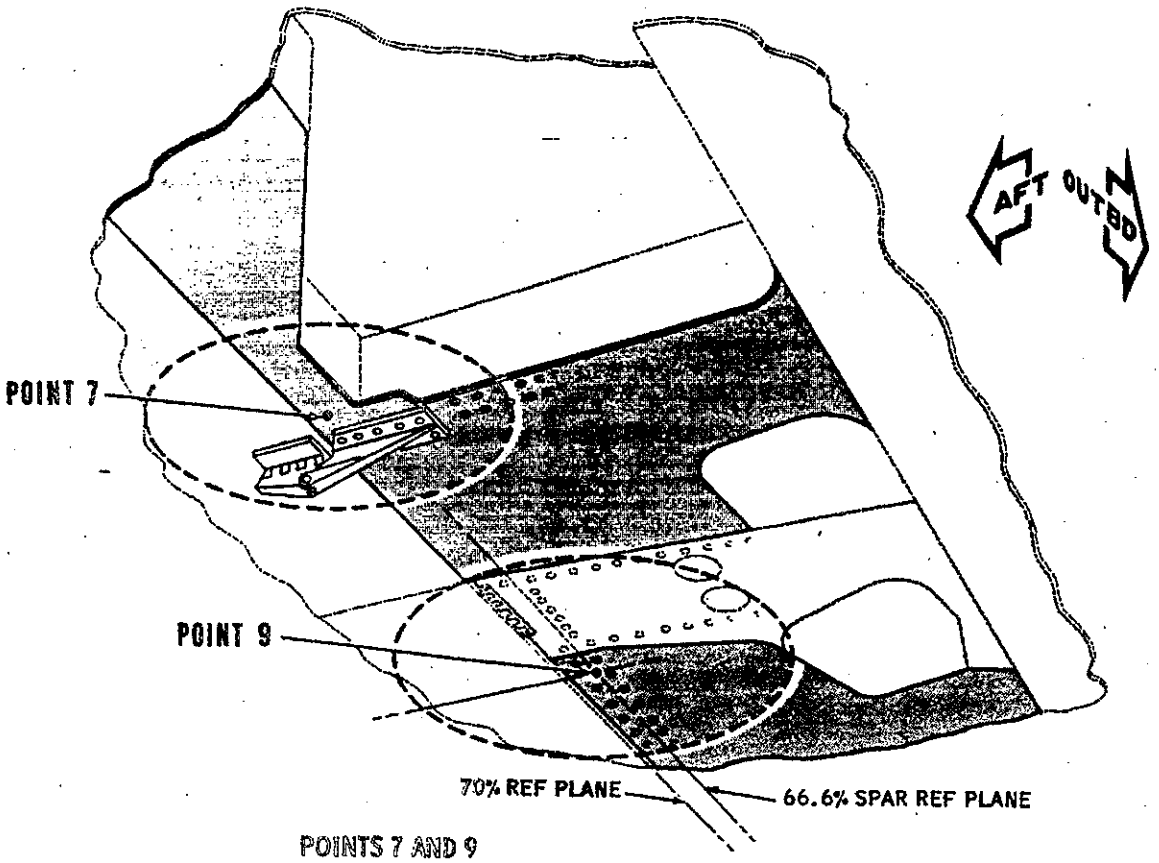


POINT 15
LOOKING AFT AND INBD
MAIN LANDING GEAR

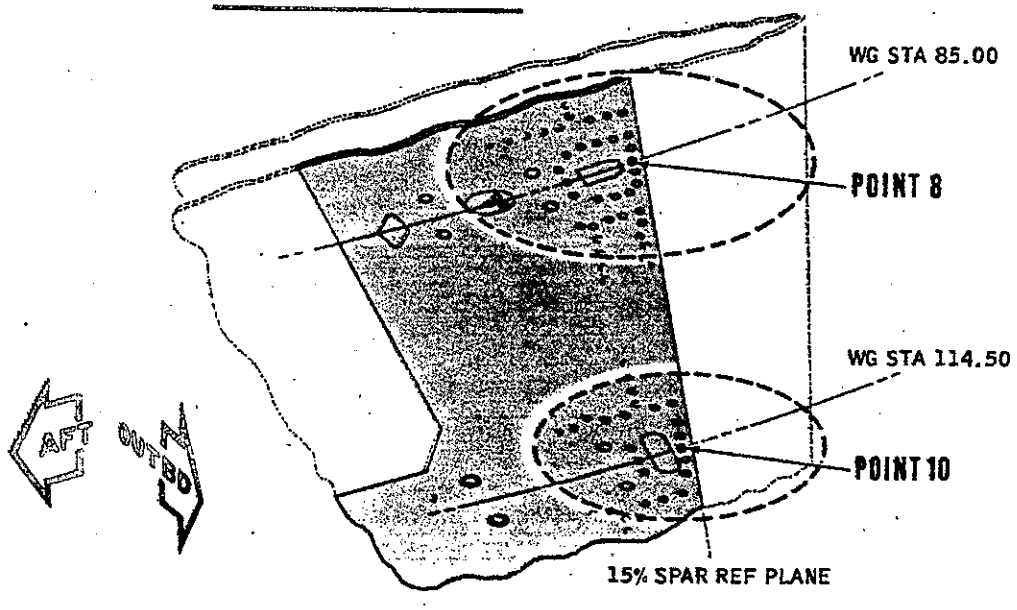
POINT 14
LOOKING DOWN AND FORWARD ON
UPPER SURFACE (LEFT SIDE)

F-5AB 3-1-160A

Figure 1-56. Alignment Checkpoints on Wing and Main Landing Gear (Sheet 3)



POINTS 7 AND 9
LOOKING OUTBD, UP AND AFT
MAIN WING TRAILING EDGE



POINTS 8 AND 10
LOOKING UP AND AFT – MAIN WING LEADING EDGE

F-5AB 3-1-152A

Figure 1-56. Alignment Checkpoints on Wing and Main Landing Gear (Sheet 2)

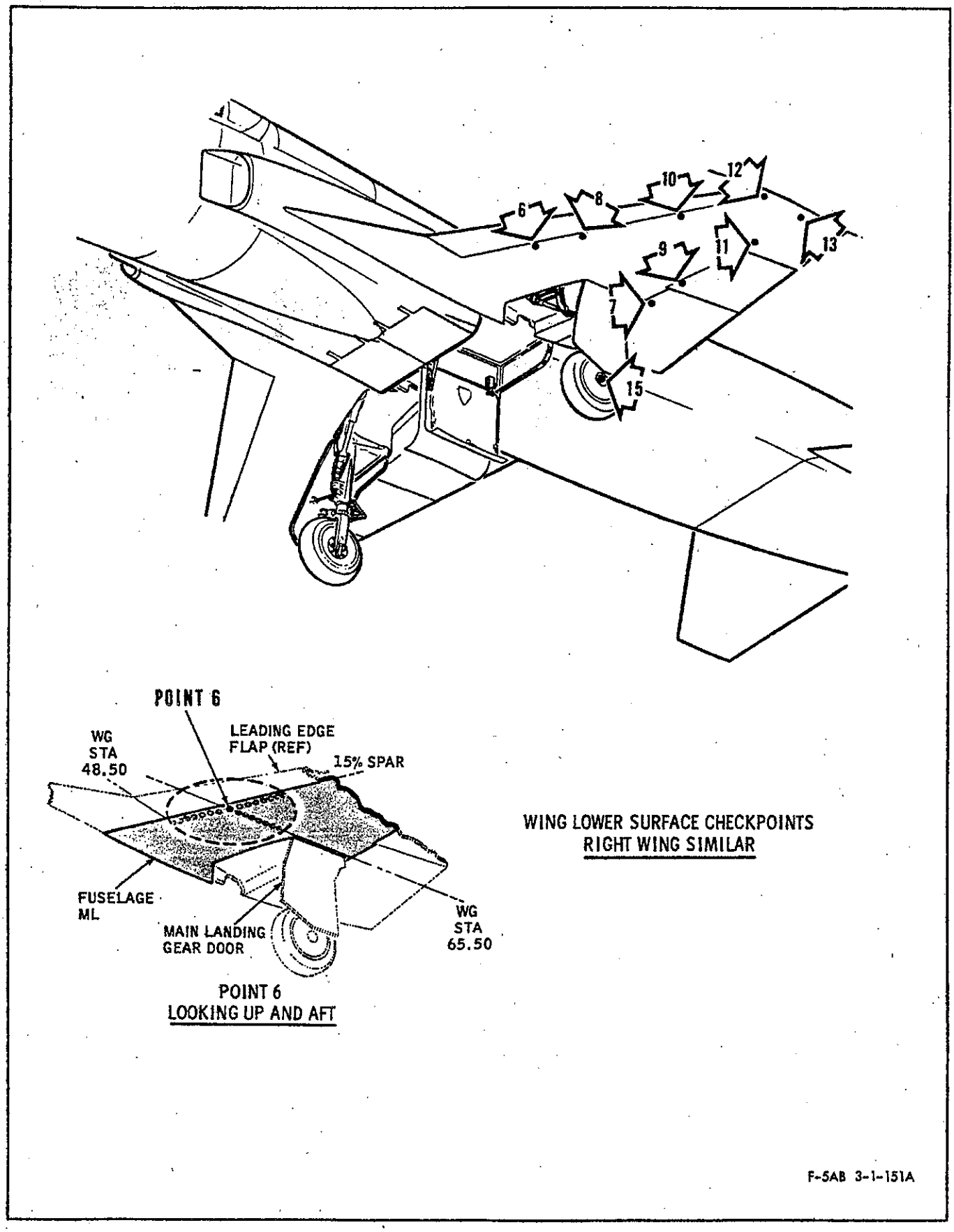


Figure 1-56. Alignment Checkpoints on Wing and Main Landing Gear (Sheet 1)

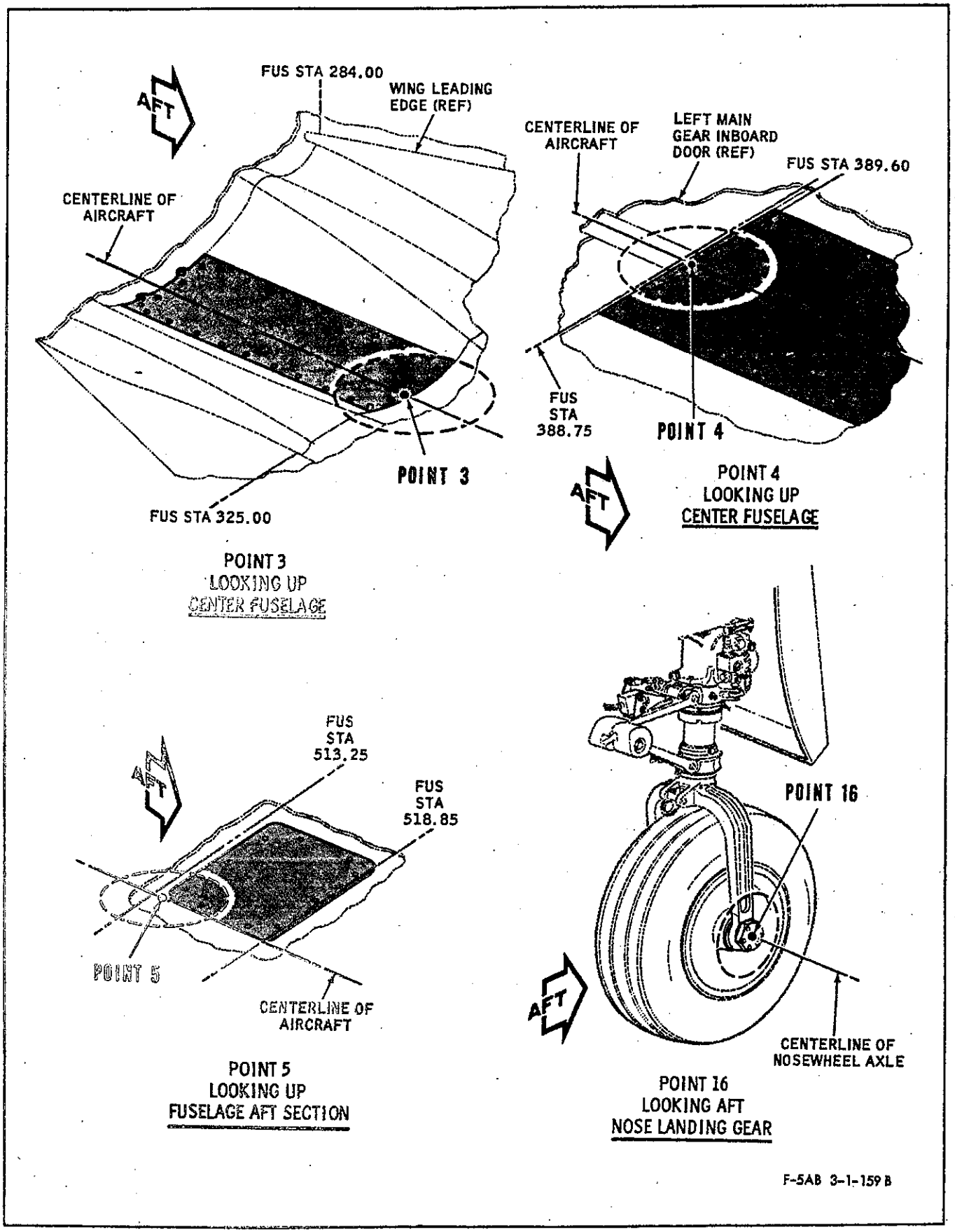


Figure 1-55. Alignment Checkpoints on Fuselage and Nose Landing Gear — F-5A/B Aircraft (Sheet 3)

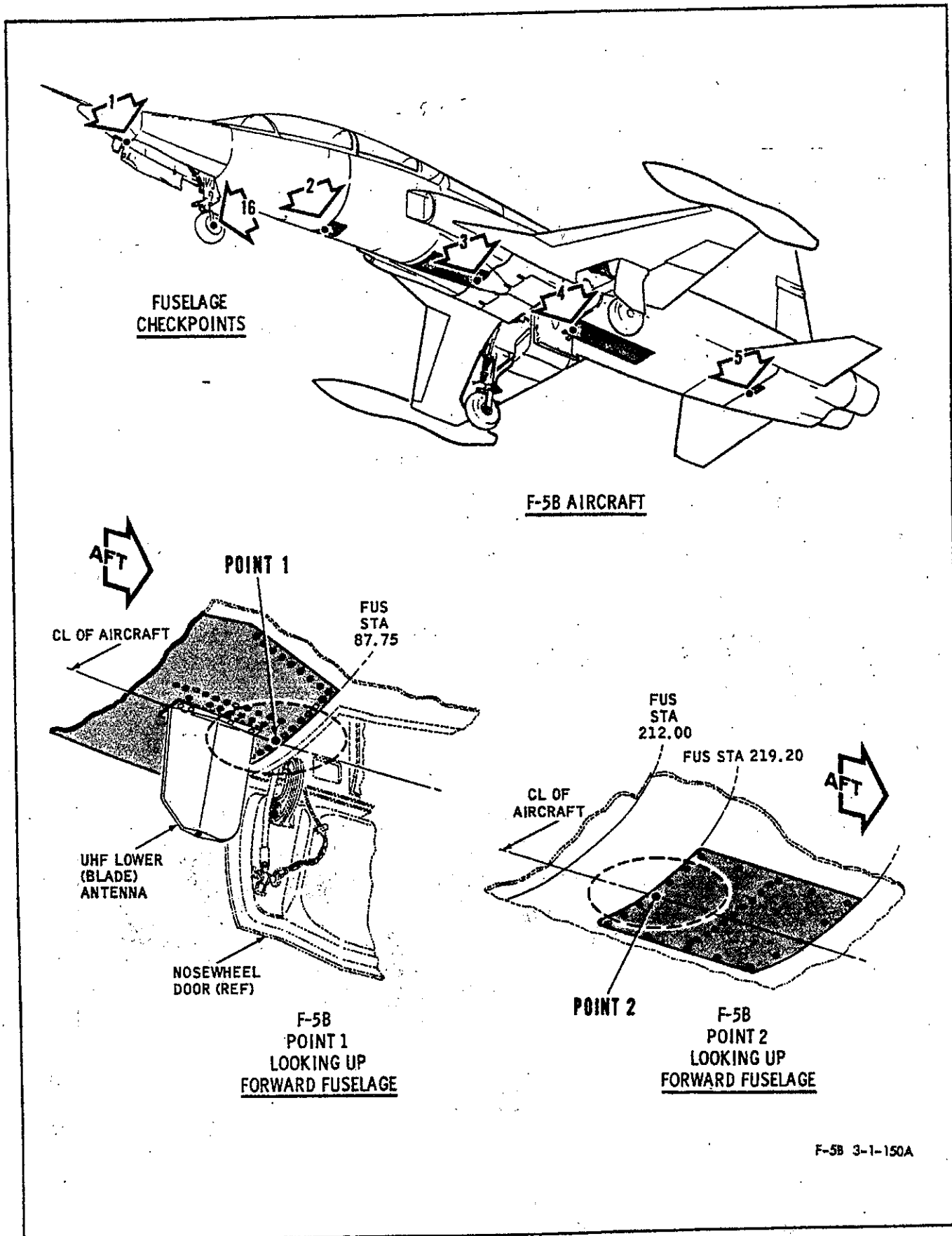


Figure 1-55. Alignment Checkpoints on Fuselage and Nose Landing Gear — F-5A/B Aircraft (Sheet 2)

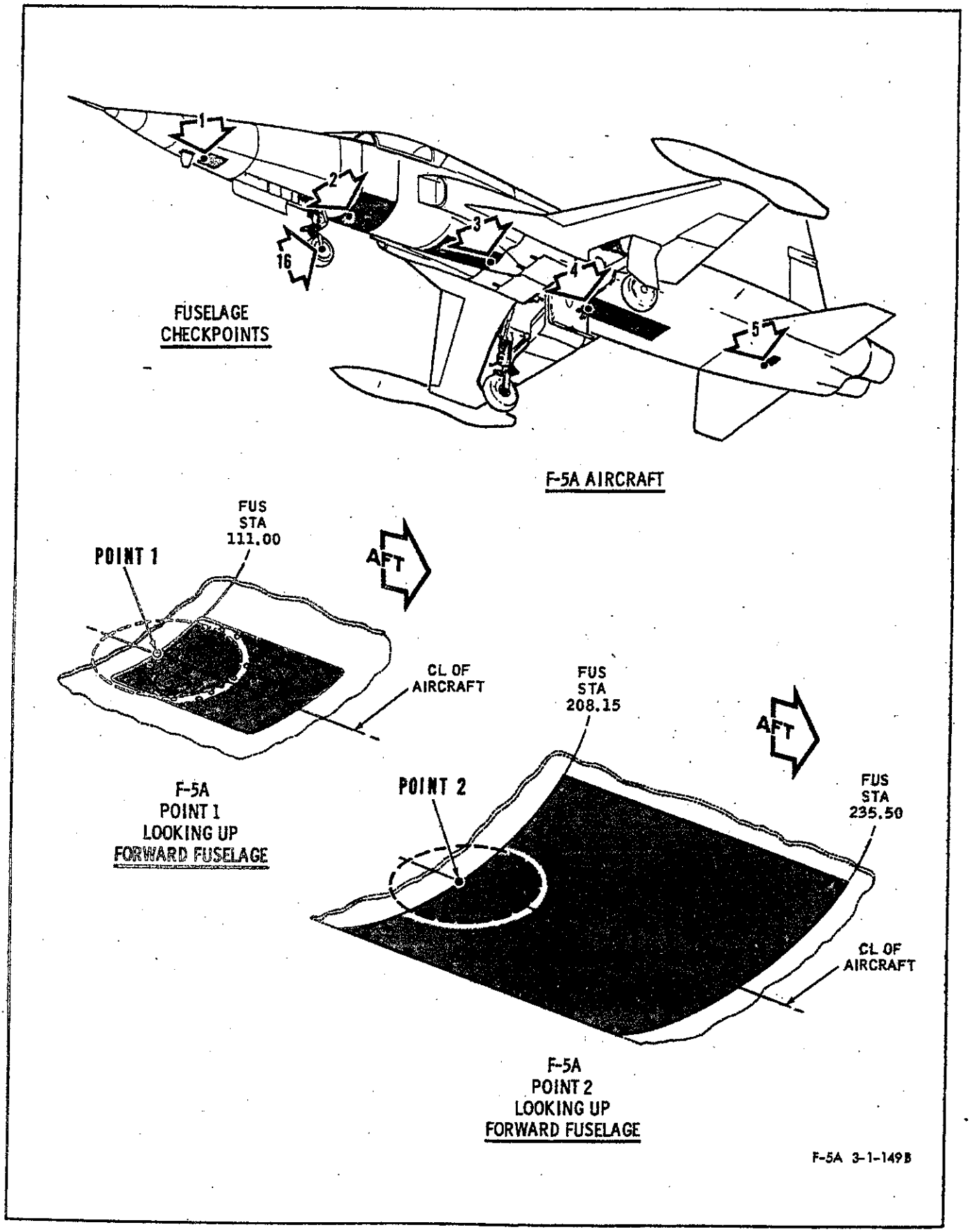


Figure 1-55. Alignment Checkpoints on Fuselage and Nose Landing Gear — F-5A/B Aircraft (Sheet 1)

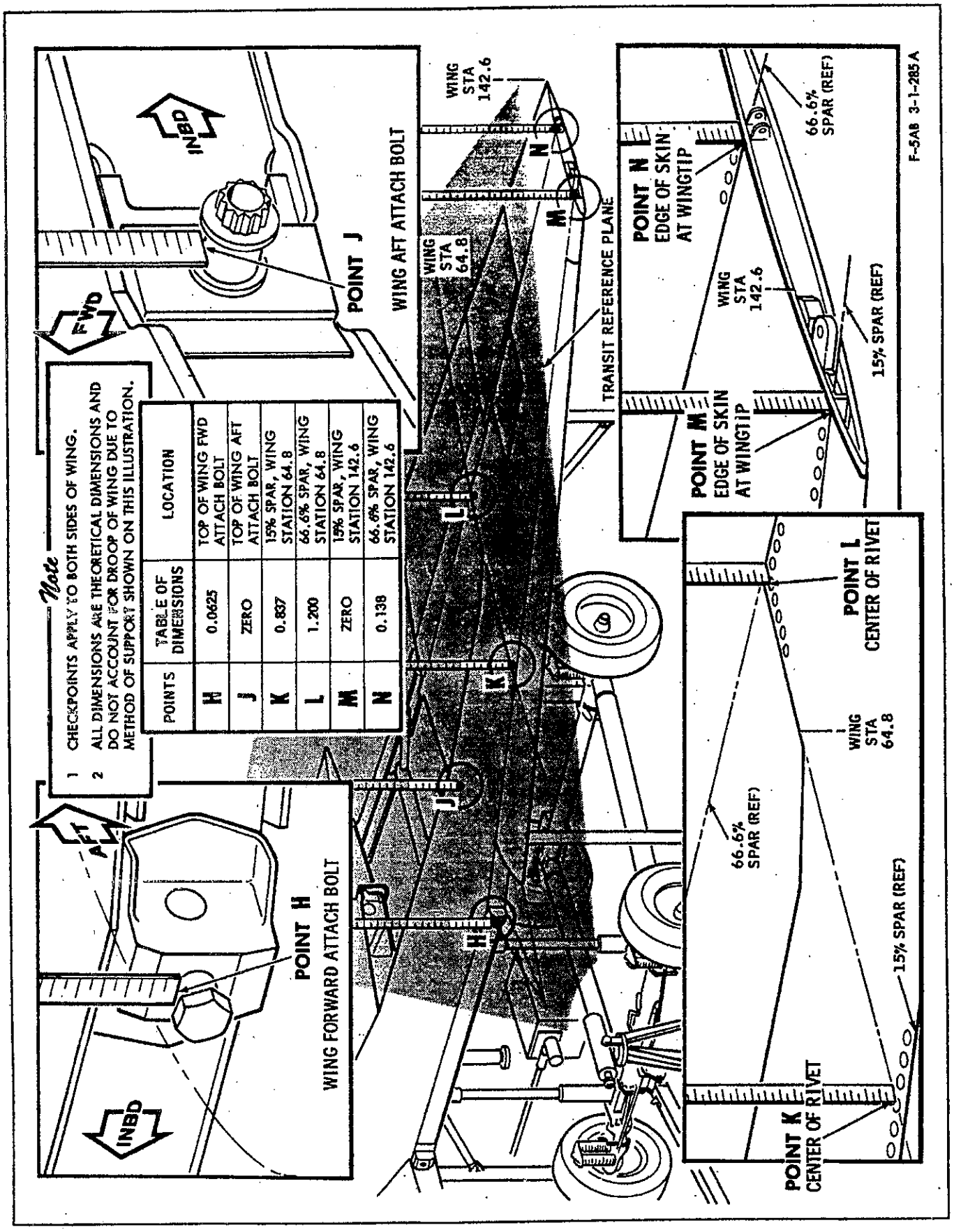
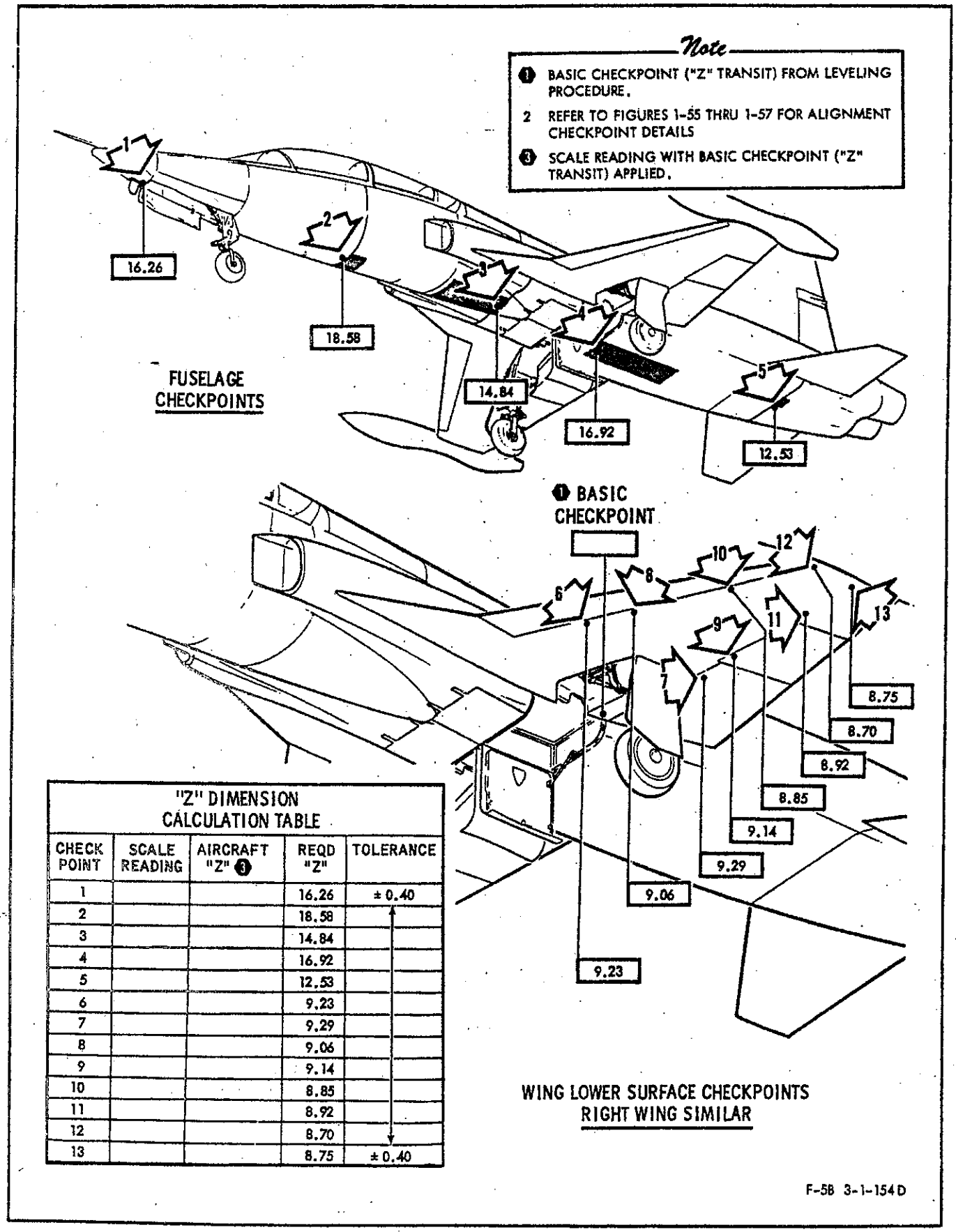


Figure 1-63. Wing Alignment Check



"Z" DIMENSION CALCULATION TABLE

CHECK POINT	SCALE READING	AIRCRAFT "Z" 3	REQD "Z"	TOLERANCE
1			16.26	± 0.40
2			18.58	
3			14.84	
4			16.92	
5			12.53	
6			9.23	
7			9.29	
8			9.06	
9			9.14	
10			8.85	
11			8.92	
12			8.70	
13			8.75	± 0.40

Figure 1-62. Elevation Alignment Check — F-5B Aircraft

SECTION I

GENERAL

1-1. DESCRIPTION.

1-2. The L-19A and TL-19A are two-place, high wing, single-engine airplanes. The L-19A is a liaison-type airplane for front-line reconnaissance and air observation, to assist ground forces in combat operations. The TL-19A is a primary and basic trainer version with brakes on the rear rudder pedals, a front seat release pedal for the rear cockpit, heavier main landing gear springs and a heavier engine mount.

1-3. TYPE OF CONSTRUCTION.

1-4. The airplane's structure is all metal, of semi-monocoque type. The horizontal stabilizer and the vertical fin are full cantilever structures, while the wing is semi-cantilever. The fuselage consists of a forward cabin section and a tail cone. It is constructed of formed bulkhead rings, stringers and stiffeners reinforcing the riveted external skin. The wing, horizontal stabilizer and vertical fin are built up around two main spars, to which the ribs are attached. Formers and riveted skin complete the structures. The skin closure of areas between the spars forms enclosed boxes for torsional stiffening; except for inspection plates, the enclosed areas are virtually unbroken. The movable control surfaces have hinge support spars with ribs, formers and riveted skins. The control surface skins have widely-spaced beads to provide the required skin stiffness.

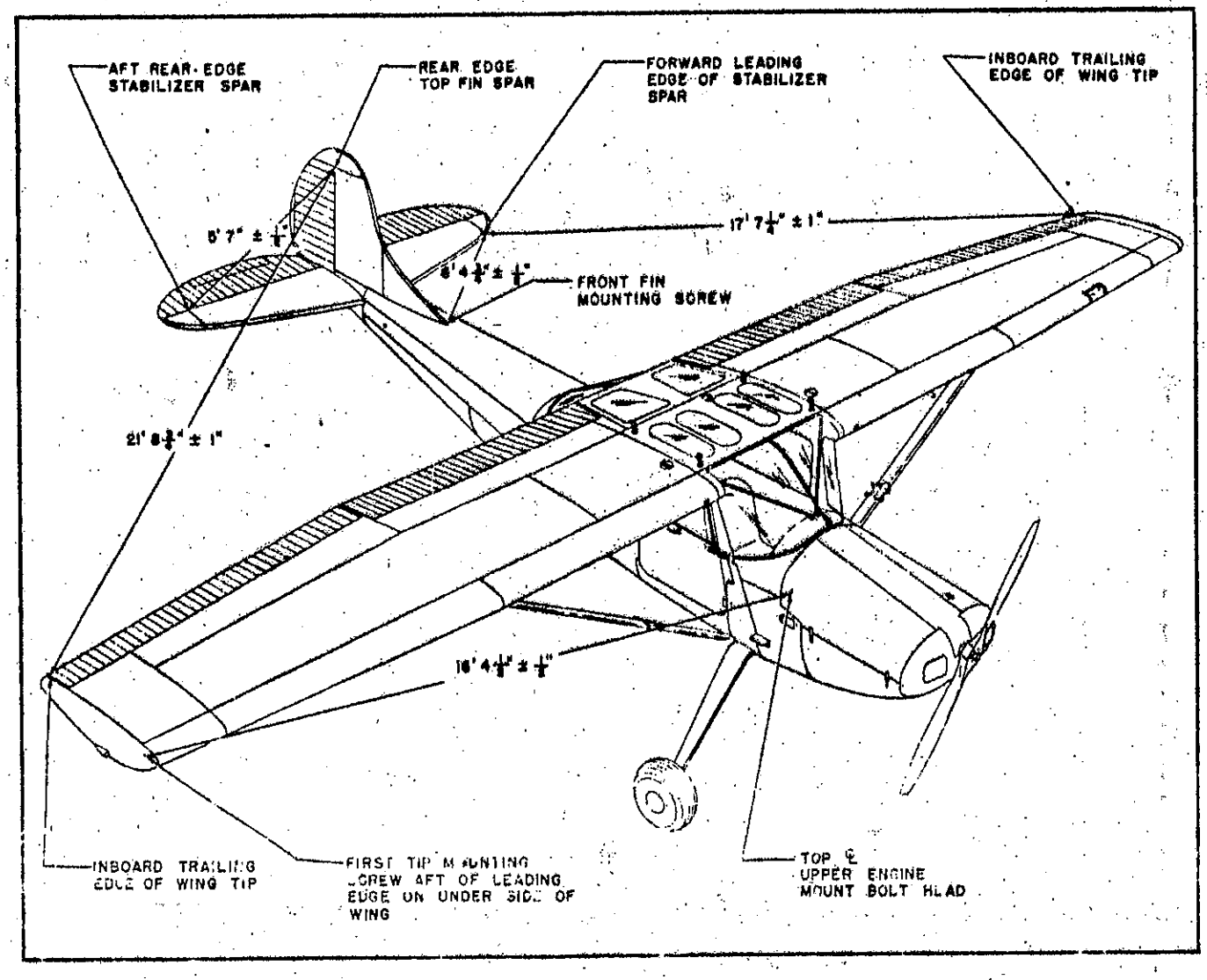


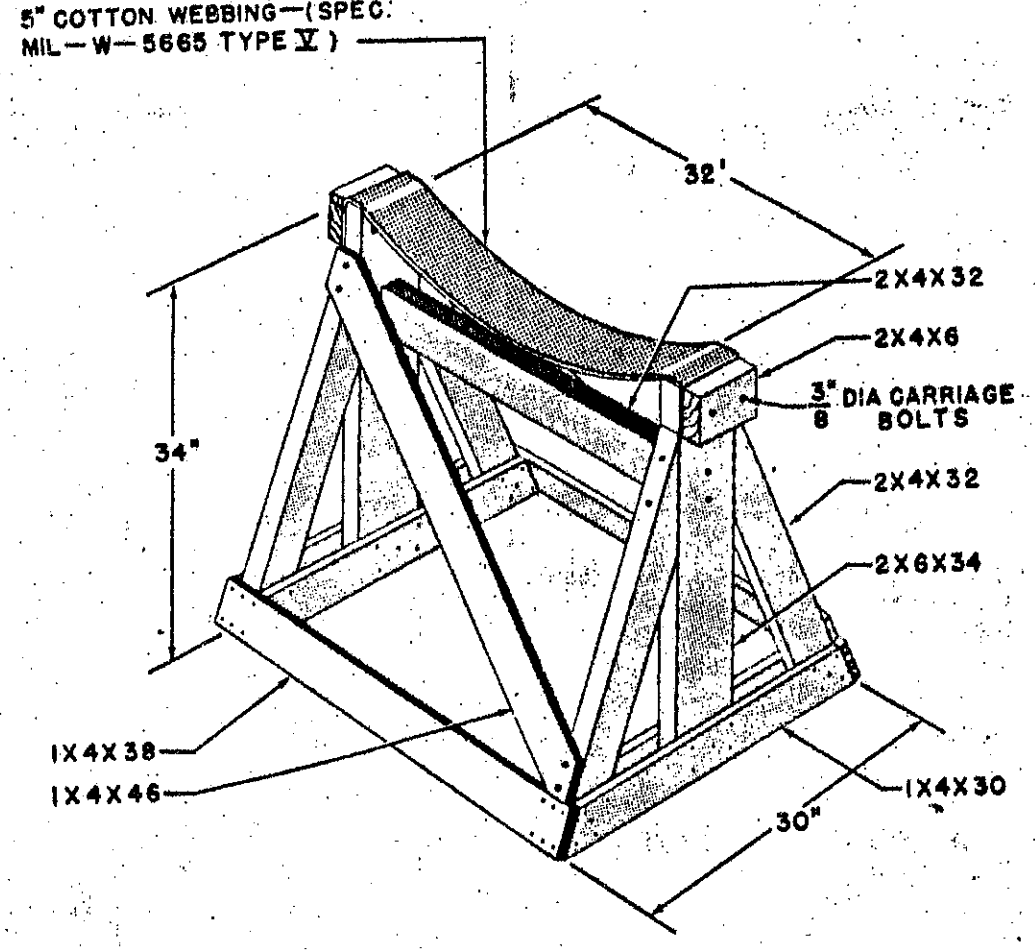
Figure 1-1. Alignment

1-5. INVESTIGATING DAMAGE.

1-6. After a thorough cleaning of the damaged area, all structural parts should be carefully examined to determine the extent of damage. Structural parts should be inspected for holes, cracks, dents, deep scratches, abrasions, distortion, breaks, and worn spots. In addition to the careful scrutiny of the readily determined damage, a minute inspection should be made of the area adjacent to the apparent damage. Abnormal stresses incurred by shock or impact forces on a rib, bulkhead, or similar structure may be transmitted to the extremity of the structural member, resulting in secondary damage such as sheared or stretched rivets, elongated bolt holes, or buckled or canned skin plates. Points of attachment should be examined particularly for distortion and security of fastenings in the primary and secondary damaged areas.

1-7. SUPPORT OF STRUCTURE DURING REPAIR.

1-8. The simplicity and relatively small size of the airplane components do not require special support jigs. Conventional stands constructed of padded contoured lumber can be used to support the wings, fuselage, and tail group. However, suggested support stands for the fuselage and wings are described in figures 1-2 and 1-3. These jigs incorporate cotton webbing in lieu of the usual padded contoured lumber and are very versatile. They can be used to support any fuselage or wing station desired since the webbing assumes whatever contour that comes in contact with it. Support stands should be placed at bulkhead or rib stations only. Buckled or damaged skins will result if caution is not observed when placing these jigs. The aft end of the fuselage may be supported directly under the tail cone jacking point located on the bulkhead at station 205. A fuselage repair jig illustration,



NOTE:

Wood used in this jig to be dry and well seasoned.

Figure 1-2. Fuselage Support Jig

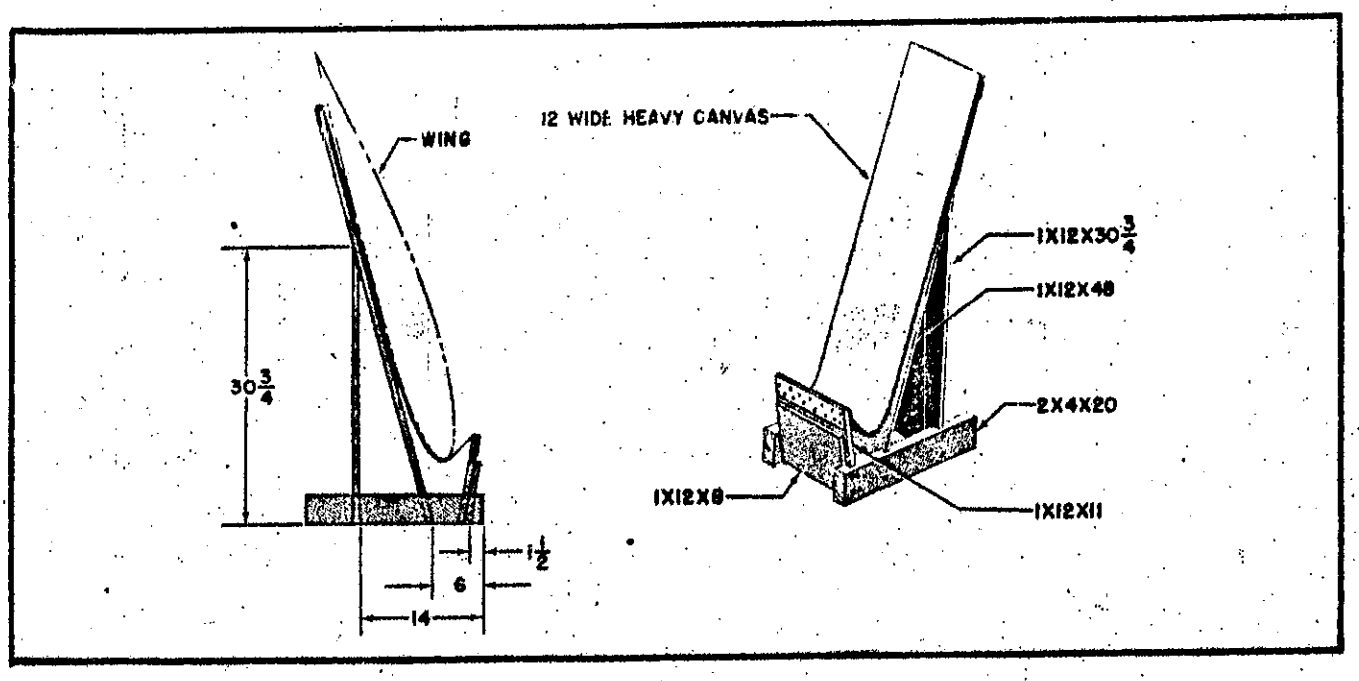


Figure 1-3. Wing Support Jig

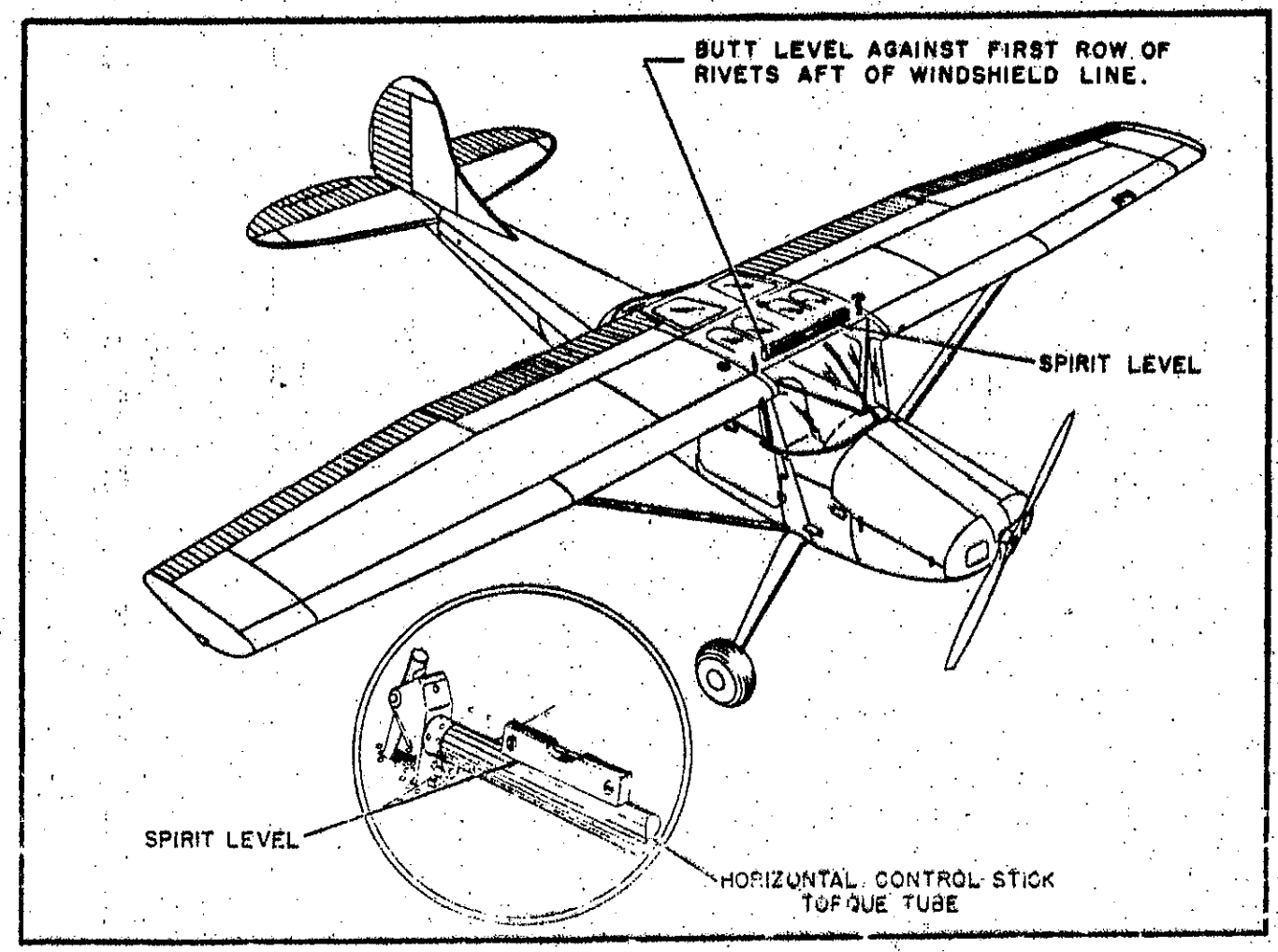


Figure 1-4. Leveling Points

containing necessary data for local fabrication, is inserted at the end of the fuselage section. Jacking and hoisting procedures are outlined in the Handbook AN 01-125LAA-2.

1-9. LOCATION OF LEVELING POINTS.

1-10. The airplane may be leveled laterally by placing a carpenter's level parallel to the skin plating juncture on top of the cabin area over the wing front spar member. The airplane may be leveled longitudinally by placing a carpenter's level on top of the horizontal control-stick torque tube and elevating the tail as necessary. (See figure 1-4.)

1-11. CLASSIFICATION OF DAMAGE AND TYPES OF REPAIR.

1-12. GENERAL. After the extent of damage has been determined, the damage to each part of the affected structure is then classified in one of the following categories: negligible damage; damage repairable by patching; damage repairable by insertion; or damage necessitating replacement of parts.

1-13. NEGLIGIBLE DAMAGE.

1-14. Negligible damage is damage or distortion which can be permitted to exist as is, or corrected by simple procedures such as removing dents, stop drilling cracks, or temporary patching without placing restrictions on flight. Extreme care should be employed in classifying any damage as negligible to see that it does not exceed the limits specified for negligible damage. Appearance of deep skin wrinkles of undetermined origin never should be classified as negligible until the source of the wrinkle has definitely been established and thoroughly investigated. On either extruded or sheet metal structure, any small, smooth, isolated nicks or dents which are 1/8 inch or less in depth may be classified as negligible. Any damage to the extreme outer edge of any leg on 24S-T4 extruded sections and formed or stamped sheet metal flanges can be considered negligible if the damage, after smoothing, extends inward from the outward edge 1/16 inch or less at cross sections contain-

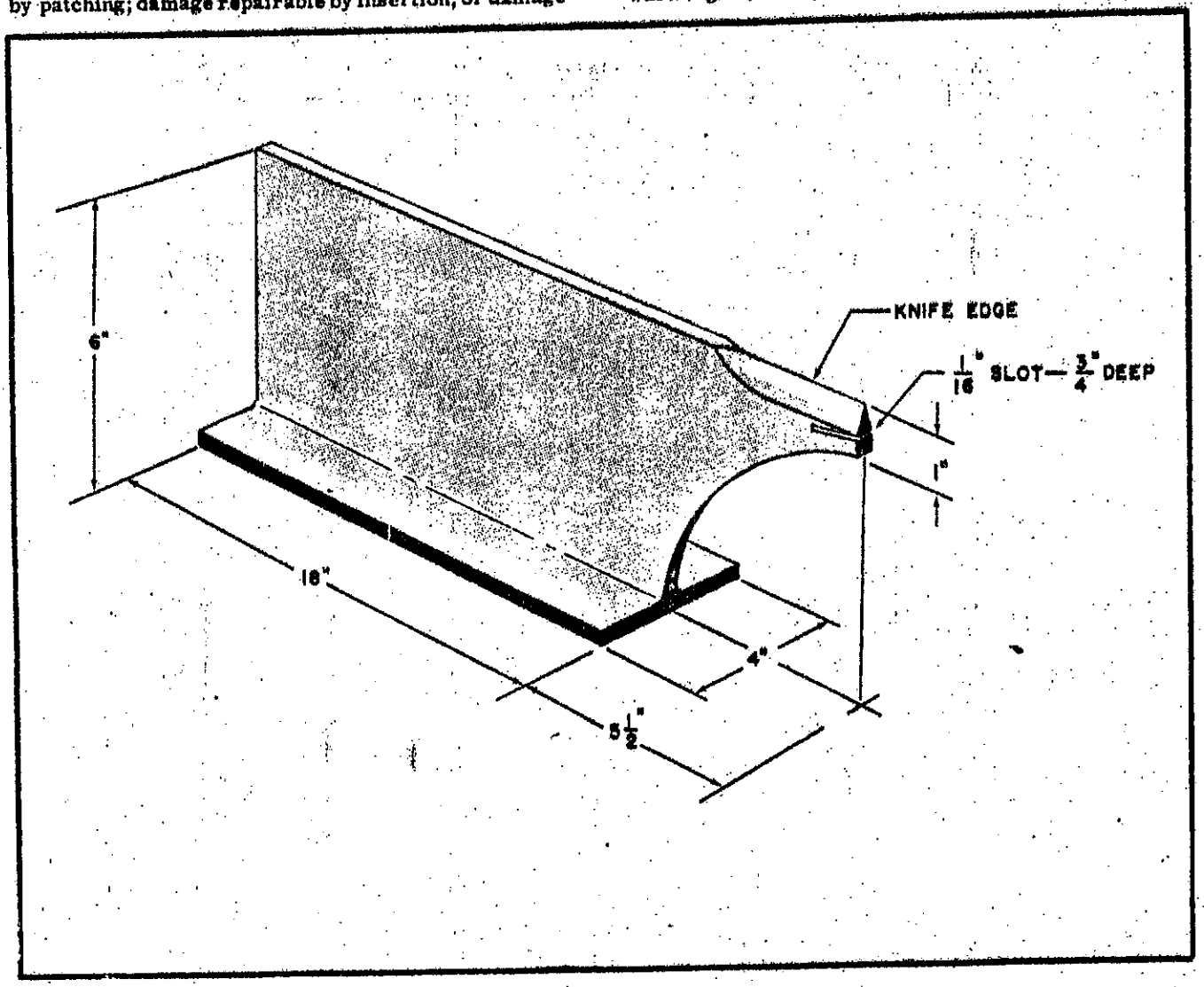


Figure 1-6. Balancing Mandrel

SAE SERIES STEELS (CON'T)				
ULTIMATE TENSILE STRENGTH	ROCKWELL SCALE			
	A	B	C	F
142,000	66.3	-	32	-
147,000	66.8	-	33	-
150,000	67.4	-	34	-
155,000	67.9	-	35	-
160,000	68.4	-	36	-
165,000	68.9	-	37	-
170,000	69.4	-	38	-
176,000	69.9	-	39	-
181,000	70.4	-	40	-
188,000	70.9	-	41	-
194,000	71.5	-	42	-
201,000	72.0	-	43	-
208,000	72.5	-	44	-
215,000	73.1	-	45	-
221,000	73.6	-	46	-
231,000	74.1	-	47	-
237,000	74.7	-	48	-
246,000	75.2	-	49	-

ALUMINUM ALLOYS (BARE) (CON'T)		
ULTIMATE TENSILE STRENGTH	ROCKWELL SCALE	
	B	H
62,000	73	113
64,000	76	114
67,000	78	115
70,000	81	116
74,500	84	117
80,000	87	118

ADDITIONAL DATA

ALLOY	ALLOY THICKNESS	ROCKWELL SCALE ▲			
		B	C	E	H
2014-0 (CLAD OR BARE)	ALL	-	-	-	95 ▲
2024-0 (CLAD OR BARE)	ALL	-	-	-	95 ▲
7075-0 (CLAD OR BARE)	ALL	-	-	-	95 ▲
2024-T3 CLAD OR 2024-T4 CLAD	0 TO .063	52	-	91	109
	.064 TO .091	52	-	93	109
	.102	-	-	-	108
	.125	-	-	-	105
	.156	-	-	-	103
	.187	-	-	-	101
7075-T6 CLAD	0 TO .036	-	-	102	-
	.037 TO .050	78	-	104	-
	.051 TO .062	76	-	104	-
	.063 TO .070	76	-	102	-
	.071 TO .089	73	-	102	-
17-7 PH ANNEALED	ALL	92	-	-	-
17-7 PH TRANSFORMED AND HARDENED	ALL	-	39 TO 43	-	-

NOTE

▲ EXCEPT AS INDICATED IN NOTE ▲ ALL VALUES ARE MINIMUMS.

▲ MAXIMUM VALUE.

ULTIMATE TENSILE STRENGTH VALUES ARE IN POUNDS PER SQUARE INCH.

Figure 1-3. Rockwell Hardness Scale (Sheet 2 of 2)

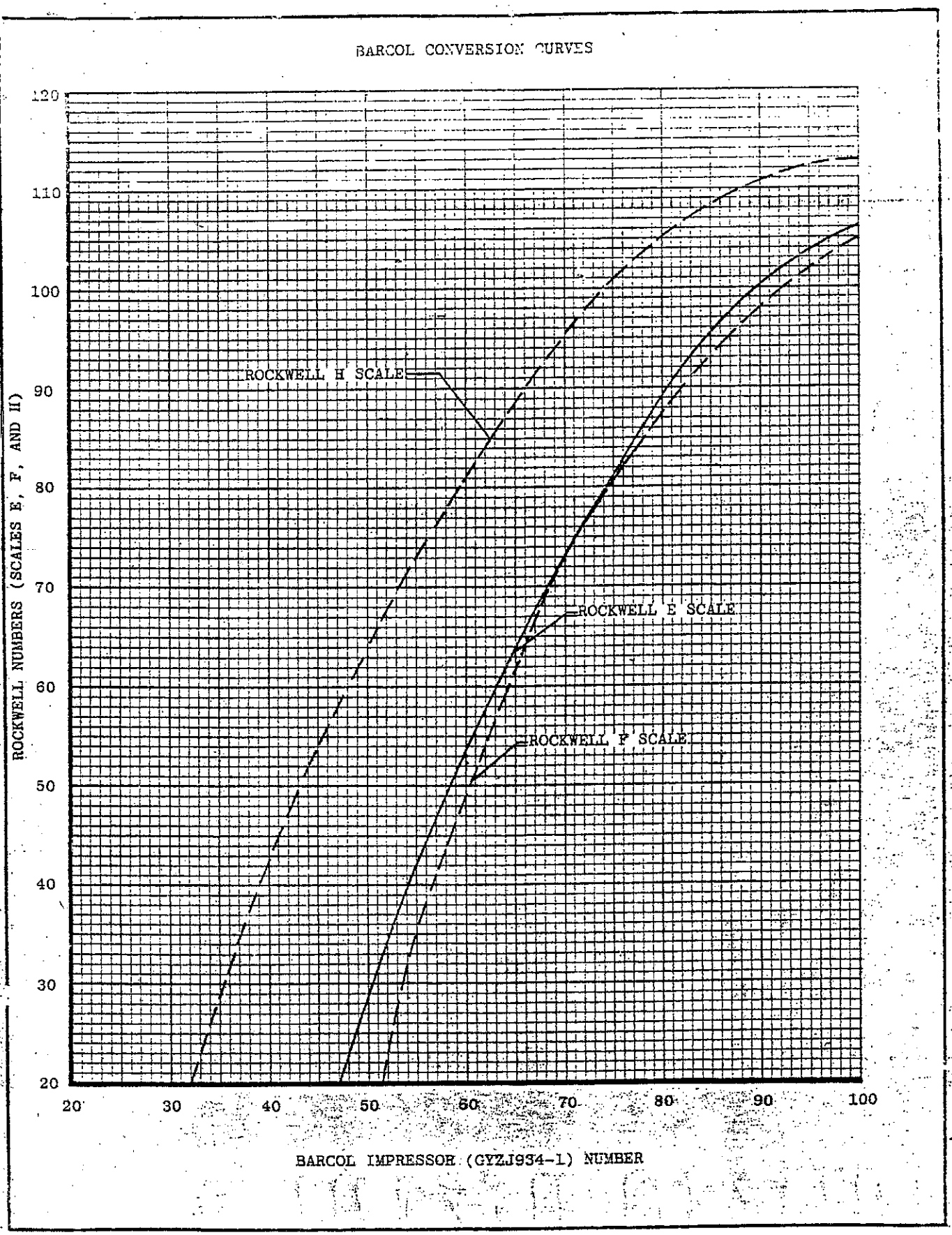


Figure 1-6. Barcol-Rockwell Conversion Scale

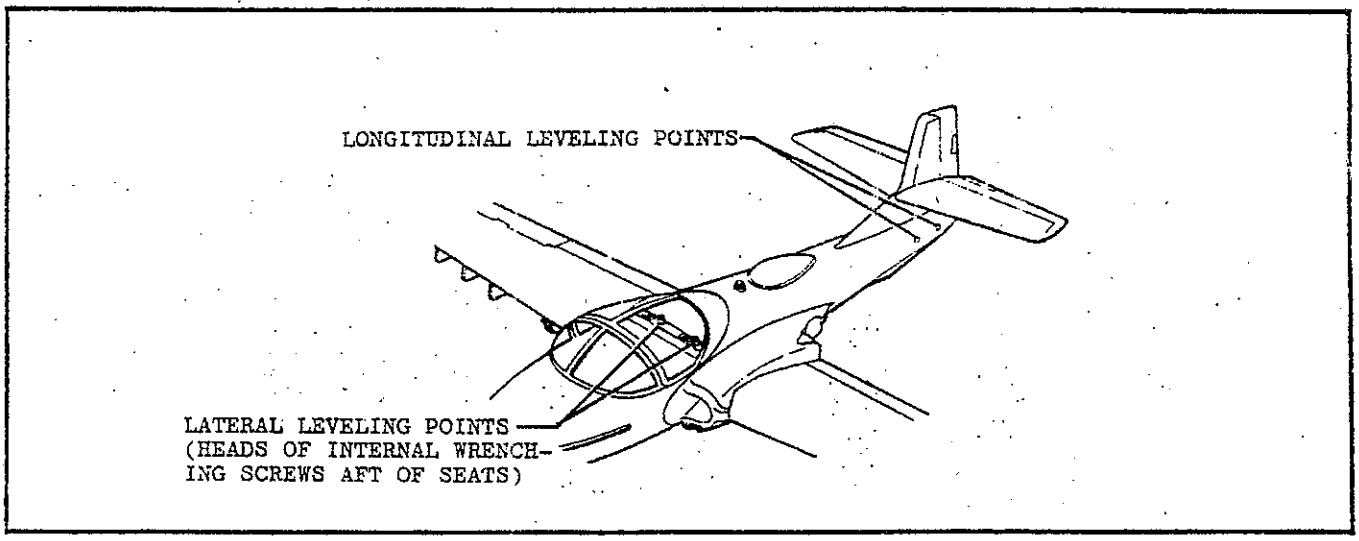


Figure 1-7. Leveling Points

1-14. CLASSIFICATION OF DAMAGE.

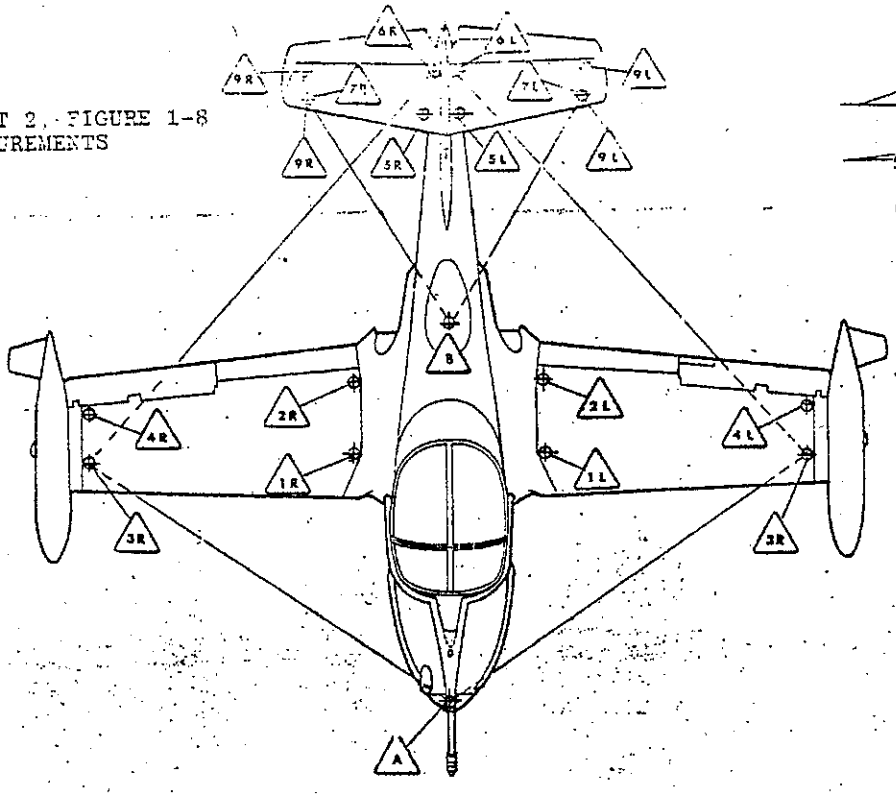
1-15. CLASSES OF DAMAGE. The classes of damage, as well as illustrations of suitable repairs, will be found in the sections of this Manual which cover separately the various main assemblies of the aircraft. Generally, the classes are:

1. Negligible damage - requiring no action or only minor repair such as straightening.
2. Damage repairable by patching - cleaning up and placing a patch over a small damaged area.
3. Damage repairable by insertion - removal of a damaged section of a member and splicing in a replacement section.
4. Damage necessitating replacement of a part. When the damaged part is small and can be easily replaced or when it is too highly stressed to safely permit any form of splicing.

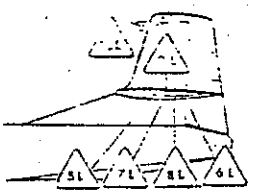
1-16. NEGLIGIBLE DAMAGE. The action to be taken in case of damage will be determined both by its extent and its location. Dents or other skin distortions on the wings or the forward part of the fin or stabilizer or on the fuselage forward of the air inlet ducts, must be almost imperceptible to be considered negligible. See figure 1-13. In general, dents not having a sharp crease at the bottom and not showing any crack or deep scratch or abrasion and not resulting from stress wrinkling and which do not interfere with any internal part or mechanism may be classed as negligible. Also, if not in a highly stressed area indicated in figure 2-2, Wing Skin Panels, a mild bend in the flange of a formed sheet metal part or in the flange of an extrusion, if the bend does not extend to the root or fillet of the flange nor affect the web, may be deemed negligible. Likewise in low stressed areas, a severe dent, small puncture or crack in the skin may be considered negligible if, after straightening or stop drilling, the damaged area can be enclosed in a 2-inch circle and if it is at least 2 inches from the nearest rivet or edge. Any ruptures in the skin or any stop drilled cracks in skin or structural parts should be scheduled for repair at the next periodic removal of the aircraft from service. Scratches or nicks in sheet aluminum greater than 25% of the material thickness are not considered negligible until they have been reworked by blending or other prescribed methods. Damage which does not go through the protective coating of the material, or through the cladding on Alclad Sheet, is not considered a scratch. To determine whether the damage has gone through the cladding, thoroughly clean the surface with Methyl Ethyl Ketone and apply a 10 percent solution of Sodium Hydroxide to the damaged area. If the damage has gone through the cladding into the parent material, a black or dark brown discoloration appears. The solution should not remain on the area for longer than two minutes because of its corrosive action. The solution must be thoroughly washed from the area with water. Scratches or nicks will reduce the cross-sectional area of the material and produce localized stress concentration. This condition can lead to fatigue cracks and possible failure of the component. (See figure 1-12.) Blending of scratches or nicks is the process of smoothing out the damage area. To blend properly, a fine grit (400 or finer) abrasive cloth or paper, or aluminum wool should be used. Do not use crocus cloth or steel wool since it tends to cause corrosion. Scratches or nicks should be smoothed out with the abrasive to remove all damage. The reworked area must be kept as small as possible. It may be necessary to use a dye penetrant check after blending to reveal any cracks which may be undetected. After blending, the area must be chemical film treated and painted in accordance with T.O. 1-A-37B-23. An alternate method, after blending, is to use aerodynamic Fairing Compound. (Refer to paragraph 1-31.)

1-17. DAMAGE REPAIRABLE BY PATCHING. The [illegible] Patching shall [illegible] any damage which can safely and economically be repaired by use of a patch and [illegible], replacing a piece of skin or structure through the entire cross section of a

SEE SHEET 2, FIGURE 1-8 FOR MEASUREMENTS



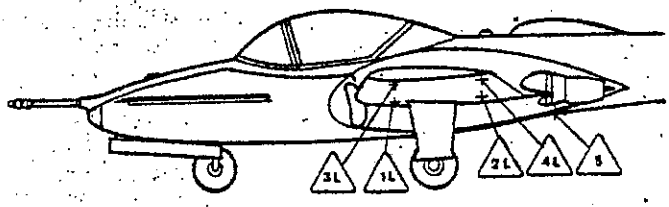
TOP VIEW OF AIRCRAFT



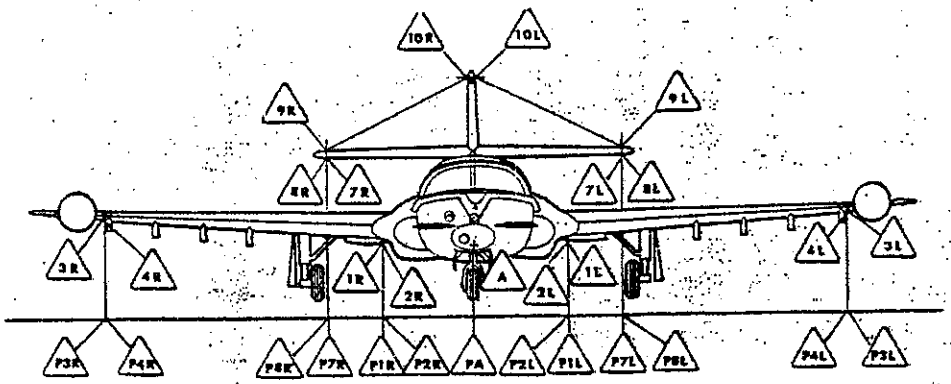
OUTBOARD VIEW OF EMPENNAGE

NOTE

ACCURATE LEVELING AND ACCURATE ESTIMATION OF THE THIRD DECIMAL IS REQUIRED. AFTER THE ELEVATIONS HAVE BEEN TAKEN, THE ELEVATIONS OF POINTS 1L, 1R, and 5L SHOULD BE RE-READ TO INSURE THAT THESE POINTS HAVE NOT CHANGED DUE TO SETTLING OF JACKS, ETC. ANY ELEVATIONS WHICH ARE OUT OF TOLERANCE SHOULD BE RECHECKED FOR ACCURACY. THE USE OF A POINT ON THE SCALE TO FIT IN THE DIMPLE IN THE CENTER OF THE RIVET HEAD WILL INSURE ACCURATE LOCATION OF THE SCALE.



OUTBOARD VIEW OF WING PYLONS AND TIP TANK REMOVED FOR CLARITY



FRONT VIEW OF AIRCRAFT
NOTE POINTS PROJECTED TO GROUND LEVEL

Figure 1-8. Alignment Check Diagram (Sheet 1 of 3)

structural member. For example, a rupture in a skin panel, in a repairable area, may be cleaned up and a filler patch and suitable back-up plate installed. Parts such as firewalls made of stainless steel sheet may be repaired by patching, using the same procedure as for aluminum sheet. See standard repair illustrations, figures 10-1, 10-3 and 10-4. A hat section may have the main web and adjacent bends damaged while the two flanges and their adjacent bends may remain undamaged. This can be repaired by cleaning up the damage, fitting in a channel-shaped filler along with a channel-shaped repair doubler extending across the area and then riveting the parts together and to the adjacent members as originally constructed.

1-18. DAMAGE REPAIRABLE BY INSERTION. In any repair of damage by insertion, the inserted section may be a filler spliced in between cleaned-up remaining sections of the original member and jointed to them by one continuous or two separate splice doublers; or it may replace one end of the original member and be spliced to the cleaned-up remainder of that member with a suitable doubler. A special case, applicable to control surface ribs and not requiring a doubler, is illustrated in figure 10-14. In either a patching or insertion type of repair, if a length of material greater than one-half inch must be cut out of a member in order to clean up a damaged area, there should be inserted a filler which is made of the same shape of section and which fills the gap to within one-sixty-fourth inch or, better, making light contact at both ends. A repair section may be inserted only if the remaining length of the original part is great enough to permit the use of a splice doubler that is long enough to receive the necessary number of rivets to provide full strength.

ELEVATIONS OF CHECK POINTS		
Points	Elevation Difference	Limits
2L-1L 2R-1R	$-.53 \pm .15$	.38 to .68
3L-1L 3R-1R	$10.14 \begin{smallmatrix}+.63\\-.38\end{smallmatrix}$	9.76 to 10.77
4L-1L 4R-1R	$10.86 \begin{smallmatrix}+.75\\-.50\end{smallmatrix}$	10.36 to 11.61
5L-5R	$0 \pm .06$	-.06 to +.06
6L-5L 6R-5R	$.56 \begin{smallmatrix}+.06\\-.14\end{smallmatrix}$	.42 to .62
7L-5L 7R-5R	$.77 \pm .30$	.47 to 1.07
8L-5L 8R-5R	$1.06 \pm .30$	.76 to 1.36
4L-3L 4R-3R	$.72 \pm .40$	.32 to 1.12
8L-7L 8R-7R	$.29 \pm .15$	.14 to .44

ALIGNMENT & SYMMETRY CHECK	
Points	Distance
PA to P3L PA to P3R	227.31 ± 1.25
P3L to P6L P3R to P6R	268.55 ± 1.50
PB to P7L PB to P7R	136.81 ± 1.00

VERTICAL STABILIZER ALIGNMENT	
Points	Distance
9L to 10L 9R to 10R	$80.40 \pm .50$

FUSELAGE CONTOUR ELEVATIONS	
Points	Elevation Diff. (Ref. only)
1L-A	6.20
1L-B	3.84

Figure 1-8. Alignment Check Diagram (Sheet 2 of 3)

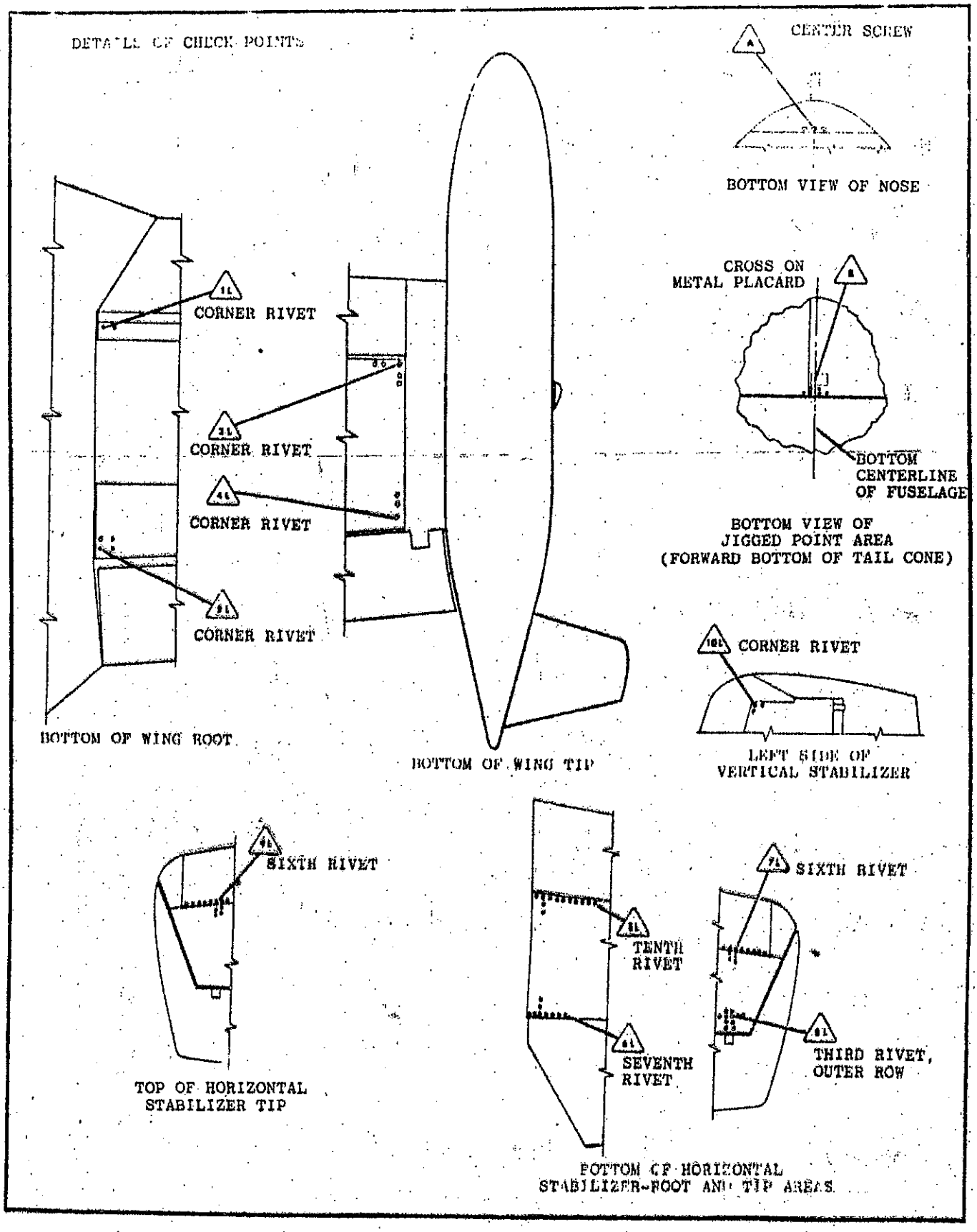
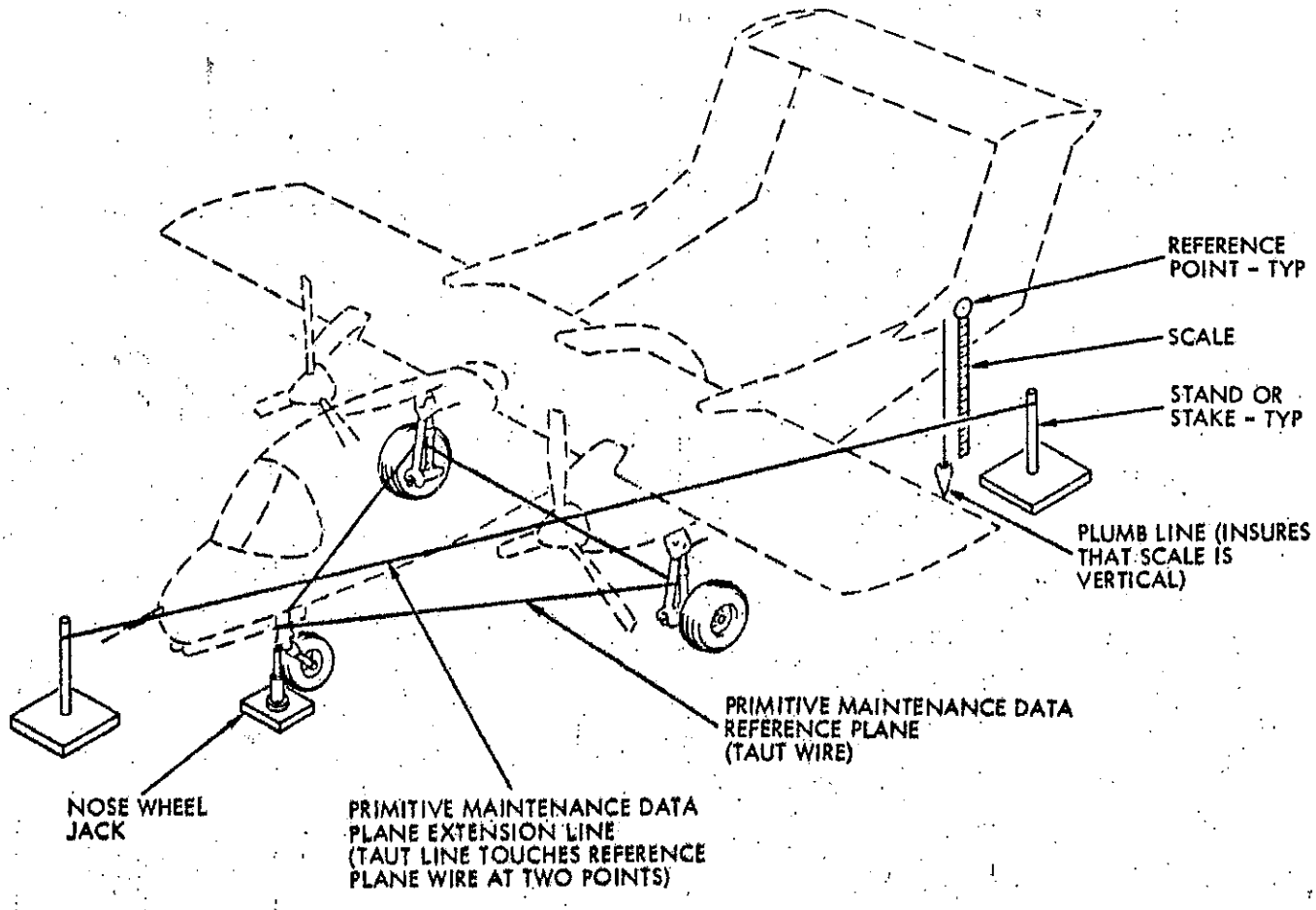


Figure 1-8. Alignment Check Diagram (Sheet 3 of 3)

PRIMITIVE MAINTENANCE ALINEMENT CHECK



ELEVATION CHECK

The following materials and equipment are required:

- Wire for establishing primitive maintenance data reference line
- Two stands (or stakes) and a strong line for data reference line extension
- One wheel jack
- One spirit level
- One plumb line (any type weight)

1. Park aircraft on relatively level surface.
2. Remove sponsons. (Refer to applicable airframe systems manual.)
3. Position spirit level on cargo deck for leveling.
4. Use wheel jack, deflate struts, or use other means to level aircraft laterally.
5. Using a wheel jack, raise fuselage nose and level aircraft longitudinally.
6. Install reference plane wire on landing gear as shown. (Wire placement locations are marked on gear. See Sheet 5.)
7. Rig data plane extension line as required to measure from an elevation check point. Take measurement and record it. Repeat operations for remaining check points.

The geometry check is the same as given for the conventional check (sheet 1).

VM-3H00-44

Figure 1-9. Aircraft Alinement (Sheet 2 of 7)

LOCATION OF POINTS					
POINT		LOCATION			REMARKS
		FUS STA	BL	WL	
1		47.30	16.22	0.30	MS20470AD5 RIVET HEAD
2				-31.80	P M DATA REFERENCE LINE
3		92.75	1.00	-21.00	7529 SCREWHEAD
4	LH ONLY	94.01	18.50	0.00	0.257 DIA HOLE
5	LH ONLY	131.60	18.50	-0.65	0.257 DIA HOLE
6		179.83	163.63	26.78	CENTER NYLON PLUG
7				-31.80	P M DATA REFERENCE LINE
8		213.13	166.00	25.06	CENTER NYLON PLUG
9	RH	255.91	0.31	-20.70	MS20470AD5 RIVET HEAD
	LH	255.91	0.44	-20.70	MS20470AD5 RIVET HEAD
10	RH	380.94	82.89	24.53	MS20470AD6 RIVET HEAD LEFT BOOM
	LH	380.94	92.11	24.53	MS20470AD6 RIVET HEAD LEFT BOOM
10	RH	380.94	92.11	24.53	MS20470AD6 RIVET HEAD RIGHT BOOM
	LH	380.94	82.89	24.53	MS20470AD6 RIVET HEAD RIGHT BOOM
11*	RH	415.73	84.29	80.38	CR2248-4 (BULBED CHERRYLOCK) RIVET HEAD
	LH	415.73	90.71	80.38	CR2248-4 (BULBED CHERRYLOCK) RIVET HEAD
11†	RH	415.73	90.71	80.38	CR2248-4 (BULBED CHERRYLOCK) RIVET HEAD
	LH	415.73	84.29	80.38	CR2248-4 (BULBED CHERRYLOCK) RIVET HEAD
12		194.11	78.63	-49.08	MAIN LANDING GEAR PIVOT PIN HEAD
13		202.99	87.50	37.72	7536 SCREWHEAD

ELEVATION CHECK — CONVENTIONAL — ON JACKS (INCHES)

(1)	ZERO DIMENSION
X	26-29/32 + 1/2, -1/4 ‡
Y	25-3/64 + 1/2, -1/4 ‡
Z	24-13/64 + 5/16, -1/2

All dimensions are in relation to the zero dimension and all are above it.

ELEVATION CHECK — PRIMITIVE — ON WHEELS (INCHES)

E	31-51/64 ±3/16
G	10-51/64 ±1/8
J	58-37/64 +1/2, -1/4 ‡
L	56-27/32 +1/2, -1/4 ‡
N	11-3/32 ±1/8
P	56 +3/8, -1/2

All dimensions are in relation to the primitive maintenance data line and all are above it.

GEOMETRY CHECK (INCHES)

A	200-1/32 ± 3/4
B	183-23/64 ± 3/4
C_L	165-25/32 ± 1/2
C_U	168-37/64 ± 1/4
D (1 & 2)	179-21/32 ± 1/2
R	130-33/64 ± 3/4
S_R	103-29/64 ± 3/4
S_L	103-23/64 ± 3/4
T	317-1/16 ± 1.00

NOTE See sheets 5, 6 and 7 for detailed location of points.

* Left vertical

† Right vertical

‡ Right- and left-hand points must be within one-quarter (0.25) inch of each other.

LEGEND

BL - Buttock line
FRL - Fuselage reference line
ML - Mold line
PM - Primitive maintenance
WL - Water line

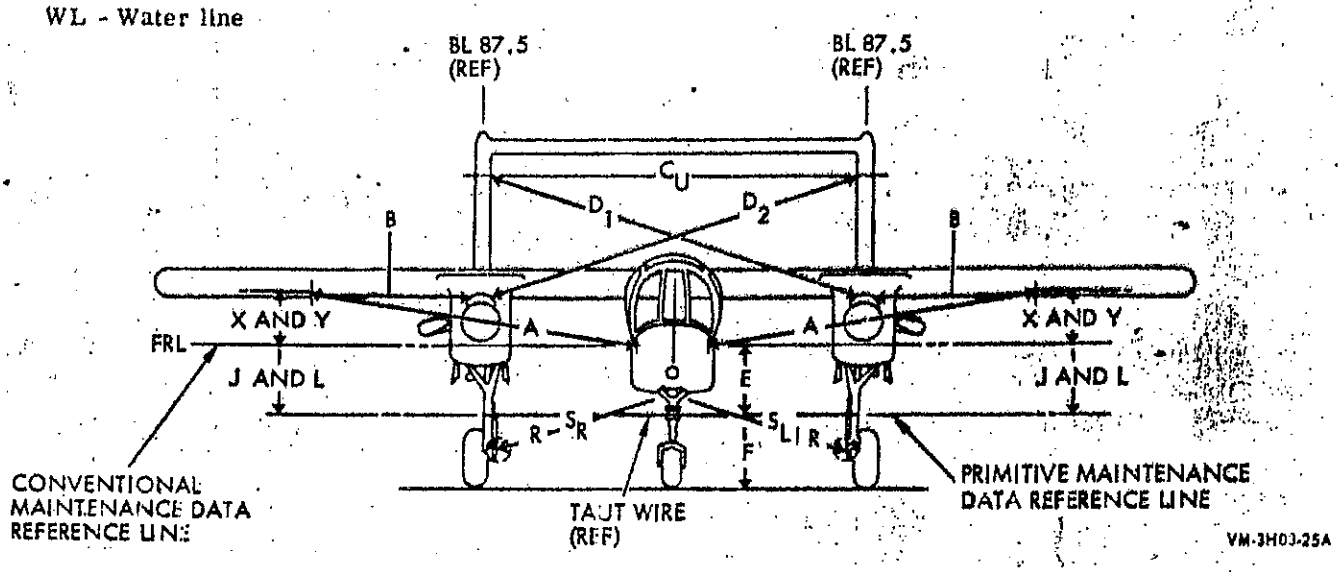


Figure 1-9. Aircraft Alinement (Sheet 3 of 7)

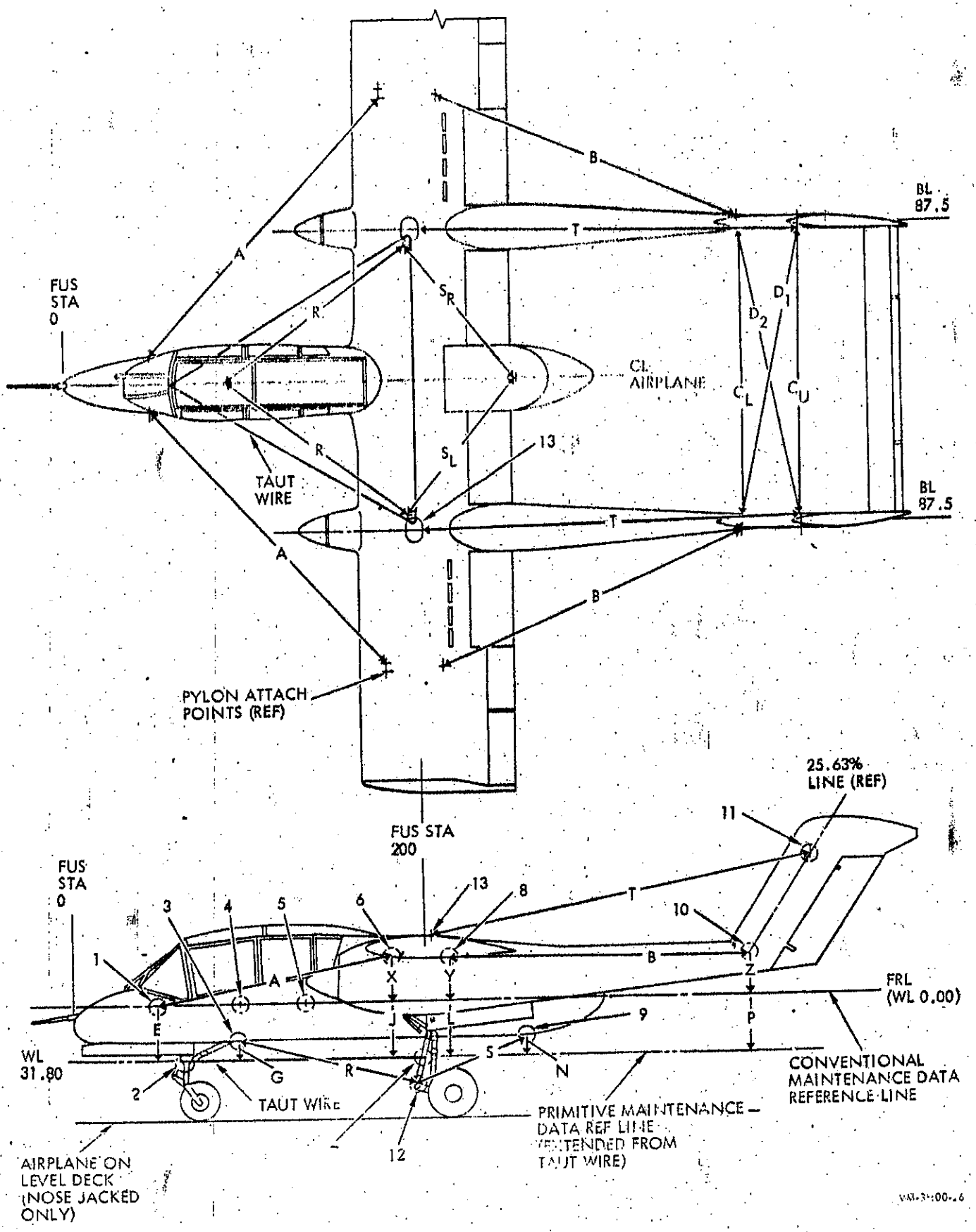
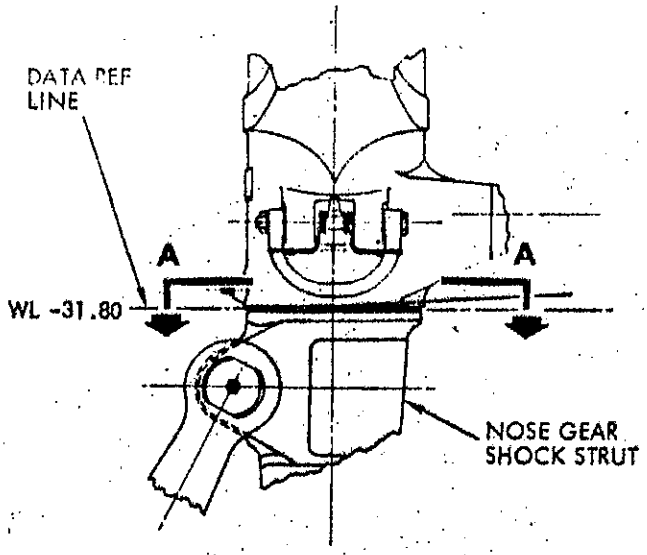
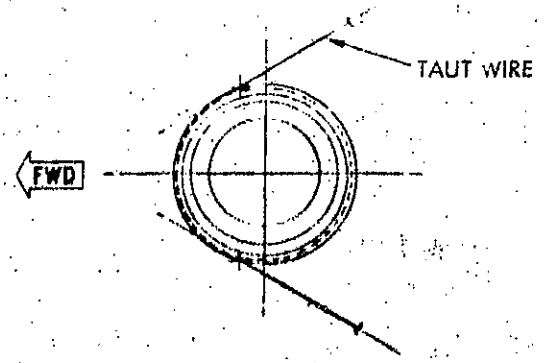


Figure 1-9. Aircraft Alinement (Sheet 4 of 7)

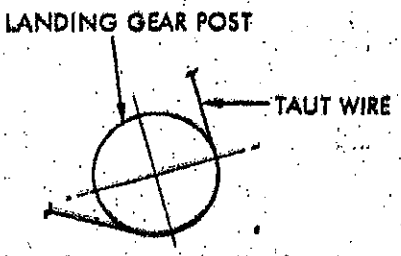
PRIMITIVE MAINTENANCE



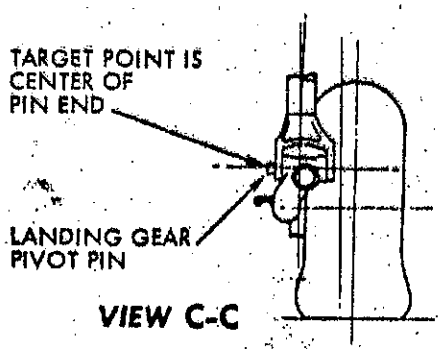
2 TARGET POINT SHOWING POSITION OF TAUT WIRE ON NOSE GEAR (LH VIEW SHOWN - TYPICAL)



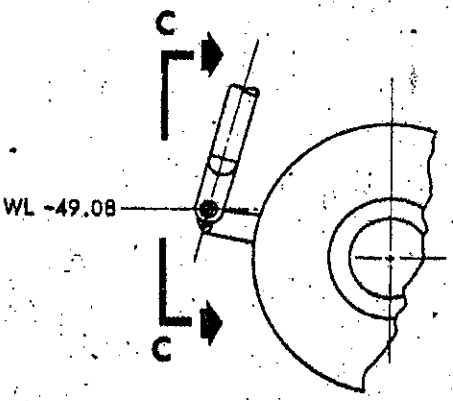
SECTION A-A



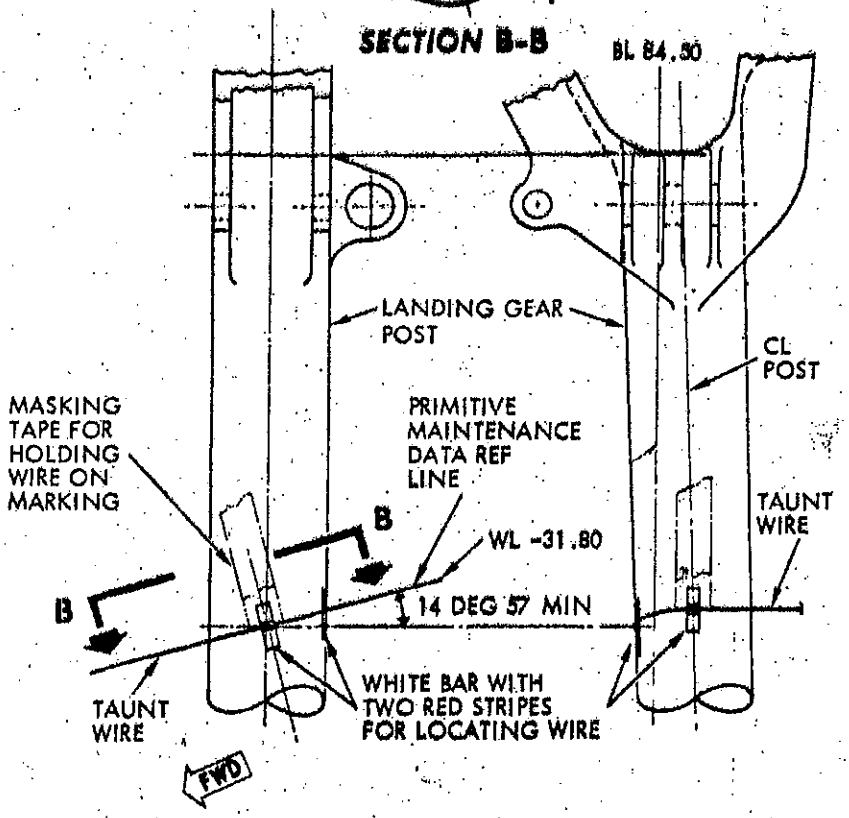
SECTION B-B



VIEW C-C



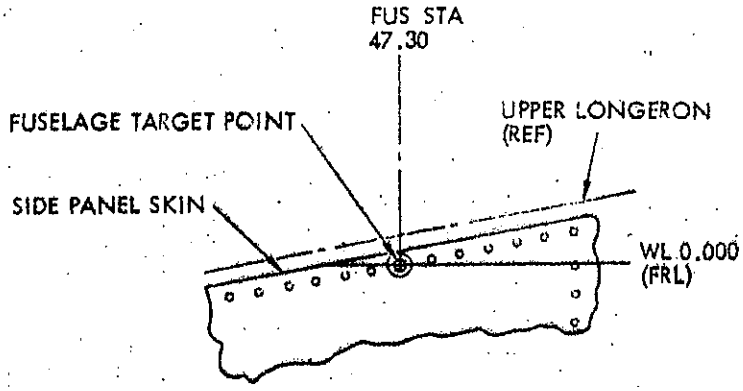
12 TARGET POINT ON MAIN LANDING GEAR



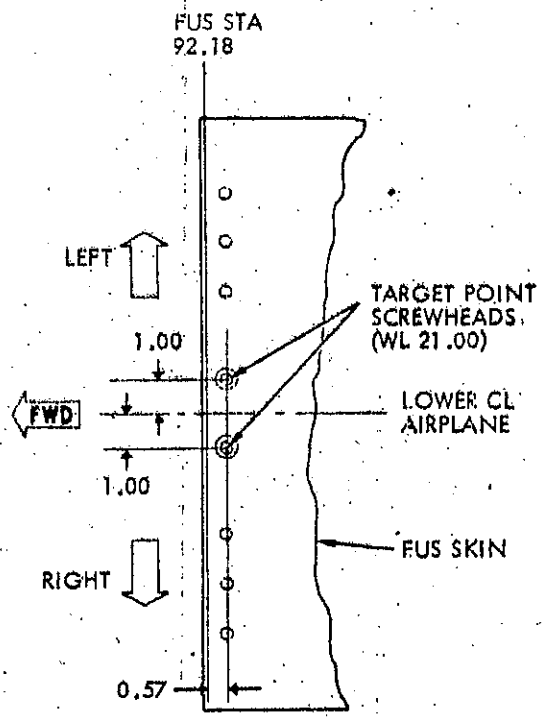
7 TARGET POINT ON MAIN LANDING GEAR POST

VM-3H00-27

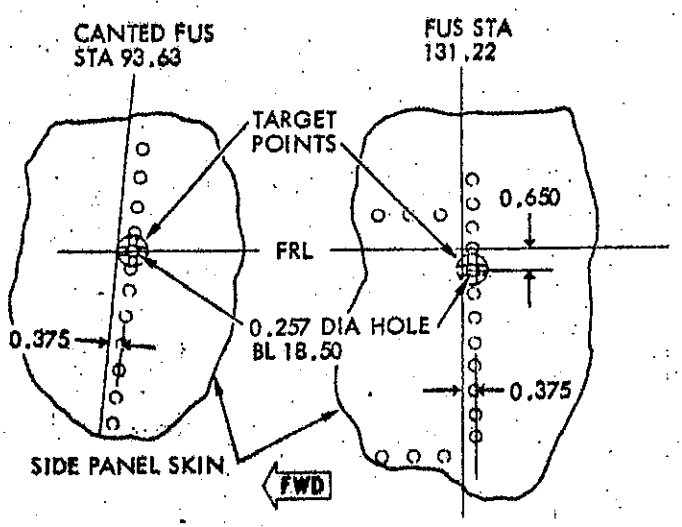
Figure 1-9. Aircraft Alinement (Sheet 5 of 7)



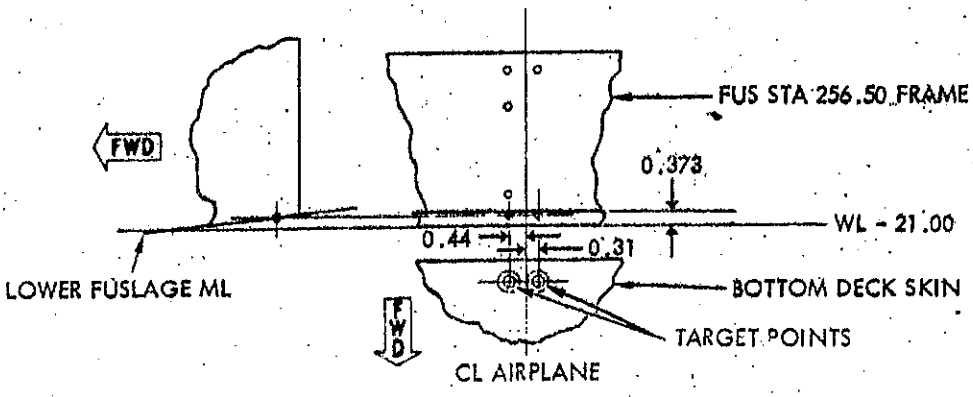
1 FUSELAGE TARGET POINT
(LH VIEW SHOWN, RH OPPOSITE)



3 PLUMB BOB AND TARGET POINTS
(VIEW LOOKING UP AT BOTTOM
OF AIRCRAFT).



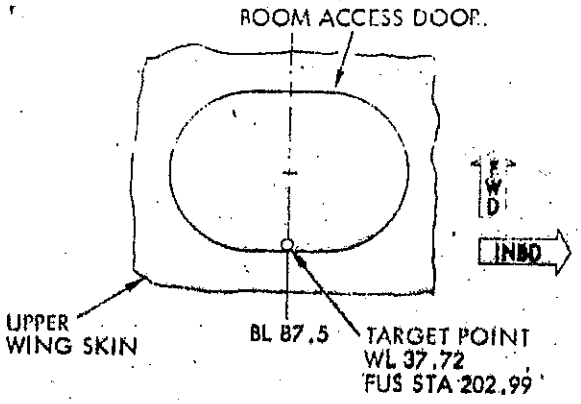
4 BORESIGHT AND TARGET POINTS
(LH SIDE OF FUSELAGE ONLY)



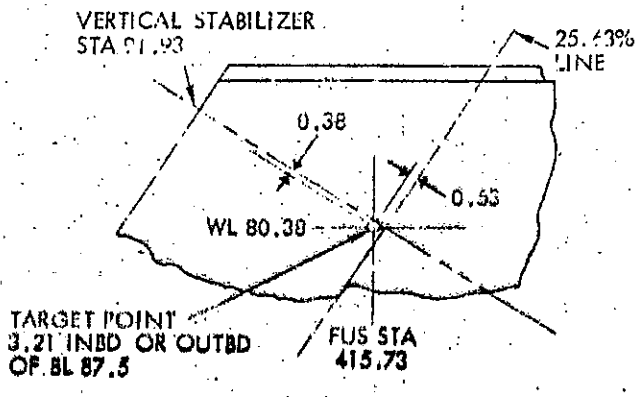
9 PLUMB BOB AND TARGET POINTS
(LOWER AFT FUSELAGE)

FUSELAGE TARGET POINTS

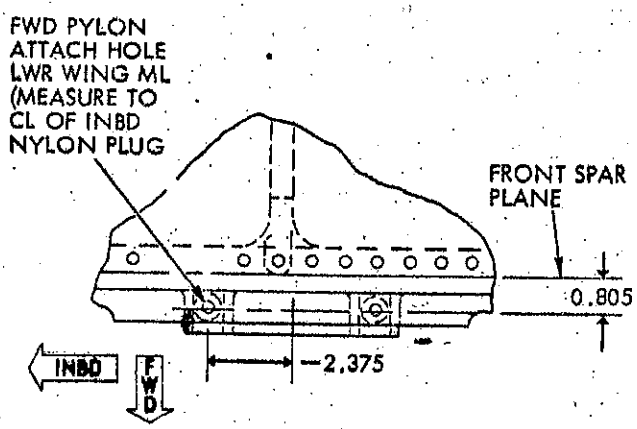
Figure 1-9. Aircraft Alinement (Sheet 6 of 7)



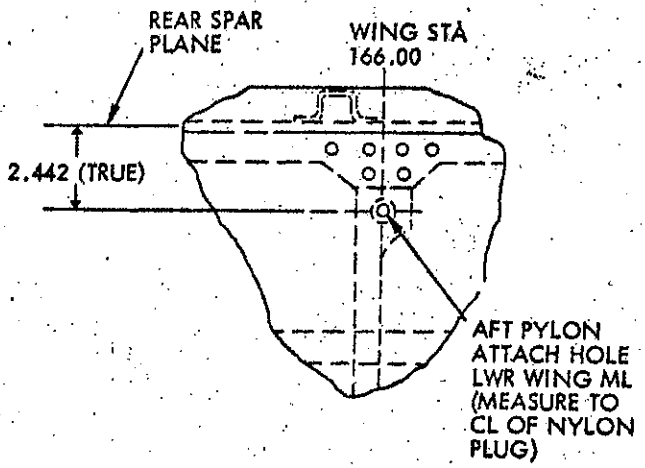
13 TARGET POINT DESCRIPTION
(LH VIEW OF UPPER WING BOOM ACCESS DOOR SHOWN, RH OPPOSITE)



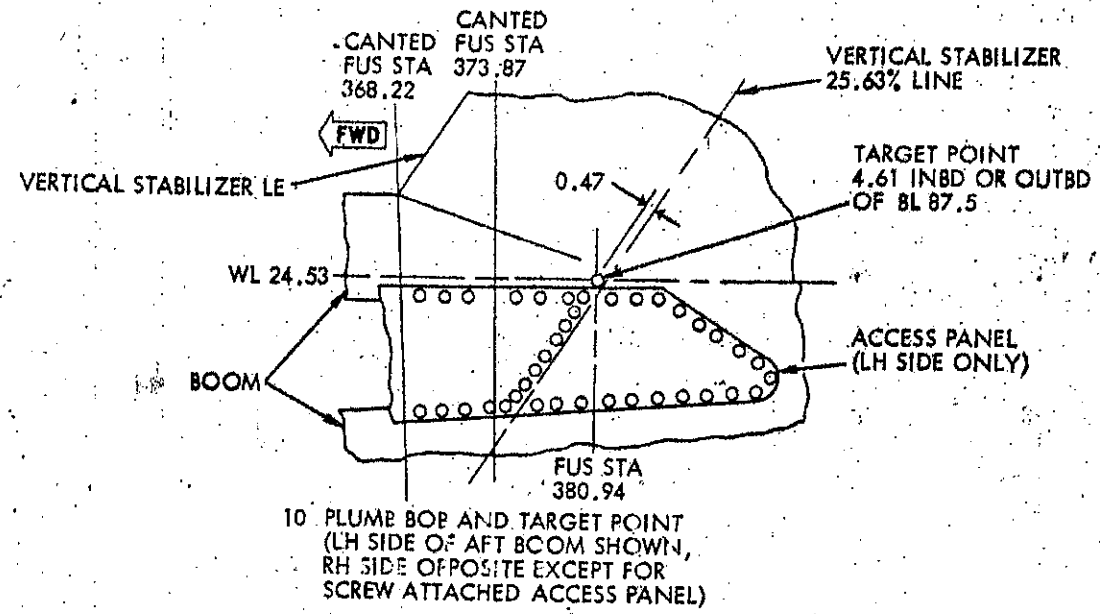
11 TARGET POINT DESCRIPTION
(LH SIDE OF VERTICAL STABILIZER SHOWN, RH SIDE OPPOSITE)



6 TARGET POINT DESCRIPTION
(LH WING SHOWN, RH OPPOSITE)



8 PLUMB BOB AND TARGET POINT
(LH WING SHOWN, RH OPPOSITE)



10 PLUMB BOB AND TARGET POINT
(LH SIDE OF AFT BOOM SHOWN, RH SIDE OPPOSITE EXCEPT FOR SCREW ATTACHED ACCESS PANEL)

VM-3H00-29

Figure 1-9. Aircraft Alinement (Sheet 7 of 7)