



Boeing 707

Kapitel 27

Steuerungsanlagen

Lufthansa
TECHNISCHE SCHULE

Eigentum der
Deutschen Lufthansa AG
Bei Ausscheiden aus der Firma zurückzugeben

I n h a l t s v e r z e i c h n i s

1 Übersicht	General
1.1 Unterschiede	
2 Quersteuerung	Lateral Control
3 Quertrimmung	Aileron Trim Control System
4 Steuersäule	Control Column
5 Störklappen zur Quersteuerung	Spoiler
5.1 Übersicht	General
5.2 Übertragungsgestänge und Steuerventil	Spoiler Control Linkage and Control Valve
5.3 Kurzschlußventile	Bypass Valves
5.4 Schwenkanschlüsse	Swivel Joints
5.5 Betätigungszyylinder	Actuators
6 Störklappen als Luftbremsen	Speed Brakes
6.1 Übersicht	General
6.2 Störklappen-Betätigungshebel	Speed Brake Control Lever
6.3 Zusammenwirken der Teile	Operation
7 Landeklappen	Wing Flaps
8 Höhensteuerung	Elevator Control
9 Höhenflossentrimmung	Stabilizer Trim Control
10 Seitensteuerung und Seitentrimmung	Rudder Control and Rudder Trim Control
11 Anhang	

Lufthansa

Technische Schule

Steuerungsanlagen 707

Übersicht

Kap. 27-1 Seite 2
Datum 12.68
Bearbeiter was
Korrektur-Nr.1 ÜbersichtGeneral

Zur Steuerung der 707 werden benutzt:

Querruder, Höhenruder, Seitenruder, Stör- bzw. Bremsklappen, die verstellbare Höhenflosse, die Hilfs- und Ausgleichsklappen, sowie die Landeklappen und die Trimmung.

Zu den primären Steuerungsorganen werden sowohl die manuelle als auch die selbsttätige Steuerung der inneren und äußeren Querruder, der Störklappen, des Seitenruders und der Höhenruder gezählt.

Die inneren Querruder und das Höhenruder werden durch Flettner-Hilfsklappen bewegt, unterstützt durch den Differenzdruck an den sog. Balance Panel vor jedem Ruder. Die äußeren Querruder haben Ausgleichsklappen mit entlastender Wirkung und Balance Panel, das Seitenruder wird normal hydraulisch und bei Versagen der Hydraulik durch Flettnerklappe ausgelenkt.

Auf der Flächenoberseite sind vier Störklappen je Tragflächenseite vorgesehen. Jede Störklappe wird von einem Hydraulikzylinder angetrieben. Durch Kupplung mit den Störklappen bewirkt der Ausschlag eines Innenquerruders nach oben, daß auch die Störklappen der betreffenden Fläche ausfahren. An der anderen Fläche, wo das Innenquerruder nach unten ausgeschlagen ist, erhalten die Störklappen dieser Fläche das Signal zum Einfahren. Wird der Bremsklappenhebel in der Mittelkonsole im Führerraum bewegt, fahren alle Störklappen zusammen als Luftbremsen aus.

Die Außenquerruder werden von Seilzügen angetrieben, die mit den Innenquerrudern verbunden sind. Diese Seilzüge können die Außenquerruder aber nur bewegen, wenn die Landeklappen ganz oder teilweise ausgefahren sind.

Zu den sekundären Steuerorganen zählen die Landeklappen und die Trimmung. Das Landeklappensystem umfaßt zwei Spreizklappen, zwei Innenlandeklappen, zwei Außenlandeklappen, sowie an der Vorderkante angelenkte Flächennasenklappen bzw. Slats.

Die Quertrimmung wird manuell über Seilzüge vorgenommen. Das Trimmrad für die Betätigung der Quertrimmung ist mit einer mechanischen Stellungsanzeige versehen und an der Mittelkonsole untergebracht. Zur Höhentrimmung betätigt man Trimmshalter an den Quersteuerungshandrädern, wodurch über eine Spindel der Einstellwinkel der Höhenflosse verändert wird. Die Höhenflosse kann auch von Hand mittels Trimmrad an der Mittelkonsole getrimmt werden.

Zur Seitentrimmung wird die Trimmkurbel gedreht. Über ein Seilsystem wird die Power Unit betätigt und von dieser dann das Seitenruder ausgelenkt. Bei hydraulischer Störung kann manuell über die Hilfsklappe getrimmt werden.

Vor den Innenquerrudern auf der Flächenoberseite sind sog. Wirbel-erzeuger angebracht. Es handelt sich dabei um kleine tragflächen-artige Profile. Sie sind nach einem bestimmten System zueinander angeordnet und verzögern, durch die Erzeugung von Wirbeln, ein Ablösen der Grenzschicht.

Statt mechanischer Ruderverriegelungen sind hydraulische Dämpfer eingebaut.

Übersichtstabelle für die 707 A!

Steuer-System	Steuerfläche	Betätigungsteil	Übertragungs- mittel
Quersteuerung	Innenquerruder	Handrad	Seilbetätigte Hilfsklappen
	Aussenquerruder	Innenquerruder bei ausgefahrener Landeklappe	Seil
Quertrimmung	Servoklappen	Trimmrad	Seil
Störklappen zur Quersteuerung	Störklappen	Handrad	Hydraulisch
Störklappen als Luftbremsen	Störklappen	Störklappenhebel	Seil Hydraulisch
Landeklappen- System	Innen- u. Außen- landeklappen Spreizklappen	Normal: Hebel Not: Schalter	Seil-Hydraulisch Elektromotor
	Flächennasen- klappen	Abschalt- vorrichtung für das Außenquerruder	Hydraulisch
Höhensteuerung	Höhenruder	Steuersäule	Seilbetätigte Hilfsklappen
Höhentrimmung	Höhenflosse	Autopilot bzw. Mach Trimmrad Trimmschalter	Elektromotor Elektromotor Seil
Seitensteuerung	Seitenruder	normal: Pedale Not:	Seil-Hydraulisch Seil-Flettner- klappe
Seitentrimmung	Trimmklappe	normal: Not: Trimmrad	Seil-Hydraulisch Seil-Flettner- klappe

1.1 Unterschiede

Die wesentlichen Unterschiede der 707 A gegenüber den 707 B/C-Flugzeugen liegen in der Landeklappenanlage.

- a) Die 707 A enthält insgesamt nur 4 Nasenklappen.

Bei der 707 B/C erstrecken sich die Nasenklappen und Slats über den größten Teil der Tragflächen. Dabei sind die Klappen zwischen Innentriebwerk und Rumpf als Nasenklappen und die Klappen zwischen den Triebwerken sowie außenbord des Außentriebwerkes als sogenannte Slats ausgeführt.

Unterschied: Nasenklappen liegen im ausgefahrenen Zustand an der Flächennase an, Slats bilden einen Spalt.

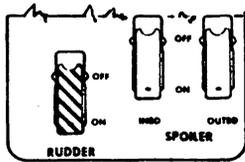
- b) Die Innenlandeklappen der 707 B/C sind größer als bei der 707 A.

- c) Die Spreizklappen der 707 A sind echte Spreizklappen.

Die Spreizklappen der 707 B/C werden nur so bezeichnet: Es sind in Wirklichkeit dem Prinzip nach Wölbungsclappen. Sie werden von der Innenlandeklappenanlage mit angetrieben.

- d) Hydraulikmotor, Elektromotor und Motorgetriebe der Innenlandeklappen sind bei der 707 B/C stärker ausgeführt als bei der 707 A.

- e) Das Nasenklappen- und Slat-Steuerventil wird bei der 707 B/C vom Hydraulikmotor-Getriebe der Innenlandeklappen betätigt (707 A: Abschaltvorrichtung Außenlandeklappen).



RUDDER AND SPOILER BYPASS SWITCHES

1. Schalter EIN - Solenoids ohne Erregung-Ventile OFFEN
2. Schalter AUS - Solenoids erregt - Ventile GESCHLOSSEN
3. Elektrische Fehler - Solenoids ohne Erregung - Ventile OFFEN (P5, 28 V DC)



MAIN ELECTRIC STABILIZER TRIM SWITCH

Trimmt Höhenflosse 0,5 units pro secunde
(Control: P5, 28 V DC)
(Power: P2, 115 V AC)

CONTROL WHEEL

1. Betätigt Innenquerruder und Spoiler mit Landeklappen EIN
2. Betätigt Innen- sowie Außenquerruder und Spoiler mit Landeklappen AUS

RUDDER PEDALS

1. Bremsbetätigungsverrichtungen an den Fußspitzen
2. Einstellbar - vor und rück

RUDDER TRIM CRANK

AILERON TRIMM WHEEL

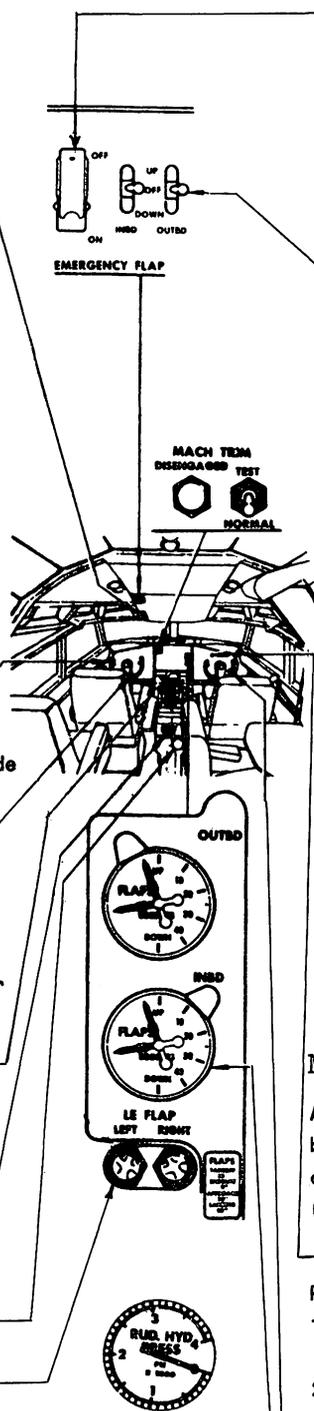
LEADING EDGE FLAP LIGHTS

Green

Brennen, wenn alle Nasenklappen einer Tragflächenseite voll ausgefahren sind.

1. ON - Außenlandeklappen 9° AUS
2. OFF - Außenlandeklappen 6° EIN (P5, 28 V DC)

FLAP POSITION INDICATORS
(P7, 28 V AC)



EMERGENCY FLAP CONTROL SW.
Betätigt zwei Hydraulikmotor-Bypass-Ventile für die Innen- sowie Außenlandeklappen und versorgt die beiden Elektromotor-Schalter (P5, 28 V DC)

EMERGENCY FLAP MOTOR SW.
Federbelastet: DOWN
Einraststellungen: UP and OFF

SPLIT FLAP-HYDRAULIC OPER.
(Hydr. Einzelbetätigung der Landeklappen)

1. Sicherungsschalter für "FLAP MOTOR-CONTROL" der Landeklappen ziehen, welche man hydr. einzeln betätigen will
2. EMERGENCY FLAP CONTROL SW. nach "ON" schalten
3. Landeklappen-Betätigungshebel in die gewünschte Stellung bewegen

MACH TRIM TEST SWITCH
Für die Überprüfung des Systems am Boden

MACH TRIM DISENGAGED LIGHT
Amber
brennt bei Mach Trim System OFF oder ausgekuppelt (P5, 28 V DC)

RUDDER BOOST WARNING LIGHT
Red
1) brennt bis 245 KTS IAS - sofern Öldruck unter 3000 psi
2) Über 245 KTS IAS Stromkreis offen ! (P5, 28 V DC)

RUDDER HYDRAULIC PRESSURE GAGE
zeigt den Druck im Seitenrudersystem an
1) Bis 245 KTS IAS - 3000 psi
2) Über 245 KTS IAS - 1000 psi (P7, 28 V AC)

TAKE OFF WARNING HORN

Bläst unterbrochen, wenn Gashebel Nr. 3 in Startstellung geschoben wird und sich dabei Höhenflosse, Landeklappen und Störklappen außerhalb der Startposition befinden. (P5, 28 V DC)

LANDEKLAPPEN-BETÄTIGUNGSEHEL

Betätigt das hydraulische Landeklappensystem.

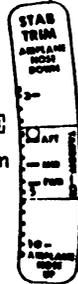
Einrastung

Beschriftung

20°	220 KTS IAS
30°	210
40°	200
50°	185

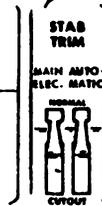
STABILIZER TRIM PLACARD

1. Anzeige für Höhenflossenstellung sowie ihre Startposition
2. Anzeige für die Start-Trimstellung bei verschiedenen Schwerpunktslagen.



STABILIZER TRIM CUTOUT SWITCHES

Unterbrechen die elektrische und automatische (auto pilot und Mach Trimfunktion) Trimmung.



SPEED BRAKE HANDLE

1. Betätigt alle Störklappen von 0° bis 60°
2. Rastung bei 30°



STABILIZER TRIM LIGHT

Amber

Brennt, wenn die elektrische Höhenflossen-trimmung mittels "MAIN ELECTRIC TRIM SWITCH" betätigt wird. (P5, 28 V DC)

RUDDER TRIM INDICATOR

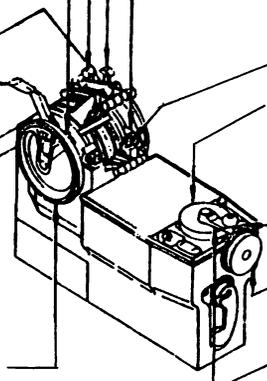
AILERON TRIM INDICATOR

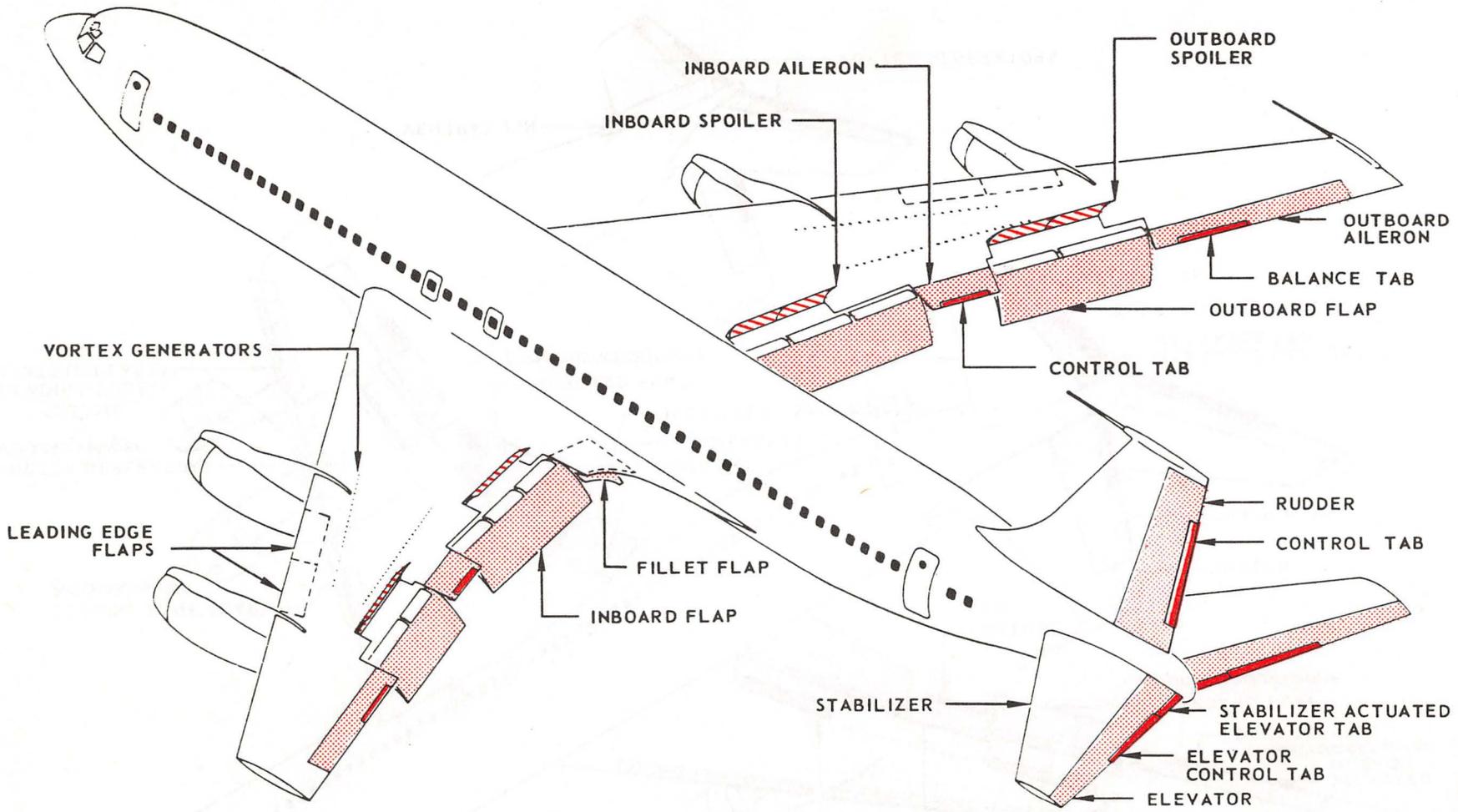
AILERON TRIM WHEEL

RUDDER TRIM CONTROL

STABILIZER TRIM WHEEL AND RETRACTABLE HANDLE

Mechanisch mit der Höhenflosse verbunden - 90 Umdrehungen für den gesamten Verstellbereich bei der 720 (180 Umdr. bei der 707)





SURFACE CONTROLS

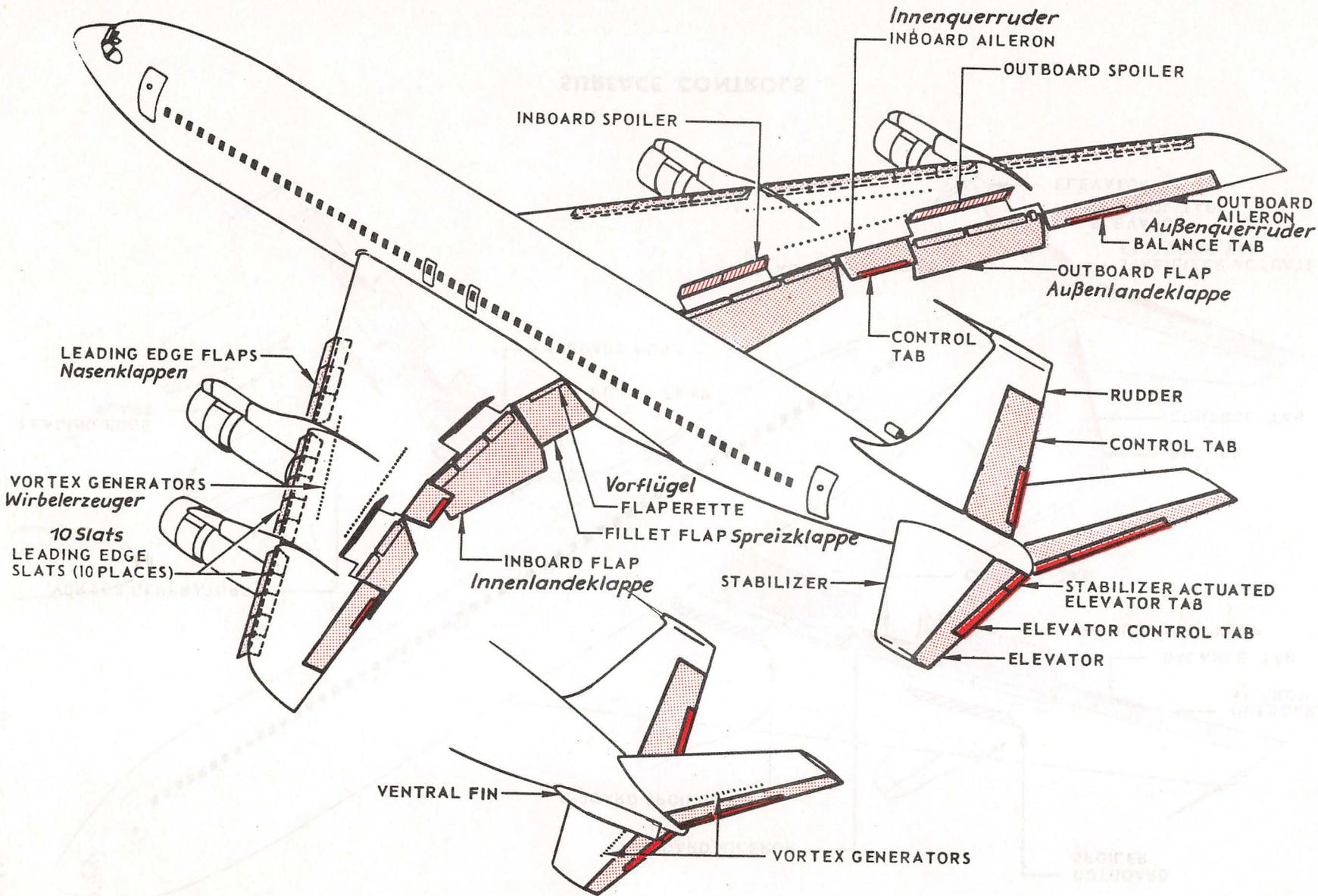
JAN 15 59

707-9

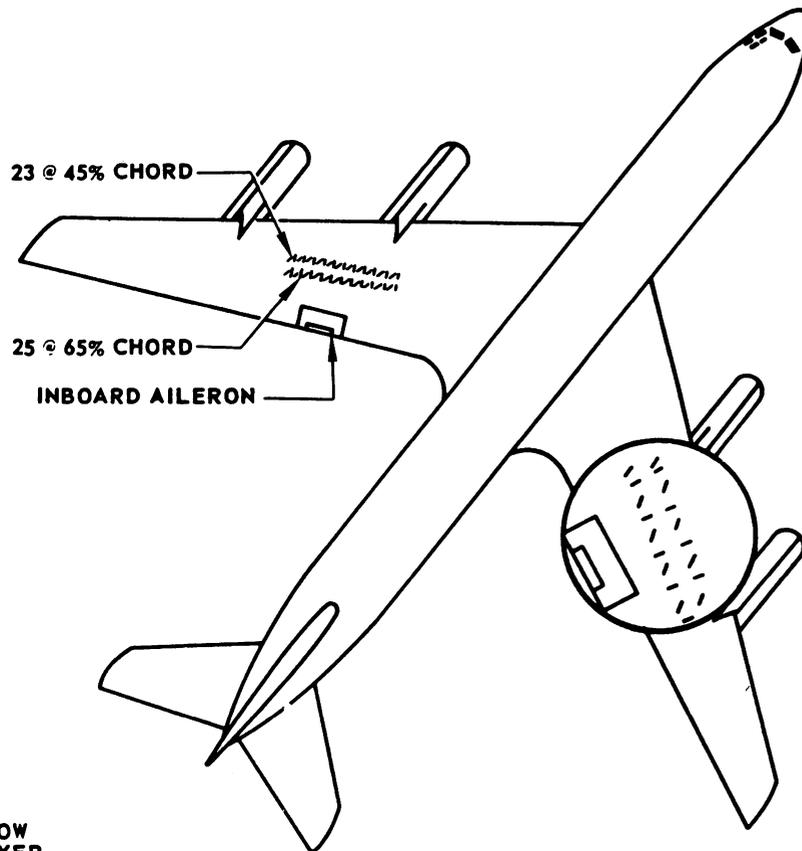
27-1

NUR 707 B/C

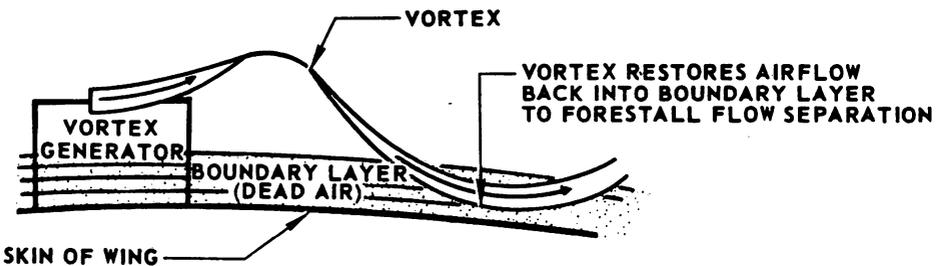
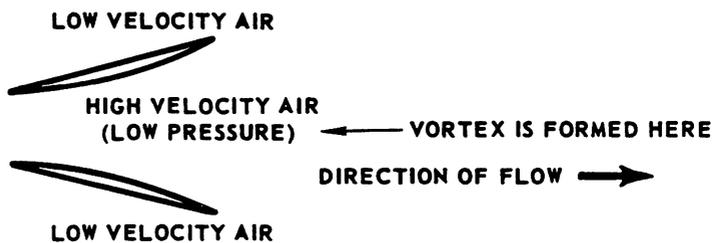
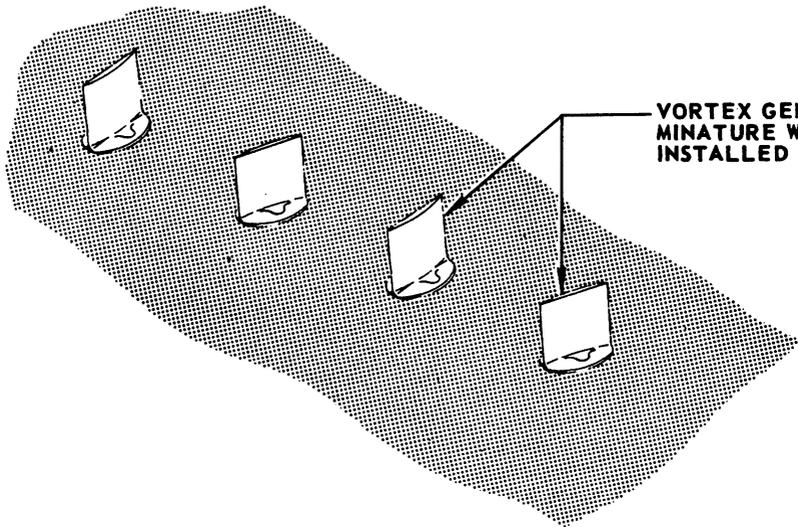
27-1



CONTROL SURFACES



VORTEX GENERATORS ARE MINATURE WINGS AND ARE INSTALLED IN PAIRS



VORTEX GENERATORS

VORTEX GENERATORS RESULT IN ABOUT 8 KTS INCREASE IN TAS AT SAME CRUISE THRUST

2 QuersteuerungLateral Controla) EinleitungGeneral

Zur Quersteuerung (lateral control) des Flugzeuges werden bei kleiner Geschwindigkeit (Landeklappen ausgefahren) die Innen- (inboard aileron) und Außenquerruder (outboard aileron) in Verbindung mit den Störklappen (spoiler) verwendet. Bei normaler Fluggeschwindigkeit (Landeklappen eingefahren) werden nur die Innenquerruder* verwendet. Die Außenquerruder sind dabei bewegungsmäßig vom Quersteuersystem abgeschaltet. Sie bleiben bewegungslos in ihrer Neutralstellung stehen. Alle Querruder sind, zur Herabsetzung der Steuerkräfte, aerodynamisch ausgeglichen und benötigen keine zusätzlichen hydraulischen oder elektrischen Verstärker. Zum Schutz gegen Beschädigungen bei Böen am Boden ist je ein Dämpfer (aileron snubber) an der Außenseite eines jeden Innenquerruders angebaut.

b) Übertragungsmittel zu den Innenquerrudern

Innerhalb der Steuersäule (control column) wird die Drehbewegung des Handrades (aileron control wheel) auf die Seilscheibe (aileron control drum) unterhalb der Säule übertragen. Von dieser Seilscheibe führt ein Seilsystem zur zweiten Steuersäule. Von jeder Steuersäule-Seilscheibe (aileron control drum) führt ein weiteres Seilsystem über Umlenkrollen unter dem Kabinenboden zum Hinterholm und weiter hinter diesem zum Innenquerruderquadrant (inboard aileron control quadrant) jeder Tragflächenseite. An jedem Innenquerruderquadrant sind drei Stoßstangen gelagert. Eine führt zum Steuerventil für die Außenstörklappen (outboard spoiler control valve), die zweite zum Steuerventil für die Innenstörklappen (inboard spoiler control valve) und die dritte Stoßstange ist über einen Umlenkhebel (control crank) mit der Hilfsklappe (control tab) des Innenquerruders verbunden. Das Bewegen der Hilfsklappe (control tab) bewirkt aerodynamisch in Verbindung mit dem balance panel das Drehen und Halten des Innenquerruders.

c) Übertragungsmittel zu den Außenquerrudern

Von jedem Innenquerruder (inboard aileron) wird die Bewegung über eine Stoßstange zum Verteilerquadrant (aileron bus quadrant) geleitet. Der Verteilerquadrant gehört zum Seilsystem, das die Bewegung einmal zum Außenquerruderquadrant (outboard aileron bus quadrant) der eigenen Tragflächenseite und weiterhin zum Verteilerquadrant und Außenquerruderquadrant der anderen Tragflächenseite überträgt. Außenquerruderquadrant (outboard aileron bus quadrant) und Außenquerruder (outboard aileron) sind miteinander durch eine Verbindungs- (link) und eine Stoßstange (outboard aileron control rod) über eine Abschaltvorrichtung (outboard aileron lockout mechanism) so verbunden,

* in Verbindung mit den Störklappen

daß die Drehbewegung des Außenquerruderquadranten nur dann auf das Außenquerruder übertragen wird, wenn die Landeklappen teilweise oder ganz ausgefahren sind. Die Ausgleichsklappe (balance tab) des Außenquerruders ist über zwei Stoßstangen mit der Tragflächenkonstruktion verbunden. Sie schlägt immer entgegengesetzt zum Außenquerruder aus und entlastet damit die Steuerkraft.

d) InnenquerruderInboard Aileron

Das Innenquerruder (inboard aileron) ist zwischen der Innen- und Außenlandeklappe (outboard flap) mit drei Lagern an die Tragfläche angelenkt. Das Bewegen und Halten des Innenquerruders (inboard aileron) erfolgt aerodynamisch durch die Hilfsklappe (control tab), unterstützt durch die Wirkung von zwei balance panel. Innenquerruder, balance panel und Hilfsklappe werden für sich so ausgeglichen, daß ein Auswechseln einzelner Teile möglich ist, ohne die gesamte Quersteuerungsanlage nachjustieren zu müssen.

Im neutralen Bereich der Innenquerruderachse (inboard aileron hingeline) ist auf der Innenbordseite ein Umlenkhebel (control crank) an dem Vorderholm (front spar) des Innenquerruders angebracht. Er erhält seine Bewegung mittels Stoßstange (inboard aileron control pushrod) vom Innenquerruderquadrant und überträgt sie wieder mit Hilfe einer Stoßstange (inboard aileron control tab pushrod) zur Hilfsklappe. Ein mechanischer Anschlag (tab stop) erfolgt zwischen Umlenkhebel und Innenquerruderstruktur, wenn der Hilfsklappenwinkel seinen größten Wert erreicht. Jetzt kann das Innenquerruder vom Handrad direkt betätigt werden. Es geschieht am Boden oder bei geringer Geschwindigkeit, wenn die aerodynamische Kraft zur Ruderbewegung nicht ausreicht.

Auf der linken Tragflächenseite führt eine zweite (Trimm) Stoßstange zur Hilfsklappe. Sie kommt über einen Zwischenhebel vom Trimmfederschloß.

Auf der rechten Tragflächenseite fehlt die Trimmstoßstange mit dem Zwischenhebel. Das Federschloß übernimmt auf dieser Seite die Aufgabe der Zentrierung für die gesamte Quersteueranlage.

e) InnenquerruderhilfsklappeControl Tab

Diese Hilfsklappe erzeugt das aerodynamische Bewegungsmoment, um das Querruder in die erforderliche Stellung zu bringen. Sie ist mit drei Lagern am Innenquerruder angebracht. Für den statischen Ausgleich um die Hilfsklappendrehachse sind Stahlgewichte in der Hilfsklappenase befestigt. Beim Wechseln der Hilfsklappe muß unter Berücksichtigung des außen aufgedruckten Gesamtgewichtes der neuen Hilfsklappe die laut Tabelle zugehörige Anzahl von orangefarbenen Ausgleichsgewichten (adjust weights, colored international orange) möglichst genau aufgeteilt auf beide balance panels an deren Unterseiten angebracht werden. Diese orangefarbenen Gewichte sorgen für den statischen Ausgleich um die Innenquerruderachse (inboard aileron hingeline).

f) AußenquerruderOutboard Aileron

Jedes Außenquerruder (outboard aileron) ist im Außenbereich der Tragfläche mit 8 Lagern befestigt. Am Außen- und Innenbordende jedes Außenquerruders sind mechanische Anschlüsse der Außenquerruder (outboard aileron stop) zur Tragfläche vorgesehen.

Bewegungsimpulse werden vom Außenquerruderquadrant (outboard aileron bus quadrant) über eine Verbindungs- (link) und eine Stoßstange (outboard aileron control rod) auf das Außenquerruder (outboard aileron) übertragen, wenn die Landeklappen (flap) ausgefahren sind.

Außenquerruder, balance panel und Ausgleichsklappe (balance tab) werden für sich so ausgeglichen, daß ein Auswechseln einzelner Teile möglich ist, ohne die gesamte Quersteuerungsanlage nachjustieren zu müssen.

g) AußenquerruderausgleichsklappeOutboard Aileron Balance Tab

Diese Klappe vermindert die Bewegungs- und Haltekraft für das Außenquerruder. Sie ist mit einem durchlaufenden Scharnierlager (continuous hinge) an das Außenquerruder angebracht. Zwei Stoßstangen (push rod) verbinden die Ausgleichsklappe (balance tab) mit der Flächenstruktur (wing structure). Dadurch bewegt sich die Ausgleichsklappe immer entgegengesetzt zum Außenquerruder und mit dem gleichen Winkel relativ zu diesem. Beim Auswechseln der Ausgleichsklappe muß unter Berücksichtigung des Gewichtes der neuen Klappe die entsprechende Anzahl von orangefarbenen Ausgleichsgewichten (adjust weights, colored international orange) auf der Unterseite des balance panel, welches in der Tragflächenkammer Nr.5 untergebracht ist, angeschraubt werden. Diese Gewichte sorgen für den statischen Ausgleich um die Außenquerruderdrehachse. Ein statischer Ausgleich um die Drehachse der Ausgleichsklappe ist nicht vorgesehen.

h) Balance Panel

Die Querruder-balance panel (zwei vor jedem Innen- und vier vor jedem Außenquerruder) verringern die notwendige Kraft zum Bewegen und Halten der Querruder. Die balance panel sind getrennt in Tragflächenkammern (balance chamber-bay) untergebracht. Mit ihrer Vorderkante sind sie an der Tragflächenkonstruktion und mit ihrer Hinterkante an der jeweiligen Querrudernase gelagert. Der Zugang zu den balance panel ist von der Tragflächenunterseite durch die "balance bay access panel" möglich. Zur Erfüllung ihrer Aufgabe müssen die balance panel von der Ober- zur Unterseite abgedichtet sein. Es geschieht an den Scharnier-Lagern (continuous hinge) mit über die ganze Breite verlaufendem imprägnierten Stoff (transverse fabrik seal) sowie an den Seiten der balance panel und der Querrudernasen mit Bürstendichtungen (brush seal).

Zwischen der Querruder- und Tragflächenaußenhaut besteht ein Spalt (vent gap). Folglich hat der Raum über dem balance panel den gleichen "Druck" wie die Tragflächenoberseite und im Raum unter dem balance panel herrschen die Druckverhältnisse der Tragflächenunterseite. Am abgedichteten balance panel entsteht eine der Druckdifferenz entsprechende Kraft, welche das Querruder in der geforderten Drehrichtung bewegt bzw. hält.

Um eine falsche Beeinflussung der Querruder in ihrer 0-Stellung durch die balance panel auszuschalten, sind Kulissen (cove) an den Rippen befestigt. Ihre Form ist so gewählt, daß die Bürstendichtung der Querrudernase in der Querruder 0-Stellung nicht anliegt. Damit wird ein Druckausgleich der beiden balance panel-Flächen erfolgen. Erst beim Ausschlagen des Querruders wird der Abstand zwischen Kulissee (cove) und Bürstendichtung (brush seal) immer kleiner und schließlich bei größeren Querruderwinkeln = 0. Mit dieser Lösung vermeidet man ein Übersteuern des Querruders bei kleinen Winkeln.

h) Seilspanner Slake Take-Up Cylinder

Er gleicht Unterschiede in der Spannung des Seiles aus, das die Außenquerruderquadranten (outboard aileron bus quadrant) beider Tragflächenseiten miteinander verbindet. Er besteht aus einer Zugfeder in zwei Teleskophülsen.

Einbauort: linker Fahrwerkschacht

i) Betätigungs- und Abschaltvorrichtung
für das Außenquerruder.

Outboard aileron control linkage and lockout
mechanism

Durch diese Vorrichtung wird das Außenquerruder bei ausgefahrener Landeklappe bewegt und bei eingefahrener Landeklappe in der 0-Stellung gehalten. Die Vorrichtung besteht aus einem Getriebe (outboard aileron lockout mechanism gear box) und einem Hebelsystem (crank and link assy). Der Einbauort ist vor der Innenbordseite des Außenquerruders hinter dem Tragflächenhinterholm (rear spar). Der Zugang ist von der Tragflächenober- und Unterseite möglich.

Das Getriebe erhält seinen Bewegungsimpuls aus der Landeklappenantriebswelle (torque tube). Werden die Landeklappen ausgefahren, überträgt sich die Bewegung auf das Getriebe und von diesem auf die Spindel. Die Mutter der Spindel ist mit einem Umlenkhebel (crank assy) verbunden, der den Anlenkpunkt für die Außenquerruderstoßstange (outboard aileron control rod)

Lufthansa

Technische Schule

Steuerungsanlagen 707

Quersteuerung

Kap. 27-2

Seite 5

Datum 10.71

Bearbeitet WAS

Korrektur-Nr. 1

nach Innenbord schiebt, wenn die Landeklappen ausfahren. Dieses Verschieben des Anlenkpunktes von der Lager- bzw. Drehachse des Außenquerruderquadranten (outboard aileron bus quadrant) verbindet das Außenquerruder (outboard aileron) bewegungsmäßig mit dem Quersteuerungssystem.

Bei der 707 A betätigt die Abschaltvorrichtung auch das Steuerventil für die Nasenklappen (leading edge flap control valve).

j) DämpferSnubber

An der Außenseite jedes Innenquerruders (inboard aileron) befinden sich Dämpfer, die einerseits mit der Tragflächenkonstruktion (wing structure) und andererseits mit dem Innenquerruder (inboard aileron) verbunden sind. Ihre Aufgabe erfüllen sie einmal als Dämpfer beim schnellen Bewegen der Querruder, ferner begrenzen sie den Ausschlagwinkel des Innenquerruders.

Ein federbelasteter Behälterkolben (reservoir piston) sorgt für die ständige Füllung des Regulators und Zylinders mit Hydrauliköl MIL-H-5606 unabhängig von der Stellung des Dämpfers. Hat der Kolben einen großen Teil des Öles verdrängt, wird ein Anzeigestift (indicator pin) herausgestoßen und der Dämpfer muß ausgewechselt werden.

Im Regulator wird durch Drosselbohrungen (Orifice) erreicht, daß eine Querruderausschlaggeschwindigkeit von 50° pro Sekunde nicht überschritten wird. Eine zusätzliche Drosselung erfolgt im Dämpferzylinder kurz vor dem Erreichen der Endstellungen, um harte Anschläge zu vermeiden.

Bei Böen bis zu 70 mph sollen die Dämpfer Beschädigungen verhindern. Zugang durch "snubber access panel" von der Tragflächenunterseite.

k) Quersteuerungs-ZentrierfederAileron Control System
Centering Spring

Für die Zentrierung der Quersteuerungsanlage sorgt ein Federschloß am Trimmspindeltrieb in der rechten Tragfläche. Bei jedem Quersteuerungsimpuls wird die Feder zusammengedrückt und erhöht entsprechend der Größe des Ausschlages die Zentrierkraft.

Die auf der vorigen Seite unter K.) genannte Centrierfeder ist in der rechten Tragfläche eingebaut. Die Centrierfeder hat die Aufgabe, das vorher betätigte Quersteuerungssystem bei Entlastung wieder nach Neutral zurückzuführen. Leider wird durch die Centrierfeder das progressive Steuergefühl dann negativ beeinflusst, wenn die Quersteuerung in "getrimmtem Zustand" betätigt wird.

Zum Verstehen dieser Vorgänge muß gesagt werden, daß die Centrierfeder nicht nur beim Quersteuern, sondern auch beim Trimmen ihre Gegenkraft verändert. Betätigt zum Beispiel der Flugzeugführer bei getrimmtem Flugzeug auch die Quersteuerung, und zwar in Richtung der vorher erfolgten Trimmung, vergrößert sich die aus der Centrierfeder kommende Gegenkraft am Handrad. Wird aber das Handrad entgegengesetzt - von der Trimbewegung aus gesehen - gedreht, verkleinert sich die Gegenkraft bis zur Handradneutralstellung (gefühlstoter Bereich), um anschließend dann wieder größer zu werden. Dieses Verhalten entspricht nicht der Forderung, das Gefühl am Handrad bei allen Steuerungsvorgängen progressiv zu halten.

Aus diesem Grunde wurde in der linken Tragfläche eine Feder eingebaut, die unabhängig vom Quersteuerungssystem angeordnet ist. Diese Feder ist stärker als die rechte ausgeführt, so daß sie - neben ihrer Aufgabe als Trimmfeder - den toten Bereich der rechten Centrierfeder ausgleicht. Damit wird die Steuerkraft annähernd progressiv gehalten.

Arbeitsweise der beiden Federn

a) Beim Trimmen:

Beide Federn (linke und rechte Fläche) werden durch die Staudruck-Gegenkraft auf der Hilfsklappe zusammengedrückt. Sie bilden einen beweglichen Kraftspeicher für die Hilfs-(Trimm)Klappe.

b) Beim Quersteuern:

Die rechte Feder wirkt als Centrierfeder und wird immer zusammengedrückt. Die linke Feder wird nur im Moment der Steuerbewegung zusammengedrückt.

Durch die "negative Nachfolge" (Follow up) entspannt sie sich wieder, sobald sich das Querruder entsprechend dem Hilfsklappenausschlag in die gewünschte Stellung bewegt hat.

Ausführung der Seilführung für die Trimmanlage

Die Trimmseile sind

- 1) hinter dem Trimmrad (für beide Seiten)
- 2) im rechten Fahrwerkschacht (nur für die rechte Seite) gekreuzt.

Wirkung: Rechte Seite zweimal, d. h. nicht gekreuzt.
Linke Seite einmal, d. h. gekreuzt.

Diese Ausführung veranlaßt beide Trimm-Mechanismen gemeinsam länger oder kürzer zu werden.

Lufthansa

Technische Schule

Steuerungsanlagen 707

Quersteuerung

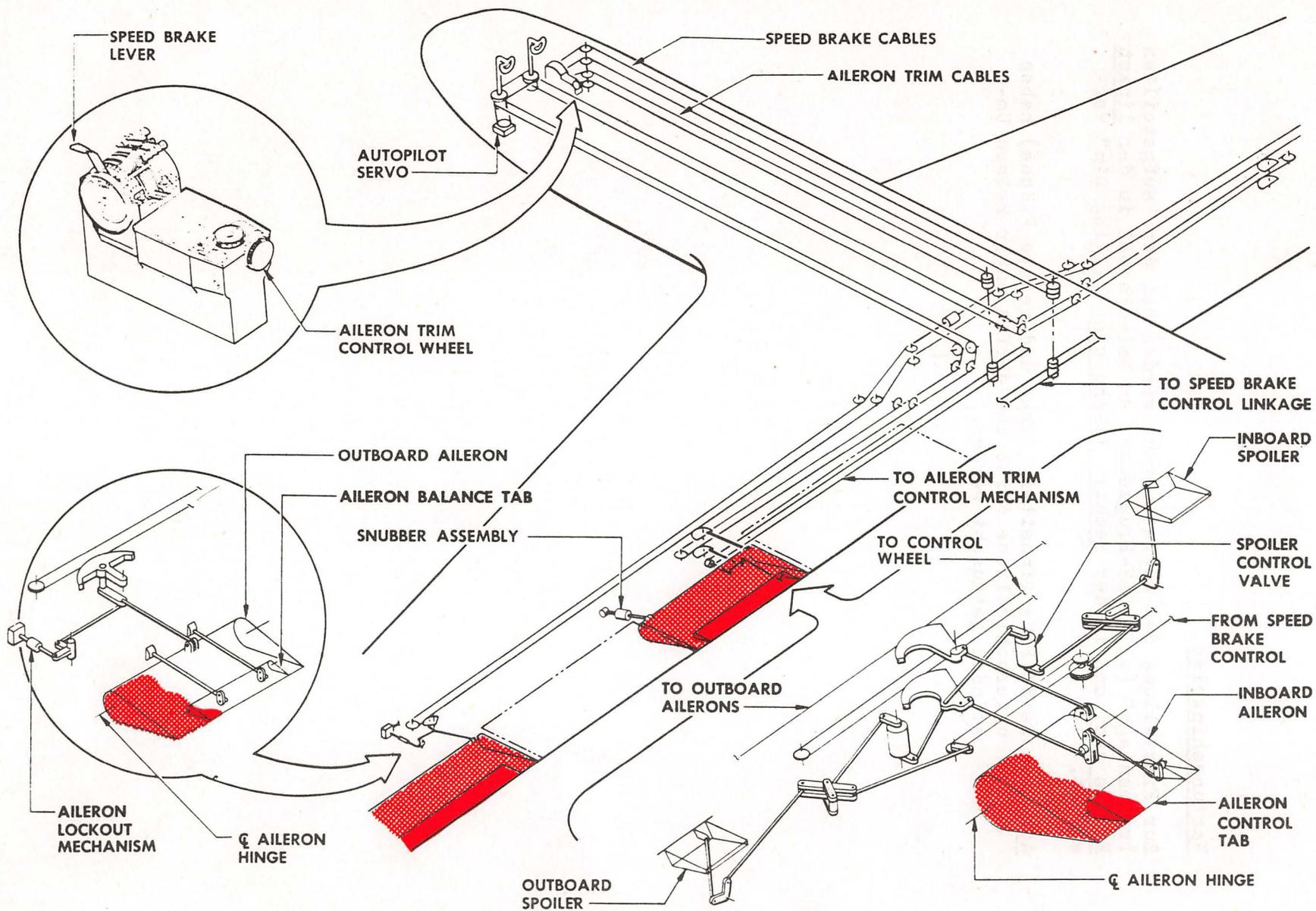
Kap. 27-2 Seite 7
Datum 12.68
Bearbeiter was
Korrektur-Nr.

Wartungshinweise

Zur Einstellung der Quersteuerung werden bei der "aufgeteilten Trimmanlage" (alle DLH-Flugzeuge) am Umlenkhebel in der linken Fläche zwei und in der rechten Fläche ein "Rigging pin" verwendet.

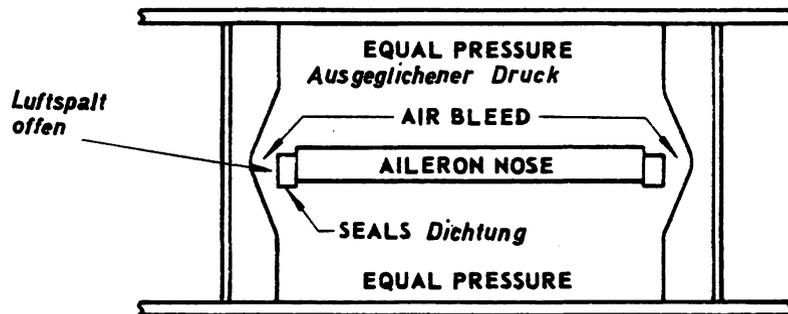
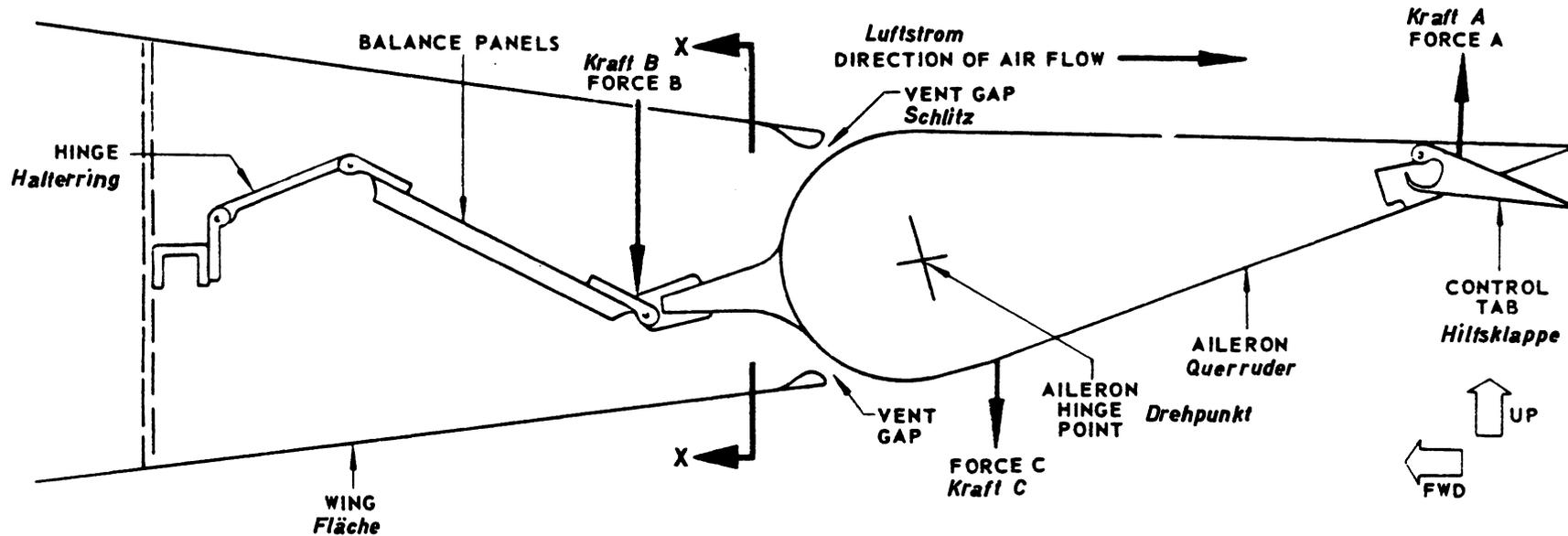
Achtung: Beide Federeinheiten (linke und rechte Fläche) haben unterschiedliche Werte und dürfen unter keinen Umständen getauscht werden.

27-2 Rev. B

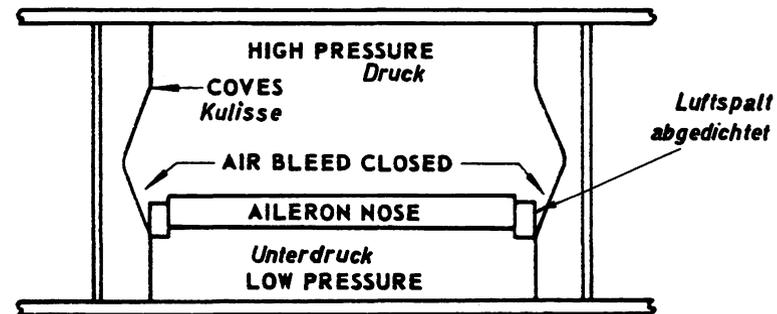


AILERON AND SPOILER CONTROL SYSTEMS

1. Kraft A entsteht aus dem Differenzdruck der Hilfsklappe und bewegt bzw. hält das Querruder.
2. Kraft B entsteht aus dem Differenzdruck des "Balance Panels", nachdem das Querruder durch (1) bewegt wurde.
3. Kraft C entsteht aus dem Differenzdruck des Querruders.
4. Alle Kräfte sind in ihrer Größe abhängig vom Winkel der entsprechenden Steuerfläche. Bei einem bestimmten Winkel der Hilfsklappe dreht sich das Querruder bis das Moment der Kraft C genau so groß ist wie die Summe der Momente aus den Kräften A und B.
5. Ein gesteuerter Luftspalt ist an den Enden der Querrudernase angeordnet. (Siehe Schnitt X-X) Die Kraft B ist in der Neutralstellung 0 und entsteht proportional zu großen Querruderwinkeln durch Abdichten des Luftspaltes.

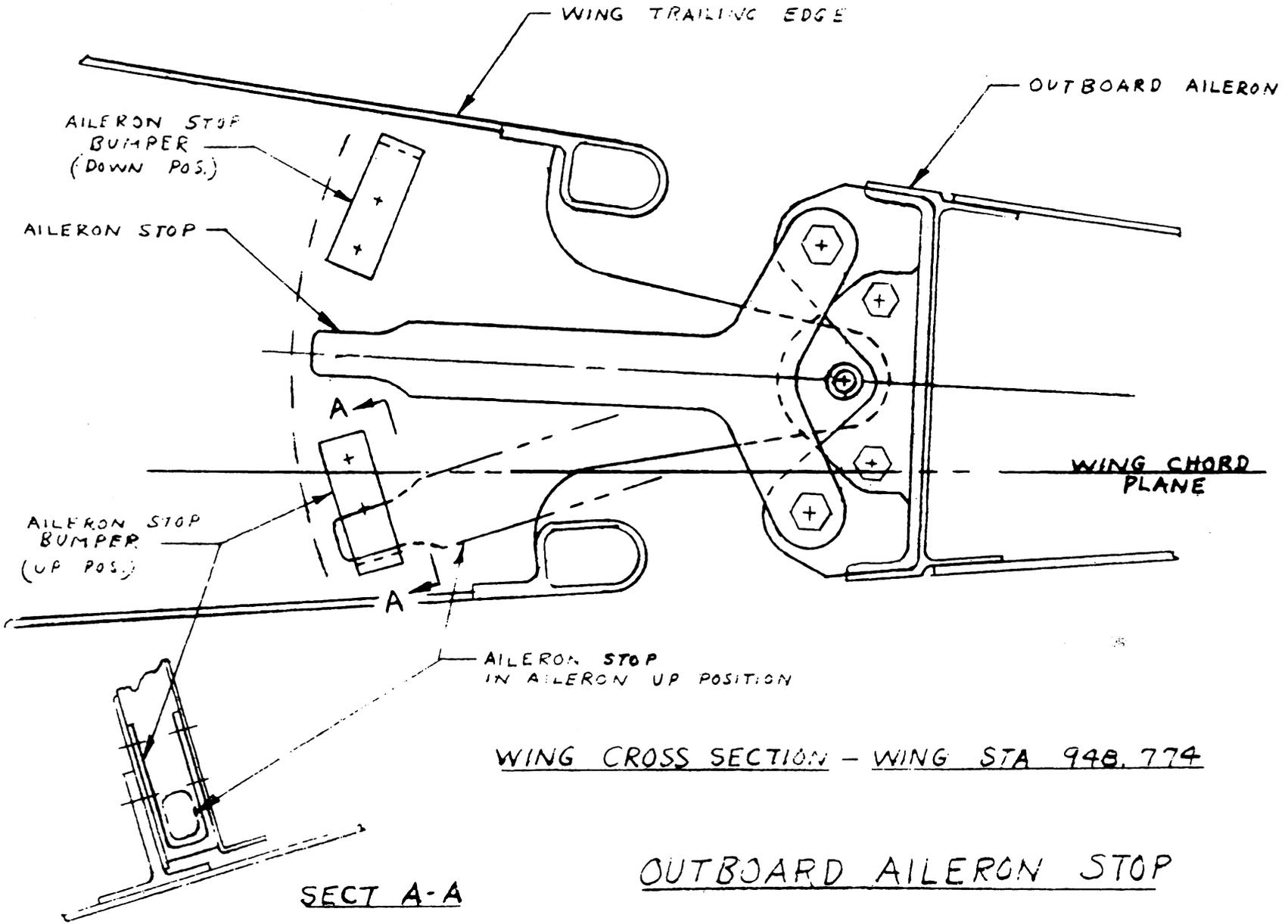


AILERON FAIRED
Neutralstellung



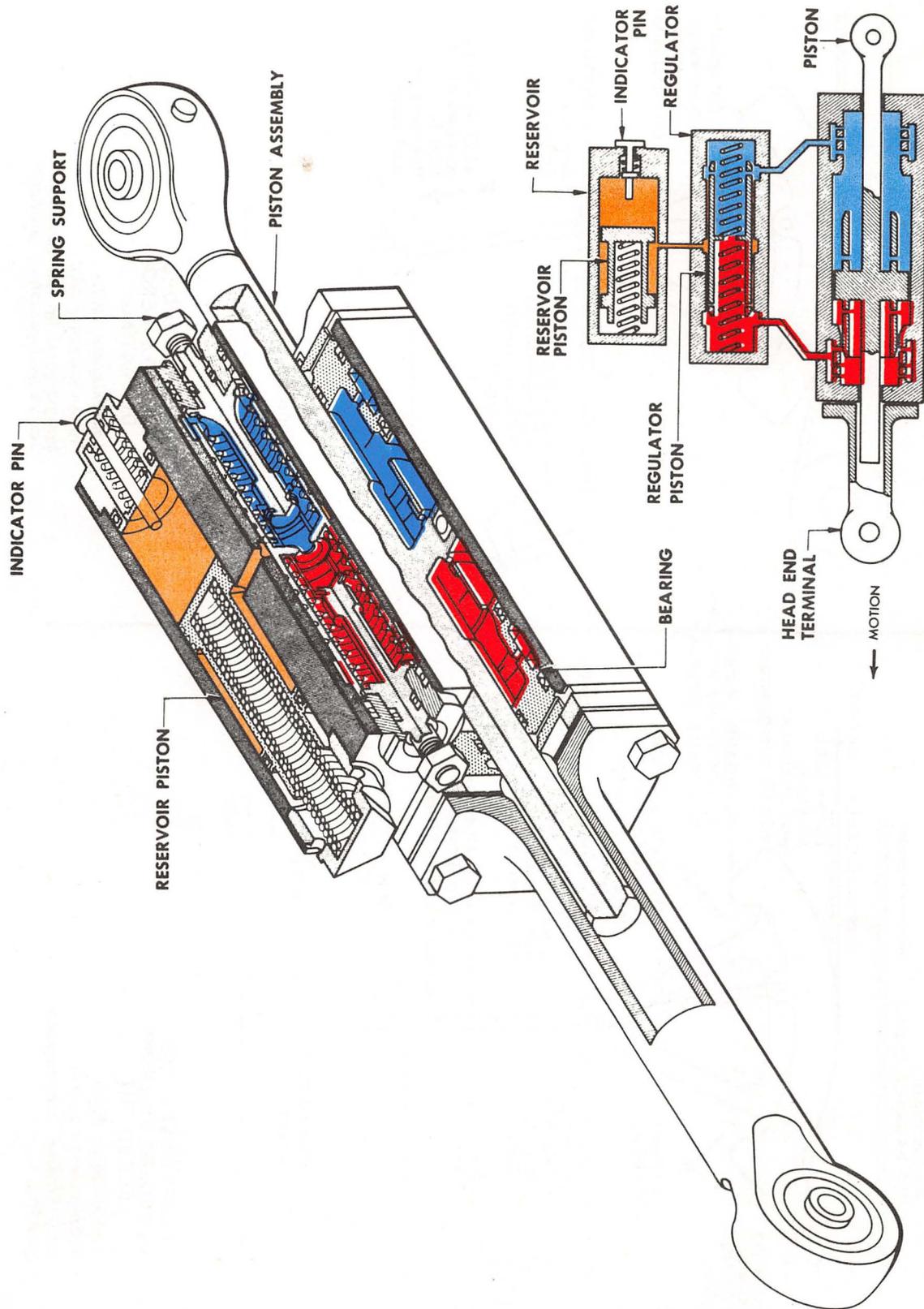
AILERON UP
Querruder OBEN

SECTION X-X
Schnitt x-x

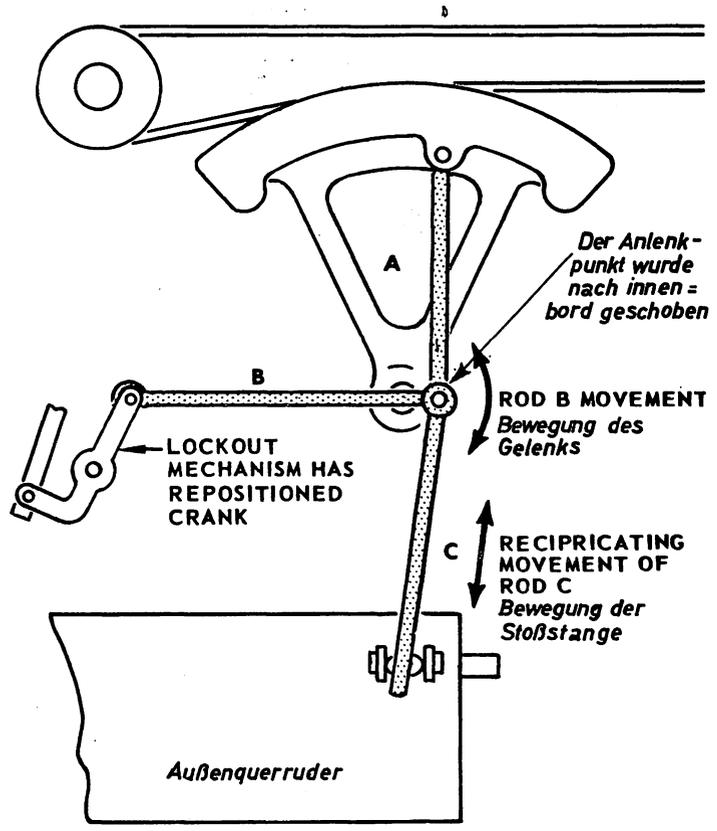


WING CROSS SECTION - WING STA 948.774

OUTBOARD AILERON STOP

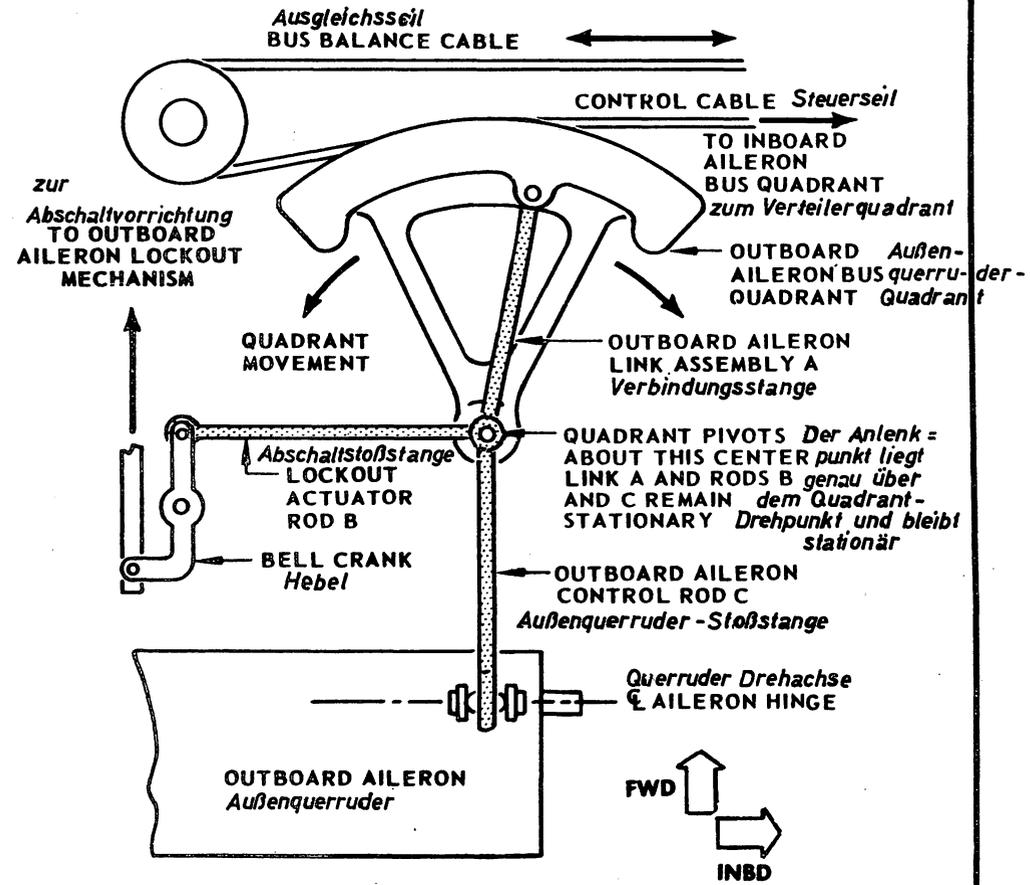


AILERON SNUBBER



**FLAPS EXTENDED
OUTBOARD AILERONS
OPERATING**

Landeklappen AUS!
Außenquerruder wird
bewegungsmäßig auf das
Quersteuerungssystem geschaltet



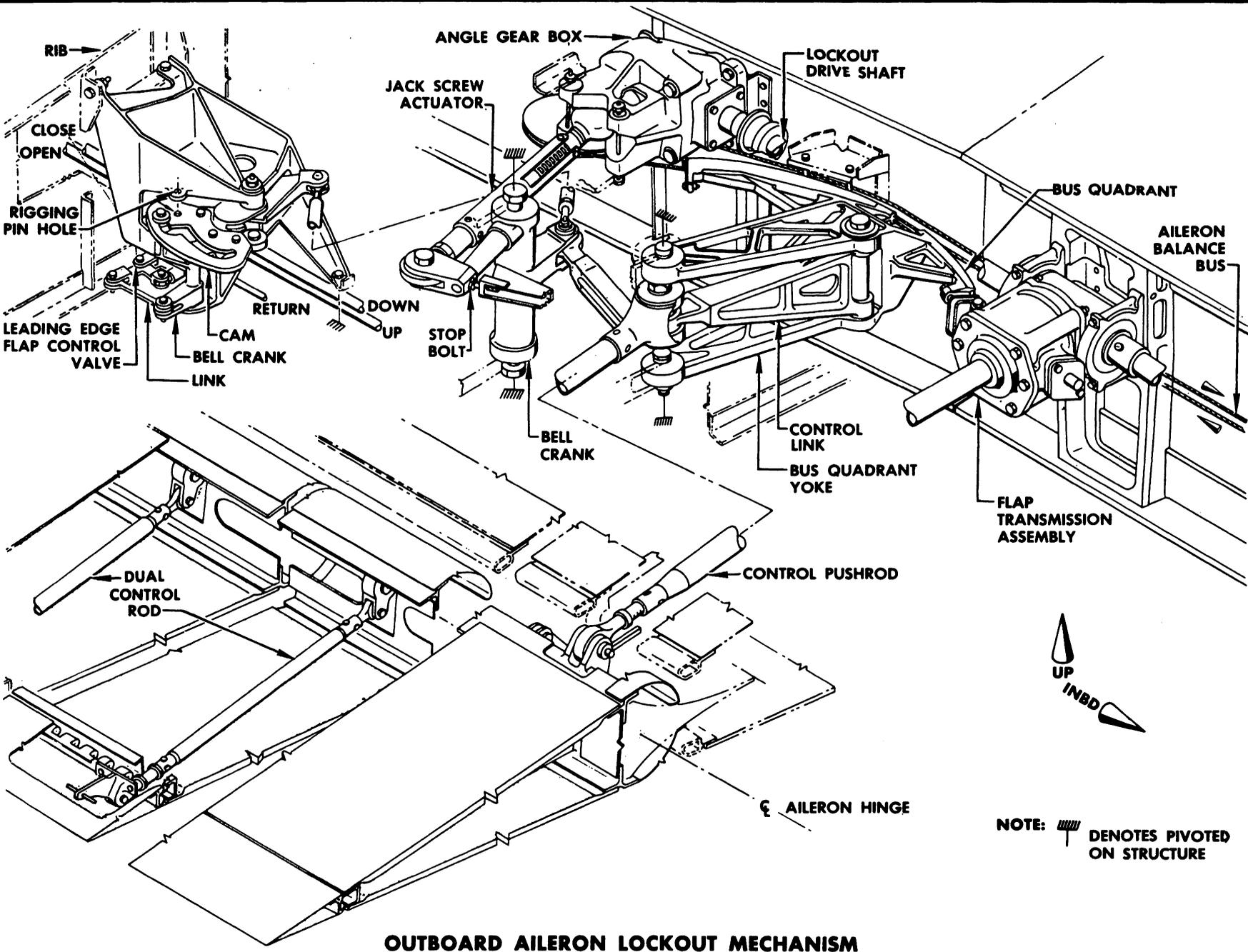
**FLAPS RETRACTED
OUTBOARD AILERONS
LOCKED OUT**

Landeklappen EIN!
Außenquerruder wird in
der 0-Stellung bewegungslos
gehalten

REV JUL 16 /59

707.1

27-3 REV C

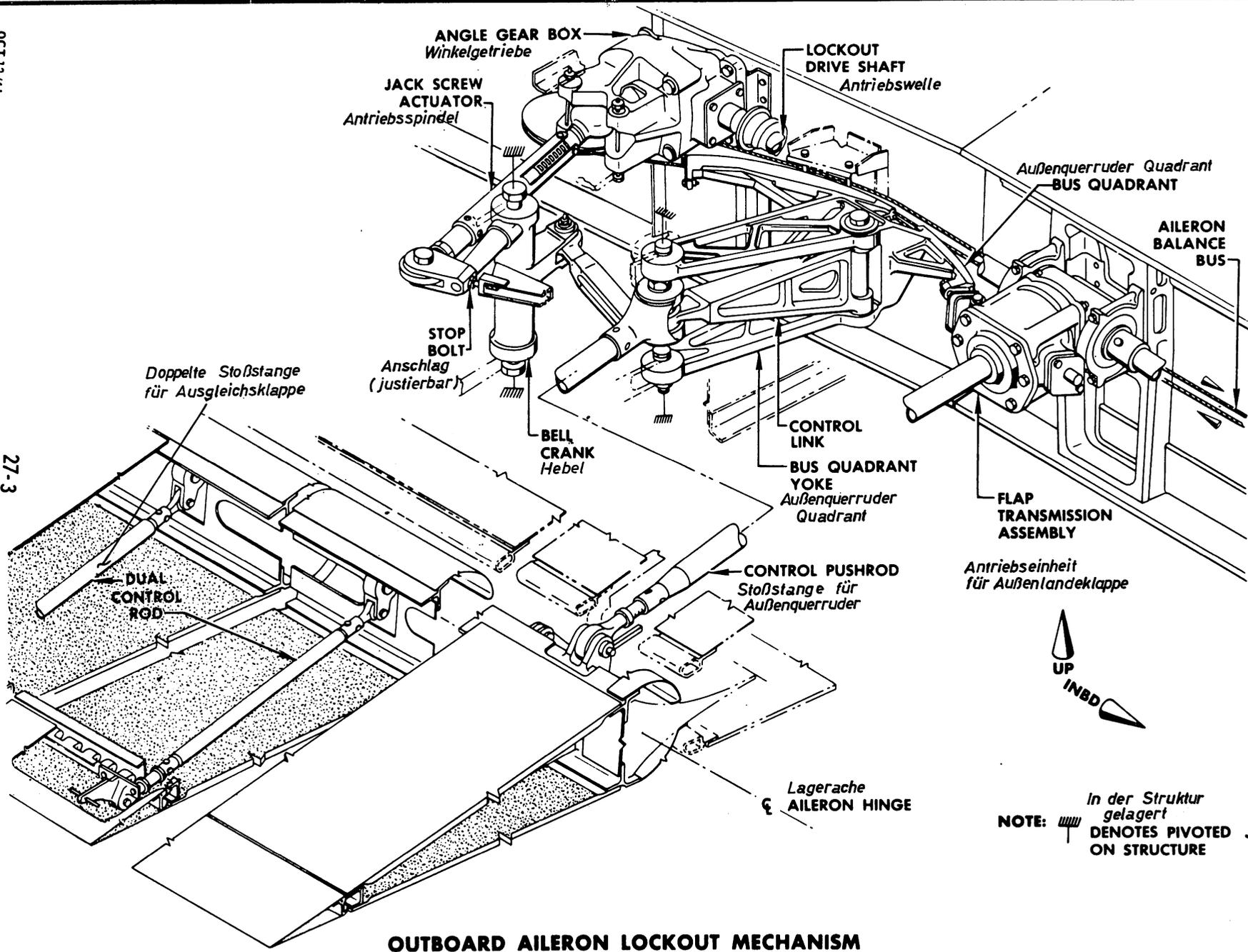


OUTBOARD AILERON LOCKOUT MECHANISM

NOTE: [hatched symbol] DENOTES PIVOTED ON STRUCTURE



Nur 707 B/C

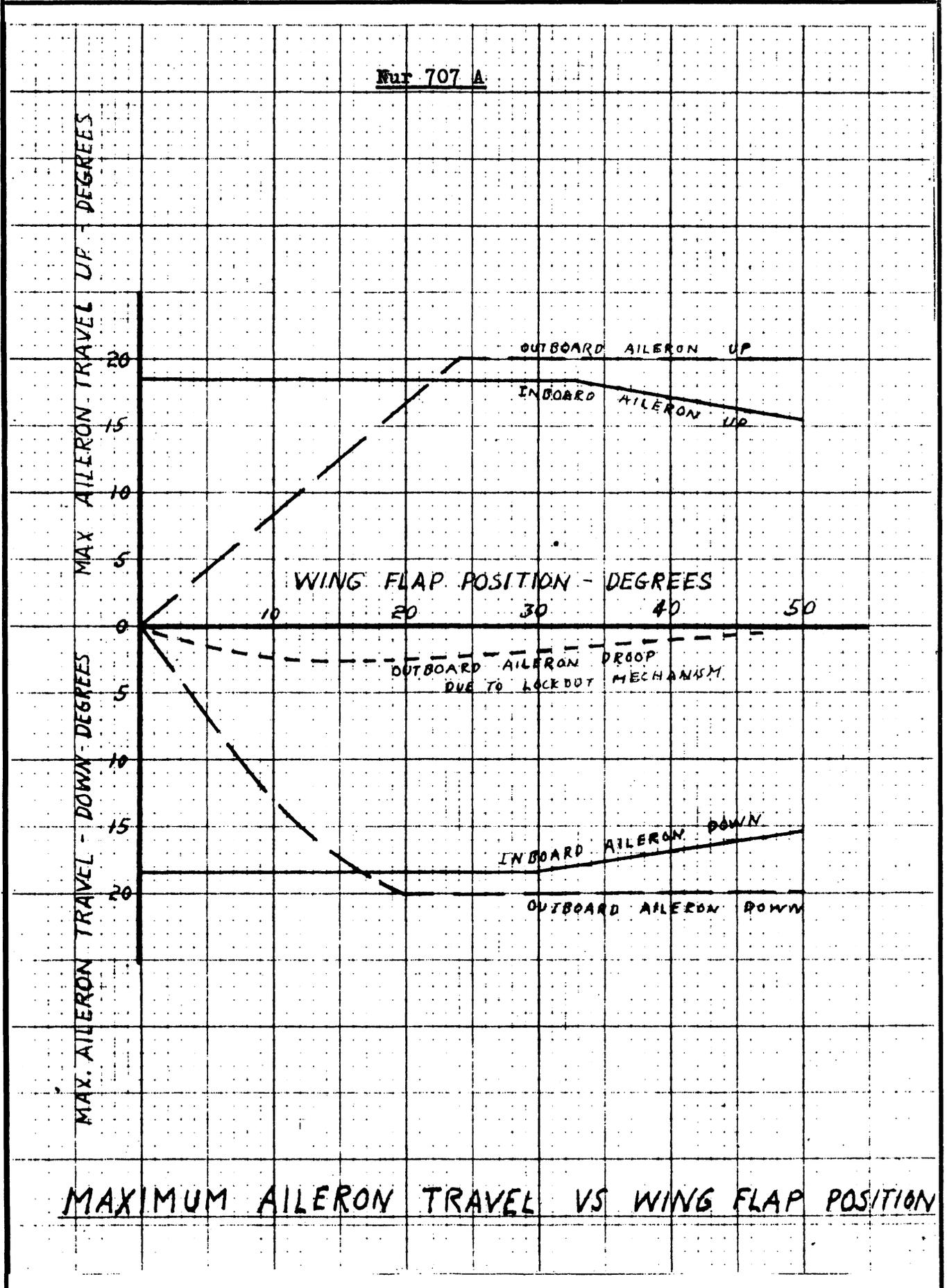


OUTBOARD AILERON LOCKOUT MECHANISM

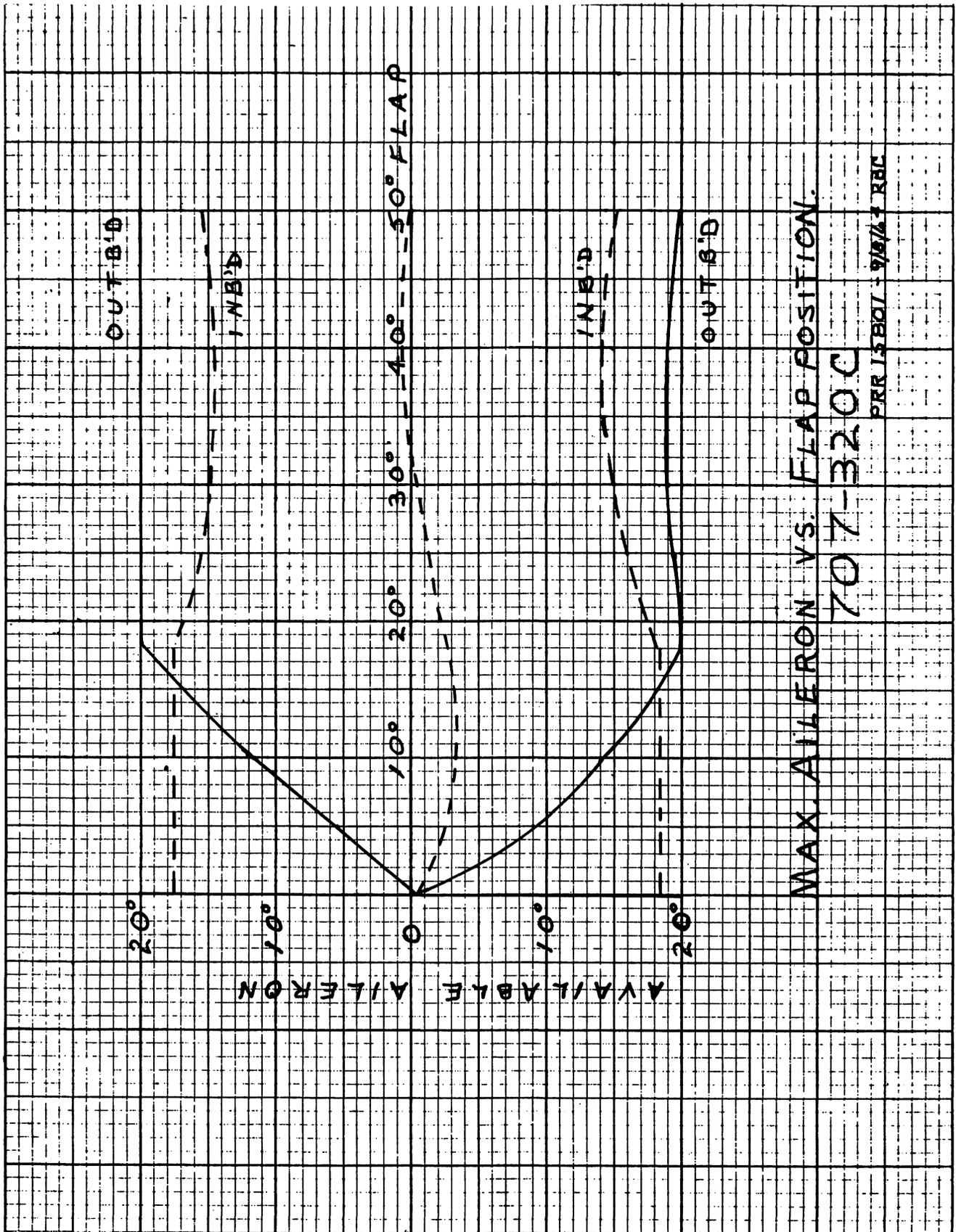
OCT 12/61

48

27-3



Nur 707 B/C



3 QuertrimmungAileron Trim Control Systema) ÜbersichtGeneral

Die Quertrimmung erfolgt mit denselben Hilfsklappen, die zum Bewegen der Innenquerruder verwendet werden. Die Trimmstellung der Hilfsklappe wird dann zur Ausgangsstellung für die Quersteuerung.

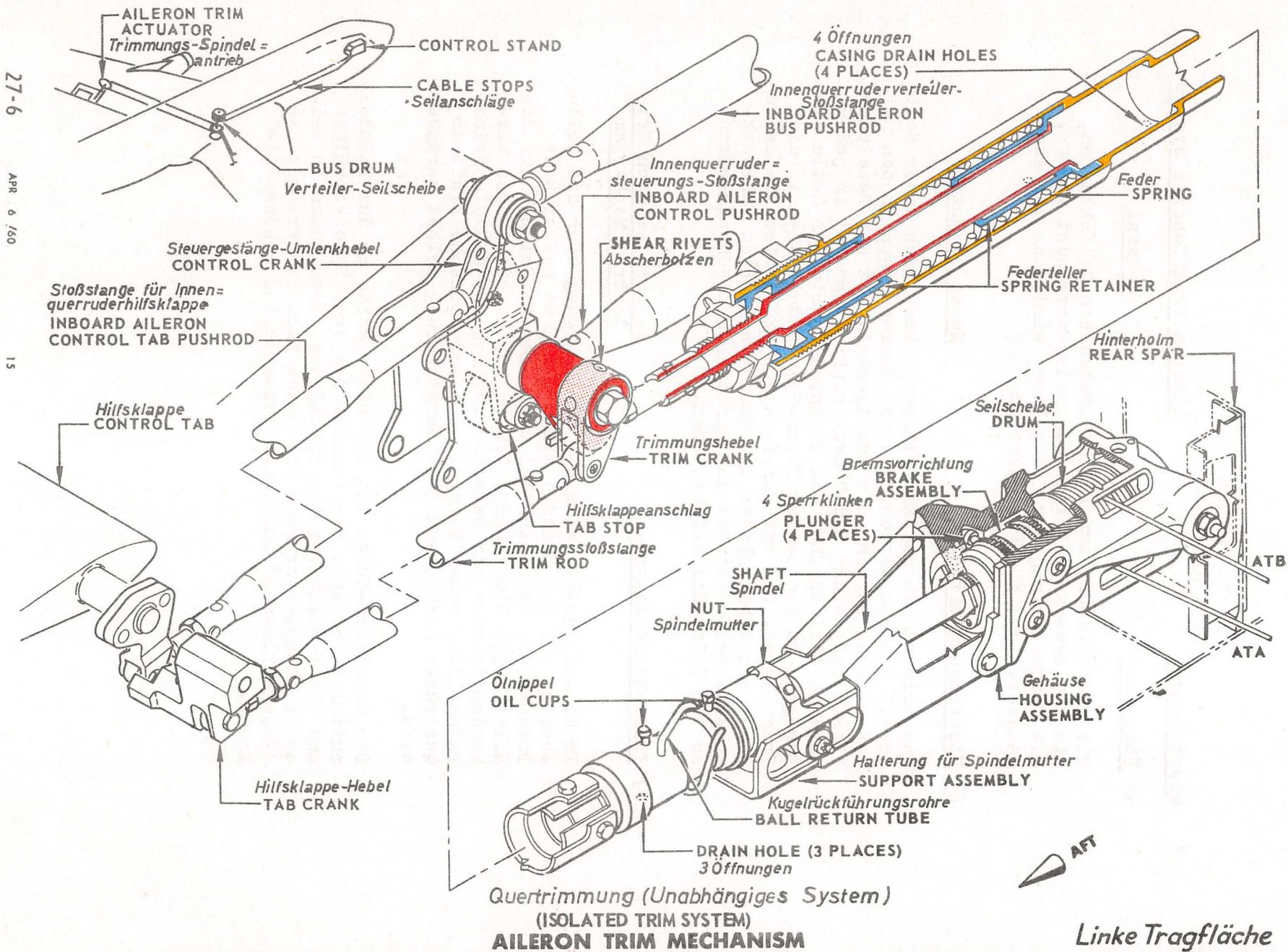
b) ÜbertragungsmittelMeans of Motion

Das Trimmrad in der Mittelkonsole kann nach jeder Seite soweit gedreht werden, bis die Begrenzungen in den Seilen wirksam werden. Die Anzeigeskala mit der Bezeichnung "Lower left wing" und "Lower right wing" hat in jedem Bereich Teilstriche. Vom Trimmrad übertragen Seile die Bewegung zu den beiden Trimm-Spindeltrieben in die Tragflächen. Bis zur Rumpfstation 820 laufen die Seile unter dem Kabinenboden und dann vom rechten Fahrwerkschacht weiter hinter dem Hinterholm flächenauswärts zu den Trimm-Spindeltrieben.

c) Trimm-SpindeltriebInboard Aileron Trim Control Mechanism

In diesem Bauteil wird die Seilbewegung über die Seilscheibe auf die Spindel mit Mutter und weiter über Trimmfeder, Zwischenhebel und Trimm-Stoßstange auf die Hilfsklappe übertragen. Die in beiden Richtungen wirkenden Bremsen mit Ratschen verhindern, daß die Trimmradstellung weder durch eine aerodynamische Kraft am Querruder noch durch die Quersteuerung selbst verändert wird.

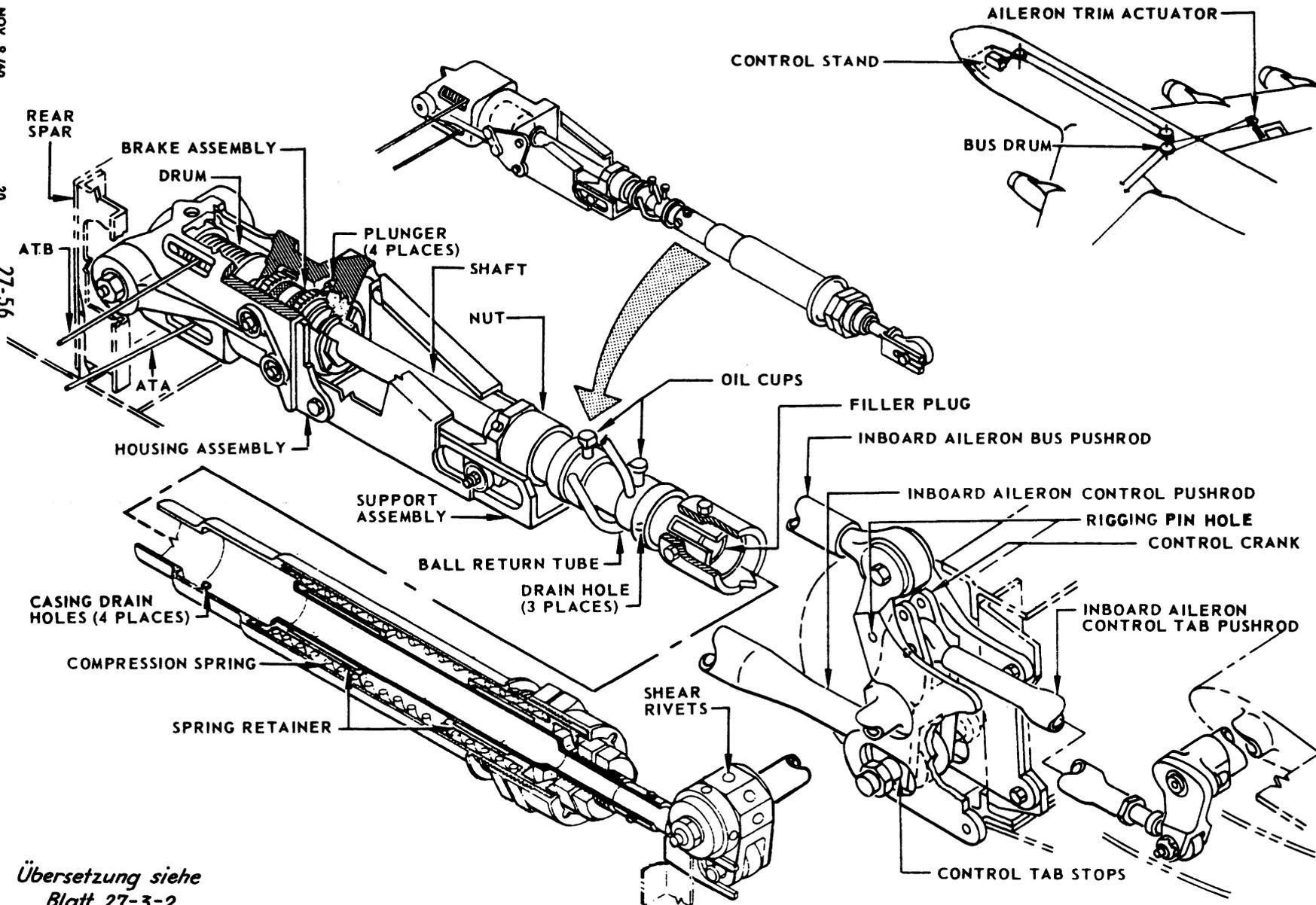
Die Quertrimm-Feder ist mit einer Seite an der Spindel-mutter befestigt. Sie besteht aus zwei Teleskophülsen und einer vorgespannten Druckfeder. Bewegungen in beiden Richtungen drücken die Feder nach dem Prinzip des "Federschlosses" noch mehr zusammen und erhöhen die Kraft.



NOV 9/60

20

27-56



Übersetzung siehe
Blatt 27-3-2

AILERON TRIM MECHANISM — RIGHT WING INSTALLATION

Rechte Tragfläche

Lufthansa

Technische Schule

Steuerungsanlagen 707

Steuersäule

Kap. 27-4

Datum 12.68

Bearbeiter was

Korrektur-Nr.

Seite 1

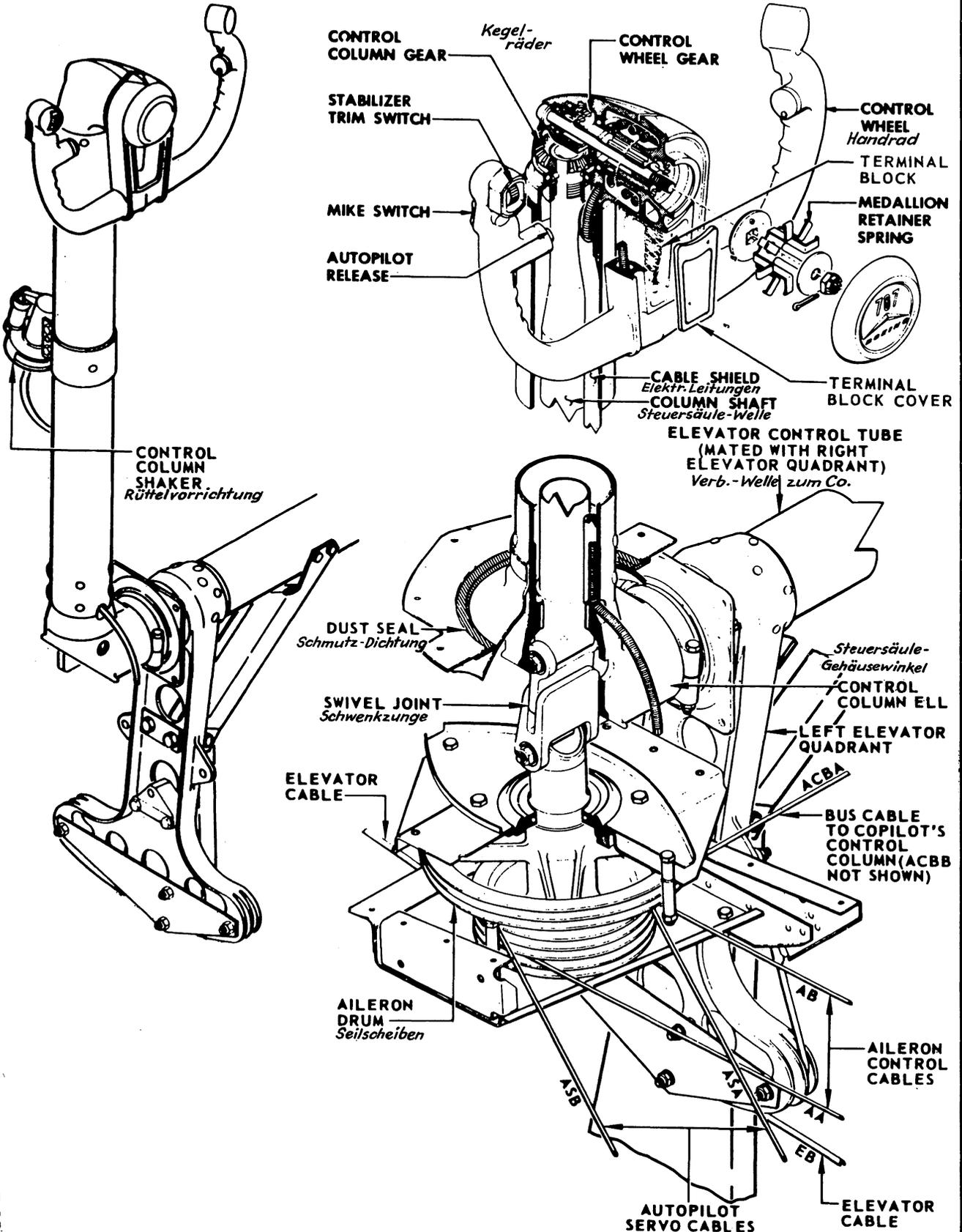
4 Steuersäule

Control Column

Mit Hilfe der Steuersäule wird das Flugzeug um die Quer- und Längsachse gesteuert. Die Vor- und Rückbewegung wird auf das Höhenruder, die Drehbewegung des Handrades auf die Querruder und die Störklappen übertragen. Mechanische Anschläge an der Steuersäule begrenzen die genannten Wege. Seile übernehmen die Verbindung zwischen den beiden Steuersäulen und von diesen zu den Quadranten.

Eine Rüttelvorrichtung tritt innerhalb eines Flugzeuglage-Warnsystems (Attitude Warning System) an der Steuersäule in Tätigkeit, bevor beim Überziehen des Flugzeuges die "Geringstgeschwindigkeit" erreicht wird. (siehe besondere Schulungsunterlage)

Im Handrad sind Schalter für das Auskuppeln des Autopiloten sowie für Mikrophon und Höhentrimmung untergebracht.



CONTROL COLUMN

JAN 18 62

3B

27-12 27-12

Lufthansa

Technische Schule

Steuerungsanlagen 707
Störklappen zur QuersteuerungKap. 27-5 Seite 1
Datum 12.68
Bearbeiter was
Korrektur-Nr.5 Störklappen zur QuersteuerungSpoiler5.1 ÜbersichtGeneral

Zwei Störklappenpaare werden zur Unterstützung der Querruder auf derjenigen Tragflächenoberseite hydraulisch ausgefahren, auf der sich das Querruder nach oben bewegt. Die Steuerventile werden von den Quadranten der Innenquerruder für alle Störklappenpaare betätigt. Die Versorgung erfolgt für die Innenstörklappen durch das Auxiliary System und für die Außenstörklappen durch das Utility System.

Über Schwenkanschlüsse (swivels) gelangt das Drucköl zu den Betätigungszyklindern. Haben die Störklappen ihre gewünschte Position erreicht, schließt eine an die Störklappen angeschlossene mechanische Rückstelleinrichtung (follow up system) das Steuerventil. Die Störklappen bleiben bis zu einem anderen Signal in dieser Position. Mit elektrisch betätigten Bypassventilen können die Störklappen von der hydraulischen Versorgung getrennt werden. Von den Störklappen Nr. 1 und Nr. 8 werden Übertrager gesteuert, die mit dem Autopilot verbunden sind.

5.2 Übertragungsgestänge und SteuerventilSpoiler Control Linkage and Control Valve

Stoßstangen verbinden die Innenquerruder-Quadranten mit den Getrieben der Steuerventile für die Innen- und Außenstörklappen. Die Bewegungen werden vom Differentialgetrieberad aufgenommen und über ein Planetenrad zum Steuerventil geleitet. Mit dem zweiten Getrieberad ist das Gestänge des Follow Up Systems verbunden.

Das Drucköl gelangt durch ein Sieb in das Steuerventil. Die drei Ausgangsanschlüsse sind zwei Steuerleitungen und eine Rücklaufleitung. Das Steuerventil hat die Stellungen: Spoiler UP (OUT), NEUTRAL und DOWN (IN).

5.3 KurzschlußventileBypass Valves

Diese zwei Ventile verhindern in der Bypass-Stellung - unabhängig von den Steuerventilen - das Ausfahren der Störklappen. Sollten die Klappen bereits ausgefahren sein, werden sie in Bypass durch den Staudruck wieder hereingedrückt. Beide Ventile werden von Elektromotoren angetrieben. Sie erhalten ihre Spannung über je einem Schalter aus dem Overhead-Panel. In der Schalterstellung "OFF" werden die Ventile auf Bypass gefahren. Dabei wird das hydraulische Drucköl abgesperrt und die Störklappen-Leitungen mit dem Rücklauf verbunden.

Einbauorte: Außenstörklappen-Bypassventil im linken, Innenstörklappen-Bypassventil im rechten Fahrwerksschacht.

Lufthansa

Technische Schule

Steuerungsanlagen 707

Störklappen zur Quersteuerung

Kap. 27-5 Seite 2

Datum 12.68

Bearbeiter was

Korrektur-Nr.

5.4 Schwenkanschlüsse

Swivel Joints

Die Schwenkanschlüsse (2 Stück pro Störklappe) sind an der Tragfläche befestigt und erlauben die Bewegung der Leitung mit den Störklappen. Sie sind bei ausgefahrenen Klappen zugänglich.

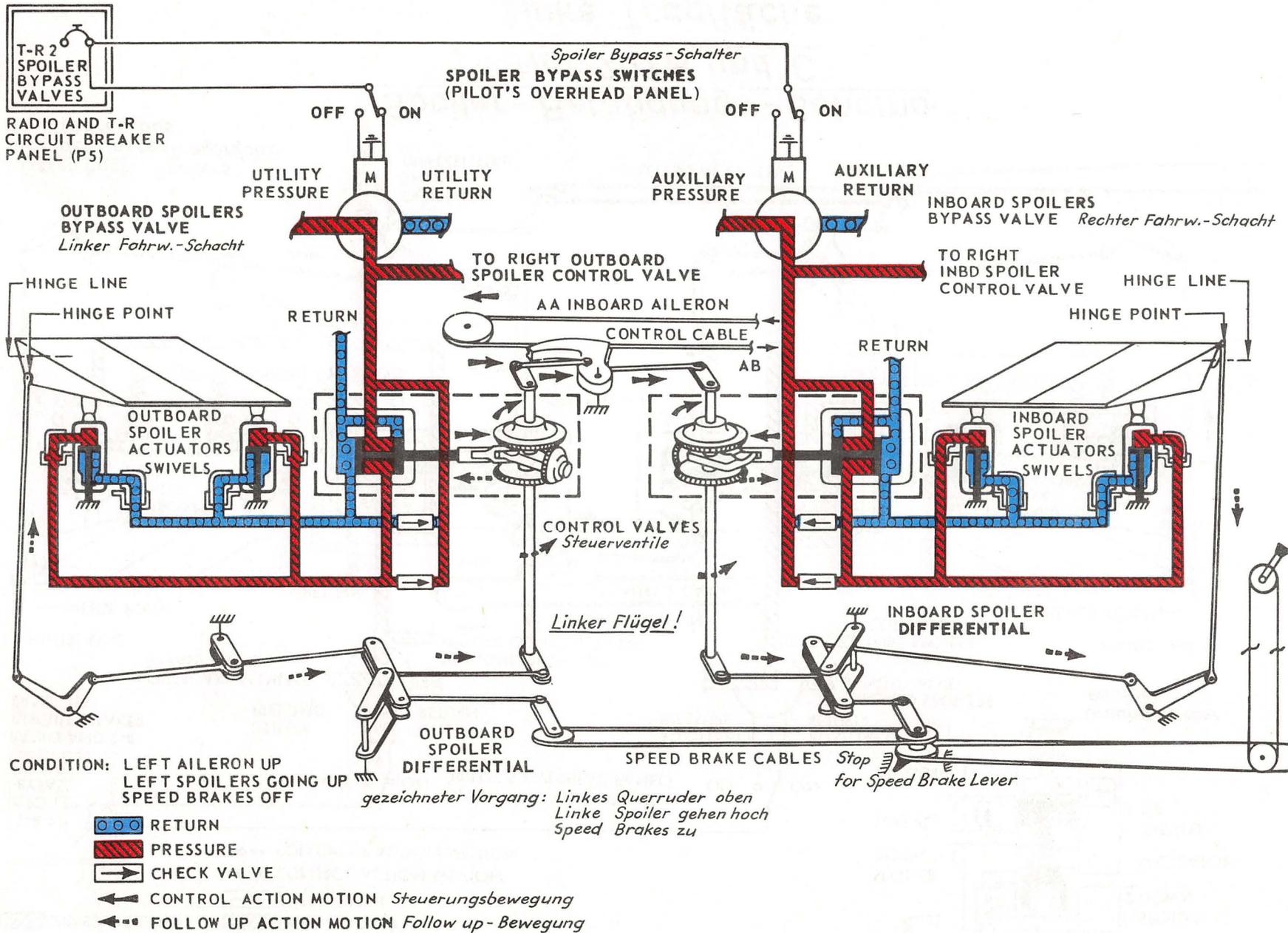
5.5 Betätigungszyylinder

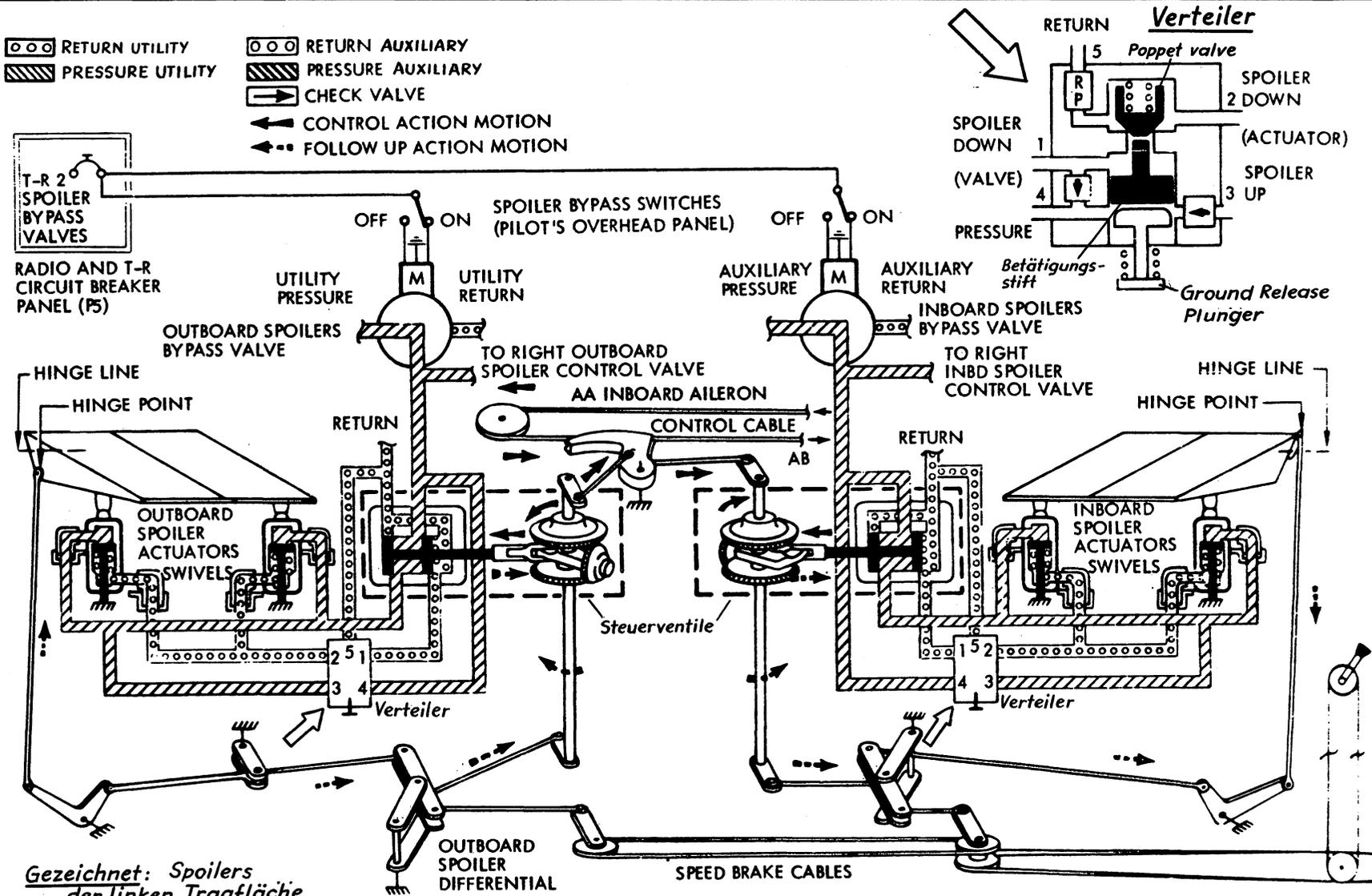
Actuators

Für jede Störklappe wird ein Betätigungszyylinder verwendet. Er ist mit seiner Kolbenseite an der Flächenstruktur befestigt.

Der "Limit factor 3000 psi" ist als Kurve dargestellt. Der Staudruck auf den Störklappen kann entsprechend der Gegenkraft von 3000 psi aus dem Hydraulik-System einen maximalen Wert nicht überschreiten. Da im Staudruck die Fluggeschwindigkeit erhalten ist, richtet sich nach ihr der größte Ausfahrwinkel. Die Kurve zeigt, daß eine Fluggeschwindigkeit von beispielsweise 300 Knots einen maximalen Störklappenwinkel von 20° ermöglicht. Würde sich bei dem genannten Winkel die Fluggeschwindigkeit auf 350 Knots erhöhen, werden die Störklappen auf ca. 11° zurückgedrückt. Das Öl schiebt sich durch den Betätigungszyylinder in das Hydraulik-System zurück, wobei das entsprechende Main Relief Valve öffnet, wenn der Druck im Utility- oder Auxiliary-System 3500 psi erreicht.

Am Boden können die Störklappen auch ohne Drucköl von Hand heraus bewegt werden. Dazu muß vorher der "Speed Brake Control Lever" in die 60°-Stellung gezogen werden. Während des Herausdrückens der Störklappen müssen die "Ground Release Plunger" des betreffenden Paares betätigt werden.

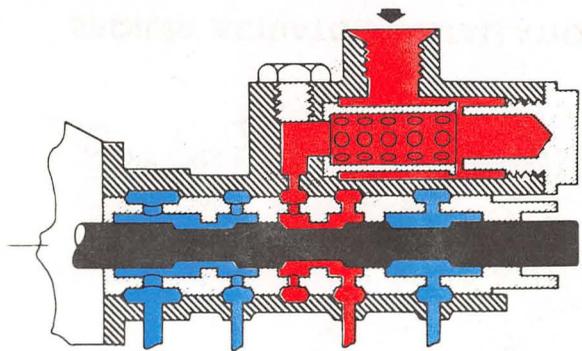




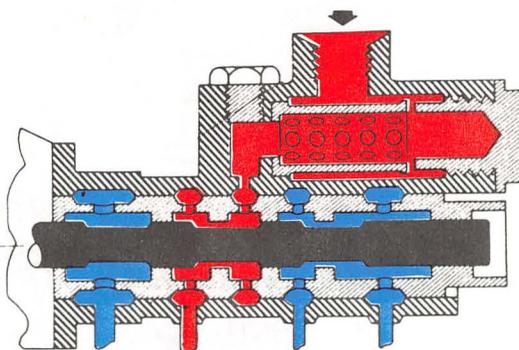
Spoiler - Betätigungs - Schema
Nur 707 B und C
Linke Tragfläche
(Rechte = Sinngemäß)

Gezeichnet: Spoilers
der linken Tragfläche
fahren aus.

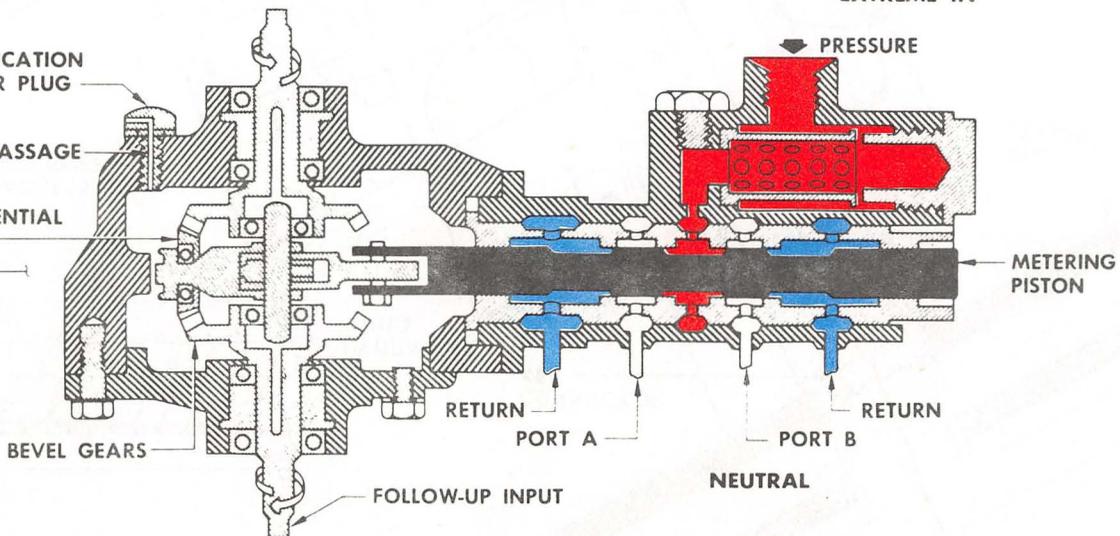
NOTE: SPOILER VALVES NOT INTERCHANGEABLE WITH FLAP VALVES DUE PORT SIZES



EXTREME OUT

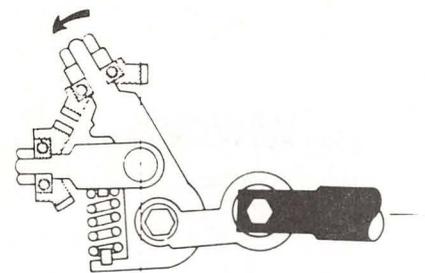


EXTREME IN



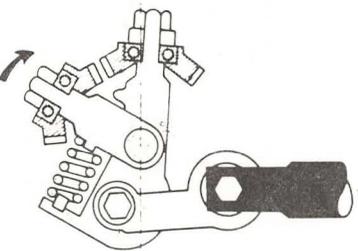
NEUTRAL

SPOILER AND WING FLAP METERING VALVE SCHEMATIC

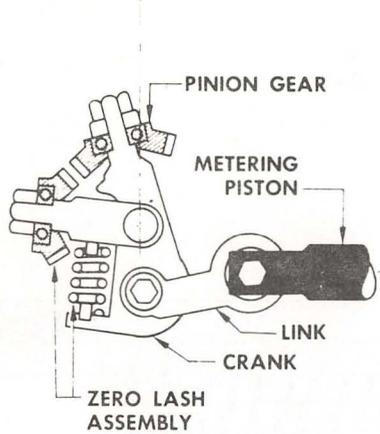


REV OCT 23/58

707-1



27-8 REV A



LUBRICATION FILLER PLUG

BLEED PASSAGE

DIFFERENTIAL GEARS

BEVEL GEARS

FOLLOW-UP INPUT

RETURN PORT A

RETURN PORT B

METERING PISTON

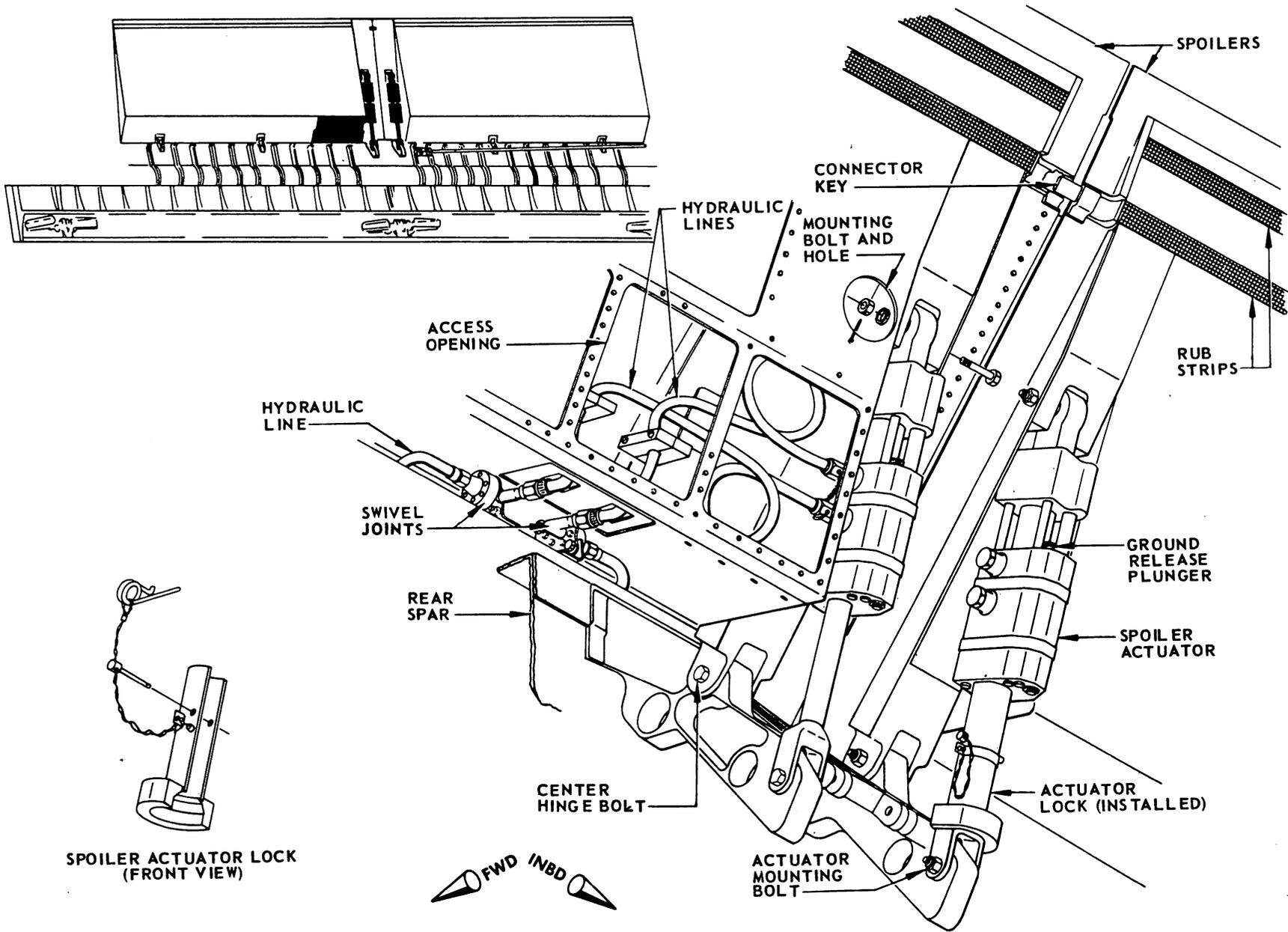
PINION GEAR

METERING PISTON

LINK

CRANK

ZERO LASH ASSEMBLY



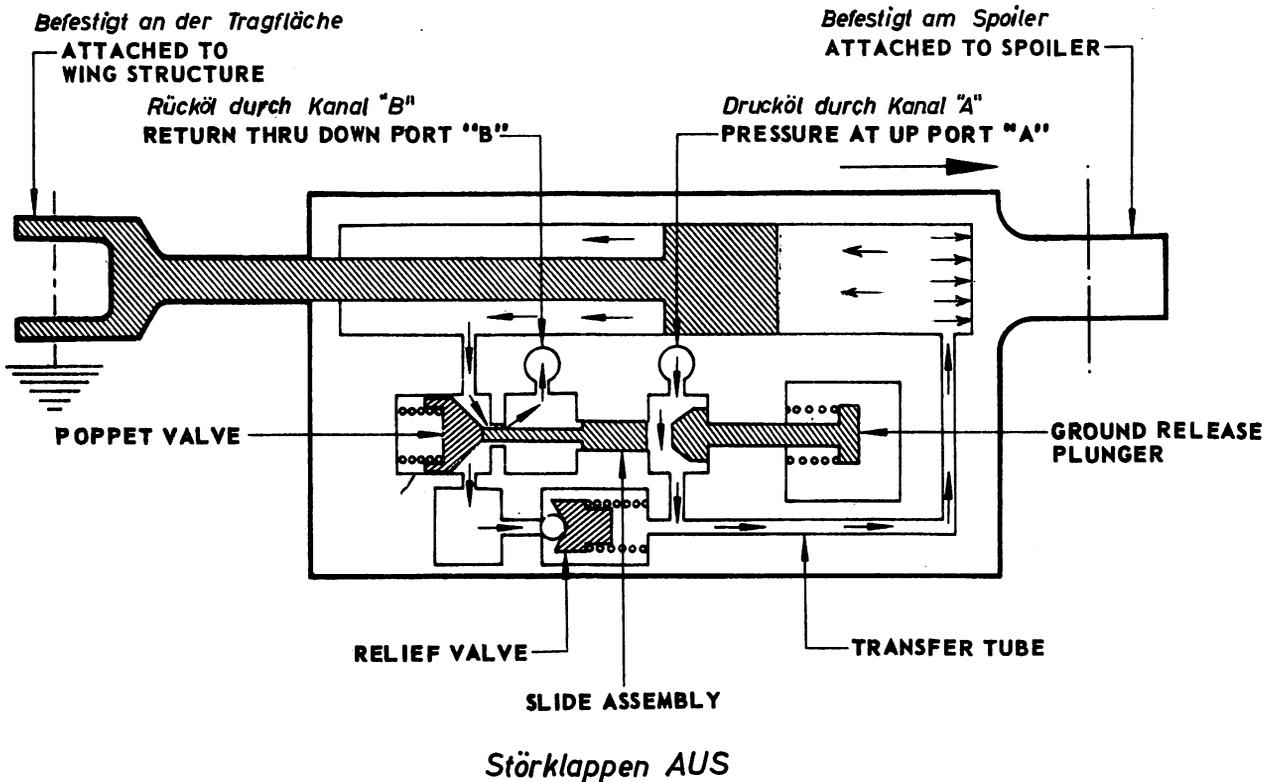
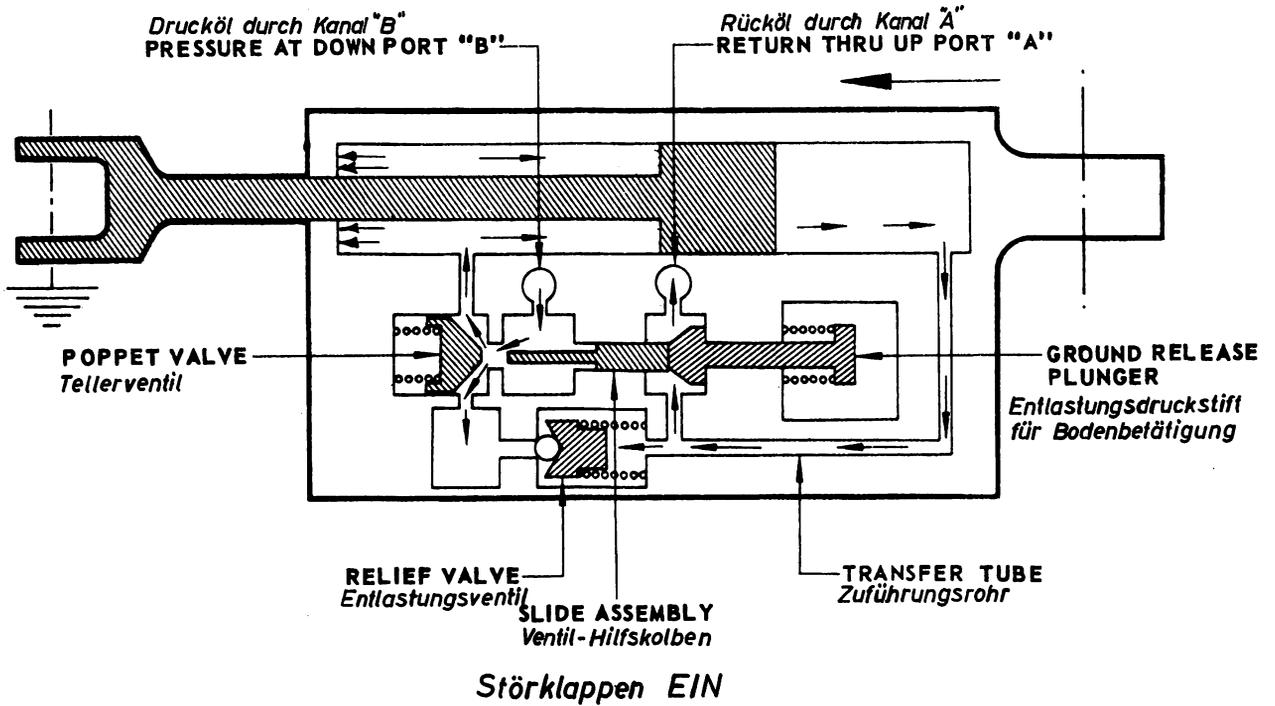
SPOILER ACTUATOR INSTALLATION

MAR 3 / 58

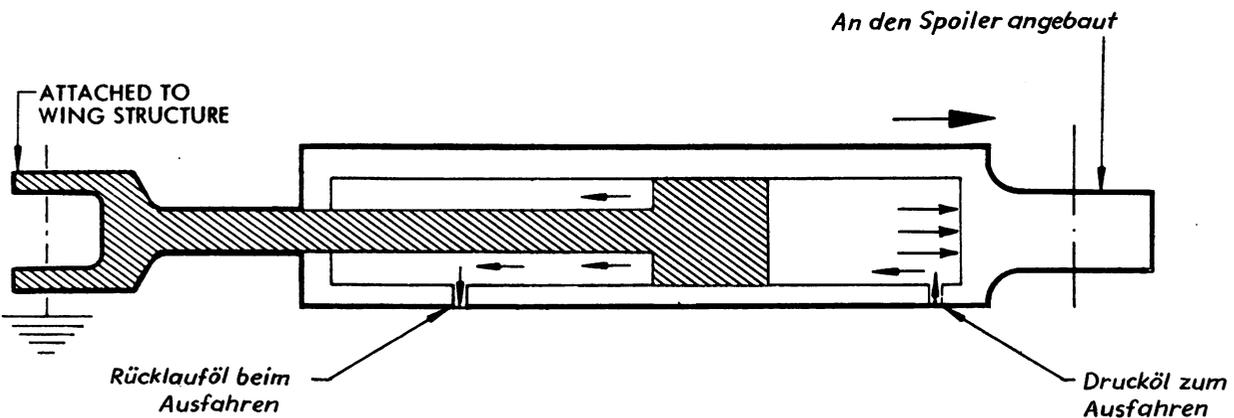
707 - 1

27-32

Nur 707 A



Nur 707 B/C



Gezeichnetes Beispiel:
Actuator
erhält Drucköl zum
Ausfahren

Spoiler - Actuator
Nur 707B u. C

6 Störklappen als Luftbremsen

Speed brakes

6.1 Übersicht

General

Die Störklappen können auch als Luftbremsen verwendet werden. Sie werden dann durch einen Hebel an der Mittelkonsole bedient. Dieser Betätigungshebel ist über Seilzüge so mit den Störklappen-Steuerventilen verbunden, daß alle Störklappen symmetrisch als Luftbremse ausfahren. Dabei können die Störklappen noch in den ausgefahrenen Stellungen durch die Quersteuerung weiter aus- bzw. auf der anderen Flächenseite eingefahren werden. (Maximaler Ausfahrwinkel 60°).

Ein Warnstromkreis wird geschlossen, wenn sich das Flugzeug am Boden befindet (durch den Ground-air safety switch am Fahrwerk), die Gashebel über 75 % stehen (der Schalter wird durch Gashebel Nr. 3 betätigt) und der Störklappen-Betätigungshebel von 0° in eine größere Stellung bewegt wird (der Schalter wird durch die am Betätigungshebel sitzende Seilscheibe gesteuert).

6.2 Störklappen-Betätigungshebel

Speed brake Control lever

Der Hebel ist als Teleskoprohr ausgeführt. An einer Skala sind die Hebelstellungen 0° bis 60° mit 10° Unterteilung ablesbar. Der untere Teil des Hebels ist mit einem Gehäuse verbunden, das eine Seilscheibe und eine doppelwirkende Bremse enthält. Die Bremse verhindert ein Verstellen des Hebels durch die Seile.

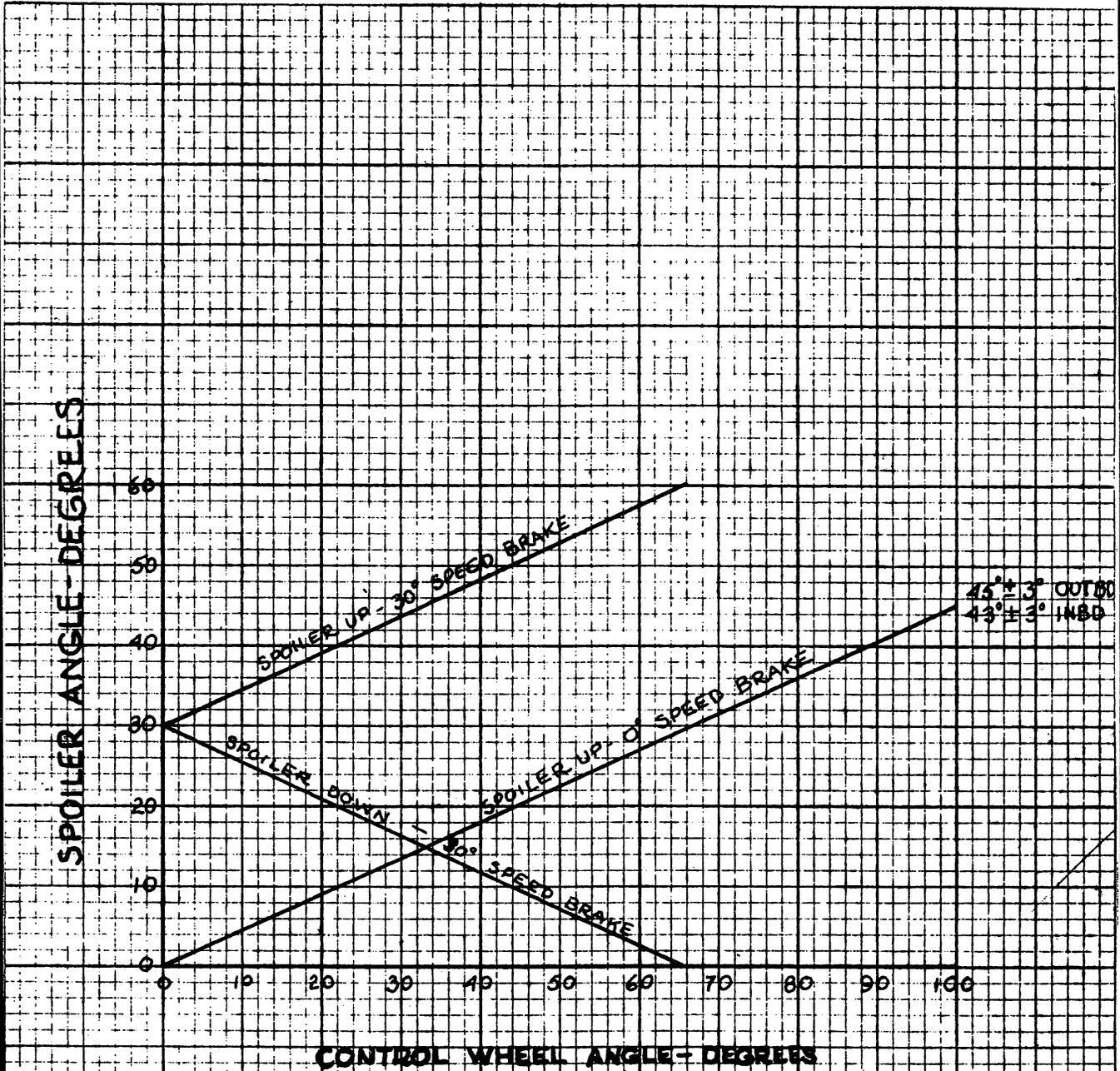
6.3 Zusammenwirken der Teile

Operation

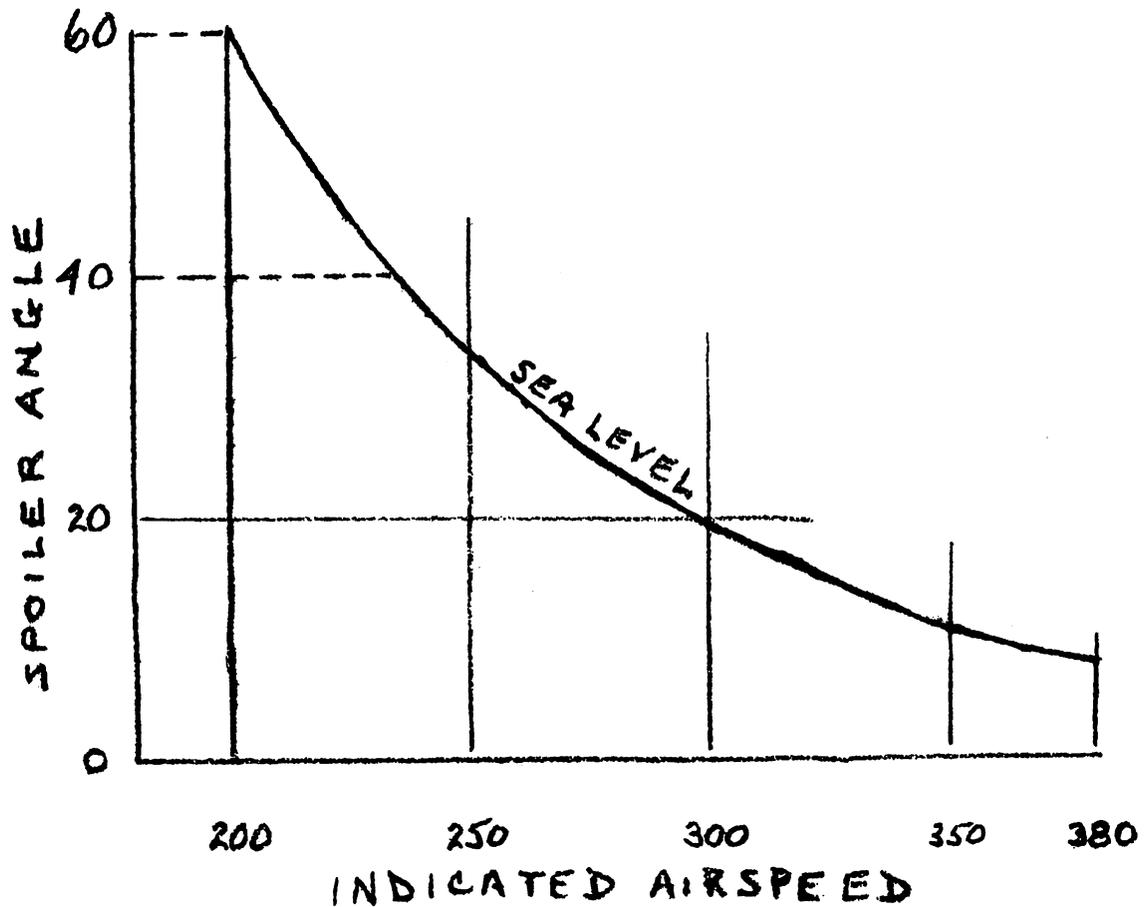
Um den Betätigungshebel aus der 0° -Einrastung^{x)} bewegen zu können, muß er angehoben werden. Die Bewegung des Hebels zur Wahl der Störklappenstellung wird dann von der Seilscheibe über Seile zu den Störklappen-Steuerventilen übertragen.

Jede Störklappenstellung als Luftbremse ist die Ausgangsstellung für die Störklappensteuerung in Verbindung mit den Querrudern. Sind z.B. die Störklappen durch den Betätigungshebel auf 20° ausgefahren (auf beiden Tragflächenseiten) und erhalten dazu ein Signal aus dem Quersteuerungssystem, fahren die Störklappen auf der Flächenseite mit Querruder unten entsprechend ein.

x) Die 0° -Einrastung befindet sich vor der 0° -Stellung. Es soll in dieser Stellung verhindert werden, daß sich ein Störklappenstimmungsimpuls als Luftbremse "einschleicht".

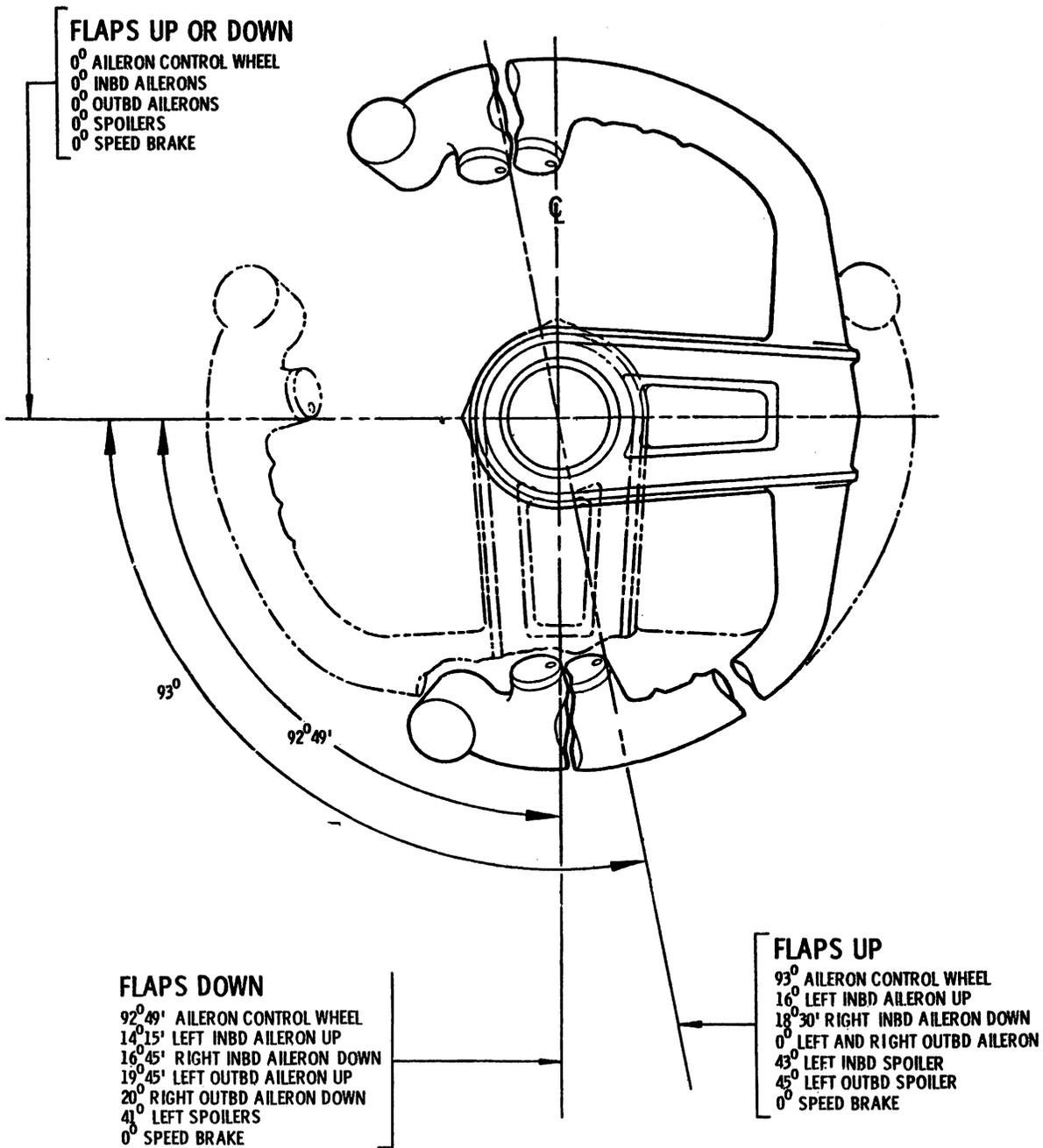


SPOILER ACTION WITH CONTROL WHEEL MOVEMENT

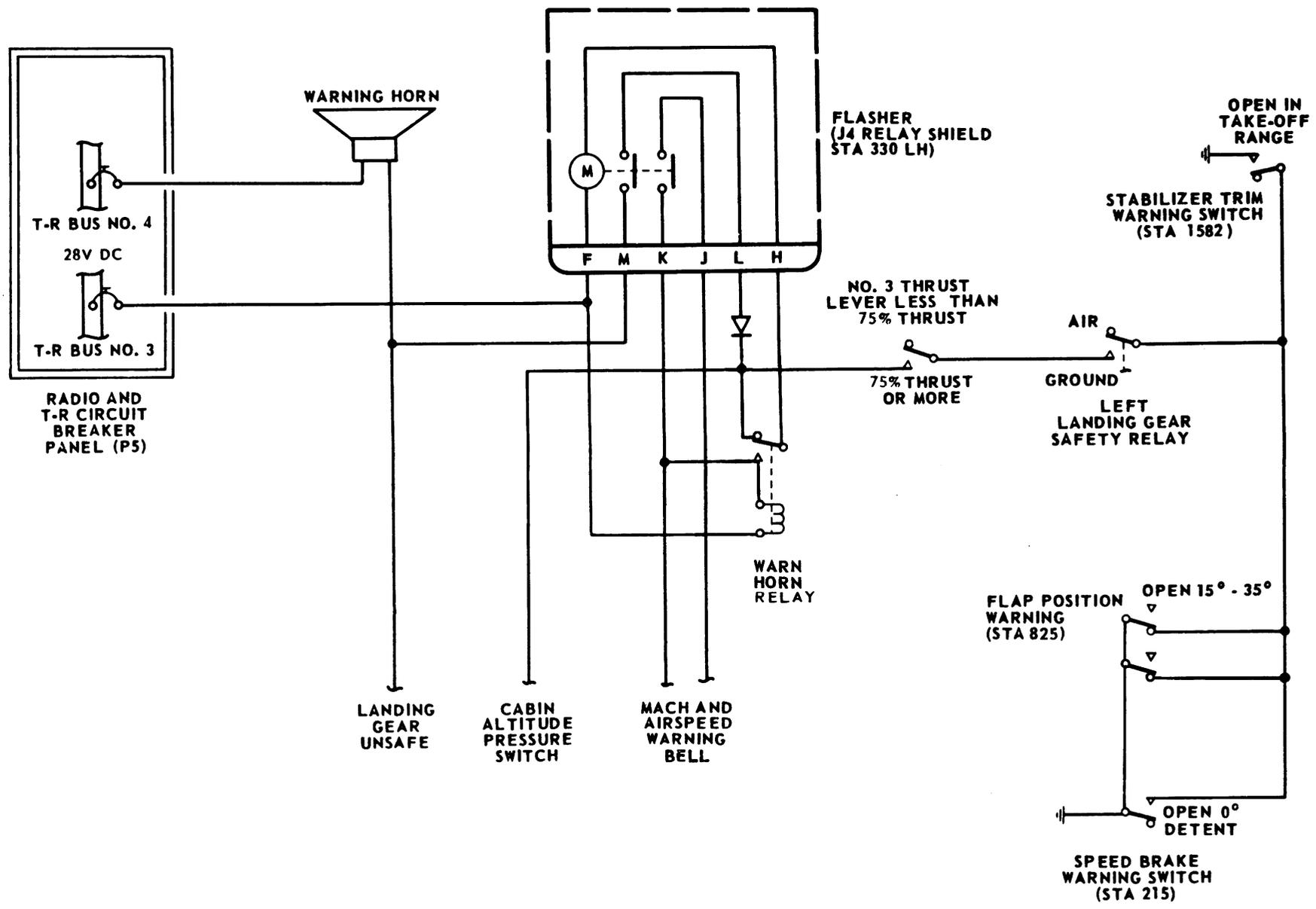


SPOILER ANGLE VS. AIRSPEED

LIMIT FACTOR - 3000 PSI



JUN 8/60
20
27-39



SPEED BRAKE, WING FLAP AND STABILIZER TRIM WARNING CIRCUIT

Lufthansa

Technische Schule

Steuerungsanlagen 707

Landeklappen

Kap. 27-7 Seite 1

Datum 12.68

Bearbeiter was

Korrektur-Nr.

7 LandeklappenWing Flaps7.1 ÜbersichtGeneral

Das Landeklappensystem umfaßt die inneren und äußeren Landeklappen (Fowler), die Spreizklappen und die Flächennasenklappen (bei der 707 B/C zusätzlich Slats).

Der Antrieb der Landeklappen erfolgt durch zwei voneinander unabhängige Anlagen: eine Anlage für die äußeren Landeklappen und die andere für die inneren Landeklappen. Normalerweise werden die Klappen hydraulisch betätigt. Für den Notantrieb sind Elektromotore vorgesehen.

Beim Ein- und Ausfahren werden die Innen- und Außenlandeklappen auf nadelgelagerten Rollen von stählernen Laufschiene geführt.

Die Landeklappen werden von kugelgelagerten Spindeln "gefahren", die ihrerseits von Wellen über Getriebe gedreht werden. Die Außenlandeklappen beider Flächen sind miteinander durch eine Antriebswelle verbunden. Sie werden aus dem rechten Fahrwerksschacht mittels Hydraulikmotor angetrieben. Die Innenlandeklappen erhalten ihren Antrieb ebenfalls über eine Antriebswelle und zwar aus dem linken Fahrwerksschacht.

Die Spreizklappen werden bei der 707 A zusammen mit den Außenlandeklappen, bei der 707 B/C mit den Innenlandeklappen angetrieben. Mit dem Betätigungshebel für die Landeklappen, der über Seile mit den beiden Steuerventilen der Hydraulikmotore verbunden ist, kann der Flugzeugführer die Landeklappen in die gewünschte Stellung bringen. Ein Rückstellmechanismus sorgt dafür, daß die Landeklappe nur bis zu der Stellung fährt, welche vom Landeklappenbetätigungshebel vorgewählt wurde.

Bei Ausfall der Hydraulik können die Landeklappen durch Elektromotore betätigt werden. Die Schalter befinden sich im Hauptinstrumentenbrett.

Bei Ausfall eines hydraulischen Antriebes werden auf der linken und rechten Flächenseite immer die gleichen Landeklappen symmetrisch betroffen.

Die Stellungsanzeige wird von zwei Instrumenten - eines für die Innen- und das zweite für die Außenlandeklappen - übernommen. Die Instrumente sind im Hauptinstrumentenbrett untergebracht und enthalten je zwei Zeiger, einen für die linke und den zweiten für die rechte Tragflächenseite. Die Nasenklappen haben eine Endstellungsanzeige in Form von zwei grünen Lampen. Sie leuchten, wenn die Ausfahrstellungen erreicht sind.

Lufthansa

Technische Schule

Steuerungsanlagen 707

Landeklappen

Kap. 27-7 Seite 2

Datum 12.68

Bearbeiter was

Korrektur-Nr.

Die Nasenklappen und Slats werden hydraulisch ausgefahren. Bei der 707 A sind zwei Steuerventile in den Außenflächen - von den Abschaltvorrichtungen angetrieben - eingebaut. Bei der 707 B/C ist ein Steuerventil im linken Fahrwerksschacht - vom Inboard-Hydraulikmotorgetriebe angetrieben - eingebaut. Fahren die Landeklappen auf etwa $9,5^\circ$ aus, wird das Steuerventil in die Nasenklappen-Ausfahrstellung bewegt. Die Nasenklappen (und Slats) bleiben in dieser Stellung bis die Landeklappen beim Einfahren ca. 6° erreicht haben. In dieser Stellung wird das Steuerventil für die Nasenklappen (und Slats) in die Einfahrposition gestellt.

7.2 LandeklappenMain Wing Flaps

Die Landeklappen sind Fowler-Klappen mit Vorflügel. Sie teilen sich in die Innen- und Außenlandeklappen. Durch die Vorflügel ergibt sich bei 30° Landeklappenstellung eine einfache Spaltwirkung. Beim weiteren Ausfahren der Klappe wird kontinuierlich der zweite Vorflügelspalt wirksam.

7.3 SpreizklappenFillet Flaps

Sie sind in den Flächenwurzeln untergebracht und bei der 707 A mit ihrem Vorderteil mittels drei Scharnieren an der Rückseite des verdrehsteifen Fahrwerksträgers befestigt. Bei der 707 B/C sind die Spreizklappen als Wölbungsklappen ausgeführt und werden nur zur Vermeidung von Verwechslungen als Spreizklappen bezeichnet. Ihr Antrieb erfolgt bei der 707 A von der Außenlandeklappen-, bei der 707 B/C von der Innenlandeklappen-Anlage.

7.4 NasenklappenLanding Edge Flaps

Sie sind als Paar zwischen den beiden Triebwerksverkleidungen untergebracht. Jede Nasenklappe wird durch zwei Betätigungszyylinder angetrieben, die einen Klappenwinkel von etwa 100° (von der Profilsehne aus gerechnet) fahren können.

Nur 707 A

Es sind insgesamt 13 Nasenklappen und Slats an jeder Tragflächennase angebaut. Die Nasenklappen sind innenbord von den Innentriebwerken, die Slats zwischen den beiden Triebwerken und außenbord von den Außentriebwerken angeordnet. Der grobe Unterschied zwischen den beiden Klappentypen ist: Nasenklappen schwenken nach unten aus, Slats fahren zusätzlich nach vorn aus, so daß in der Ausfahrstellung ein Spalt gebildet wird. Die drei inneren Nasenklappen erreichen in der Ausfahrstellung Winkel von etwa 105° , fünf mittlere Slats fahren auf etwa 115° aus und fünf äußere Slats erreichen Ausfahrwinkel von etwa 120° . Die Ausfahrzeiten liegen etwa zwischen 5 bis 8 sec. Die äußeren Slats werden von je einem, die mittleren Slats und die inneren Nasenklappen von je zwei Betätigungszyindern

Nur 707 B/C

angetrieben. Zu jeder Gruppe gehören drei am Vorderholm angebrachte Ventile: Das Verriegelungsventil, das Einwegdrosselventil und das Entlastungsventil. Nur 707 B/C

Nasenklappen und Slats der 707 B/C haben einen einfahrbaren Rand (abgerundete Kante), welche die Wirbelbildung reduzieren soll und automatisch ausfährt, wenn die Klappen ausfahren.

7.5 Klappenverkleidungstüren

Cove Lip Door

Diese lippenförmigen Türen verlaufen über den ganzen Landeklappenbereich und sorgen erstens für eine anliegende Luftströmung bei jeder Landeklappenstellung und zweitens für eine Zugangsmöglichkeit zum Hinterholm bei Wartungsarbeiten. Die Führung der Türen erfolgt bei der 707 A mittels Rollen in Führungsschienen. Die Führungsschienen sind an den Landeklappen montiert und so ausgeführt, daß sie vor Erreichen der 50°-Landeklappenstellung enden. Dann gleiten die an den Verkleidungstüren befestigten Rollen aus den Schienen und werden im gleichen Moment von federbelasteten Haken übernommen. Die Haken können gegen die Federspannung geöffnet werden. Dann klappen die Türen nach unten und liefern einen guten Zugang zum Hinterholm bei Wartungsarbeiten. Beim Einfahren der Landeklappen werden die Haken durch die Führungsschienen von den Rollen gedrückt. Die Schienen übernehmen wieder die Führungsaufgabe. Die Hakenfedern werden beim Landeklappen-Einfahren mit einem sehr harten Geräusch übercentriert.

Bei der 707 B/C ist die Konstruktion für die Klappenverkleidungstüren in Bezug auf die Führung und die Öffnungsanordnung anders gelöst. Sie hängen mittels Schnappverschlüssen an Armen von Torsionsfederstäben und können (die Verkleidungstüren) in jeder beliebigen Landeklappenstellung mit Hilfe der Schnappverschlüsse geöffnet werden.

7.6 Landeklappen-Betätigungshebel

Flap Control Lever

Der obere Teil dieses Hebels ist als Teleskop ausgeführt, während unten eine Seilscheibe befestigt ist. Der Hebel rastet in den Stellungen "Flap Up 0", "20", "30", "40" und "50 Flap Down" ein. Er muß - zur Wahl einer neuen Stellung - ca. 1/4 inch angehoben werden. Die Bewegung des Hebels wird über Seilzüge auf die beiden Landeklappensteuerventile übertragen.

7.7 Landeklappensteuerventile

Wing Flap Control Valves

Jedes Steuerventil sitzt mit einem Differentialgetriebe zusammen in einem skydrolgefüllten Gehäuse im linken und rechten Fahrwerkschacht. Es erhält seine Steuerimpulse vom Betätigungshebel. Das Ventil hat folgende Leitungsanschlüsse: eine Pressure- und eine Return-Leitung zum Utility-System und zwei Leitungen zum Hydraulikmotor.

7.8 Landeklappen-Hydraulikmotore Flap Actuating Hydraulic Motors

Es handelt sich um Mehrkolbenmotore, die in jedem Fahrwerkschacht an der Landeklappen-Getriebeeinheit (Power Unit) sitzen.

7.9 Hydraulikmotor-Getriebe Flap Power Units

Die Getriebe sind an die Vorderwand in jedem Fahrwerksschacht geschraubt. Jede Getriebeeinheit überträgt die Leistung des Hydraulikmotors auf die Landeklappenwelle. Ferner wird über ein Schneckenrad der Follow Up-Mechanismus gesteuert. Das Getriebegehäuse ist ölgefüllt. Die Aus- bzw. Einfahrzeiten der Lande- und Spreizklappen betragen ca. 30".

Für die erforderliche Ölmenge pro min. sorgen zwei Durchflußregler. Der Hydraulikmotor der Außenlandeklappen benötigt ca. 6 gal/min und der Hydraulikmotor der Innenlandeklappen ca. 9 gal/min. Die Differenz ergibt sich aus den unterschiedlichen Untersetzungsverhältnissen der Spindel-Antriebsmechanismen, und zwar für die Außenlandeklappen = 2,0 : 1 und für die Innenlandeklappen = 3,313 : 1.

Das Hydraulikmotor-Getriebe für die Innenlandeklappen (LWW) ist bei der 707 B/C "kräftiger" ausgeführt. Es enthält außerdem folgende kerbverzahnte Wellen-Kupplungen.

zwei für die Innenlandeklappen-Wellen
eine für die Spreizklappen-Antriebswelle

Weiterhin ist zu berücksichtigen, daß der Elektromotor für die Innenlandeklappen direkt an dieses Getriebe angeflanscht ist.

Das Follow-Up Schneckenrad treibt nicht nur die Follow Up Seilscheibe sondern auch die Nockenführung für die Betätigung des Steuerventils für Nasenklappen und Slats.

7.10 Die Landeklappen-Wellen Torque Tubes

sind Torsionsrohre. Sie übertragen die Drehbewegung über die verschiedenen Getriebe zu den Spindel-Antriebsmechanismen. Die Verbindungsstellen sind kerbverzahnte Kupplungen.

Nur 707 A7.11 Die verschiedenen Winkelgetriebe

(Die Beschreibung gilt für jede Tragflächenseite)

Der Spreizklappenantrieb erfolgt über das Doppelgetriebe (Fillet flap take off gear box) - wobei der zweite Ausgang des Doppelgetriebes für die Außenlandeklappe vorgesehen ist - weiter über das Winkelgetriebe für Spreizklappe (Double angle gear box) zum Antriebsmechanismus für die Spreizklappe.

Der Antrieb für die Innenlandeklappe erfolgt über das Winkelgetriebe für die Innenlandeklappe (Inboard flap angle gear box) weiter über das 90° Winkelgetriebe (Inboard flap right angle gear box), welches beide Antriebsmechanismen der Innenlandeklappe versorgt.

Der Antrieb für die Außenlandeklappe erfolgt über das Doppelgetriebe (Fillet flap take off gear box) - wobei der zweite Ausgang des Doppelgetriebes für die Spreizklappe vorgesehen ist - zum Winkelgetriebe für die Außenlandeklappe (Outboard flap angle gear box) und von dort weiter zu den beiden Antriebsmechanismen der Außenlandeklappe sowie zur Betätigungs- und Abschaltvorrichtung des Außenquerruders.

EinbauortLocation

Doppelgetriebe	(Fillet flap take off gear box)	Hinterholm, Außenseite Fahrwerkschacht)
Winkelgetriebe für Spreizklappe	(Double angle gear box)	Flächenwurzel, zugänglich bei ausgefahrener Spreizklappe oder vorm Fahrwerksschacht
90° Winkelgetriebe	(Inboard flap right angle gear box)	Hinterholm, Innenseite der Innenlandeklappe zugängl. durch access-panel
T-Getriebe	(Inboard flap tee gear box)	Im Bereich der Innenlandeklappe zugängl. durch Innenklappenverkleidungstür
Winkelgetriebe für Außenlandeklappe	(Outboard flap angle gear box)	Unterhalb des mittleren Trägers für die Innenlandeklappe zugängl. durch ein access-panel
Winkelgetriebe für Innenlandeklappe	(Inboard flap angle gear box)	Hinterholm, Außenseite Fahrwerkschacht

Lufthansa

Technische Schule

Steuerungsanlagen 707

Landeklappen

 Kap. 27-7 Seite 6
 Datum 12.68
 Bearbeiter was
 Korrektur-Nr.

7.12 Spindel-Antriebsmechanismus Flap Transmission Assembly

Für den Antrieb der Außenlandeklappen werden je zwei, für den Antrieb der Innenlandeklappen ebenfalls je zwei und für den Antrieb der Sprezklappen insgesamt zwei Spindel-Antriebsmechanismen verwendet.

In diesem Bauteil wird die Drehbewegung der Torsionsrohre in einem 90° - Getriebe auf eine Spindel übertragen. Die mit der Landeklappe verbundene Spindelmutter läuft auf Kugeln und hat Vorrichtungen, um die wandernden Kugeln zurückzuführen.

In jedem Antriebsmechanismus ist eine Bremsvorrichtung in Verbindung mit einer Ratschenkupplung eingebaut. Ausnahme: Außen-spindelmechanismus der Außenlandeklappe. Sie verhindert das Vibrieren der Landeklappe und eine Bewegung der Spindel durch den Staudruck. Beim "Ausfahren" jeder Landeklappe (gegen den Staudruck) laufen die Sperrklinken frei über das Ratschenrad und es kommt zu keiner Bremswirkung. Beim "Einfahren" rasten die Sperrklinken ein, und es wird zwischen Bremscheibe und Ratschenrad gebremst. Der Aufpreßdruck beider Flächen und damit die Bremswirkung, entsteht aus dem Staudruck. Er ist direkt proportional.

7.13 Elektromotor Emergency Flap Drive Assy

Im Falle des Ausfallens der hydraulischen Versorgung können die Landeklappen durch je einen 115 V \sim Dreiphasen-Induktionsmotor angetrieben werden. Je ein Aggregat sitzt für die Außenlandeklappen an der Vorderwand des rechten und für die Innenlandeklappen an der Vorderwand des linken Fahrwerksschachtes.

Wird der Elektromotor des Notantriebs eingeschaltet, stellt eine Kupplung die Verbindung zur Antriebswelle her. Der Elektromotor wird bei bestimmten Sötrungen durch einen Drehmomentbegrenzer von der Antriebswelle entkuppelt, sobald die Belastung des Notantriebs ca. 1300 inch-lbs übersteigt. Nachdem der Begrenzer geöffnet hat, sinkt die Belastung des Notantriebs auf 100 inch-lbs. Das Wiedereinkuppeln erfolgt erst wieder, wenn die Drehrichtung umgekehrt wird.

Es werden insgesamt zwei Typen von Elektromotor-Antrieben verwendet:

1. Typ: a) für den Antrieb der Innenlandeklappen 707 A
 b) für den Antrieb der Außenlandeklappen 707 A, B/C

2. Typ: für den Antrieb der Innenlandeklappen 707 B/C
 (kräftiger)

Die mittleren Fahrzeiten beim Notantrieb betragen am Boden:

für die Außenlandeklappen: 2,5 Min. von 0° auf 50° bzw. 50° auf 0°
 für die Innenlandeklappen: 4,5 Min. von 0° auf 50° bzw. 50° auf 0°

Zu beachten ist, daß etwa 10 sec. zwischen dem Drehrichtungswechsel liegen müssen, um ein Abscheeren zu vermeiden. Dieselbe Zeit muß gewartet werden, bevor man von Elektrik auf Hydraulik schaltet, das heißt "Flap Master Switch OFF".

Bei der Bodenprüfung gilt die Begrenzung:

Nach einem kompletten Aus- und Einfahrtvorgang muß die Anlage 27 Minuten abkühlen.

Die Überholung der Einheit wird notwendig, wenn insgesamt 5 Betriebsstunden erreicht sind. Legt man die Prüfungszeit pro Flug zu Grunde, ergibt sich eine Laufzeit von 1500 Flugstunden.

7.14 Landeklappen-Umgehungsventil Flap Bypass Valve

Es handelt sich um ein Dreiwegeventil.

Beim Notfahren der Landeklappen werden mit diesem Ventil die beiden Leitungen zum Hydraulikmotor miteinander verbunden. Jedes Ventil wird über den "Flap Master switch" mit 28 V = erregt und ist an der Vorderwand jedes Fahrwerksschachtes befestigt.

7.15 Begrenzungsschalter Limit Switch

Sie wirken als Endabschalter beim Notfahren der Landeklappen, sind an den Landeklappensteuerventilen angebracht und werden durch die obere "Follow Up" - Seilscheibe betätigt.

7.16 Anzeigeeinstrumente für Landeklappenstellung Flap Position Indicators

Beide Instrumente befinden sich im Hauptinstrumentenbrett und zeigen die Stellung der Innen- bzw. der Außenlandeklappen an. Jedes Instrument erhält für seine zwei Zeiger zwei Signale von den Übertragern der beiden Tragflächenseiten.

7.17 Übertrager für Landeklappenstellung Flap Position Transmitter Assembly

Es handelt sich um Autosyn-Geber, die über eine federgespannte Seilscheibe mittels Seil von der Landeklappen gesteuert werden.

Einbauort: Tragfläche, hinter dem Hinterholm.

7.18 Warnkreis für Landeklappenstellung Flap Position Warning Circuit Component

Dieser Warnkreis wird im Falle einer falschen Landeklappen-Hebelstellung im Start geschlossen; und zwar, wenn der Gashebel von Triebwerk Nr. 3 über 75% steht und der Landeklappenbetätigungshebel sich ausserhalb der Landstellung befindet. Dann kommt ein unterbrochenes Warnsignal an.

**7.19 Steuermechanismus für
Flächennasenklappen****Leading Edge Flap Control
Mechanism**

Die hydraulische Versorgung der Nasenklappen (bzw. Slats) erfolgt aus dem Utility-Hydrauliksystem. Das Steuerventil wird bei der 707 A von den Außenlandeklappen (Abschaltmechanismus) bei der 707 B/C von den Innenlandeklappen (Hydraulikmotorgetriebe) betätigt.

Haben die Landeklappen $9,5^\circ$ überschritten, wird das Steuerventil für die Flächennasenklappen geschaltet und die Nasenklappen fahren voll aus. Beim Einfahren müssen die Landeklappen 6° erreichen, um das Steuerventil auf "Nasenklappen EIN" zu schalten. In der voll ausgefahrenen Stellung der Nasenklappen schalten Microschalter Anzeigelampen im Cockpit ein.

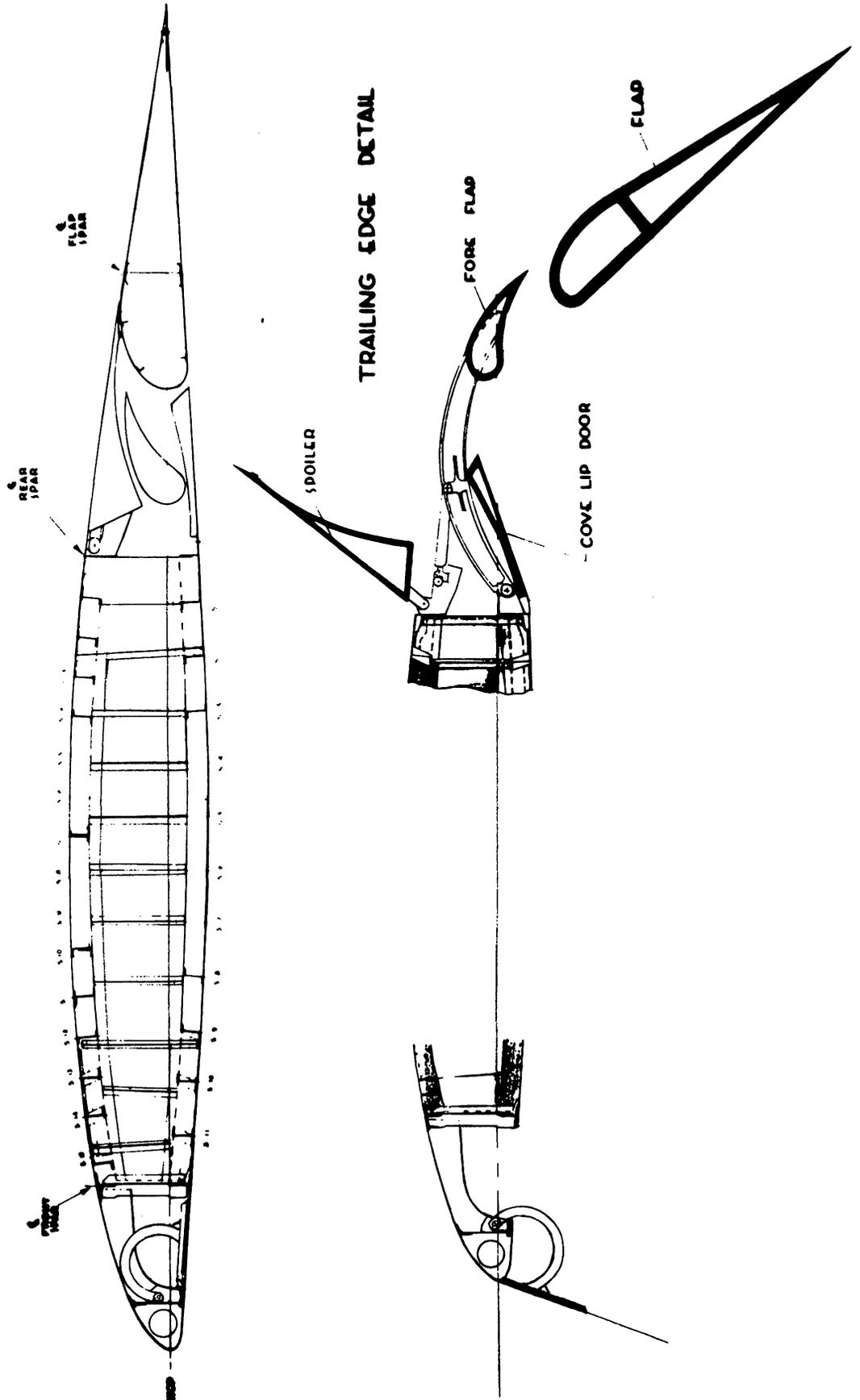
**7.20 Einfahren der Nasenklappen
und Slats beim Reverse-Vorgang**

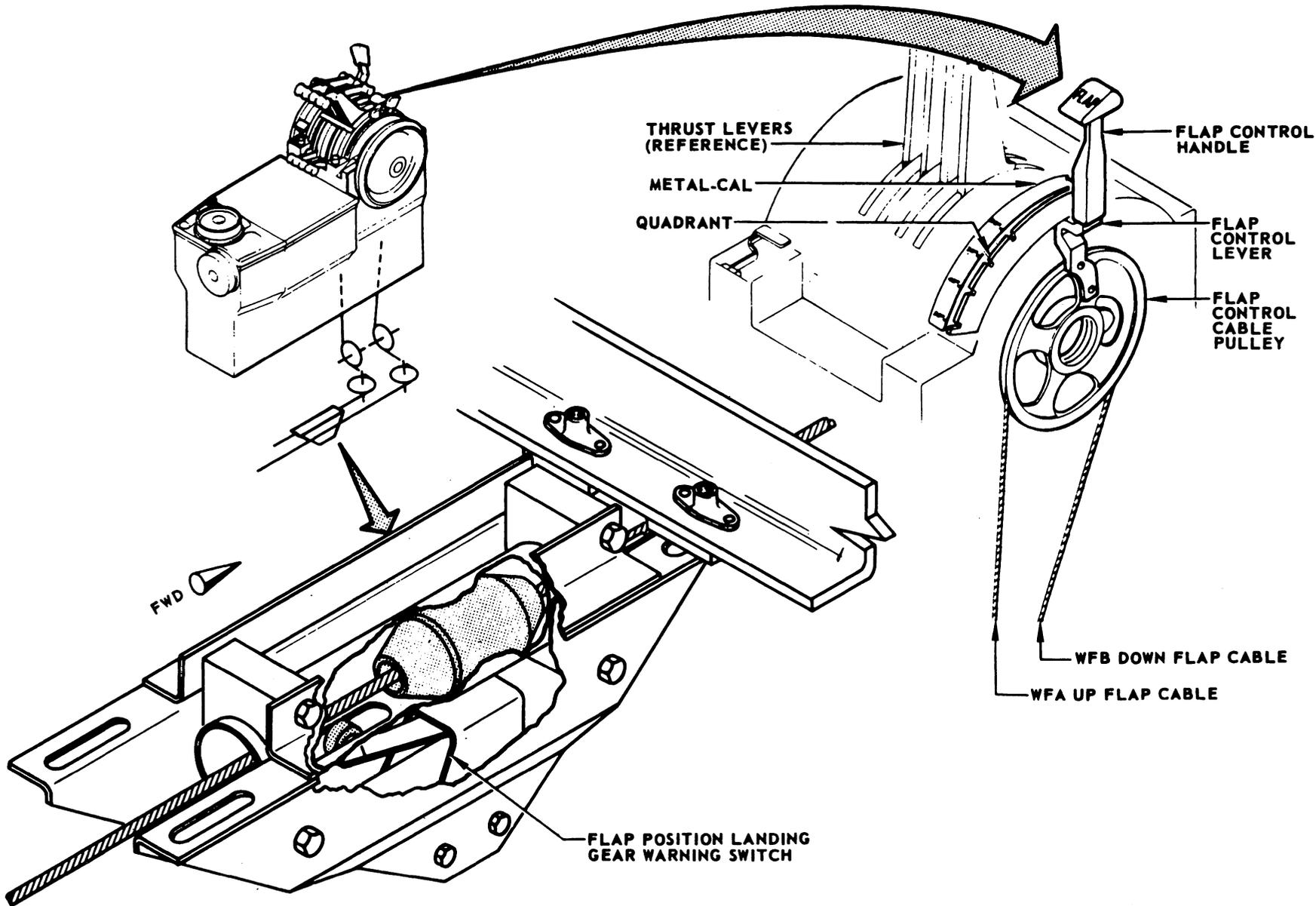
Wird bei der 707 B/C der Reverse-Vorgang durchgeführt, werden über einen Schalter am Thrust Reverser Nr. 2 zwei Bypass Ventile (LWW) in Bypass gefahren.

Nur 707 B/C

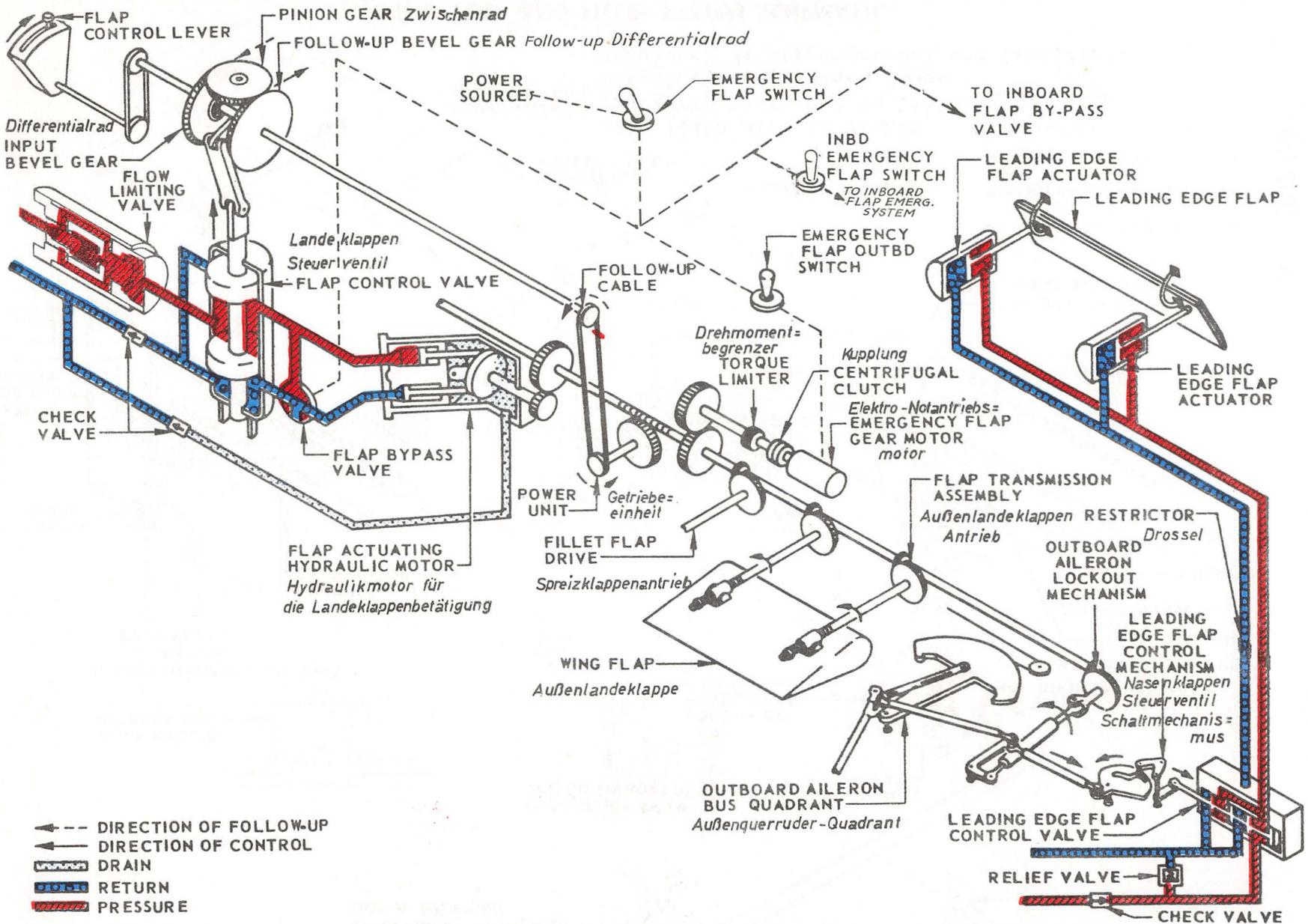
Das hat zur Folge, daß alle Nasenklappen und Slats - unabhängig von der Stellung des Steuerventils - einfahren.

TYPICAL WING SECTION





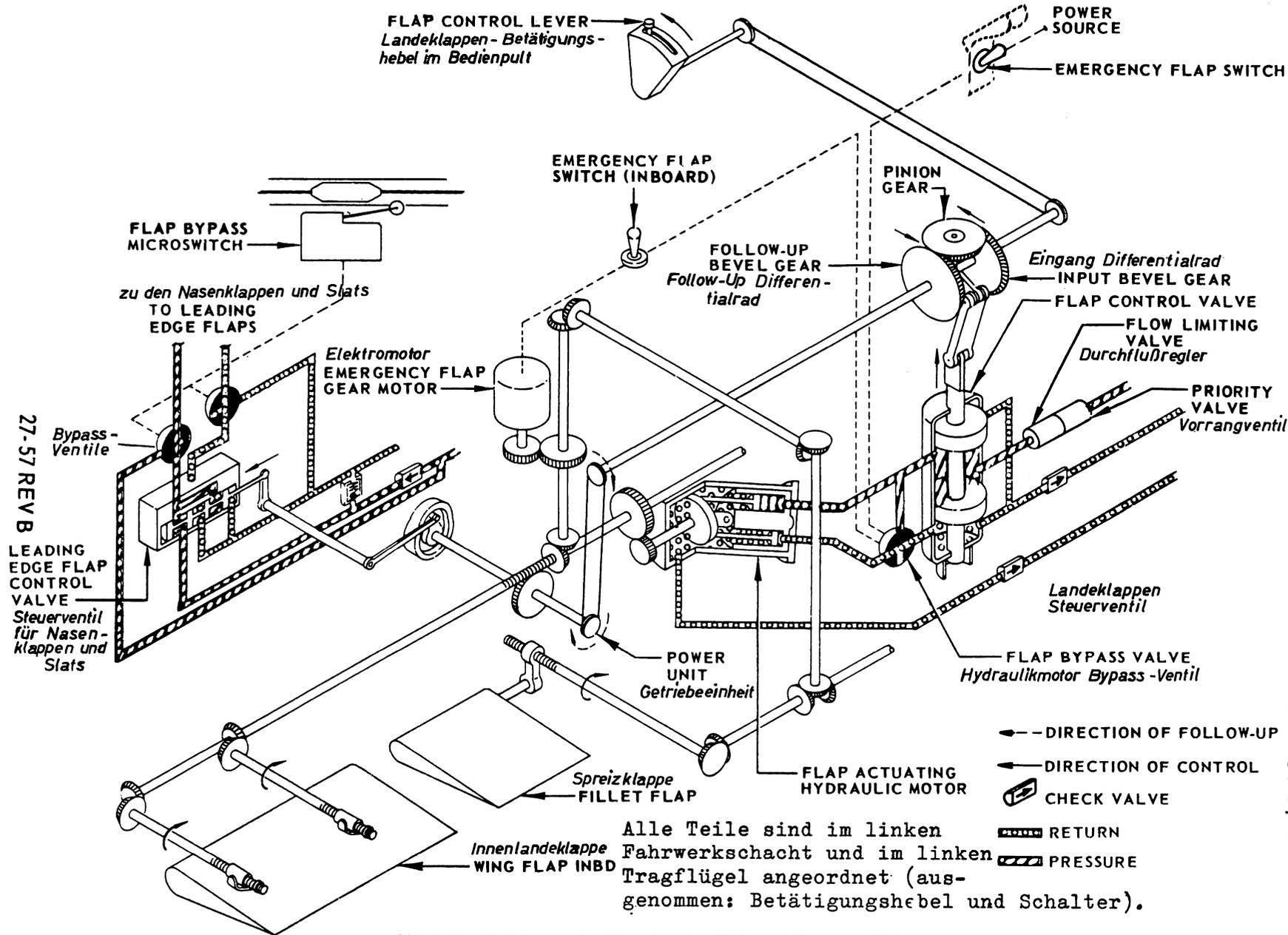
WING FLAP CONTROL LEVER MECHANISM



- - - DIRECTION OF FOLLOW-UP
 — DIRECTION OF CONTROL
 DRAIN
 RETURN
 PRESSURE

Schema des Landeklappensystems
WING FLAP SYSTEM SCHEMATIC

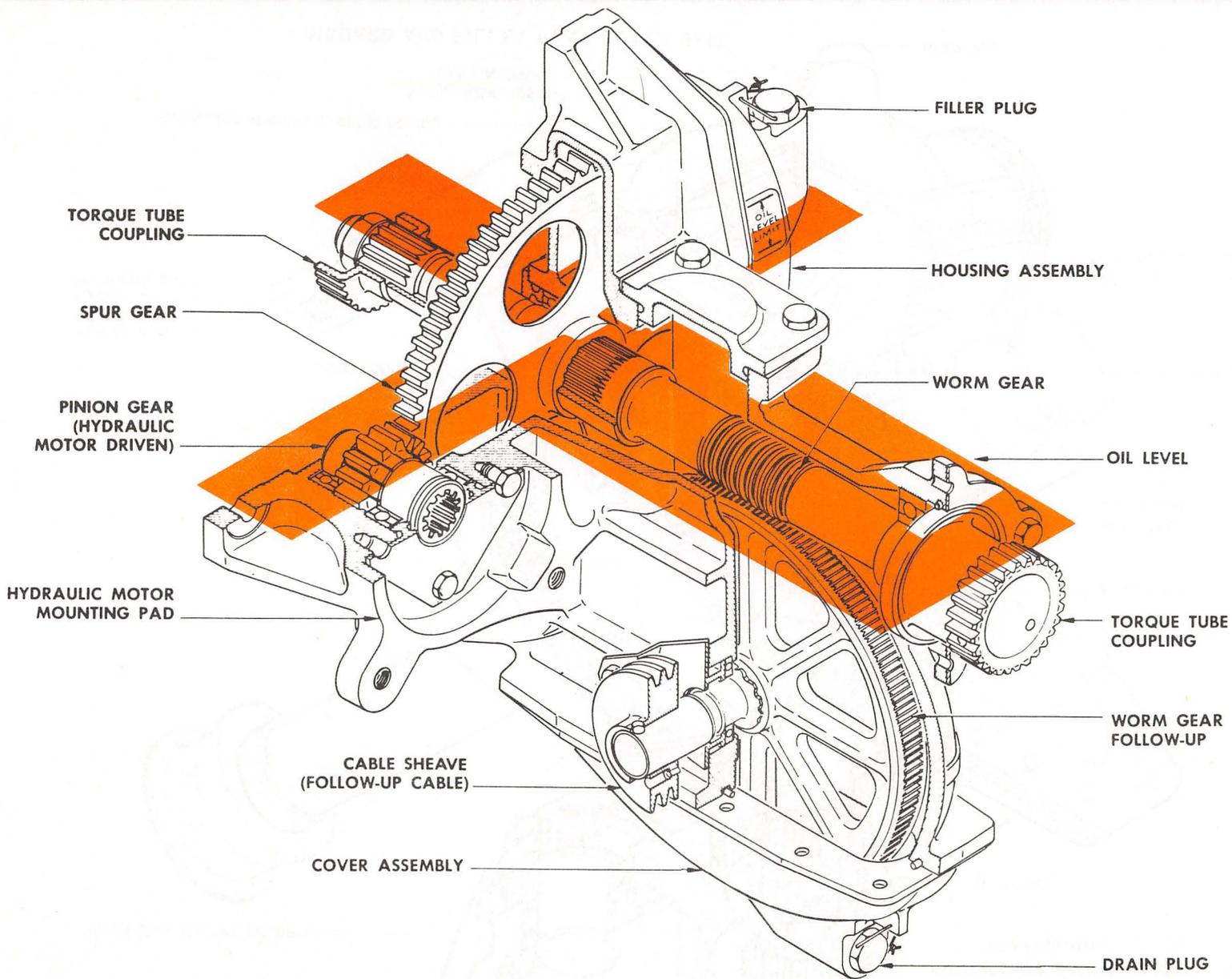
NUR 707B/C



WING FLAP AND FILLET SYSTEM SCHEMATIC

27-57 REV B

**707A Lmw u. Rmw
707B/C Rmw**



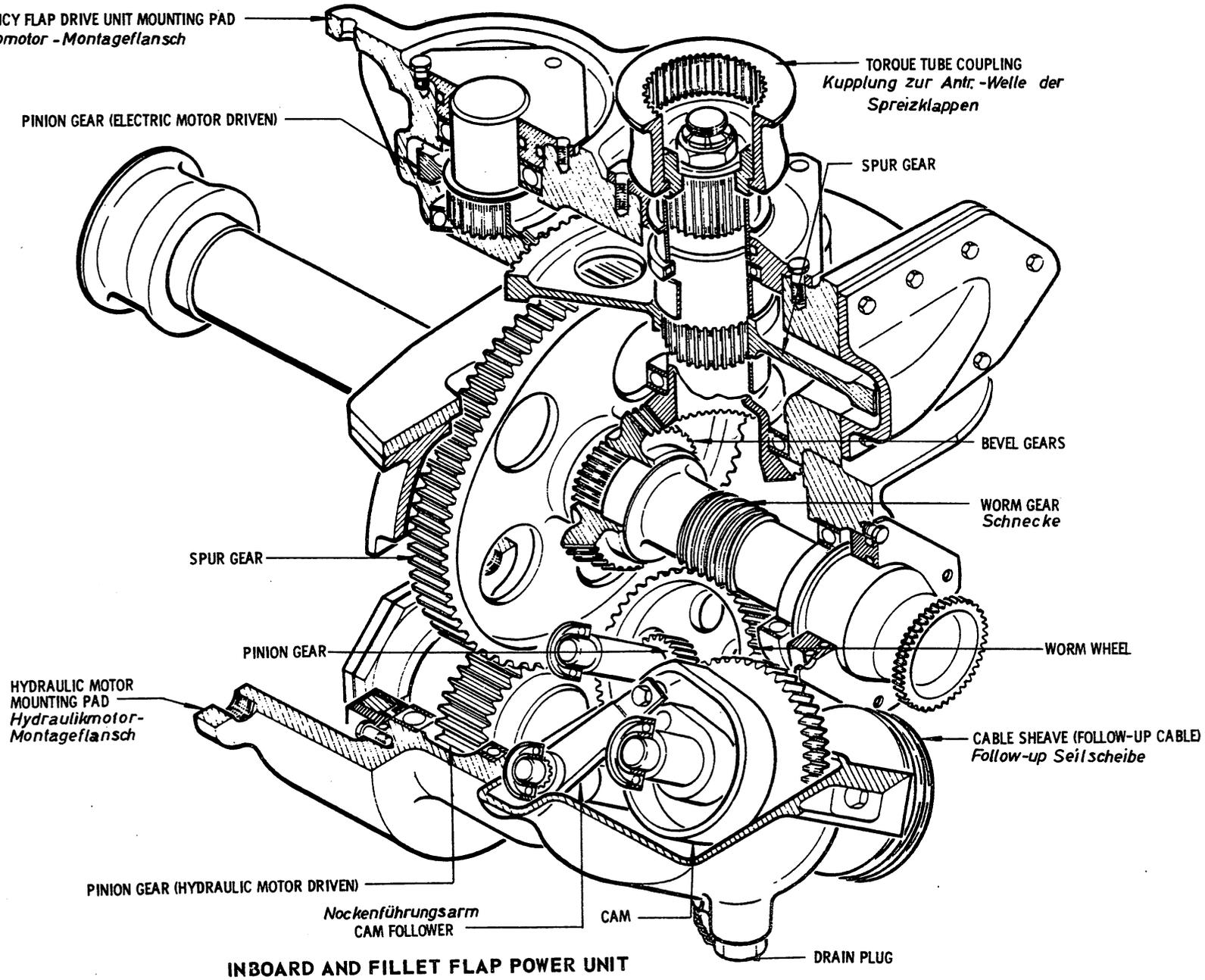
FLAP DRIVE POWER UNIT ASSEMBLY DETAILS

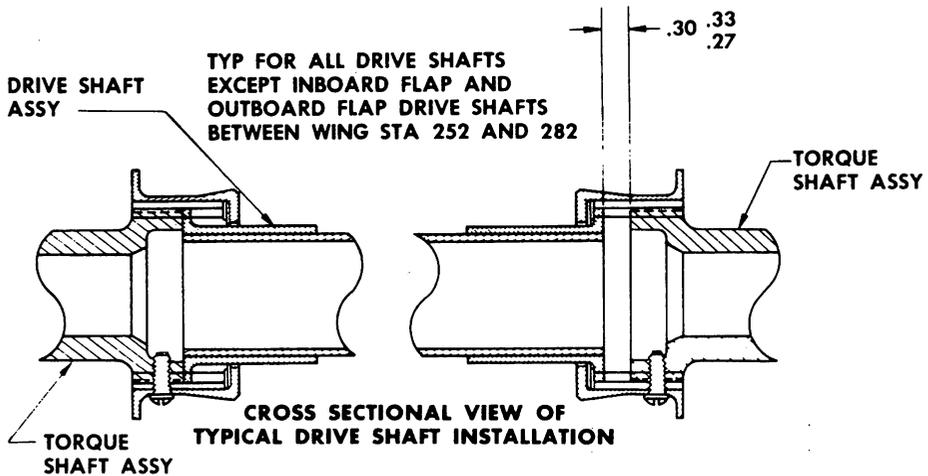
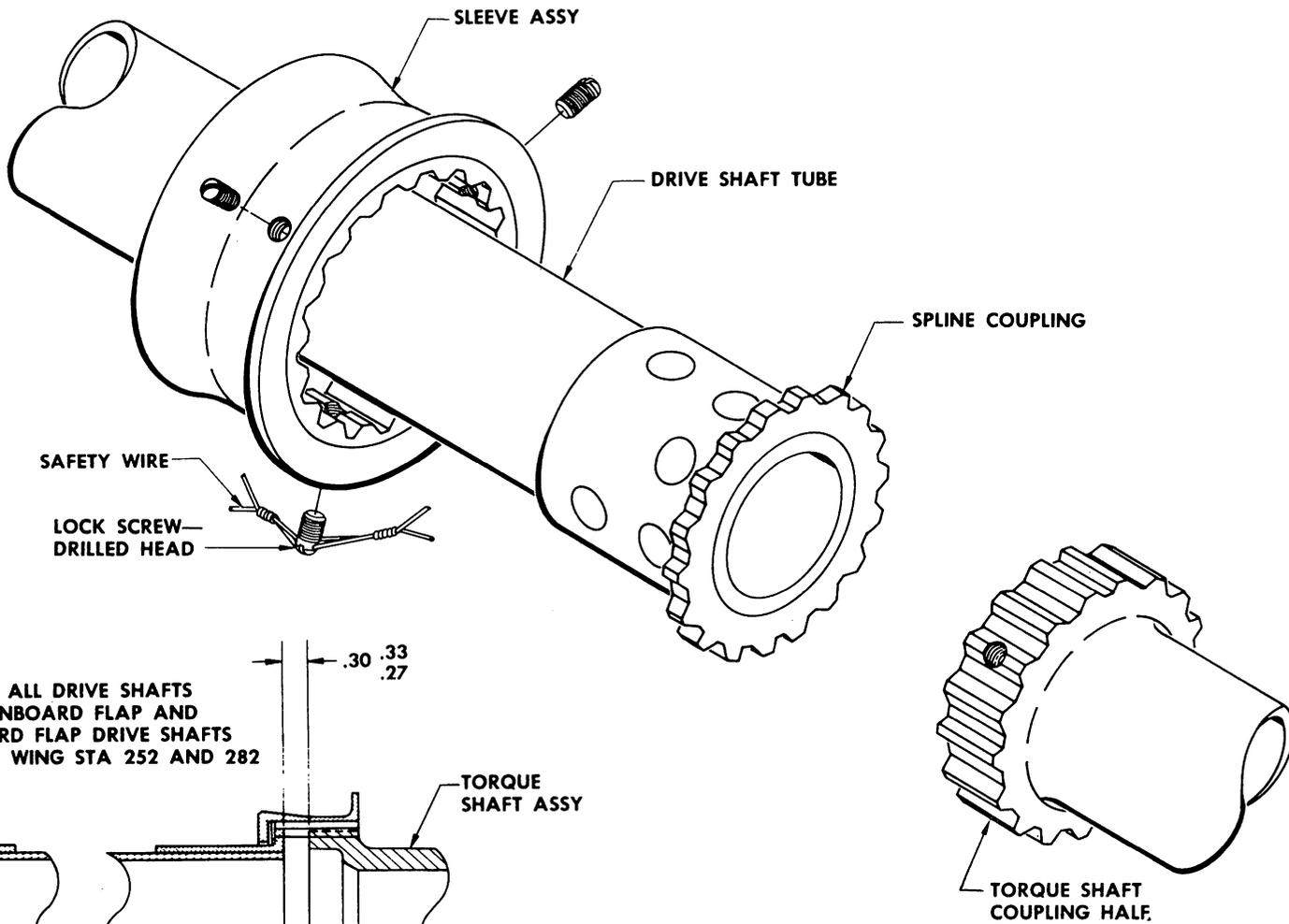
8 JULY 1957

707-1

27-16

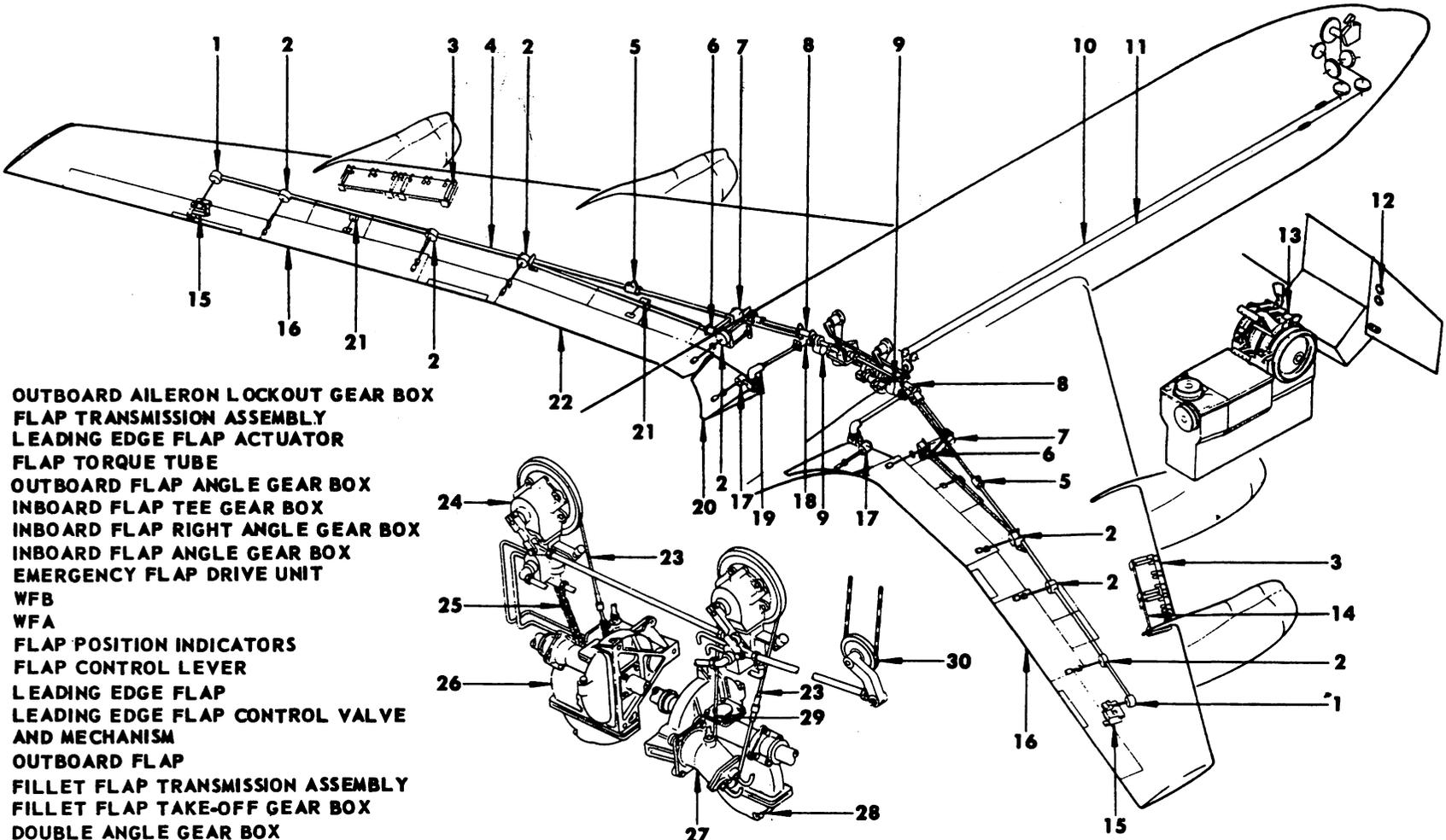
Nur 707 B/C LWW





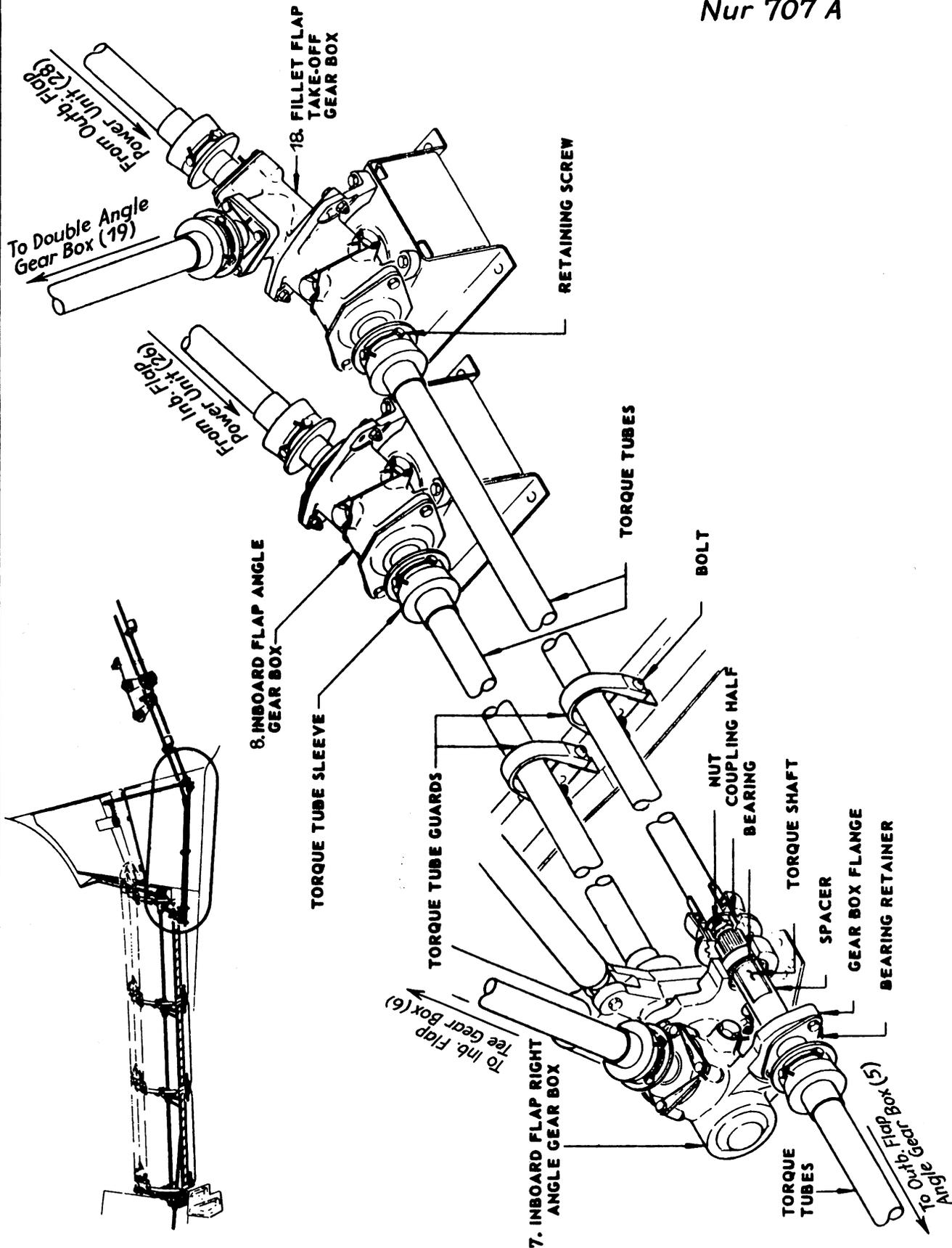
FLAP DRIVE SHAFT CONNECTION DETAILS

NUR 707 A



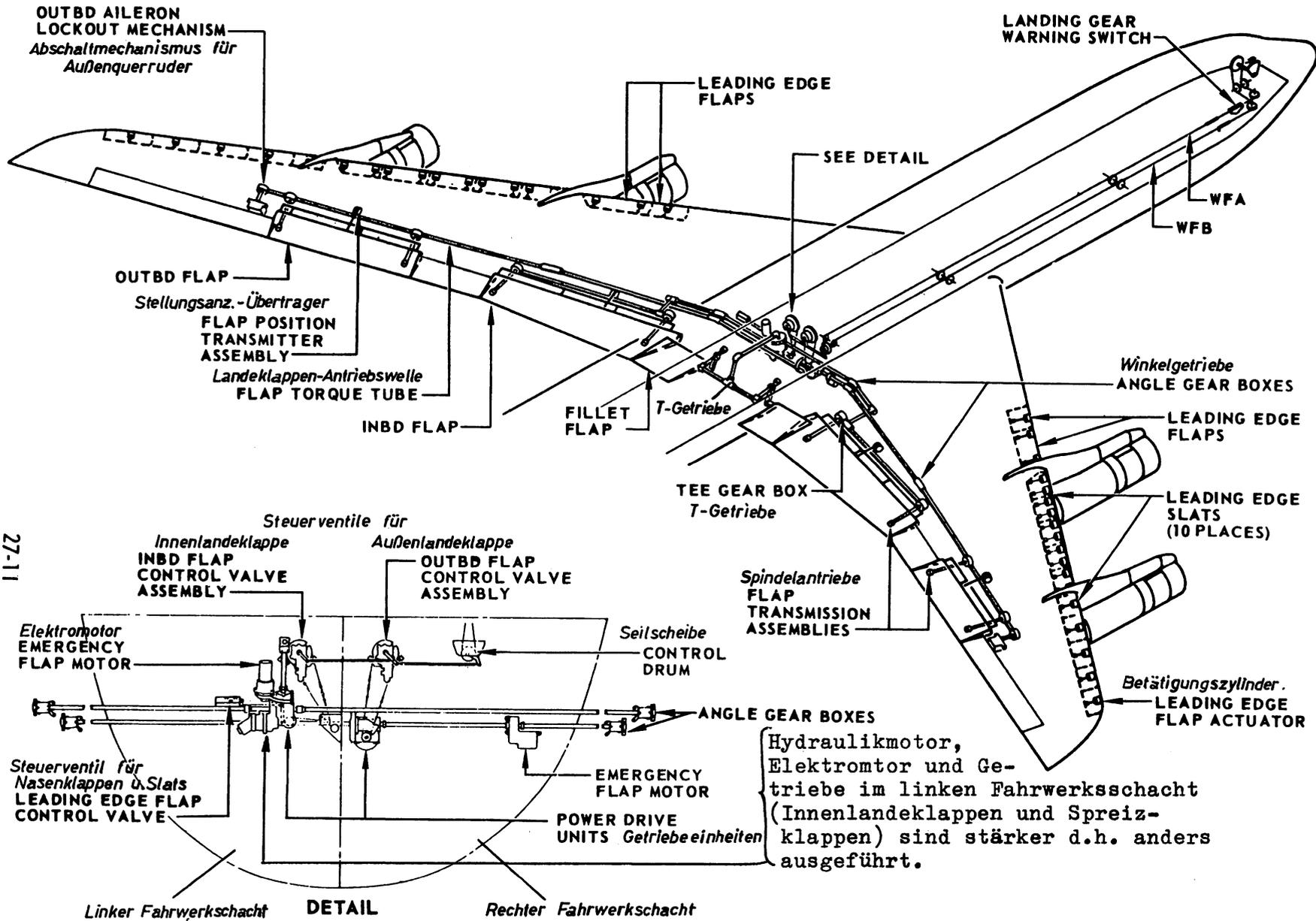
- 1 OUTBOARD AILERON LOCKOUT GEAR BOX
- 2 FLAP TRANSMISSION ASSEMBLY
- 3 LEADING EDGE FLAP ACTUATOR
- 4 FLAP TORQUE TUBE
- 5 OUTBOARD FLAP ANGLE GEAR BOX
- 6 INBOARD FLAP TEE GEAR BOX
- 7 INBOARD FLAP RIGHT ANGLE GEAR BOX
- 8 INBOARD FLAP ANGLE GEAR BOX
- 9 EMERGENCY FLAP DRIVE UNIT
- 10 WFB
- 11 WFA
- 12 FLAP POSITION INDICATORS
- 13 FLAP CONTROL LEVER
- 14 LEADING EDGE FLAP
- 15 LEADING EDGE FLAP CONTROL VALVE AND MECHANISM
- 16 OUTBOARD FLAP
- 17 FILLET FLAP TRANSMISSION ASSEMBLY
- 18 FILLET FLAP TAKE-OFF GEAR BOX
- 19 DOUBLE ANGLE GEAR BOX
- 20 FILLET FLAP
- 21 FLAP POSITION TRANSMITTER ASSEMBLY
- 22 INBOARD FLAP
- 23 WFFB
- 24 FLAP CONTROL VALVES
- 25 CHAIN ASSEMBLY
- 26 INBOARD FLAP POWER UNIT
- 27 FLAP ACTUATING HYDRAULIC MOTOR
- 28 OUTBOARD FLAP POWER UNIT
- 29 WFFA
- 30 CONTROL CABLE DRUM

Nur 707 A



Flap Torque Tube Installation

Nur 707 B/C



Hydraulikmotor, Elektromotor und Getriebe im linken Fahrwerksschacht (Innenlandeklappen und Spreizklappen) sind stärker d.h. anders ausgeführt.

WING FLAP CONTROL SYSTEM

OCT 26/61

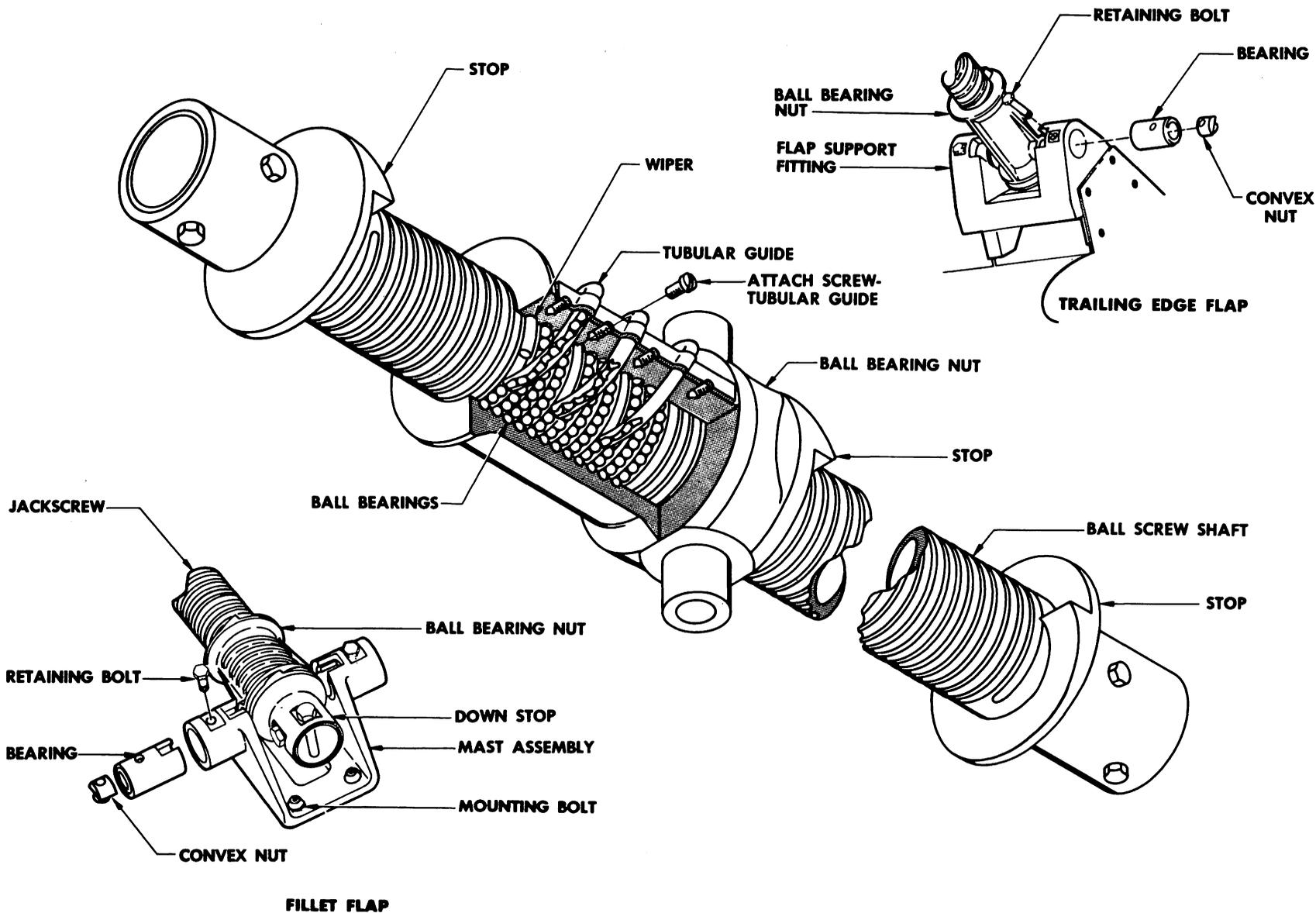
68

27-11

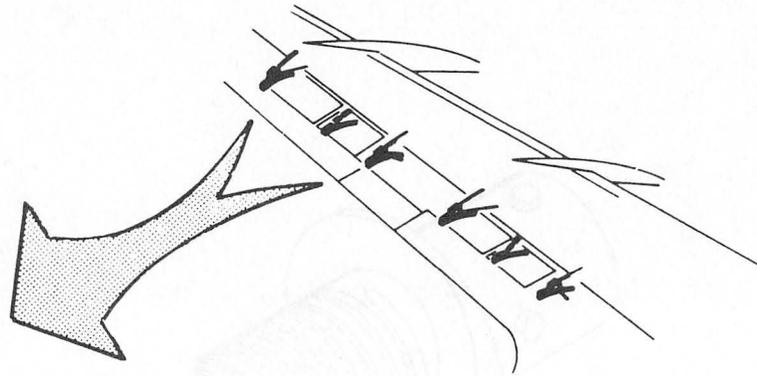
REV SEPT 16/58

707-1

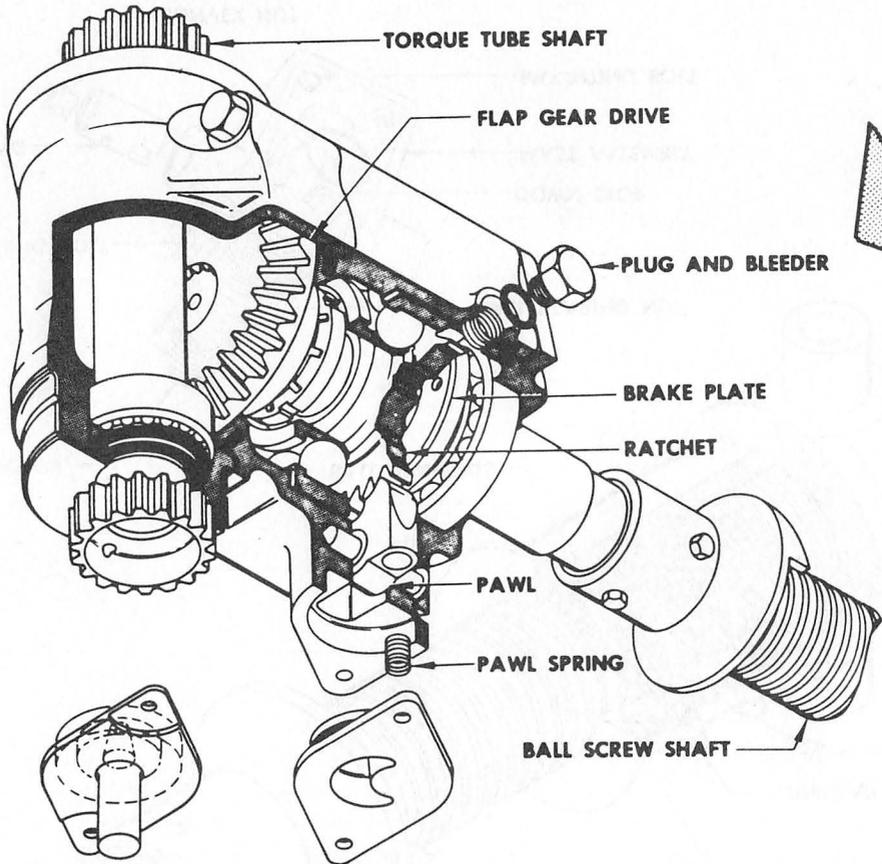
27-31 REV A



FLAP DRIVE BALL SCREW AND NUT INSTALLATION



PAWLS REMOVED FROM
OUTBOARD DRIVE TRANSMISSION

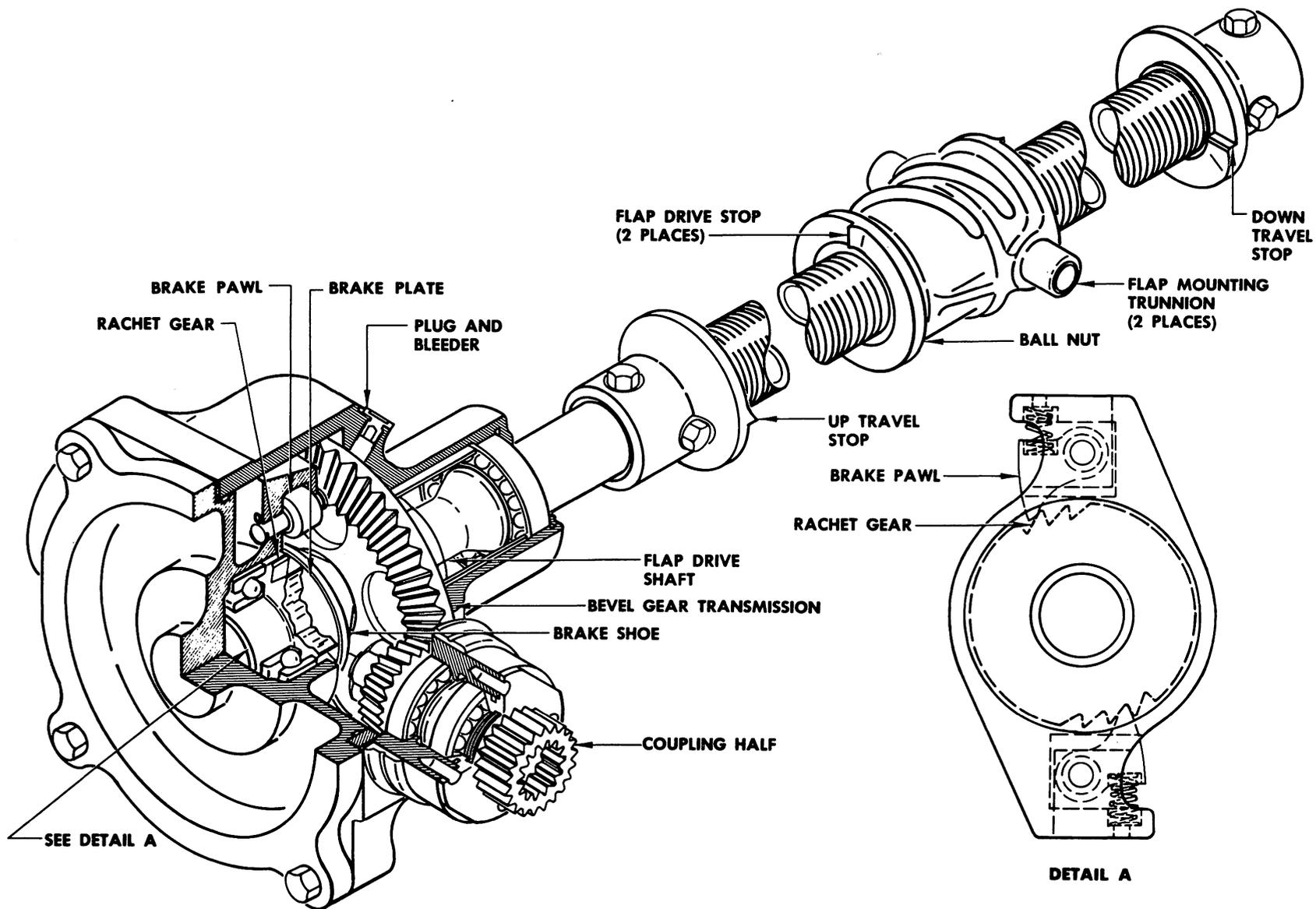


WITHOUT PAWLS

WITH PAWLS

OUTBOARD FLAP DRIVE

BALL SCREW FLAP DRIVE TRANSMISSION ASSEMBLY



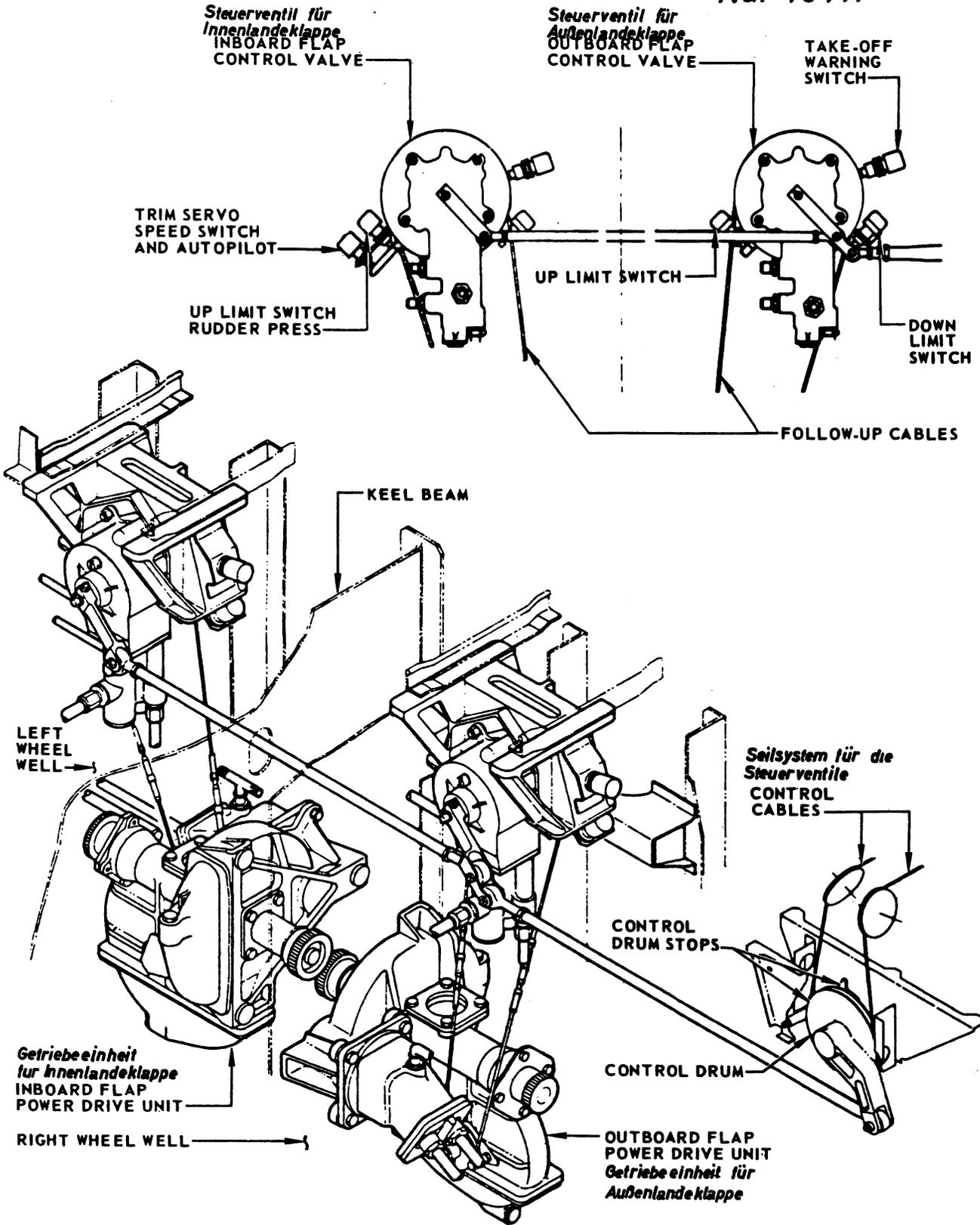
INBOARD FLAP DRIVE TRANSMISSIONS
BALL SCREW FLAP DRIVE TRANSMISSION ASSEMBLY

FEB 19/59

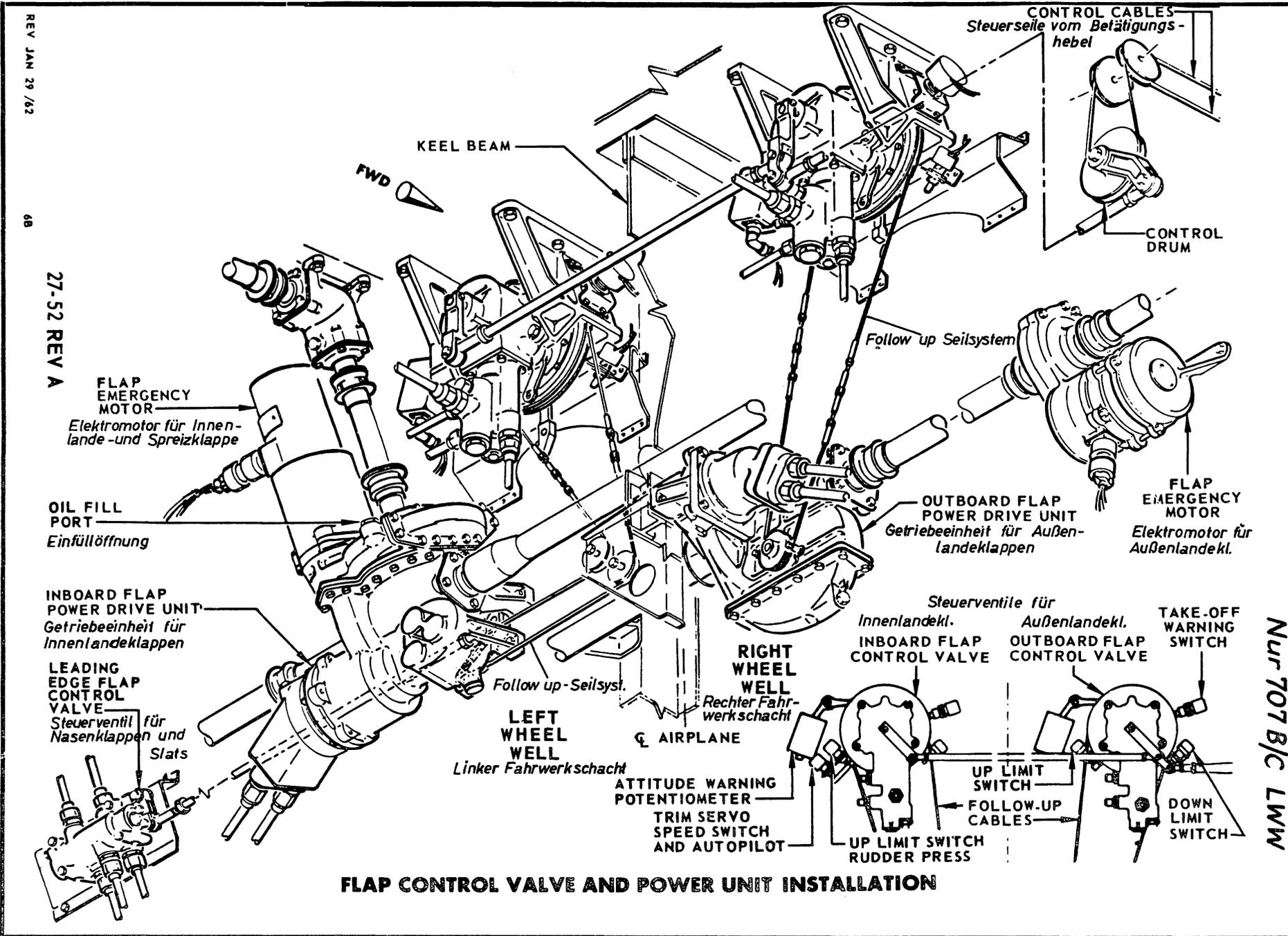
707-6

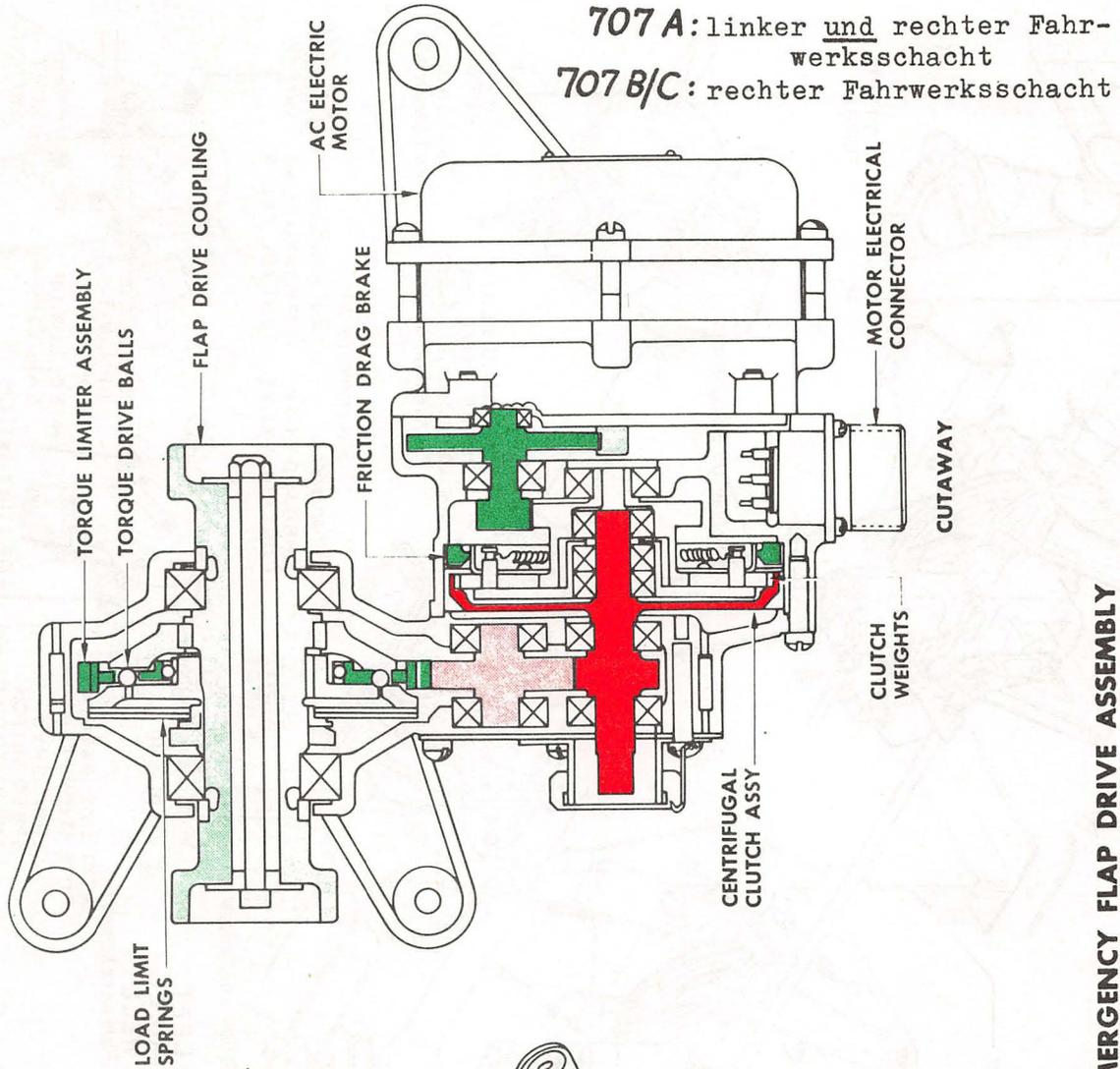
27-20 SHEET 2

Nur 707A

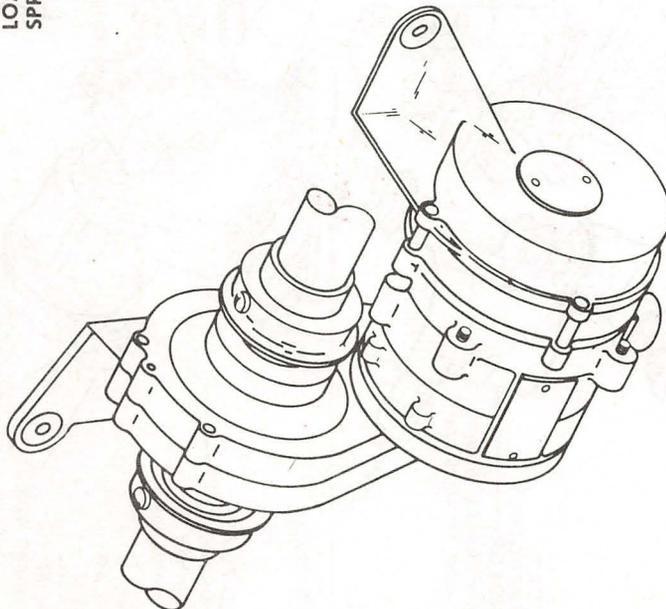


FLAP CONTROL VALVE AND POWER UNIT INSTALLATION

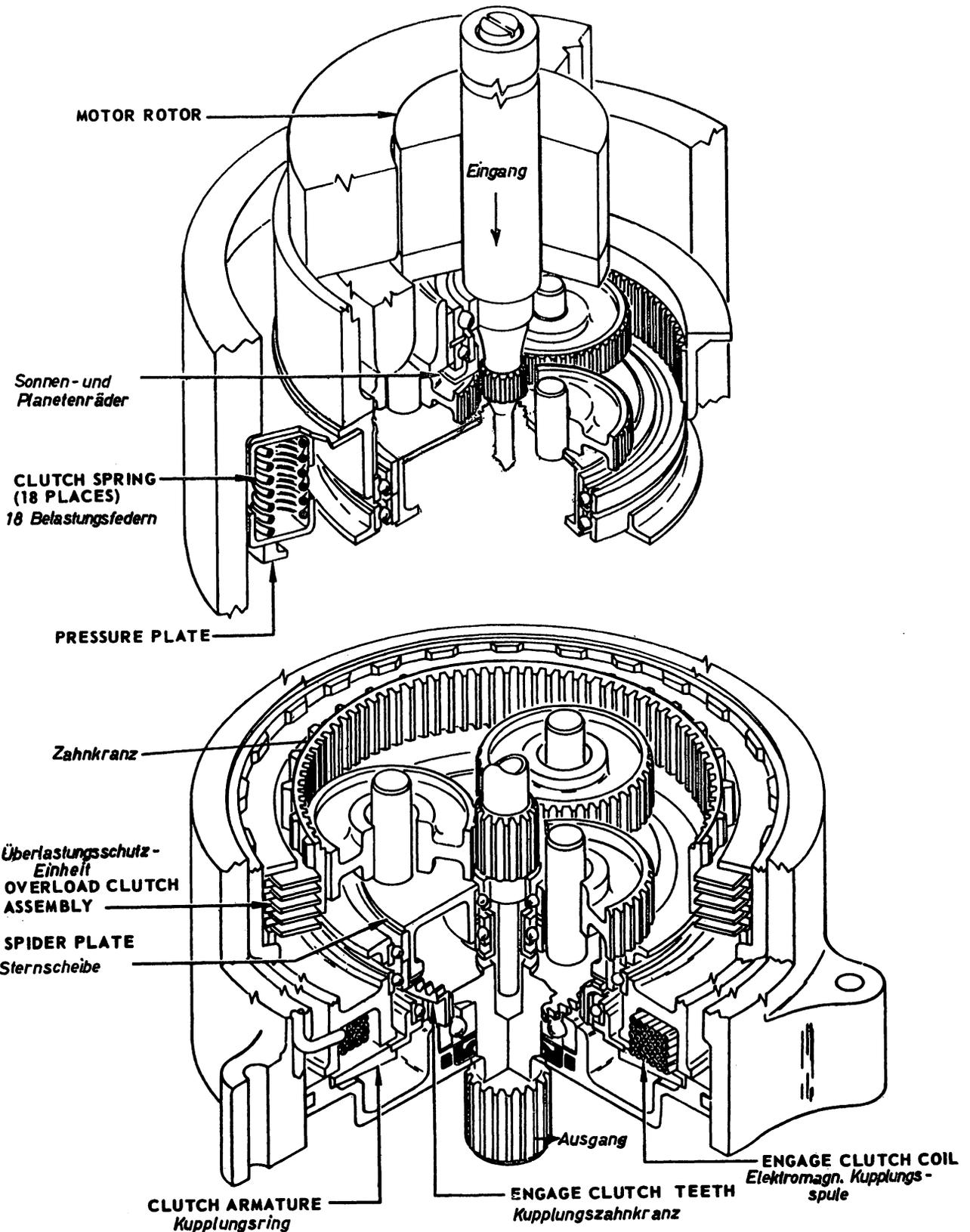




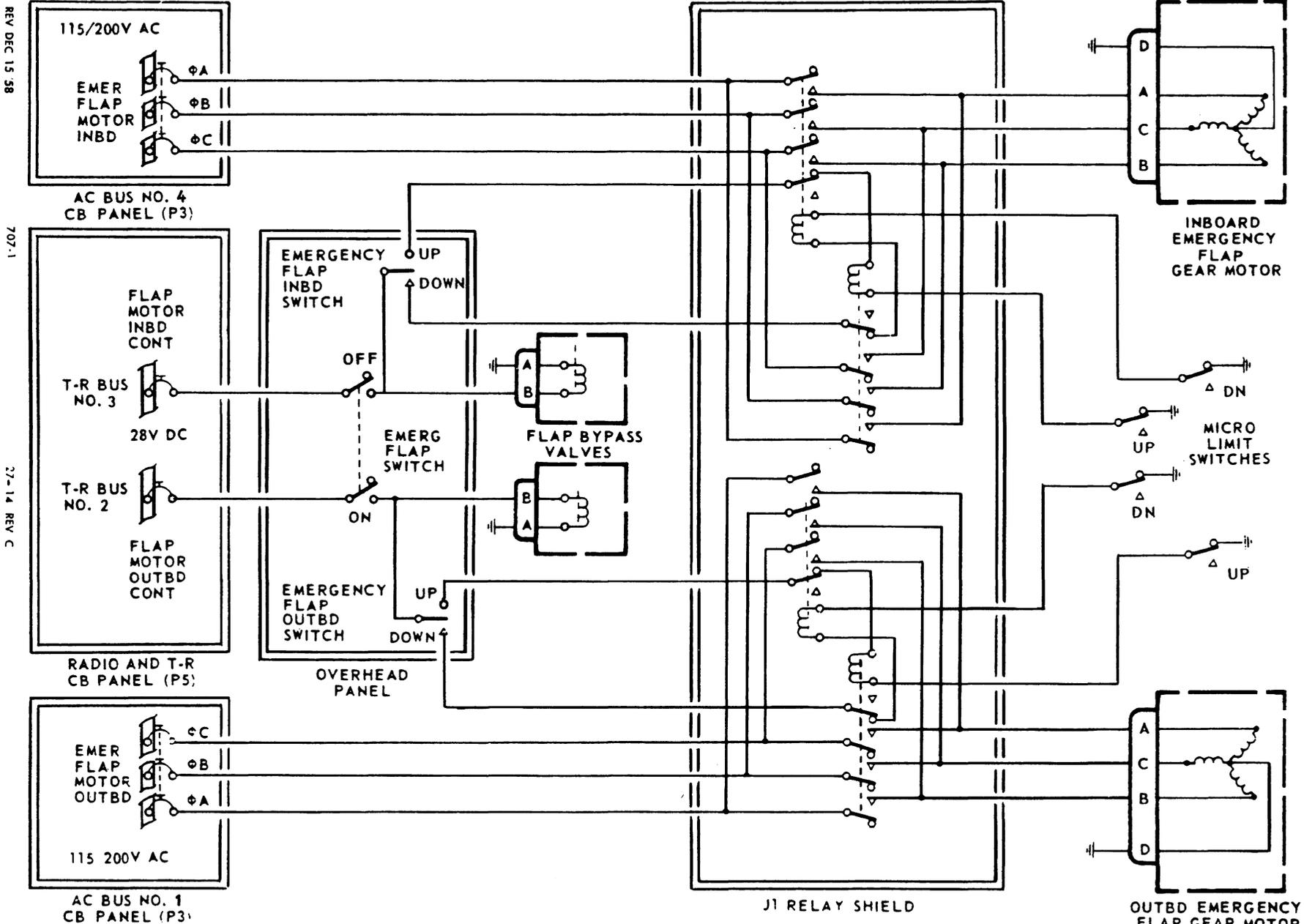
EMERGENCY FLAP DRIVE ASSEMBLY



Nur 707 B/C



EMERGENCY FLAP DRIVE ASSEMBLY



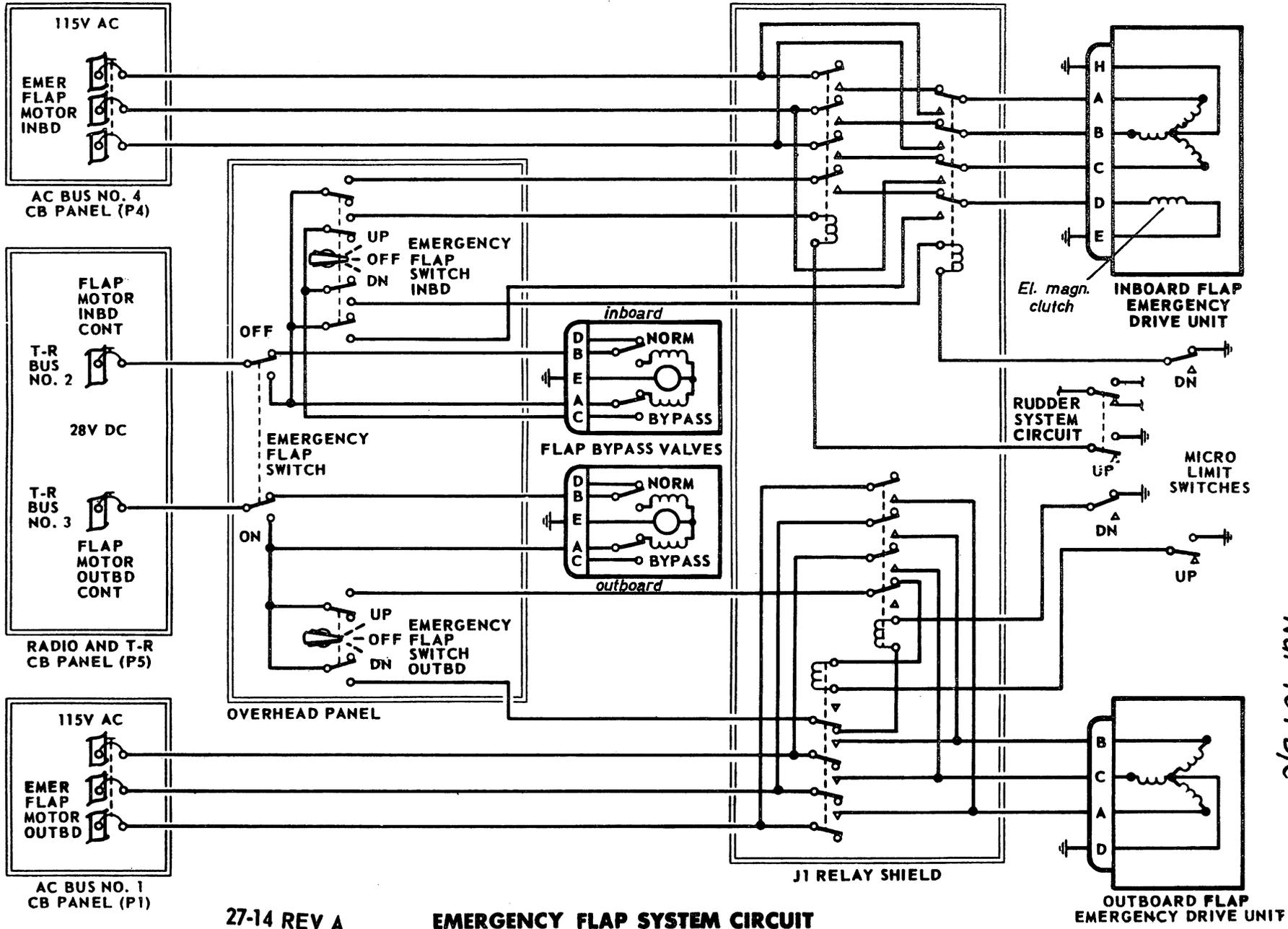
EMERGENCY FLAP SYSTEM CIRCUIT

REV DEC 15 58

707-1

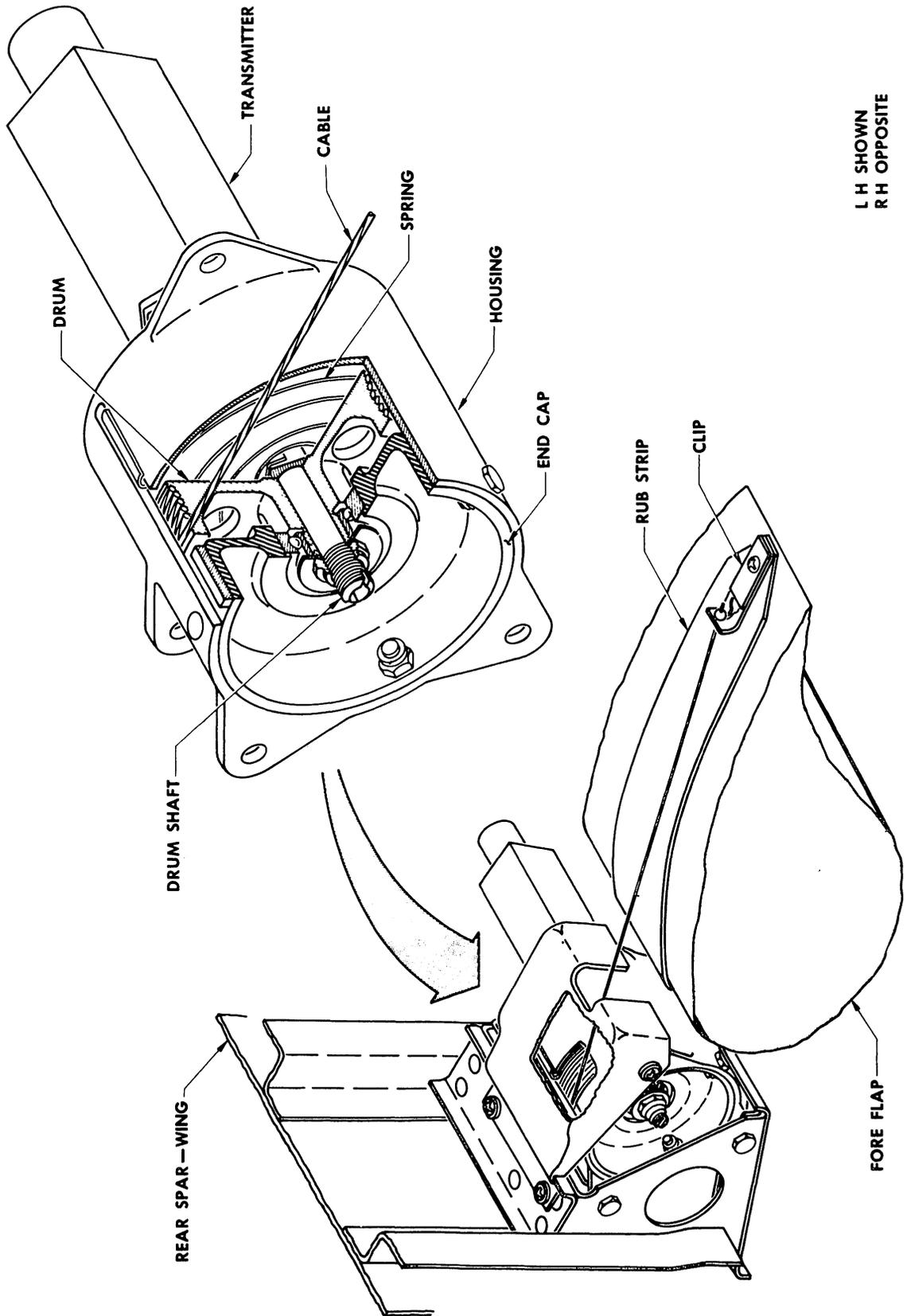
27-14 REV C

Nur 707 B/C

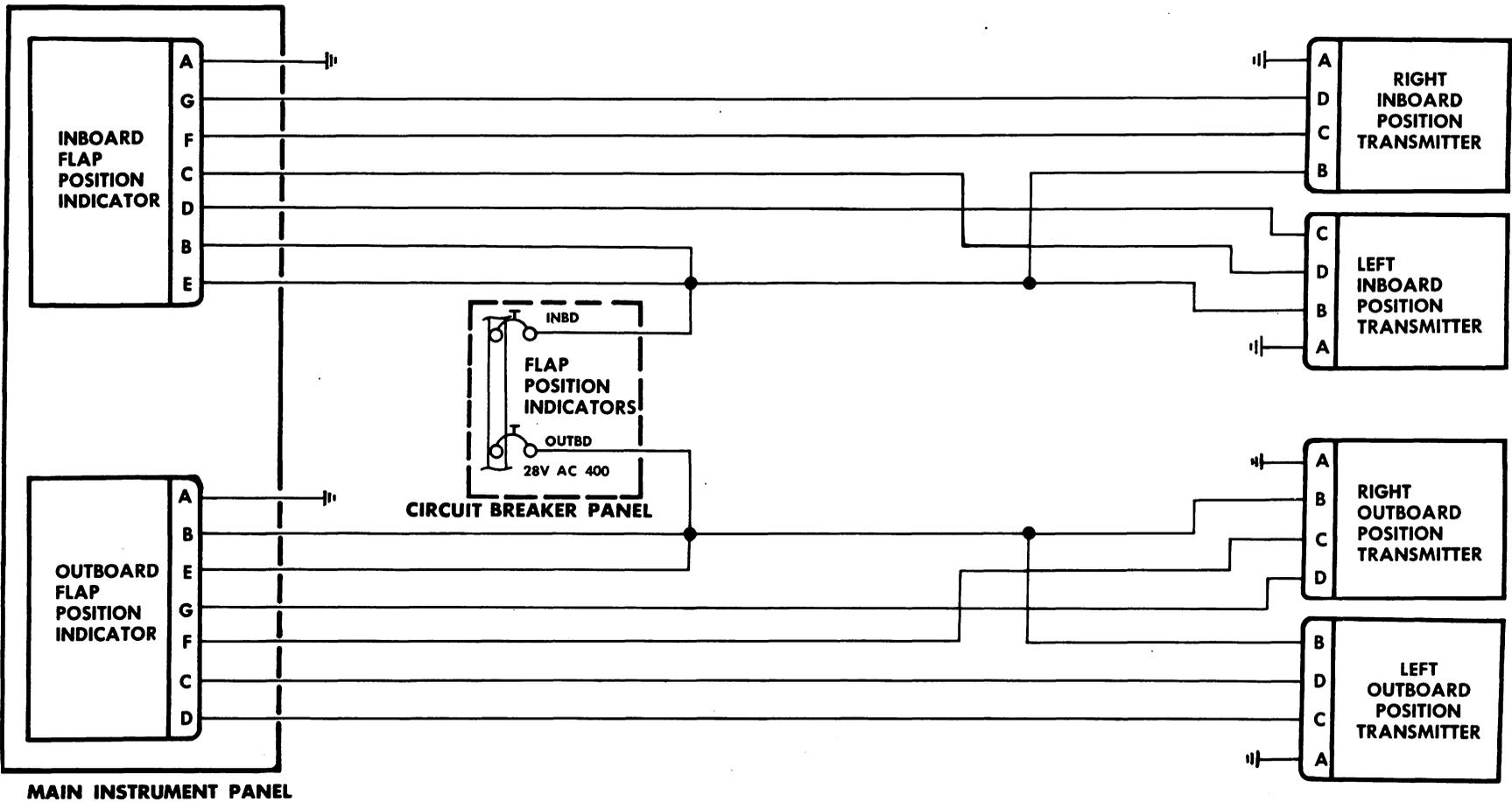


27-14 REV A

EMERGENCY FLAP SYSTEM CIRCUIT



FLAP POSITION TRANSMITTER INSTALLATION



WING FLAP POSITION INDICATING SYSTEM

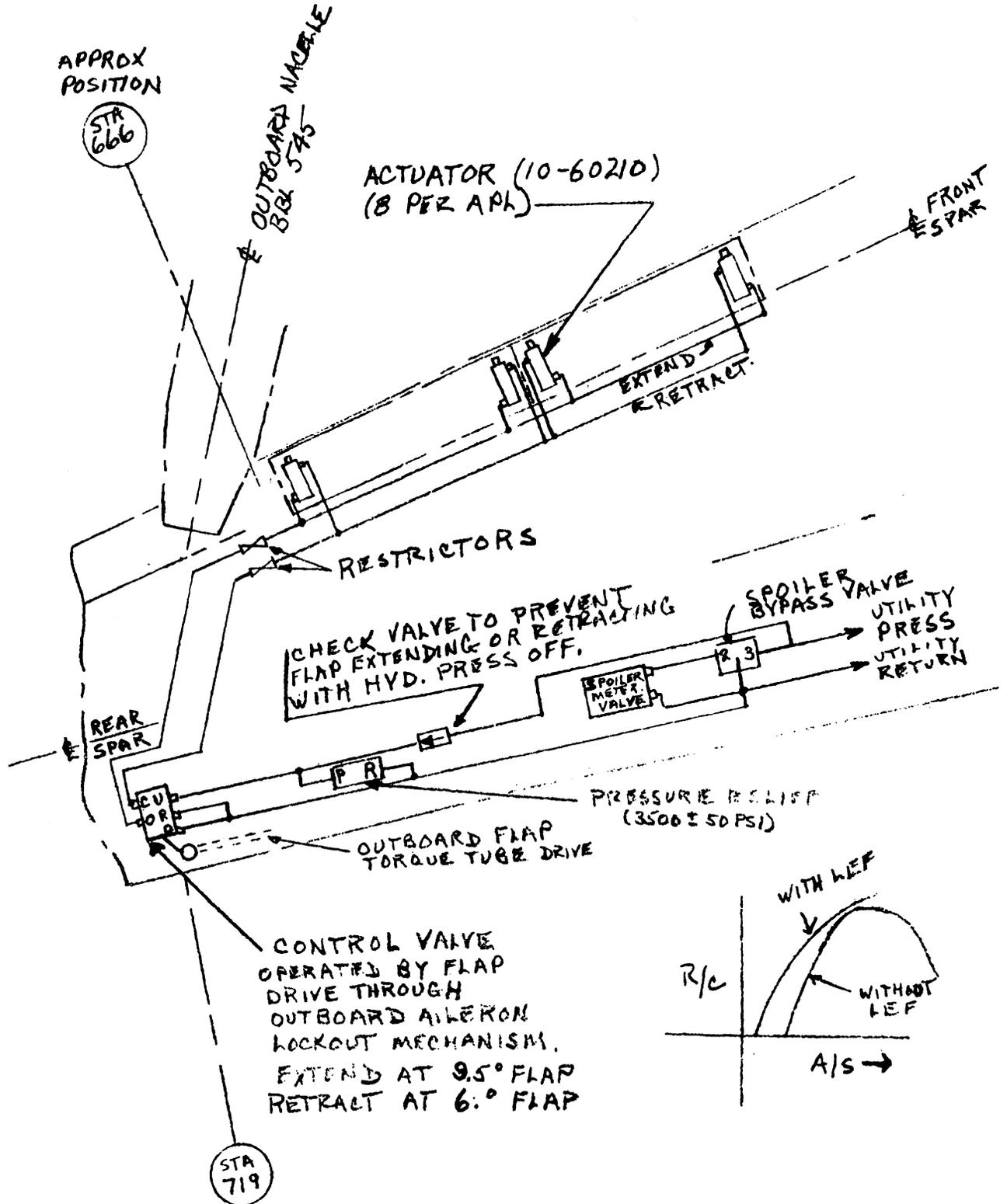
REV 31 OCTOBER 1957

707

- 1

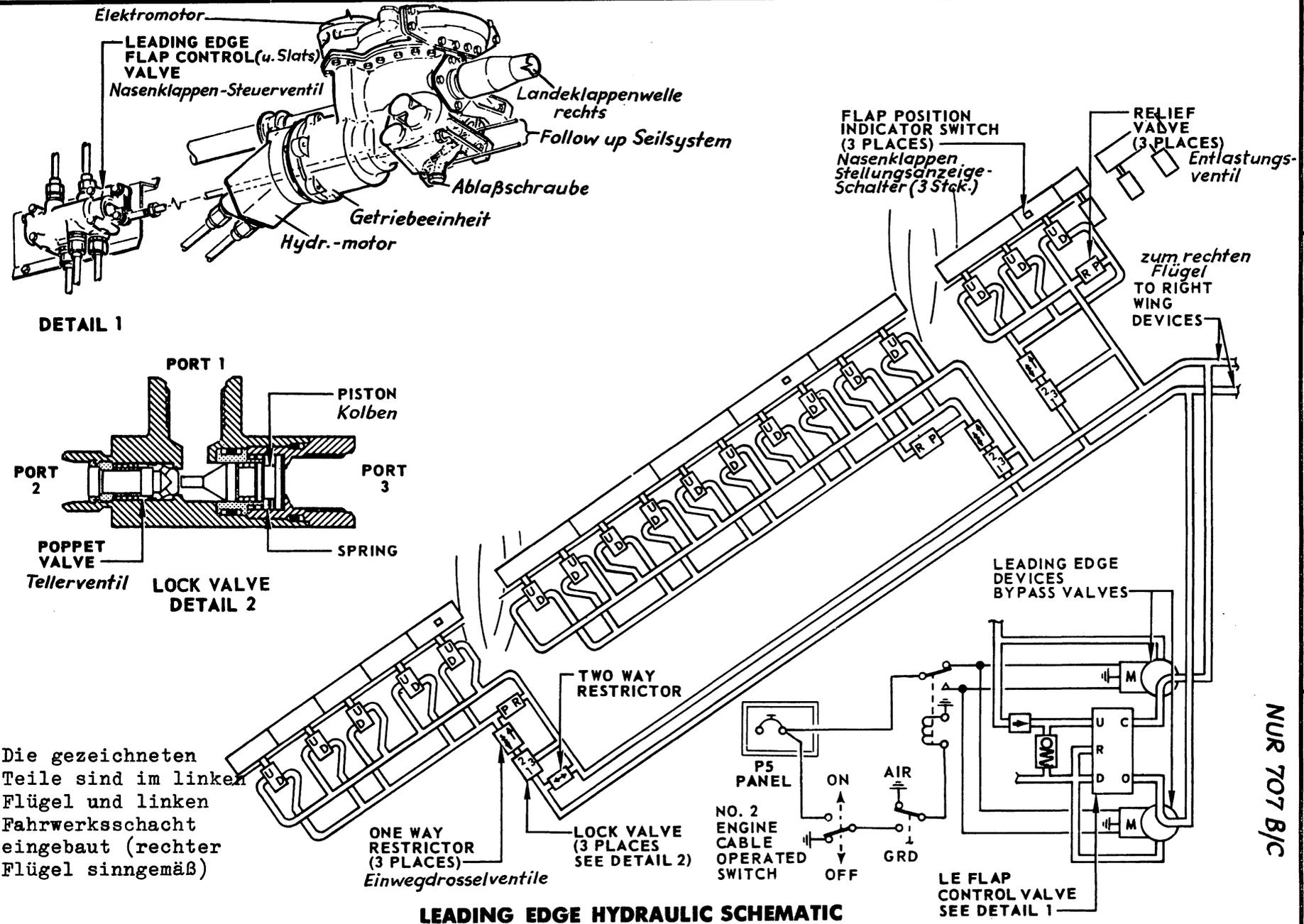
27-13 REV A

Nur 707 A



LEADING EDGE FLAP (L. WING SHOWN, R. OFF.)

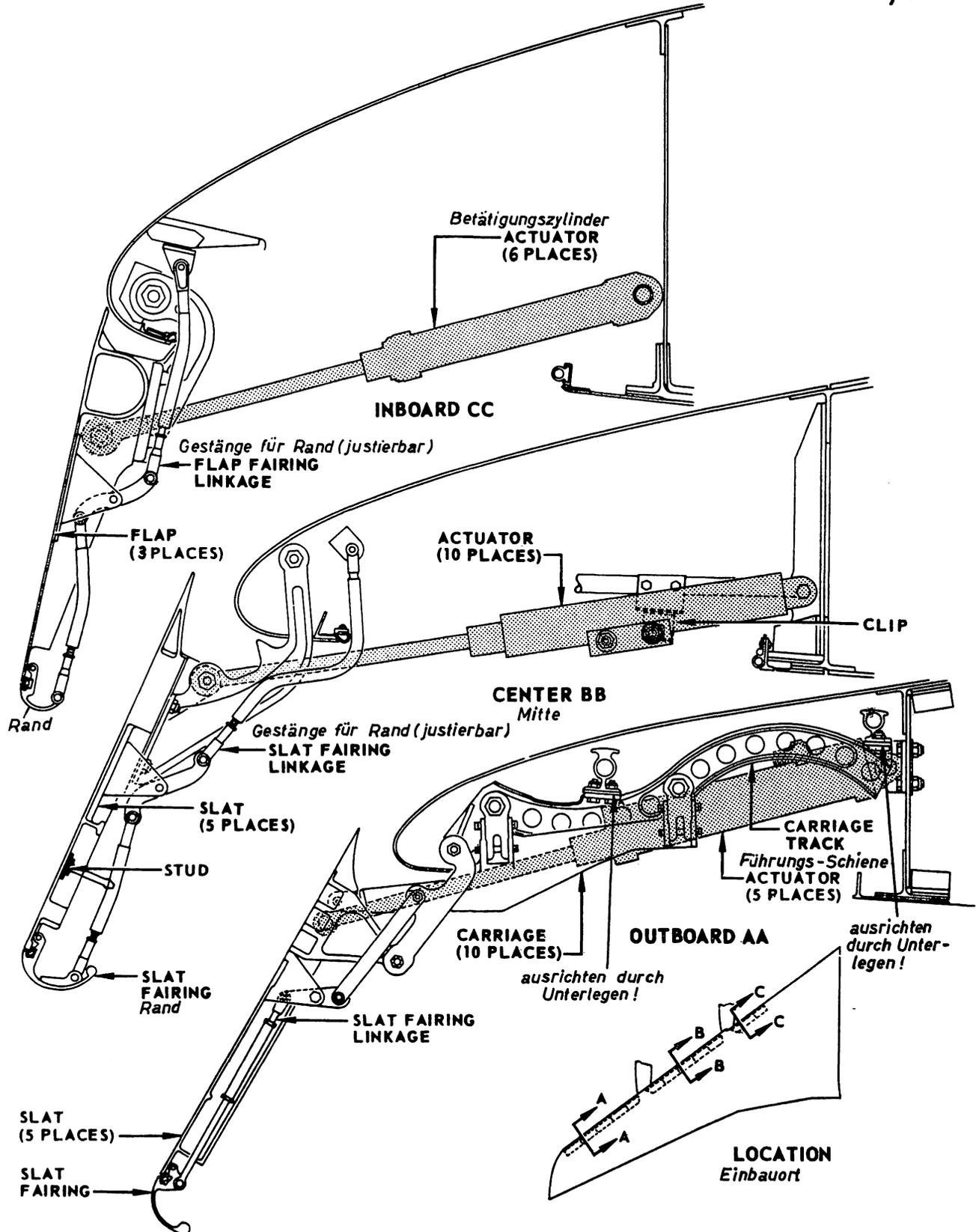
NUR 707 B/C



LEADING EDGE HYDRAULIC SCHEMATIC
27-58 REV A

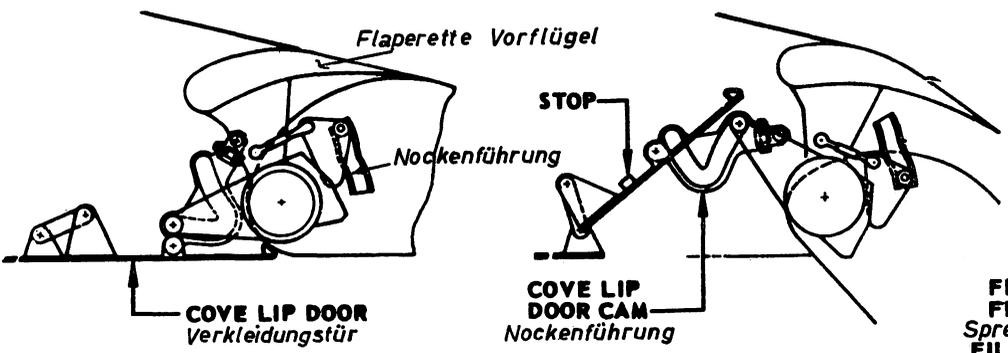
Die gezeichneten Teile sind im linken Flügel und linken Fahrwerksschacht eingebaut (rechter Flügel sinngemäß)

Nur 707 B/C

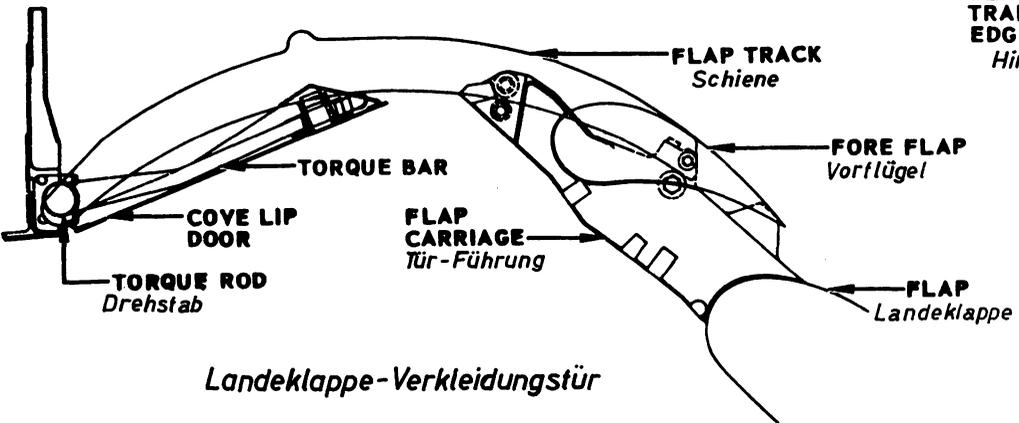
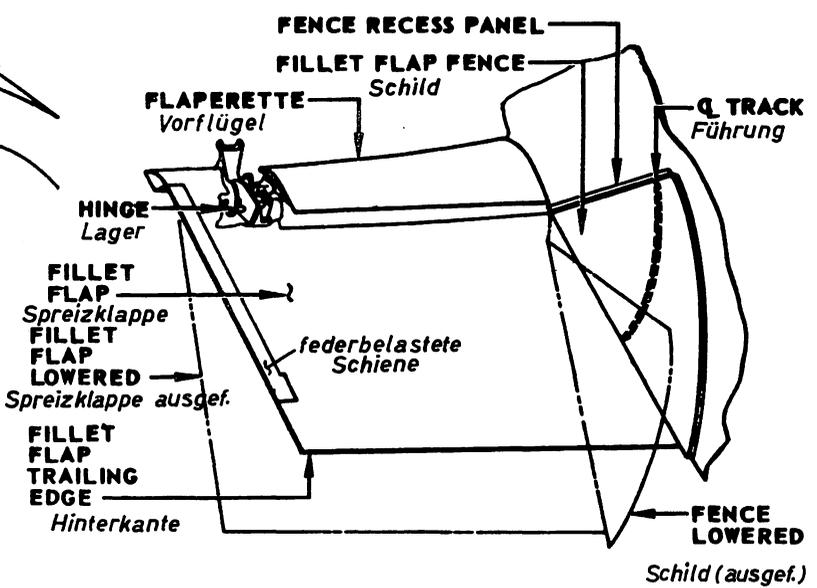


LEADING EDGE DEVICES
27-59 REV A

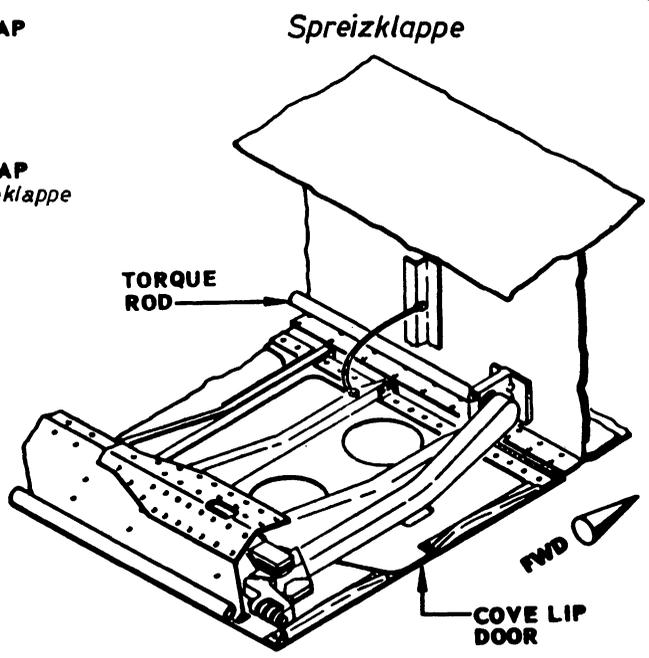
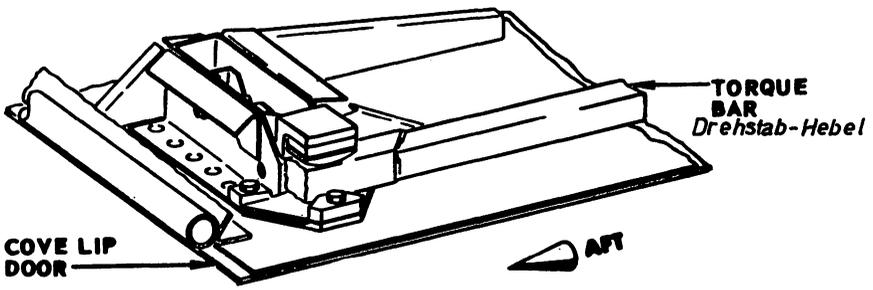
Nur 707 B/C



Spreizklappe — Vorflügel und Verkleidungstür



Landeklappe-Verkleidungstür



COVE DOORS AND FLAPERETTE

8 HöhensteuerungElevator Controla) ÜbersichtGeneral

An der Höhenflosse sind über die ganze Spannweite zwei voneinander getrennte Höhenruder angebaut. An jedem Höhenruder befinden sich zwei Klappen. Die äußere ist die Hilfsklappe, welche ihre Aufgabe als Flettnerklappe zu erfüllen hat. Jede äußere Hilfsklappe steht über ein System von Torsionsrohren, Umlenkhebeln und Stoßstangen mit dem Quadrant im Rumpfheck in Verbindung. An dem Quadrant greifen 3 Seilsysteme. Zwei führen zu den beiden Steuersäulen und das dritte zum auto-pilotservo. Die Zentrierung des Höhensteuerungs-Systems übernimmt die Zentrierfeder, welche am Quadrant-Torsionsrohr an einen Hebel angreift.

Die beiden inneren Klappen arbeiten als Flossentrimmung-Hilfsklappen. Sie haben keine direkte Verbindung zur Höhensteuerung. Diese Klappen erfüllen zwei Aufgaben, welche im Kap. 27-8, Seite 2 und 3 beschrieben sind.

b) Höhenruder-HilfsklappenElevator Control Tabs

Vom rückwärtigen Quadrant wird die Vor- und Rückbewegung der Seile als Links- und Rechtsbewegung mittels Stangen zu den Umlenkhebeln (Crankes) übertragen. Diese sind über Zwischenhebel oder Höhenrudermitnehmer und Torsionsrohre mit den Hilfsklappen verbunden. Am Boden und bei niedriger Geschwindigkeit wird jedes Höhenruder direkt vom Höhenrudermitnehmer bewegt. Dabei stößt in jeder Hilfsklappe-Endstellung eine Klaue des Mitnehmers an ein Teil des Höhenruders und bewegt es direkt. Bei normaler Fluggeschwindigkeit wird jedes Höhenruder (vor dem Anschlag) durch die Hilfsklappe bewegt.

Die Hilfsklappen schlagen nach oben aus, wenn die Steuersäule vorgeschoben wird (umgekehrt sinngemäß).

c) Balance Panels

An jeder Höhenrudernase sind sechs unterteilte "balance-panel" jeweils mit abgedichteten Scharnieren befestigt. Am Innenende jeden Panels sorgt ein Parallelgestänge für eine parallele Bewegung der "Panel" beim Drehen des Höhenruders. Eine zusätzliche Führung ermöglicht dabei das Vor- und Rückgleiten des "balancepanes". Alle beweglichen Teile einschließlich der Lager sind abgedichtet, um den Differenzluftdruck aufrechtzuerhalten. Die Kulisse für den gesteuerten Luftspalt ist beim Höhenruder-Balancepanel vorne angeordnet.

Lufthansa

Technische Schule

Steuerungsanlagen 707

Höhensteuerung

Kap. 27-8 Seite 2

Datum 12.68

Bearbeiter was

Korrektur-Nr.

d) DämpferSnubber

Zwischen jedem Höhenruder und der Höhenflosse ist ein Dämpfer eingebaut. Die Dämpfer sollen Ruderbeschädigungen bei Böen bis zu 70 mph verhindern. Ferner begrenzen sie den Ausschlagwinkel des Höhenruders nach oben auf 23° und nach unten auf 13° .

Der Ölfluß innerhalb des Dämpfers wird beim Bewegen des Dämpferkolbens v o r Erreichen der Endstellungen zur Vermeidung von harten Anschlägen zusätzlich gedrosselt.

Innerhalb des Dämpfers ist ein kleiner Vorratsbehälter eingebaut. Von diesem werden Öl-Volumenänderungen ausgeglichen. Ist der Öl-vorrat erschöpft, stößt der federbelastete Behälterkolben einen Stift heraus und zeigt damit die Notwendigkeit zum Wechseln des Dämpfers an.

e) Flossentrimmungs-HilfsklappenStabilizer Actuated
Elevator Tabs

Diese Klappen erfüllen eine Doppelaufgabe:

Erste Aufgabe Es wird verlangt, daß die Flossentrimmungs-Hilfsklappe
(siehe 27-8 das Höhenruder nach der Höhenflosse ausrichtet.
Seite 6)

Dazu muß die Flossentrimmungs-Hilfsklappe zum Beispiel, wenn das Höhenruder nach unten hängt, nach unten ausschlagen und dadurch das Höhenruder etwa in Flucht mit der Höhenflosse drücken. Um diesen Vorgang zu erreichen, läuft die Stoßstange (12) von einem Hebel unterhalb der Flossentrimmungs-Hilfsklappe (13) zu einem Punkt etwa senkrecht über der Höhenruderscharnierlinie, nämlich zu dem Anschlußpunkt am Cam Bell Crank Assy (16). Von diesem Punkt übernimmt die vordere Stoßstange (10) zum Anschluß an den Arm (6). Dieser Arm (6) wird durch die Feder (2) über das Spannschloß (3), den langen Arm (4) und eine Welle, die die beiden Arme fest verbindet, gegen einen Anschlag gezogen, der ein Teil des Bockes (5) ist und fest mit der Rumpfstruktur verbunden.

Feder und Anschlag sind für die erste Aufgabe unwesentlich und die vordere Stoßzange (10) könnte an dem vorderen Ende fest mit der Struktur verbunden sein, wenn dies die einzige Aufgabe wäre.

Zweite Aufgabe Die Flossentrimmungs-Hilfsklappe soll eine zusätzliche
(siehe 27-8 Steuerkraft an der Steuersäule beim "Ziehen" erzeugen,
Seite 6) wenn die Trimmung des Flugzeuges zwischen $3 \frac{1}{2}$ Einheiten kopflastig und 5 Einheiten schwanzlastig steht, d. h.: die Höhenflosse zwischen $+ 1/2^{\circ}$ (Nasenkante hoch) und $- 8^{\circ}$ (Nasenkante ab) steht. (Werte gelten für die 707)

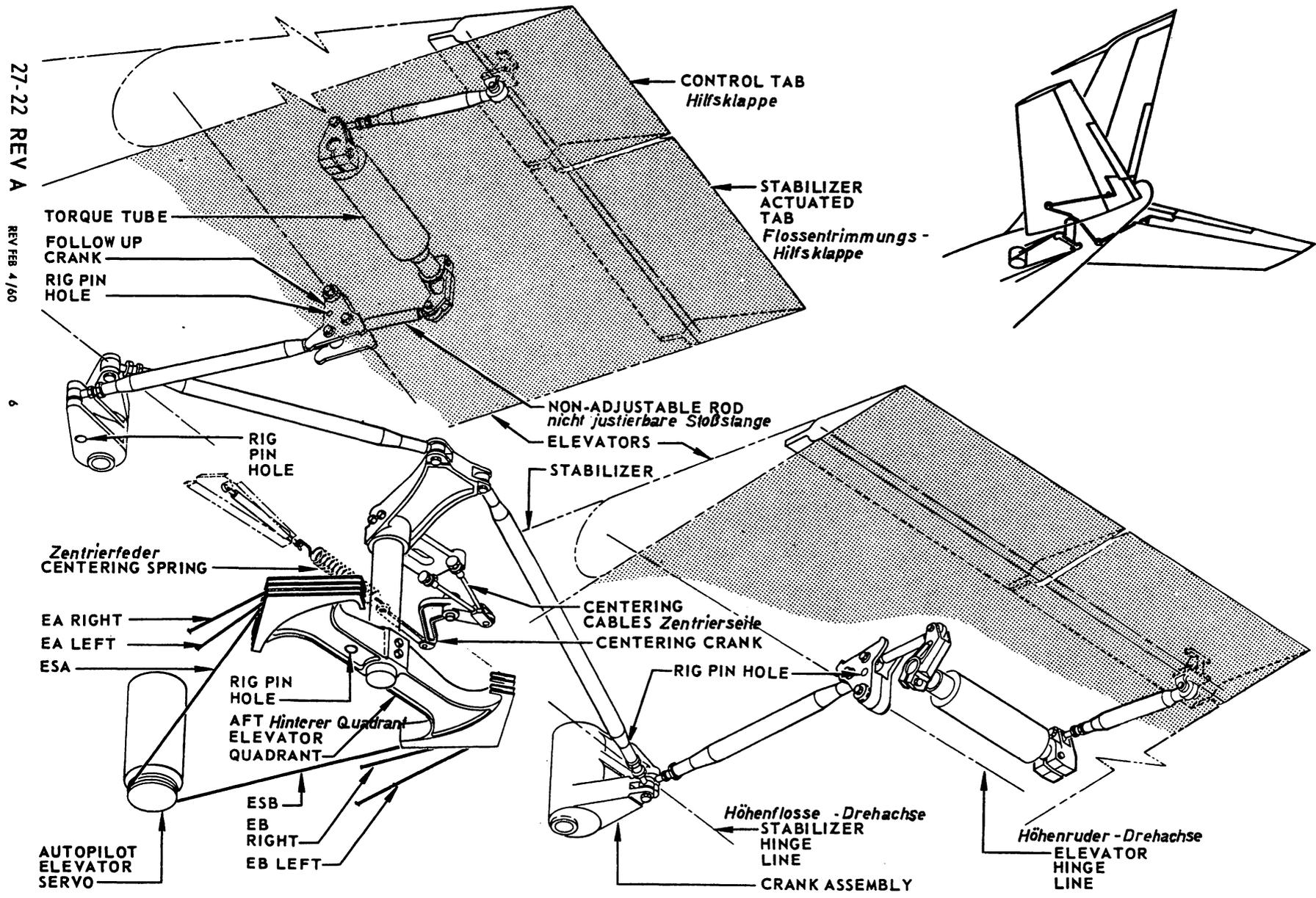
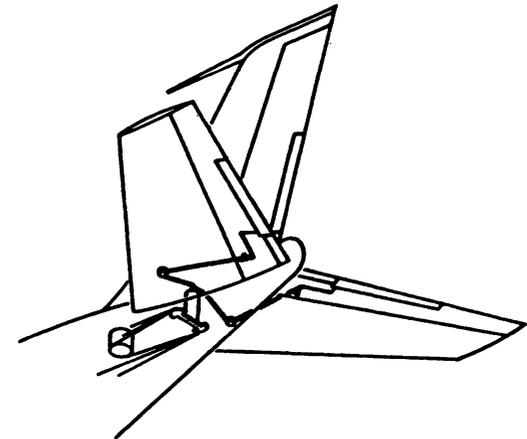
Angenommen die Höhenflosse steht innerhalb der oben angeführten Begrenzungen und das Höhenruder wird von Hand oder während des Fluges durch das Control Tab nach oben gedreht, so läuft die Betätigung der Flossentrimmungs-Hilfsklappe zunächst gemäß der ersten Aufgabe ab. Erst wenn der Haken des Cam Bell Crank Assy. (16) durch die Bewegung des Höhenruders nach unten geführt, die Rolle des Cam Follower Bell Crank (9) berührt, beginnt die zweite Aktion.

Der Haken des Doppelhebels (16) stützt sich auf der Rolle des Winkelhebels (9) ab und wird bei weiterer Aufwärtsbewegung des Höhenruders nach hinten geführt. Die Stoßstangen (12) und (10), die an dem zweiten Arm des Doppelhebels (16) befestigt sind, machen diese Bewegung mit. Dabei drückt die Stoßstange (12) die Flossentrimmungs-Hilfsklappe (13) hoch, während die Stoßstange (10) den Arm (6) gegen die Last der Feder (2) nach hinten zieht. Es wird also ein zusätzlicher Ausschlag der Flossentrimmungs-Hilfsklappe bewirkt.

Die Größe dieses Ausschlages und seine Begrenzung auf die oben gesagten Trimmstellungen ist abhängig von der Stellung des Winkelhebels (9). Dieser Winkelhebel (9), der am hinteren Ende eine Rolle trägt und an dessen Knie die Stoßstange (17) (Cam Follower Bell Crank Link Arm) angelenkt ist, ist mit seinem vorderen Ende in der Höhenflossenstruktur gelagert. Die Stoßstange (17) ist mit dem anderen Ende mit dem Link-Elevator-Tab (19) verbunden, das mit seinem vorderen Ende ebenfalls in der Höhenflossenstruktur gelagert ist.

Durch die Link Support Rod (18) besteht nahe des hinteren Endes des Link Elevator Tab (19) nach oben eine Verbindung zur Rumpfstruktur.

Dieser ganze Mechanismus liegt hinter dem Drehpunkt der Höhenflosse. Dadurch ergibt sich bei Verstellung der Höhenflosse nach "minus" folgendes Bild: Die Lagerpunkte des Link Elevator Tab (19) und des Winkelhebels (9) bewegen sich mit der Höhenflossenstruktur im Verhältnis zur Rumpfstruktur nach oben. Dabei stützt sich das Link Elevator Tab (19) auf der Link Support Rod (18), die am oberen Ende an der Rumpfstruktur gelagert ist, ab. Link Elevator Tab (19) und Stoßstange (17) knicken ein und ziehen den Winkelhebel (9) nach vorn bis bei $- 8^{\circ}$ Höhenflossenstellung die Rolle des Winkelhebels (9) aus dem Bereich des Hakens des Doppelhebels (16) tritt.

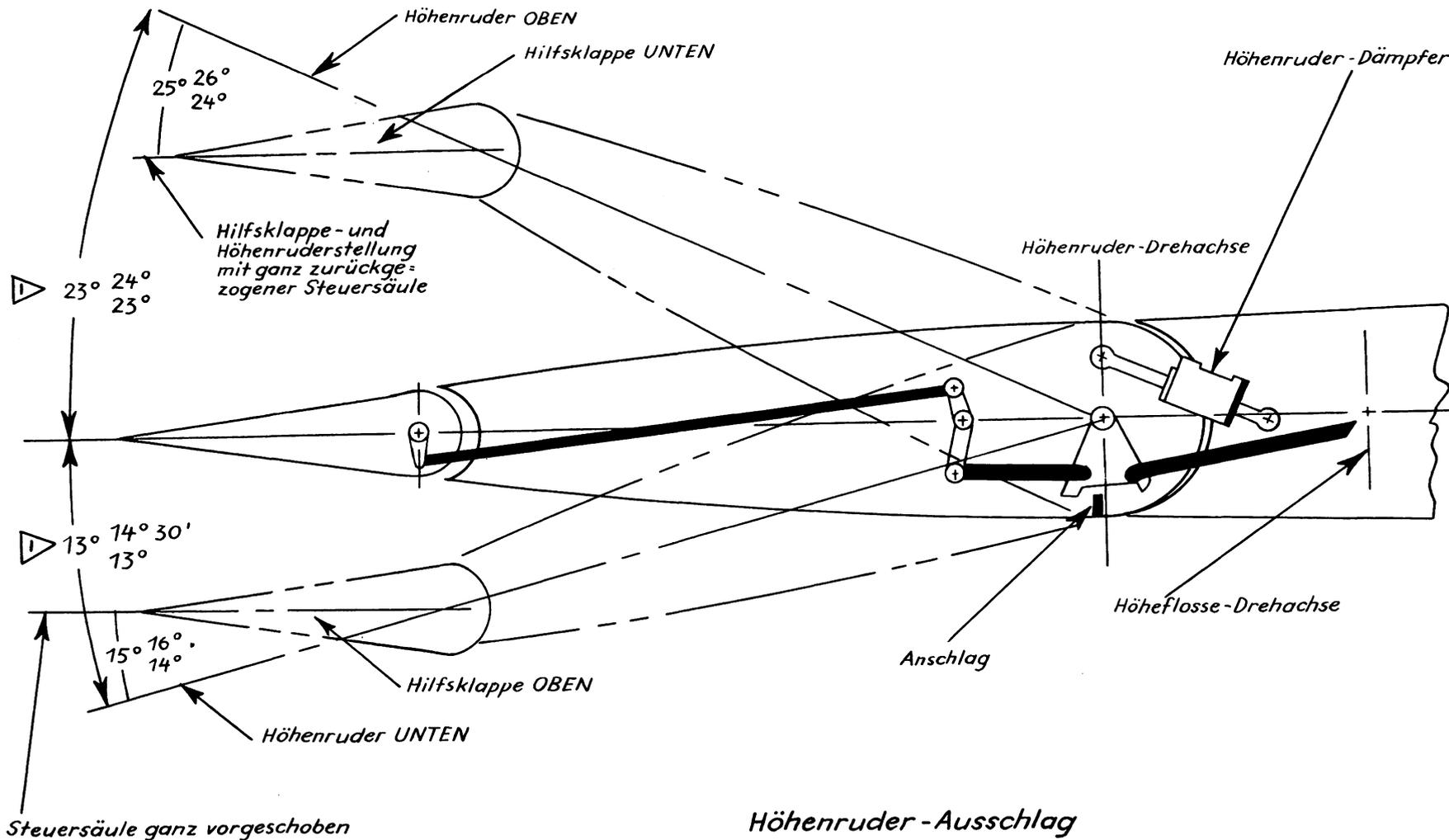


27-22 REV A

REV FEB 4/60

6

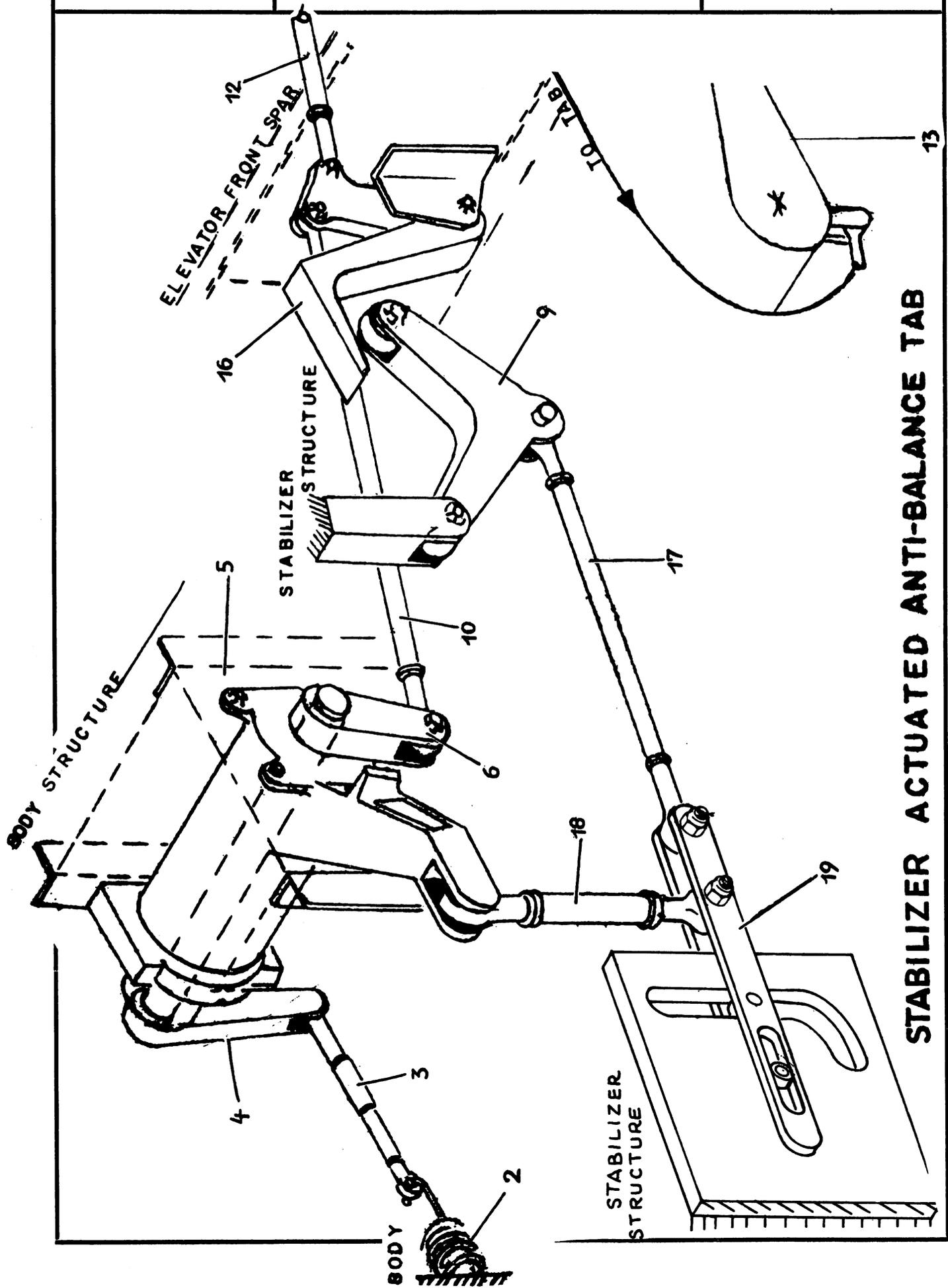
Höhenruder - Steuersystem
ELEVATOR CONTROL SYSTEM



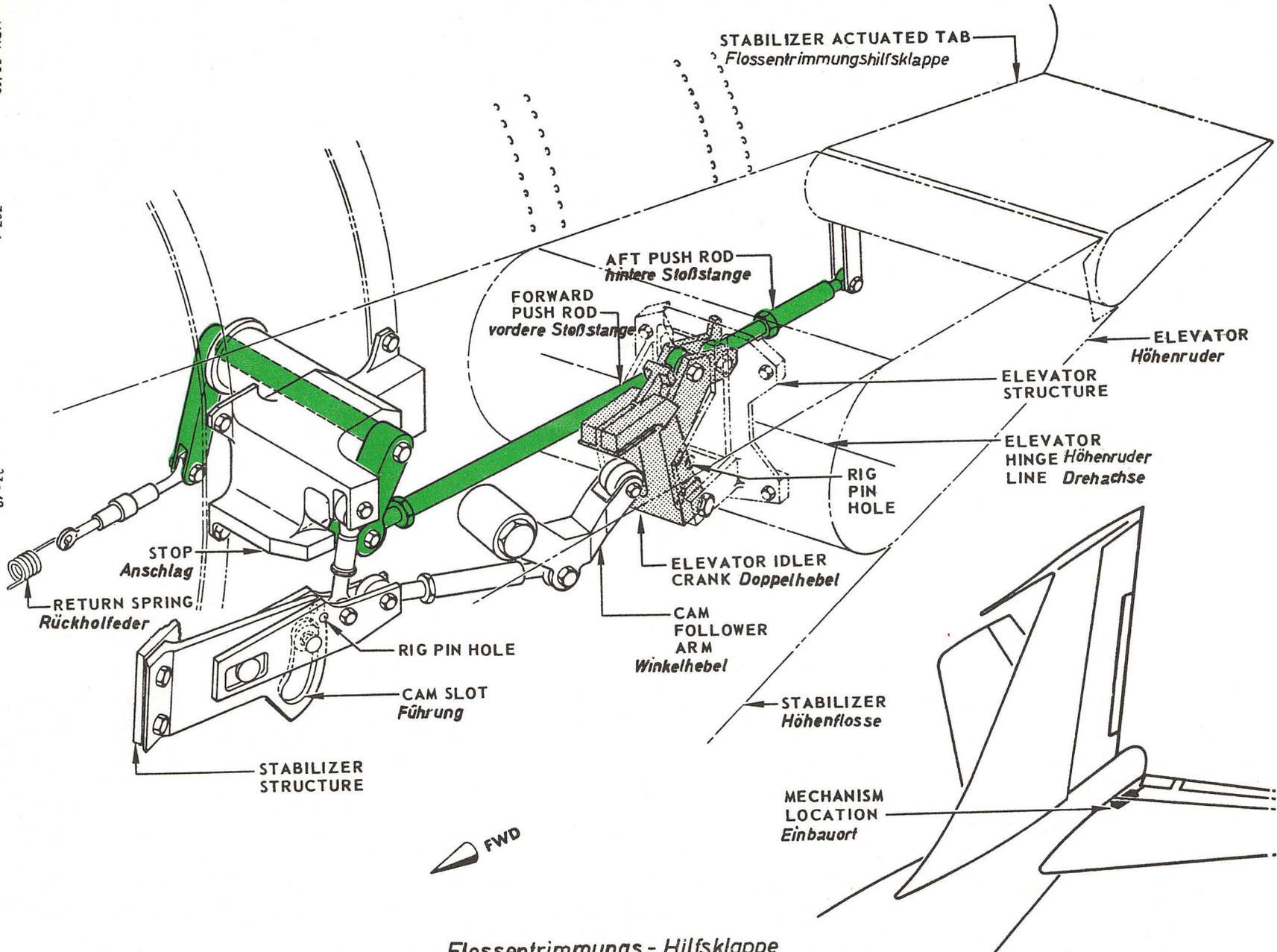
Höhenruder - Ausschlag

Höhenruder mit Steuerungssystem einstellen und prüfen bei Höhenflossenstellung 6° 45' DOWN d.h. 'B' DIM 25,86 ± 0,10"

▷ mit eingebautem Snubber !
25° UP, 15° DN freier Ausschlag
ohne Snubber



STABILIZER ACTUATED ANTI-BALANCE TAB



Flossentrimmungs - Hilfsklappe
STABILIZER ACTUATED TAB MECHANISM

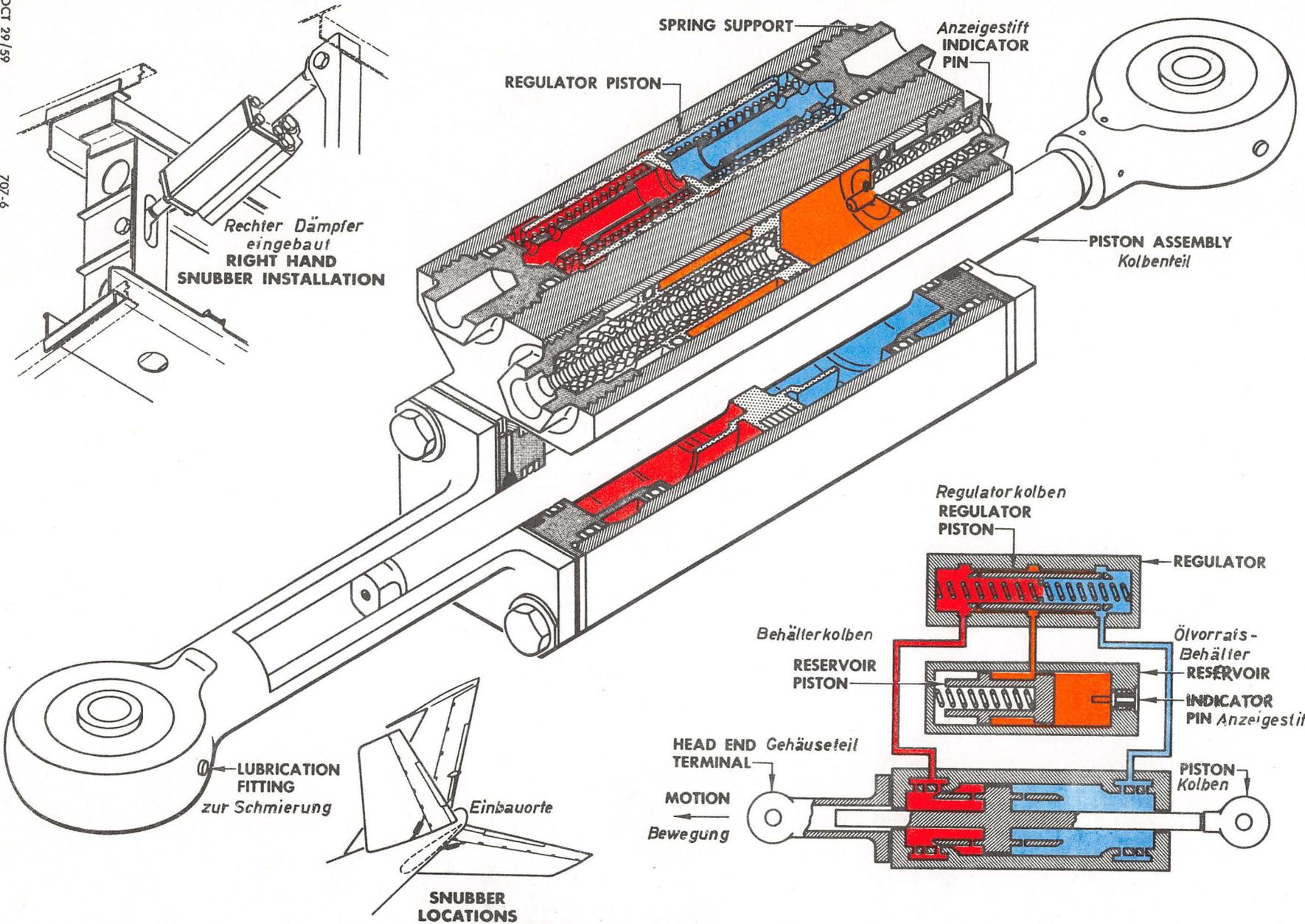
NOV 20/59

707 6

27-49

OCT 29/59

707-6



SPRING SUPPORT
Anzeigestift
INDICATOR
PIN

REGULATOR PISTON

PISTON ASSEMBLY
Kolbenteil

Rechter Dämpfer
eingebaut
RIGHT HAND
SNUBBER INSTALLATION

LUBRICATION
FITTING
zur Schmierung

Einbauorte

SNUBBER
LOCATIONS

Regulator kolben
REGULATOR
PISTON

Behälterkolben
RESERVOIR
PISTON

Ölvorrats-
Behälter
RESERVOIR

INDICATOR
PIN Anzeigestift

PISTON
Kolben

REGULATOR

Gehäuseteil

HEAD
END
TERMINAL

MOTION
Bewegung

Höhenruder Dämpfer
ELEVATOR SNUBBER

9 HöhenflossentrimmungStabilizer Trim Controla) ÜbersichtGeneral

Zur Längstrimmung wird die während des Fluges verstellbare Höhenflosse verwendet. Der Einstellwinkel der Höhenflosse kann durch eine kugelgelagerte Spindel verändert werden, die entweder durch einen Elektromotor, oder manuell über ein Seilsystem, oder vom Autopilot angetrieben werden kann.

Für normale Trimmung wird der elektrische Antrieb durch einen der beiden Schalter an den Steuersäulen der beiden Flugzeugführer eingeschaltet. Dadurch wird ein nur in einer Richtung drehender Wechselstrommotor eingeschaltet. Gleichzeitig wird einer der zwei Stromkreise einer Kupplung betätigt, woraufhin die Flossennase von dem Elektromotor nach oben oder unten bewegt wird.

Zur Handbetätigung führt ein Seilsystem von der Mittelkonsole im Führerraum zur Spindel an der Höhenflosse. Dieses Seilsystem bewegt auch die Flossenstellungsanzeige an der Mittelkonsole.

Der Autopilotservo für die Flossentrimmung greift an der Flossenspindel an.

b) Das elektrische Trimmen

geschieht über die Trimmschalter (trim switch), die sich im äußeren Ende jedes Handrades befinden. Die Schalter haben die Stellungen "Nose up" und "Nose down" und springen durch Federbelastung in die Mittelstellung (OFF) zurück. Beim Betätigen jedes Schalters wird einmal der Trimmotor (dreiphasen Induktionsmotor 115/200 V) mit Drehstrom versorgt, zweitens wird eine der beiden elektromagnetischen Kupplungen mit 28 Volt Gleichstrom erregt und drittens eine Lampe im Cockpit geschaltet. Die Änderung der Drehrichtung der Trimmospindel erfolgt durch das Erregen einer der beiden elektromagnetischen Kupplungen (magnetic clutch). Sollten zur Übersteuerung einer Störung beide Kupplungen zusammen durch entgegengesetzte Betätigung der beiden Trimmschalter erregt werden, bleibt der Rotor des Trimmotors stehen. Dieser Vorgang soll - weil eine Beschädigung möglich ist - nur in Notfällen erfolgen.

Zwischen dem Trimmotor und der Trimmospindel ist ein Drehmomentbegrenzer (torque limiter) eingebaut. Er kommt z.B. zur Wirkung, wenn durch Versagen der elektrischen Endbegrenzungsschalter die Spindelmutter auf einen mechanischen

Anschlag der Spindel stößt und dabei das Drehmoment über ca. 1500 lbs inch steigt. Nach dem Ansprechen des Drehmomentbegrenzers sinkt das Antriebsdrehmoment auf ca. 500 lbs inch.

Um zu verhindern, daß eine Luftkraft die Höhenflosse verstellt, ist eine Bremsvorrichtung (primary brake) - sowie eine Hilfsbremse (auxiliary brake) - angeordnet.

Zwei "Stab. Trim Cut Out Switch" für elektrisches und automatisches Trimmen sitzen rechts im Bedienpult. Sie stehen normal in der Stellung "ON" und werden nur im Falle einer elektrischen Störung betätigt. Dabei wird sowohl der Gleichstrom zu den Magnetkupplungen als auch über Relais der Wechselstrom zum Trimm-Motor unterbrochen.

Ein Warnkreis wird geschlossen, wenn der Gashebel Nr. 3 über 75 % steht und die Höhenflosse nicht im "Grünen Anzeigebereich" steht; d. h. 0,5 Unit "Airplane Nose Down" bis 6 Unit "Airplane Nose Up". Der ankommende Warnhornton kann durch Fahren der Flosse in den geforderten Bereich gelöst werden.

c) Das Trimmen mit Trimmrad

wird auch als Nottrimmung bezeichnet. Die beiden Trimmräder, die an jeder Seite des Bedienpultes angebracht sind, drehen mittels Kettenrad und Kette die vordere Seilhülse. Von hier besteht eine Seilverbindung zur Seilhülse der Höhenflossen-Antriebsvorrichtung (stabilizer trim actuator mechanism) im Rumpfheck. Von der hinteren Seilhülse wird über die Antriebsvorrichtung die Spindel gedreht.

Die Begrenzung des manuellen Trimmvorganges erfolgt nur durch die mechanischen Anschläge an der Spindel.

Die Stellungsanzeige ist mechanisch und befindet sich neben den beiden Trimmrädern. Gesteuert wird sie von der vorderen Seilhülse über eine biegsame Welle und Spindel. Auch beim elektrischen Trimmvorgang wird die Stellungsanzeige auf diesem Wege übertragen.

Vergleichstabelle

Höhenflosseneinstellwinkel	Flugzeug Trimmeinheiten (Ablese skala)
+ 1/2° Nose up	3 1/2 Units Nose down trim
0°	3
- 3° Nose down	0
- 6°	3 Units Nose up trim
- 9°	6
- 12°	9
- 14°	11

Lufthansa

Technische Schule

Steuerungsanlagen 707

Höhenflossentrimmung

Trimm-Bremse

Kap. 27-9 Seite 3

Datum 12.68

Bearbeiter was

Korrektur-Nr.

Die Trimm-Bremse darf nicht mit den beiden Höhenflossen-Bremsen in der Spindeltriebs-Einheit verwechselt werden. Letztere haben die Aufgabe die Verstellung der Höhenflosse durch Luftkräfte zu verhindern. Die Trimm-Bremse dagegen stoppt die Trimmanlage, wenn sie durch eine Störung ungewollt "läuft". Die Trimm-Bremse setzt sich automatisch in Aktion, wenn man die Steuersäule entgegengesetzt zur "weglaufenden" Höhentrimmung zieht oder drückt, um das Flugzeug gegen die "Vertrimmung" zu halten. Da der Flugzeugführer die Steuersäulebewegung ohnehin als Reaktion auf die Störung ausführen muß, arbeitet die Trimm-Bremse automatisch.

Vor der Erklärung der Wirkungsweise soll folgendes wiederholt werden: Es gibt drei Höhentrimm-Möglichkeiten. 1. Von Hand mittels Trimmrad, Kette und Seilsystem. 2. Elektrisch mittels Trimm-schalter und Trimm-Motor. 3. Automatisch mittels Autopilot oder Mach - Trimmsystem und Servomotor. Dabei sind die Übertragungsteile der unter 1. genannten mechanischen Anlage ohne Kupplung direkt miteinander verbunden, während die unter 2. und 3. genannten Anlagen mit einer Kupplung auf die mechanischen Übertragungsteile geschaltet sind. Was bedeutet das? Bei jeder Höhenflossenverstellung laufen alle mechanischen Übertragungsteile einschließlich Trimmrad mit. Hält man sie fest, steht auch die Höhenflosse, unabhängig davon, woher das Verstell-Drehmoment kommt.

Arbeitsweise der Trimbremse

Auf Seite 7 erkennen wir die mechanischen Übertragungsteile im Bereich des Bedienpultes. Vom Trimmrad 11 führt eine Kette 9 zum Antrieb 12 der vorderen Seiltrommel. Die Kette 9 läuft über zwei Kettenräder 7a und 7b. Die Welle des Kettenrades 7a ist gleichzeitig Welle der Trimm-Bremse 10, auf welcher die Sperrscheibe 4 sitzt. Läuft zum Beispiel bei einer Störung die Höhenflosse so, daß das Flugzeug "Nose down" fliegt, dreht die Sperrscheibe 4 cw. Der Flugzeugführer reagiert ausgleichend durch Ziehen der Steuersäule. Die Steuersäule-Welle schiebt Stange 5 nach links und dreht Hebel 1 cw um C. Sperrklinke 2 wird durch Feder 16 ccw um A gedreht, wobei der Anschlag hochgeht. Sperrscheibe 4 läuft auf den Anschlag der Sperrklinke 2 und steht. Damit der Anschlag für die Trimmanlage nicht zu hart wird, ist zwischen Kettenrad 7a und Sperrscheibe 4 eine Scheibenbremse 8 eingebaut.

Wie arbeitet die Trimbremse bei normalen, das heißt nicht gestörten, Trimmvorgängen? Dann arbeitet sie so, als wenn sie nicht da wäre und behindert nicht! Nehmen wir an, das Flugzeug wird Kopflastig. Der Flugzeugführer zieht an der Steuersäule um es zu halten. Stange 5 geht nach links, 1 dreht cw, 2 dreht ccw. Der Anschlag von 2 steht oben. Um die Steuerkraft zu reduzieren, trimmt der Flugzeugführer das Flugzeug "Airplane nose up" bis die Kraft an der Steuersäule bei horizontal fliegendem Flugzeug 0 ist. Durch die laufende Trimm-anlage dreht Sperrscheibe 4 ccw. Sie drückt den Anschlag von 2 gegen

Lufthansa

Technische Schule

Steuerungsanlage 707

Höhenflossentrimmung

Trimm-Bremse

Kap. 27-9

Datum 12.68

Bearbeitet was

Korrektur-Nr.

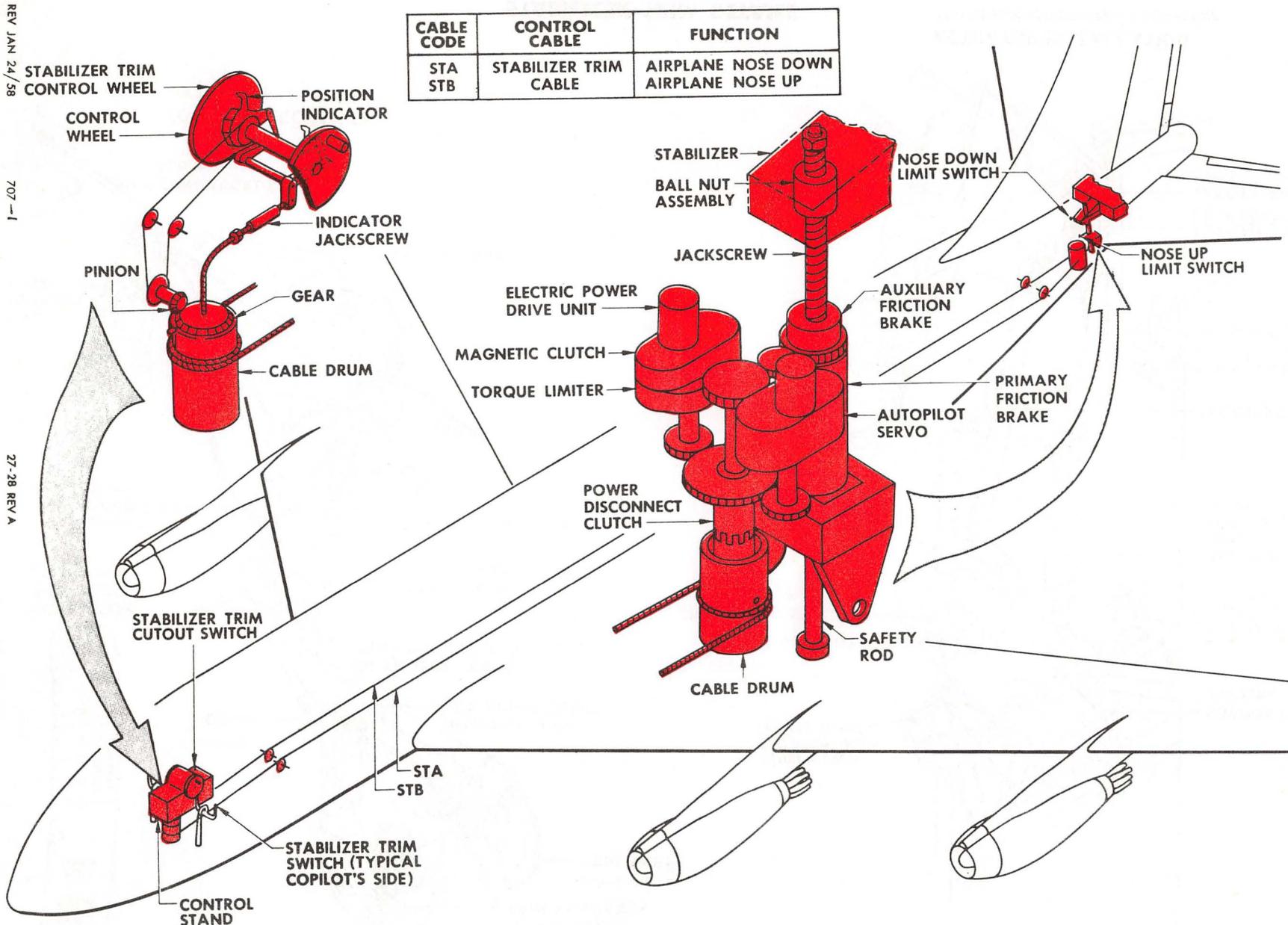
Seite 4

die Feder nach unten. Die Sperrklinke "ratscht" und liefert keinen Bremseffekt.

Was geschieht, wenn das Gestänge 5 in der Trimm-Bremse blockiert wäre? Ist dann auch die Steuersäule fest? Nein, denn Hebel 13 sitzt zwischen zwei Blattfederhaltern 14 (Leaf spring retainer), welche in diesem Falle durchbrechen, so daß die Steuerläule frei ist.

Das Lösen der Bremse erfolgt durch Ziehen am "Override Knob". Über Bowdenzug wird die Kulissee 15 ccw gedreht. Die Sperrklinken 2 und 3 sind gegen die Federn nach unten gedrückt. Ein Sperrvorgang wird damit unmöglich gemacht.

CABLE CODE	CONTROL CABLE	FUNCTION
STA	STABILIZER TRIM CABLE	AIRPLANE NOSE DOWN
STB		AIRPLANE NOSE UP



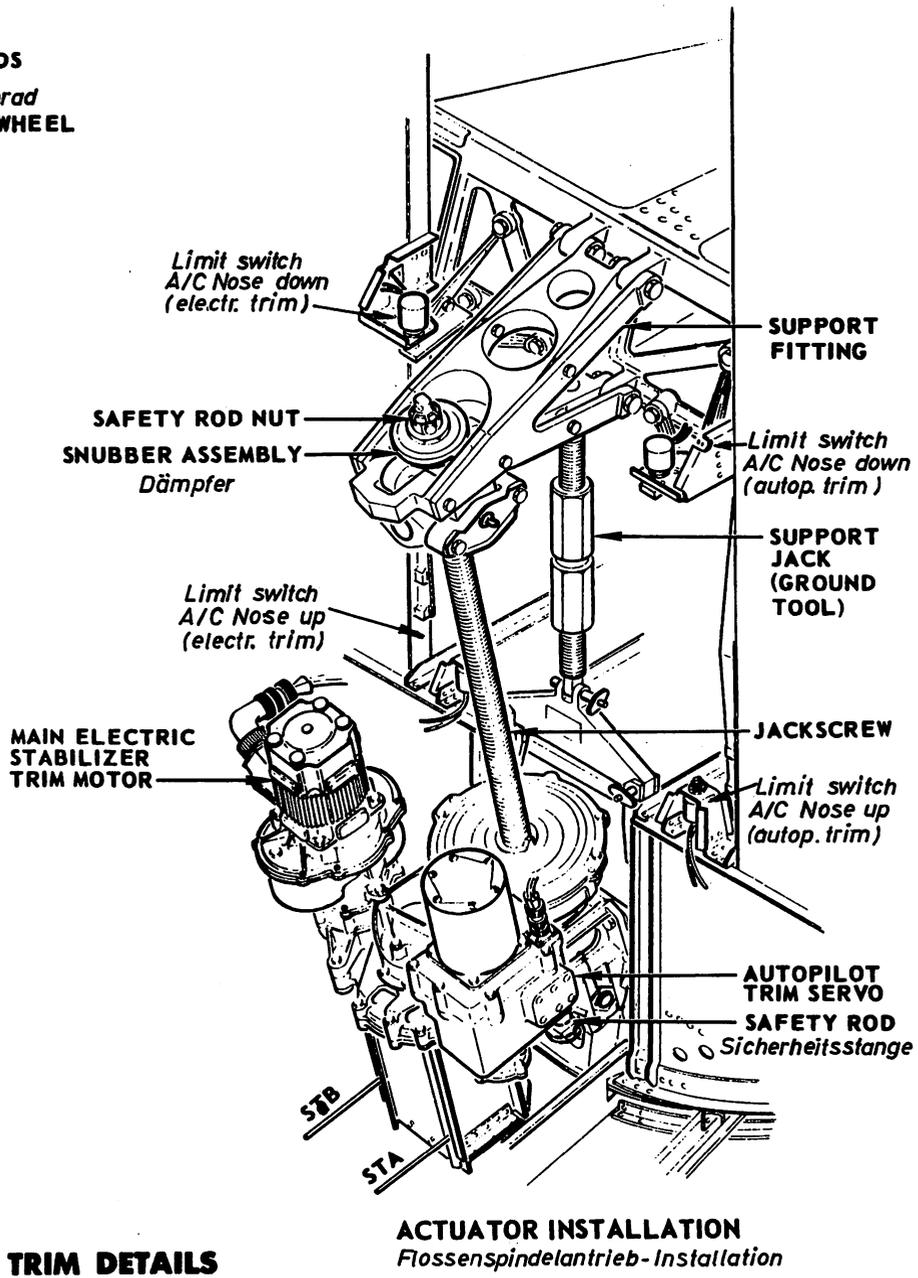
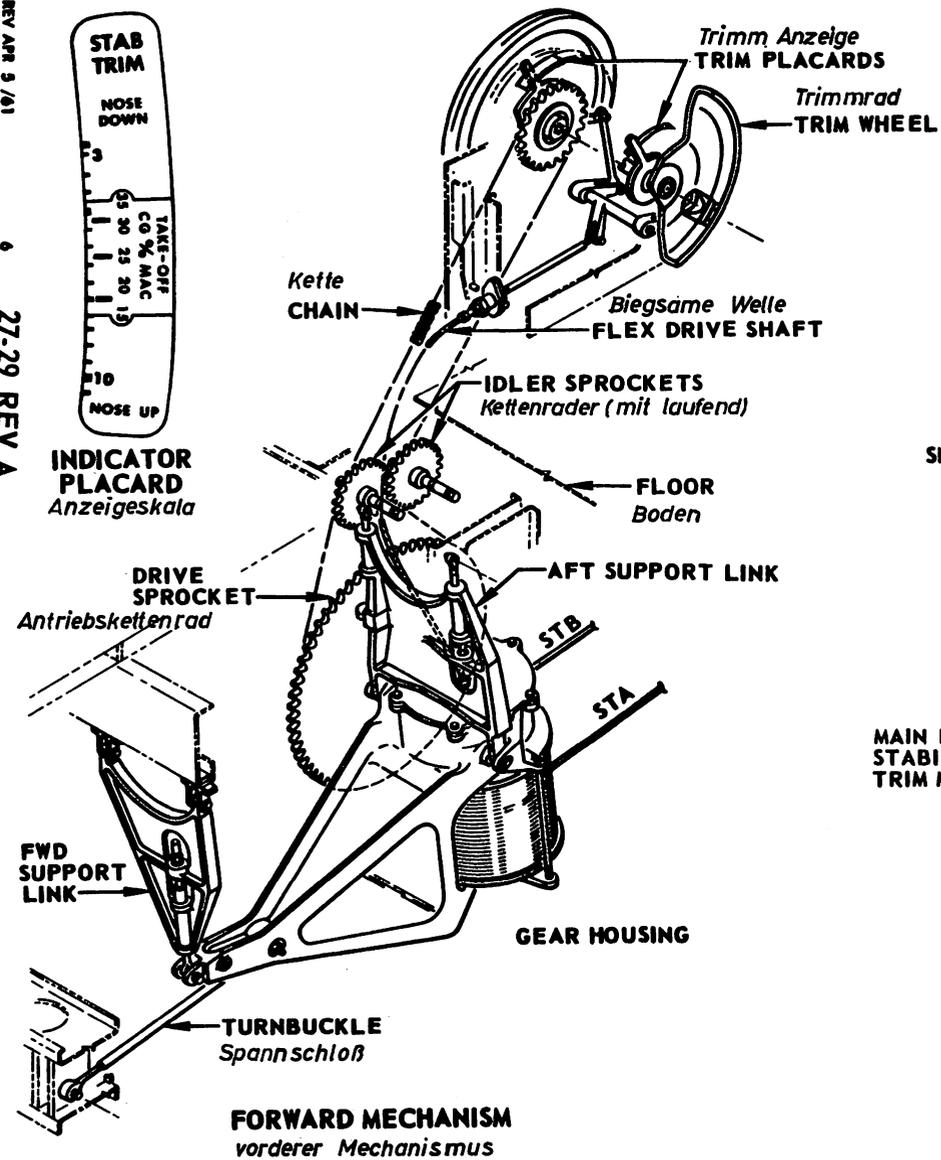
REV JAN 24/58

707-1

27-28 REV A

STABILIZER TRIM CONTROL SYSTEM

REV APR 9 /61 6 27-29 REV A



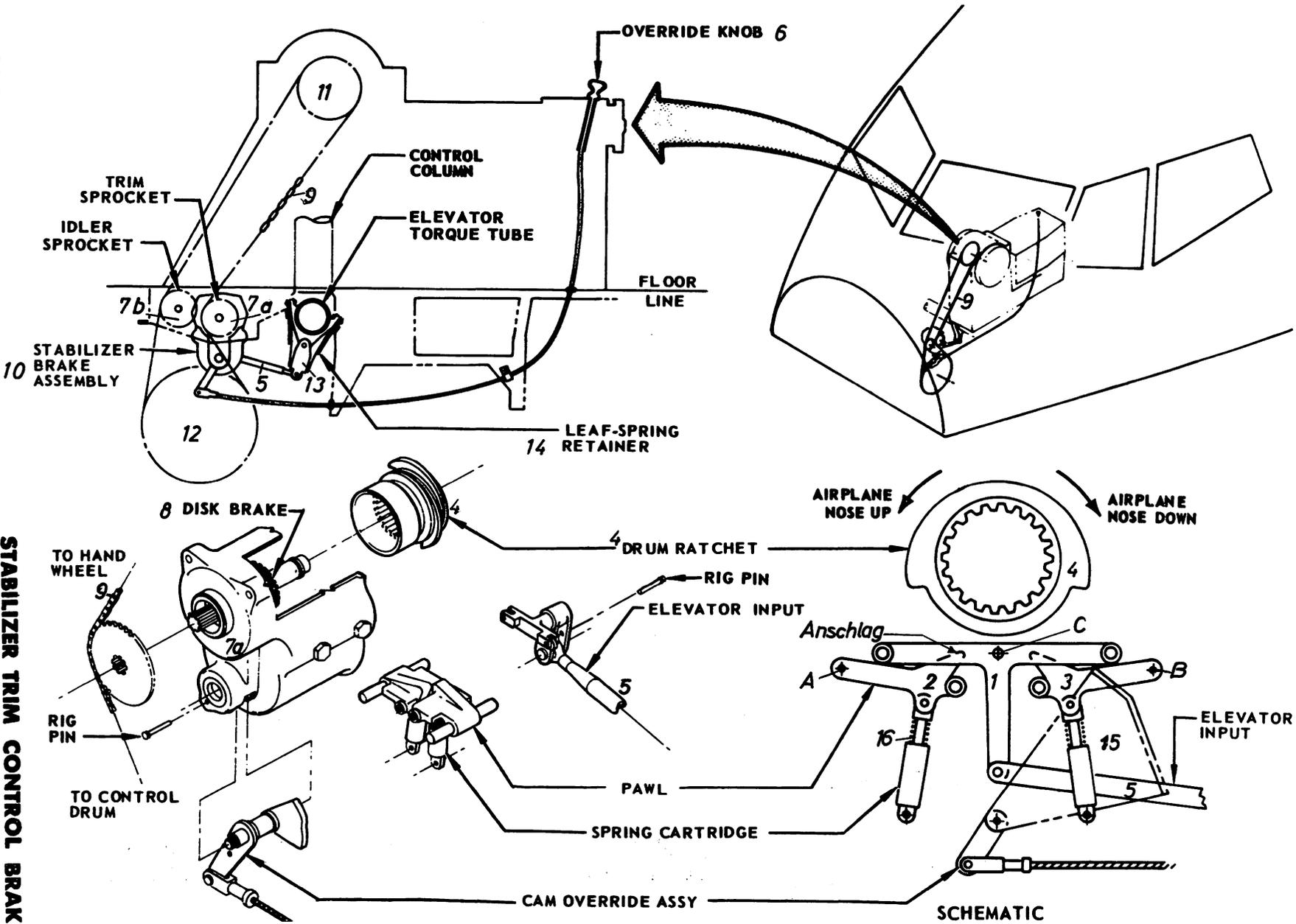
STABILIZER TRIM DETAILS

ACTUATOR INSTALLATION
Flössenspindeltrieb-Installation

MAR 1/65

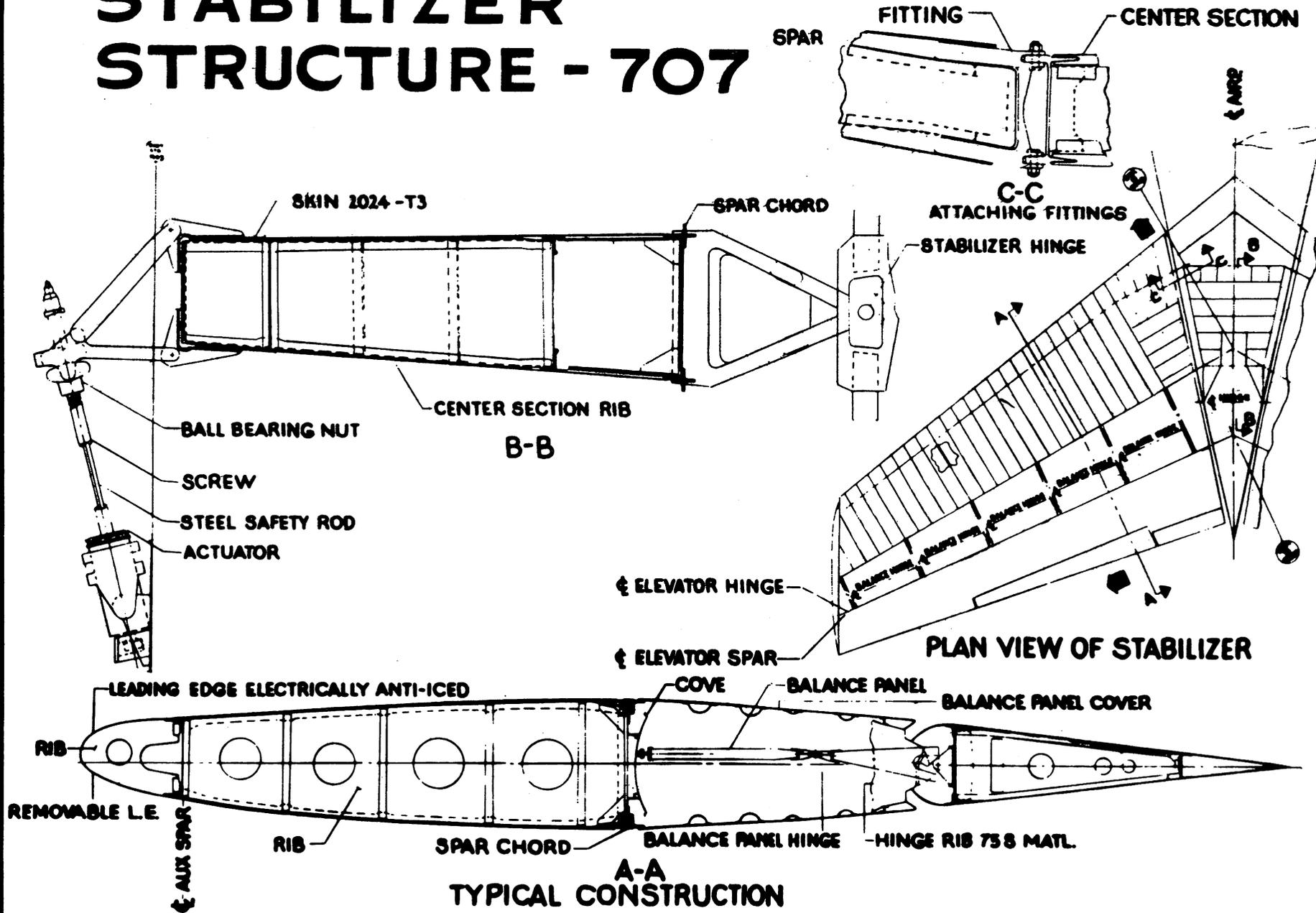
128

STABILIZER TRIM CONTROL BRAKE
27-4



27-4

STABILIZER STRUCTURE - 707

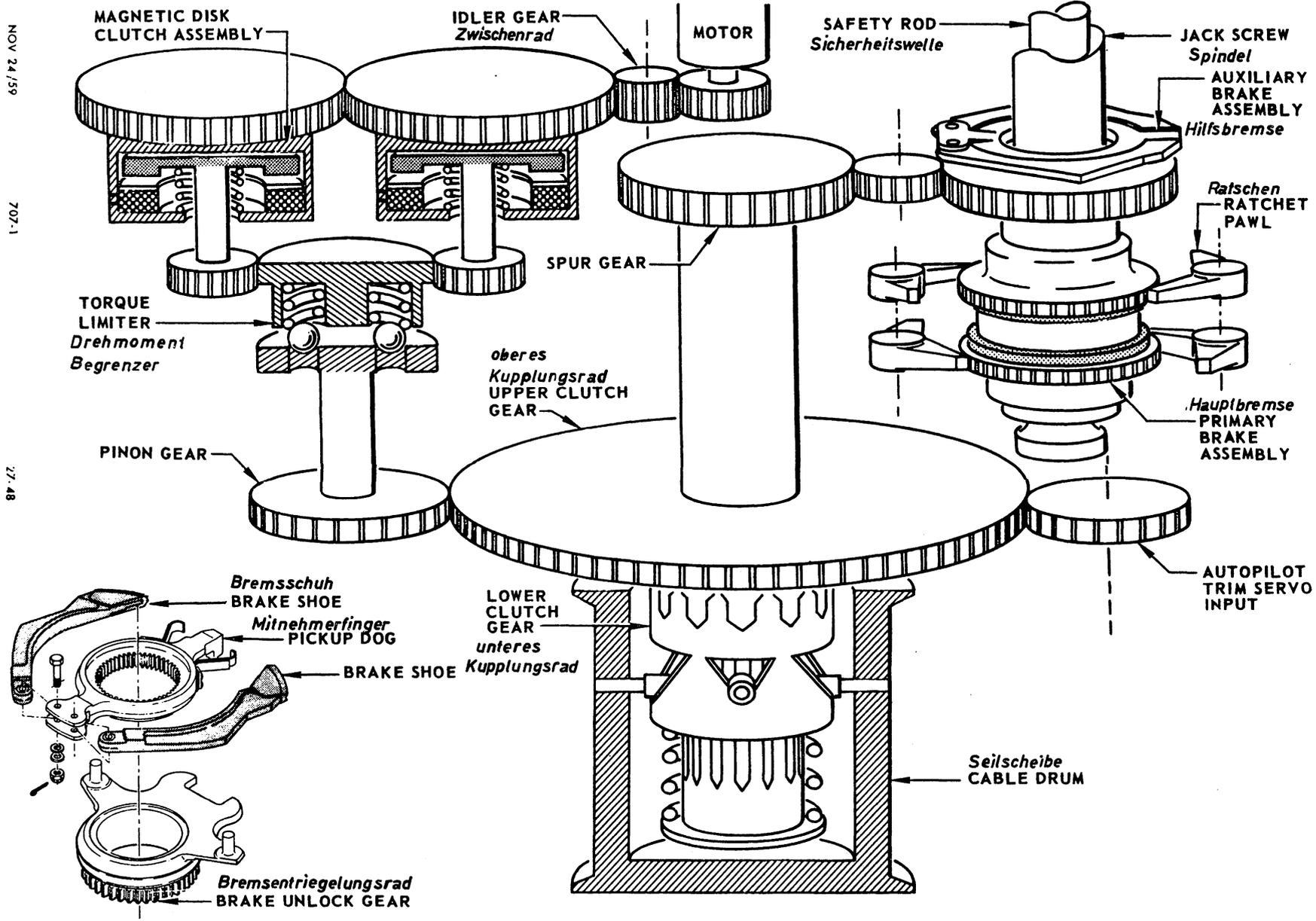


Lufthansa
Technische Schule

Nur zur Schulung

Steuerungsanlagen 707
Höhenflößentrimmung

Kap. 27-9 Seite 8
Datum 12.68
Bearbeiter wa.
Korrektur-Nr.



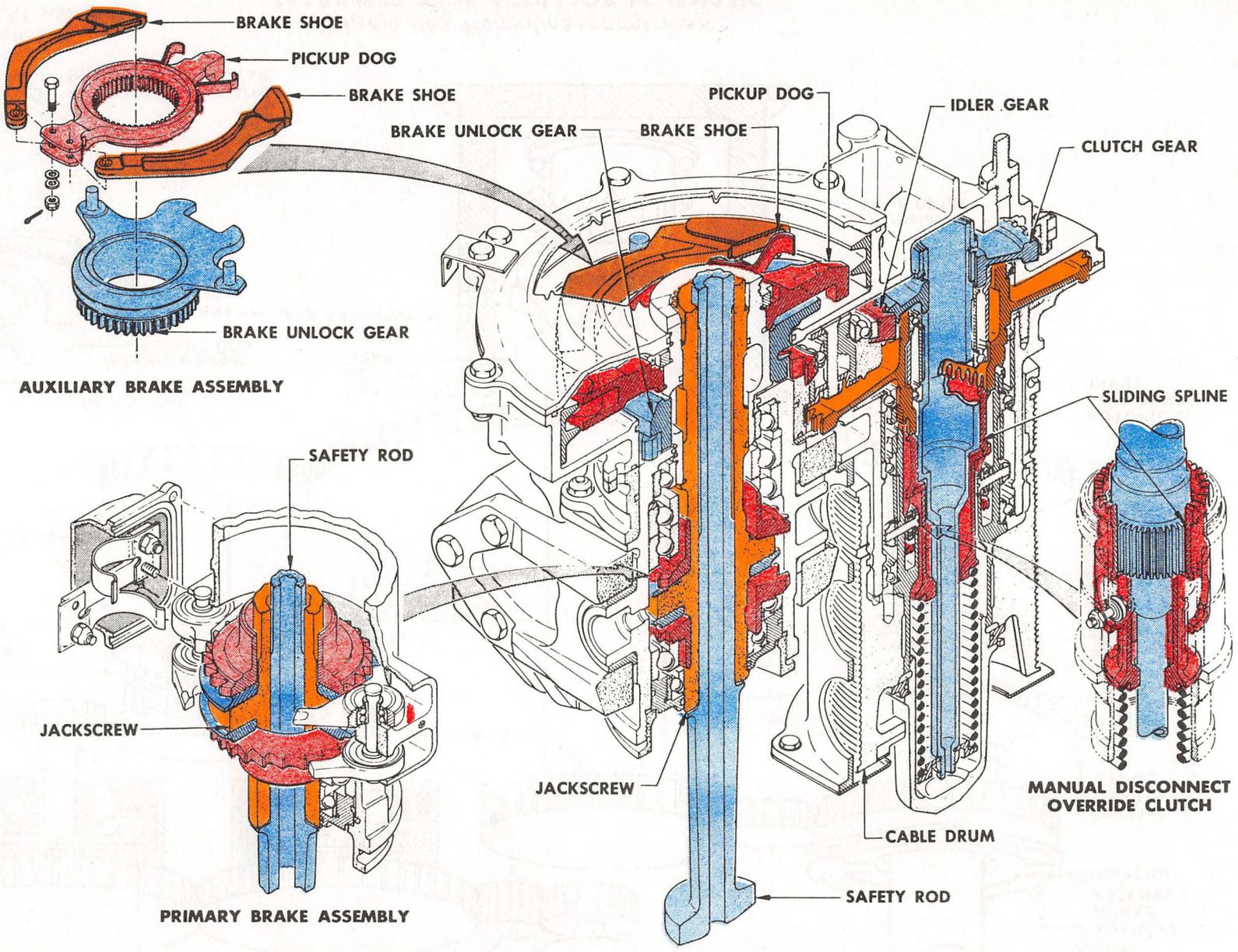
NOV 24/59

707-1

27-48

DETAIL I
AUXILIARY BRAKE ASSEMBLY
Hilfsbremse

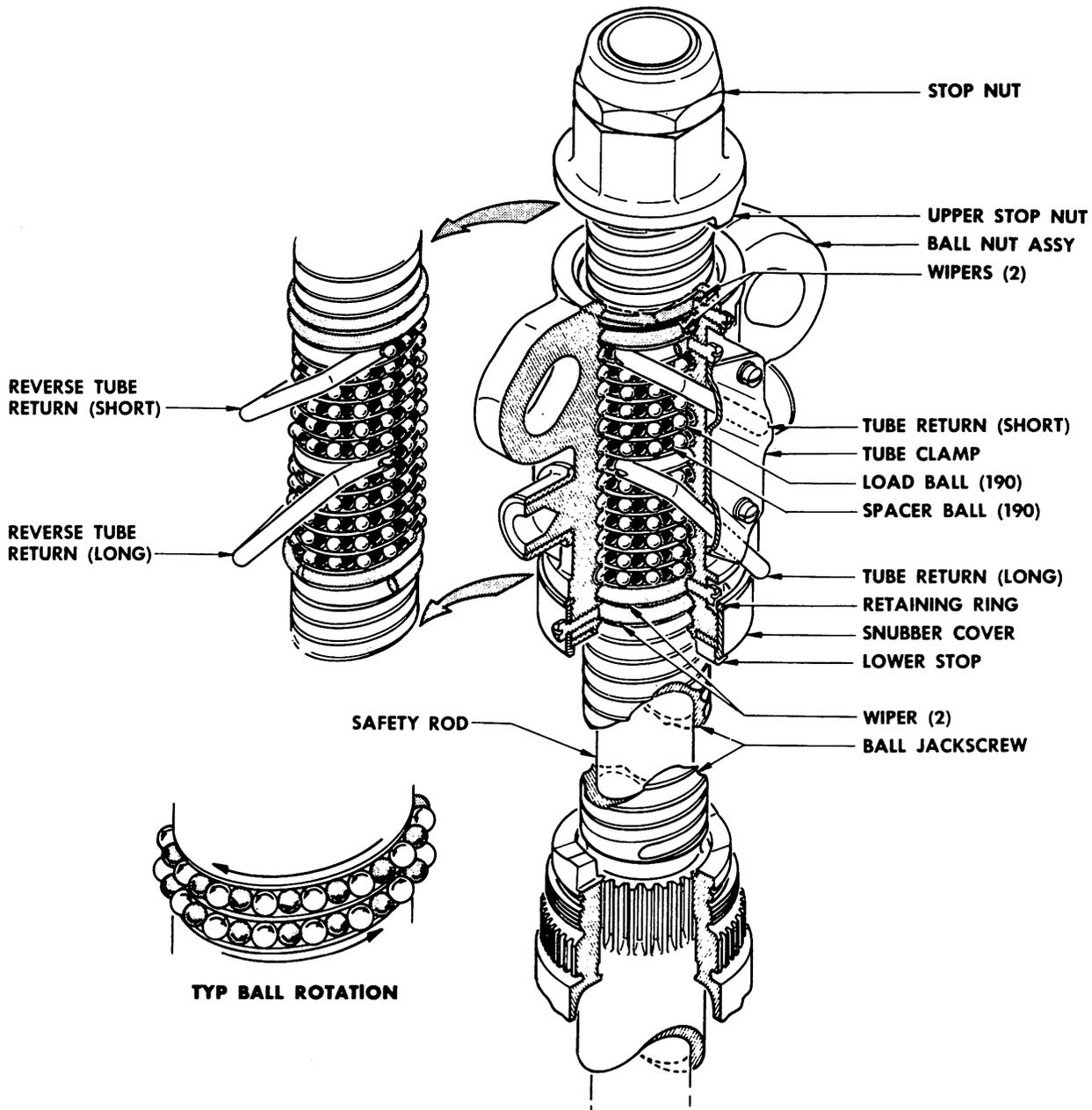
Schema des Höhenflössenantriebs
STABILIZER TRIM ACTUATOR SCHEMATIC



STABILIZER TRIM ACTUATOR MECHANISM DETAILS

REV JAN 9 /59 707-1

27-33 REV A

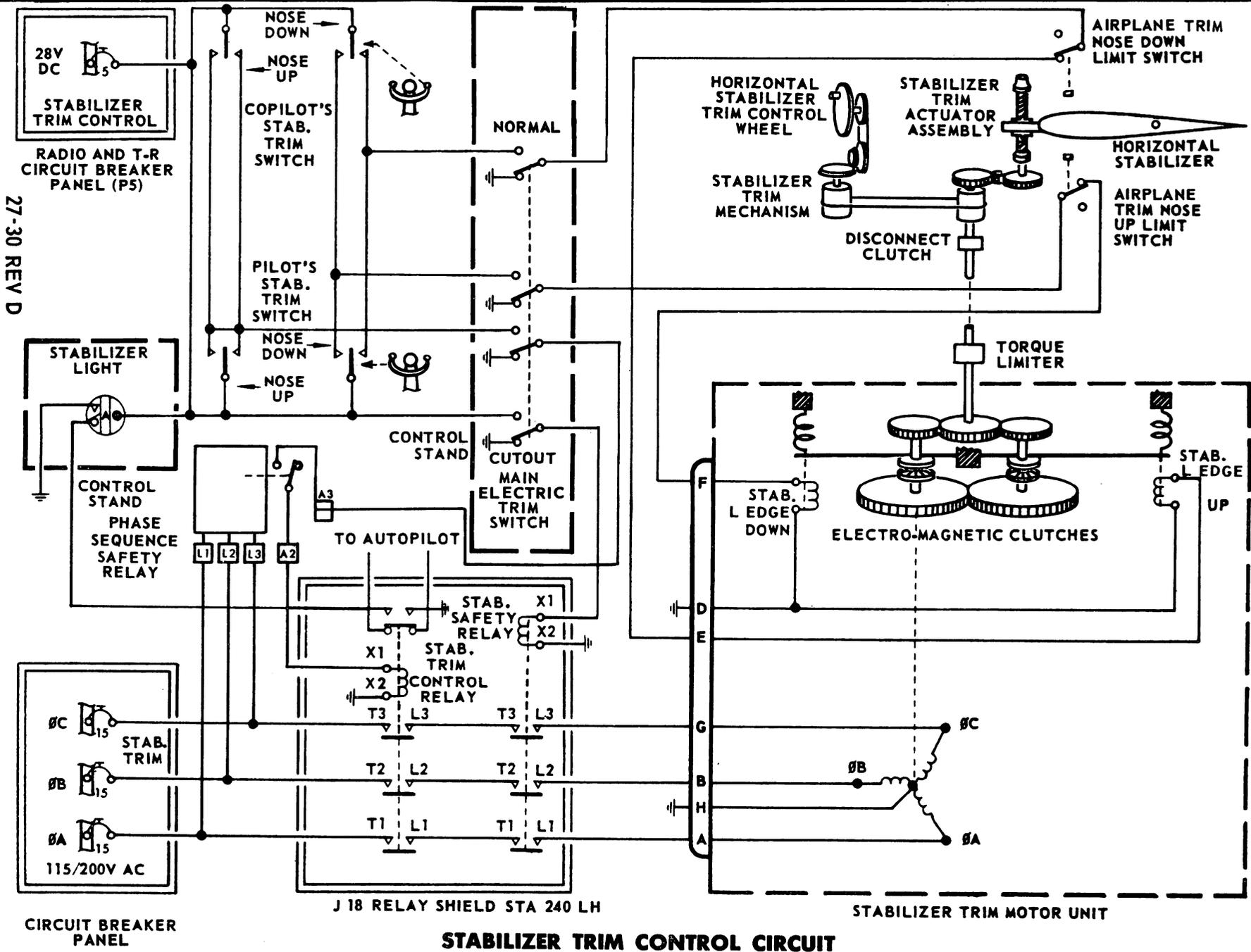


STABILIZER BALL NUT & SCREW DETAILS

SEPT 3/58

707-1

27-40



27-30 REV D

STABILIZER TRIM CONTROL CIRCUIT

Lufthansa

Technische Schule

Steuerungsanlagen 707

Seitensteuerung u. Seitentrimmung

Kap. 27-10 Seite 1

Datum 8.65

Bearbeiter was

Korrektur-Nr.

10 Seitensteuerung und Seitentrimmung

Rudder Control and Rudder Trim Control

Die Steuerung um die Hochachse wird vom Seitenruder und der Seitenruder-Hilfsklappe durchgeführt. Die Seitenruderauslenkung erfolgt normalerweise durch hydraulische Energie. Im Falle eines Hydraulik-Fehlers betätigt ein mechanisches System die Hilfsklappe, welche dann- unterstützt durch "Balance panel"- eine aerodynamische Auslenkung des Seitenruders bewirkt.

Betätigt der Pilot die Pedale, wird die Bewegung mittels Seilen zum hinteren Quadranten in die Seitenflosse übertragen. Vom hinteren Quadranten führen Stoßstangen und Hebel zur hydraulischen Verstärkereinheit und lenken das Steuerventil aus. Jetzt wird hydraulische Energie zum Arbeitskolben geleitet und das Seitenruder bewegt.

Das Drucköl für die hydraulische Ruderauslenkung wird aus dem Auxiliary-System geliefert und hat 3000 psi Druck. Das Seitenruder-Drucköl kann auch abgeschaltet werden. Der notwendige Schalter (Rudder switch) sitzt im "Pilot's overhand panel", das Absperrventil (Control valve) im rechten Fahrwerksschacht. Bei Fluggeschwindigkeiten über 250 kts reduziert sich der Hydraulik-Druck für die Seitenruderversorgung zur Vermeidung von Strukturschäden automatisch von 3000 auf 2250 psi. Dieser Vorgang wird vom "Air speed switch" gesteuert, wobei ein Druckwahlventil (Rudder pressure control valve) und ein Reduzierventil verwendet werden. Der wirksame Arbeitsdruck kann mit Hilfe eines Druckanzeige-Instrumentes im "Copilot instrument panel" abgelesen werden. Zusätzlich kommt eine Niederdruck-Warnlampe im "Copilot instrument panel" an, wenn bei einer Fluggeschwindigkeit von weniger als 250 kts der Druck (richtig 3000 psi) unter 2500 psi abfällt. Ein Federakku ist in der Hydr.-Rücklaufleitung installiert, um bei abgeschalteter Hydraulik, Volumenveränderungen auszugleichen.

Soll die hydraulische Seitenruderversorgung bei Wartungsarbeiten am Boden abgesperrt werden, betätigt man ein Handabsperrventil im rechten Fahrwerkschacht. Es darf anschließend nicht vergessen werden, das Ventil für den Flug auf "Durchlauf" zu stellen und in dieser Position zu sichern.

Das progressive Steuergefühl erhält der Flugzeugführer

- a) bei hydraulischer Steuerung oder "Power on":
von der Staudruckfeder (Q-Bellows) zuzüglich der mechanischen Feder des Ruderdruckgebers. (Die Staudruckfeder wirkt ab 130 kts).

- b) bei aerodynamischer Steuerung oder "Power off":
 von der Staukraft auf der Hilfsklappe.

Für die Flatter-Dämpfung sorgen zwei Hilfsklappedämpfer (Tab damper) und zwei Ruderdämpfer.- Von den beiden Hilfsklappe-Dämpfern ist einer im Trimmungsgestänge angeordnet und der andere ist ein Teil der hydraulischen Hilfsklappeverriegelung (Tab lock) in der "Power unit" . Ein Ruderdämpfer sitzt zwischen Flosse und Ruder (unten), der andere ist der Arbeitskolben der "Power unit", welcher bei "Power off" als Dämpfer arbeitet.

10.1 Bauteile

Das Seitenruder, Seite 12

(Rudder)

ist statisch und aerodynamisch durch zwei Gewichte und drei "Balance panel" ausgeglichen. Es besteht in der Hauptsache aus dem Vorder- u. Hinterholm, den Rippen und der aufgenieteten Aluminium-Haut.

Die Hilfsklappe, Seite 12

(Tab)

arbeitet bei "Power on" als Gegenausgleichsklappe (Anti-balance tab) und bei "Power off" als Flettner-Klappe. Sie wird über zwei Stoßstangen betätigt. Die obere Stoßstange ist die Trimm-, die untere die Steuerungsstoßstange. In der "Power on"-condition ist die Steuerungsstoßstange in der "Power unit" hydraulisch verriegelt. Dadurch wird die Hilfsklappe bei jeder Ruderdrehung zur Antibalance-Aktion gebracht.

Balance Panel

Drei "Balance panel" unterstützen die Ruderbewegung. Sie befinden sich in drei unabhängigen Kammern im unteren Teil der Seitenflosse und sind durch Klappen zugänglich. Jedes Panel ist mit seinem hinteren Ende an der Seitenrudernase gelagert. Die Führung der drei "Balance panel" ist jeweils an der Unterseite vorgesehen. Hier sitzen auch Parallelgestänge, die für eine nur parallele Bewegung der "Panel" sorgen. Wie bei den "Balance panel" der anderen Steuerflächen wird auch am Seitenruder durch Abdichten der linken zur rechten Seite der Differenzdruck nutzbar gemacht. Er hilft das Seitenruder zu bewegen und zu halten.

Die Ruderlagerung und Halterung in der Seitenflosse wird mit sieben Lagern erreicht. Das untere ist zur Übertragung der Schwerkraft als Drucklager ausgeführt.

Die Seitenruder-Pedale, Seite 12 (Rudder pedals) übernehmen die Fußbewegung der Flugzeugführer und übertragen sie mittels Stoßstangen und Hebel auf die Pedal-Quadranten (Forward rudder control quadrants). Die beiden Pedalpaare sind bewegungsmäßig miteinander gekuppelt. An jedem Pedalpaar läßt sich außerdem - unabhängig vom anderen Pedalpaar - eine Abstandveränderung zum Sitz übernehmen.

Ruder- und Hilfsklappe-Dämpfer, Seite 12,17,18

Gegen Vibrieren und Flattern, sowie als Strukturschutz gegen Böen sind zwei Ruder und zwei Hilfsklappedämpfer eingebaut. Ein Ruder- und ein Hilfsklappedämpfer ist als separates Bauteil und die beiden anderen innerhalb der "Power unit" eingerichtet. Die beiden letztgenannten Ruder- und Hilfsklappedämpfer wirken nur bei "Power off". Dabei wird bei der Ruderdämpfung der Arbeitskolben der "Power unit" und bei der Hilfsklappedämpfung die Hilfsklappeverriegelung (Tab lock) für diese Aufgabe herausgezogen.

Die separaten Dämpfer haben folgende Hauptteile und Wirkungsweise:

Der Kolben (Actuating piston) im Gehäuse (Housing), Durchflußregler (Flow restrictor valve), Drossel (Orifice), Ölbehälter (Hydraulic fluid reservoir) und Ölbehälterkolben (Piston). Die Dämpfer sind - um ständig mit Öl gefüllt zu sein - an die "Auxiliary return" - Leitung angeschlossen. Jeder Dämpfereingang enthält neben einem Filter ein Einlaßventil (Compensating valve), das den Ölrückfluß aus dem Dämpfer verhindert und damit eine konstante Füllung sicherstellt. Die mechanischen Anschlüsse jedes Dämpfers sind als Lager ausgeführt. Bei den Dämpfern sitzt die Gehäusesseite an der Seitenflossenstruktur (Fin structure). Die Kolbenseite des ersten Dämpfers sitzt am Seitenruder, des zweiten am Seitentrimmungs-Hebelsystem (Rudder trim control linkage).

Bei der Dämpfer-Kolbenbewegung wird das Öl von der einen Kolbenseite zur anderen bewegt. Es fließt dabei durch Drossel (Orifice) und Durchflußregler (Flow restrictor valve). Damit werden trotz unterschiedlicher Hilfsklappe- bzw. Ruder-Kräfte bestimmte Winkelgeschwindigkeiten nicht überschritten.

Zugang: Der Hilfsklappe-Dämpfer (Rudder control tab damper) durch "Aft control quadrant access panel", der Seitenruder-dämpfer (Rudder damper) durch "Fin to fuselage aft fairing".

Hinterer Seitenruderquadrant, Seite 12 (Aft quadrant)

Diese Baueinheit erhält die Bewegung aus dem Seilsystem und gibt sie über den Umlenkhebel (Reversing crank) und die Eingangsstoßstang (Input rod) an die "Power unit" weiter.

Der Ruderdruck-Geber, Seite 12, 13, 16 (Rudder feel unit)

läßt den Flugzeugführer das Steuergefühl progressiv fühlen. Mit anderen Worten: Er liefert Kräfte an die Pedale, dessen Größe proportional zum Ruderausschlag und zur Geschwindigkeit sind. Der Geber ist vor der "Power unit" in der Seitenflosse eingebaut. Er enthält die Eingangsbewegung über eine Stoßstange (Feel rod) auf die Nockenwelle. Letztere hat einen unteren Nocken für die Betätigung der Ruderdruck- und Zentrierfeder sowie einen oberen Nocken für die Betätigung der Staudruckfeder (Q-spring). Die Nockenwelle hat dieselbe Drehachse wie der Nocken-Rollenhalterungsantrieb. Jedoch wird die Stellung der Rollenhalterung über eine Schnecke von der Seitentrimmung beeinflusst.

Die Größe der Kraft der Staudruckfeder bestimmt der Staudruck, welcher vom Einlaß (Q-inlet) der Flossennase über ein Plastikrohr zum Staudrucktopf geleitet wird. Der "Q-inlet" ist elektrisch beheizt.

Die vorhin genannte obere Nockenordnung (für die Q-Spring) hat eine Besonderheit: Der Nocken wird durch eine Doppelfeder (Bias spring) unter 130 Kts vom Nocken ferngehalten, d.h. die "Q-Feder" ist unter 130 Kts ausgeschaltet. Steigt die Fluggeschwindigkeit über 130 Kts, überwiegt die Kraft aus der "Q-Spring" die "Bias spring", die Rolle wird auf den Nocken gedrückt und der Flugzeugführer fühlt jetzt den Staudruck mit im Pedalgedrückt. Letzterer steigt nun auch beim Zunehmen der Geschwindigkeit. Dagegen ist die vorhin genannte untere Nockenordnung (für die "Feel and centering spring") ohne solche "Raffinesse". Sie ist bei Auslenkung des Systems, d.h. weg von der Trimmstellung, in Betrieb oder gezogen. Sie zentriert damit das System und liefert bei der "Yaw damper"-Aktion die notwendige Gegenkraft.

Achtung: Der Ruderdruckgeber liefert seine Gegenkraft nur bei "Power on". Bei "Power off" wird die Gegenkraft vom Staudruck der Hilfsklappe gebildet.

Das Hebelsystem der "Power unit" (Power control unit linkage)

erhält die Bewegung vom hinteren Quadranten und die Eingangsstoßstange (Input rod) und überträgt sie auf das doppelt ausgeführte Steuerventil der "Power unit".

Arbeitsweise des Hebelsystems bei "Power on", Seite 13, 14.
 (Erklärung: CW = clockwise oder im Uhrzeigersinn, ccw = conterclockwise oder entgegen dem Uhrzeigersinn.)

Beginnen wir mit Hebel 3 und 4, die zwar getrennt gezeichnet sind, aber fest auf der gleichen Welle, dem "Tab lock shaft" (Punkt B) sitzen. Weiter sitzt auf dieser Welle ein Finger 11, der bei Hydraulik Druck "on" zwischen zwei Kolben blockiert ist. Damit stehen natürlich auch Hebel 3 und 4 fest und geben uns über Hebel 2 einen festen Punkt "C". Auch das "Tab push rod" (5) steht fest und führt den "Antibalance"-Ausschlag der Hilfsklappe durch, sobald das Ruder auslenkt. Im Moment ist jedoch der Punkt "C" wichtig. Er steht also bei "Power on" fest.

Wird jetzt durch Pedalbewegung über die "Input rod" (10) der Punkt A als Beispiel nach rechts bewegt, so dreht sich der Hebel 1 cw um den Punkt C. Punkt D bewegt sich mit der "Feel rod" (9) nach links. Rod 9 geht zur "Feel unit" und bestimmt den Gegen-
druck im Pedal.

Punkt E ist mit der Kolbenstange der "Power unit" verbunden und steht zur Zeit noch fest. Also bewegt sich Hebel 6 ccw um E und zieht das Gestänge 7 nach links. Hebel 8 dreht die Welle F ccw. F ist der "Controlvalve input shaft". D.h. das "Controlvalve" wird geöffnet und steuert Hydraulik-Drucköl zum Arbeitskolben der "Power unit" (rechte Seite). In diesem Moment fängt der Kolben der "Power unit" an nach links zu laufen. Wenn Punkt E aber nach links läuft, dreht Hebel 6 cw um D und führt Hebel 8 wieder in die Nullstellung zurück. In dieser Stellung bleibt die "Power unit" stehen, bis ein neues Signal eingespeist wird.

Arbeitsweise des Hebelsystems bei "Power off", Seite 13, 14.

Das Hydr.-System ist drucklos. Das "Power unit bypass valve" steht auf "Bypass" (links) und verbindet beide Arbeitskolbenseiten miteinander. Die Welle im "Tab lock shaft" (Punkt B) kann sich drehen.

Wenn jetzt die Pedale bewegt werden, läuft folgender Vorgang ab: Punkt A bewegt sich nach rechts, Hebel 1 dreht sich cw um Punkt C, Punkt D geht nach links und dreht Hebel 6 ccw um E bis Hebel 8 nach wenigen Graden am Anschlag ist. Jetzt ist Punkt D fest und Hebel 1 dreht nun um diesen Punkt. Dabei wird Stoßstange 2 nach rechts, Hebel 3 und 4 cw und "Tab push rod" (5) nach rechts bewegt. Das "Tab" schlägt die Flettnerklappe aus und das Seitenruder wird aerodynamisch entgegengesetzt zur Klappe ausgelenkt.

Arbeitsweise des Hebelsystems bei "Power on" und "Yaw damper on", Bild Seite 13 und 14.

Das Doppel-Steuerventil wird bei diesem Vorgang, wie unter "Yaw damper transver valve" auf Seite 8 bereits beschrieben, durch den Regelkolben und nicht durch das Hebelsystem ausgelenkt. Beide Hebel 13 drehen dabei um die Punkte H. Das Auslenken der Steuerventilkolben öffnet dem Hydrauliköl den Weg zum Arbeitskolben. Mit dem Arbeitskolben bewegt sich die Kolbenstange und mit dieser Punkt E. E dreht Hebel 6 um Punkt D, womit über 7 und 8 die Ventilrückstellung erfolgt. Die Punkte D und A und somit auch die Pedale bleiben stehen. Der Pilot merkt nicht, daß das Seitenruder durch das "Yaw damper system" ausgeschlägt. Der max. "Yaw damper"-Ruderwinkel beträgt ± 4 .

Soll ein bestehendes "Yaw damper"-Signal übersteuert werden, läuft dieser Vorgang wie vorher bei "Power on" beschrieben ab, nur daß das "Yaw damper"-Signal am "Controlvalve" überdrückt wird. Ein zusätzlicher Widerstand in der Pedale ist dabei nicht spürbar.

Die Seitentrimmungs-Einrichtung, Seite 16 (Rudder trim mechanism)

besteht aus mechanischen Übertragungsteilen, welche den Trimmvorgang des Flugzeugführers zur Seitensteuerung-"Power unit" bei "Power on" und zur Hilfsklappe bei "Power off" übertragen. Die Auslenkung des Ruders durch die Trimmung erfolgt normalerweise hydraulisch, bei "Power off" jedoch aerodynamisch.

Die Hauptübertragungsteile sind Trimmkurbel und Getriebe und Anzeige im Bedienungspult, Trimmseile unter dem Kabinenboden, Trimmechanismus, Torsionsstab und Getriebe (Power trim gear box) in der Seitenflosse (unten).

Arbeitsweise der Seitenrimmung bei "Power on", Seite 16.

Mit den obengenannten Übertragungsteilen wird beim Trimmvorgang der Trimmechanismus (Trim mechanism) in der Seitenflosse (unten) betätigt. Von hier läuft die Bewegung zum Torsionsstab in Richtung Hilfsklappe und zum Getriebe (Power trim gear box) in Richtung "Power unit" weiter. Beginnen wir mit der Erklärung des ersten Weges. Der Trimmechanismus dreht den Torsionsstab in die Richtung, welche die Hilfsklappe sinngemäß entgegengesetzt zum Ruder ausschlagen ließe. Dazu kommt es aber nicht! Von der Erklärung "Arbeitsweise des Hebelsystems bei Power on" wissen wir bereits, daß die Hilfsklappe in der "Power unit" im sogenannten "Tab lock" hydraulisch verriegelt ist und bei der Ruderauslenkung zur "Antibalance-Aktion" gezwungen wird. Sie müßte demnach in Richtung Ruder

Lufthansa Technische Schule	Steuerungsanlagen 707 Seitensteuerung u. Seitentrimmung Bauteile	Kap. 27-10 Seite 7 Datum 8.65 Bearbeiter wak Korrektur-Nr.
---------------------------------------	--	---

drehen. Was nun? Die Trimmung will einen entgegengesetzten, der "Tab lock" einen gleichgerichteten Hilfsklappe-Ausschlag ausführen!- Der letztgenannte Antrieb ist der sich auswirkende und sorgt für den "Antibalance"-Ausschlag der Klappe. Die vom Trimmechanismus kommende Bewegung geht in den Torsionsstab. Er macht eine interne Verdrehung, d.h. er speichert einen Winkel, welcher bis zu 300° (dreihundert Grad) betragen kann. Fragt man nach dem Grund für diese ungewöhnliche Lösung, muß man bedenken, daß diese Ausführung die Weiterentwicklung einer bereits eingebauten Anlage ist und die Veränderungen im Flugzeug verständlicherweise klein bleiben müssen.

Gleichzeitig mit dem Aufziehen des Drehstabes wird jedoch auch das Getriebe (Power trim gear box) verstellt. Sie betätigt ihrerseits über Seile und Schneckentrieb die "Feel unit". Auf Seite 13 ist zu erkennen was geschieht, wenn Gestänge 9 seine Lage verändert. Bewegt sich Punkt D nach rechts und wird Punkt E momentan fest angenommen, so wird über Gestänge 7 und Hebel 8 das Controlvalve verstellt, die Power Unit läuft, Punkt E bewegt sich nach rechts. Der Vorgang läuft solange, bis Hebel 8 seine Nullstellung erreicht hat und das System mit einer neuen Mittelstellung zur Ruhe gekommen ist.

Arbeitsweise der Trimmung bei "Power off".

Nehmen wir den Fall an, daß das Flugzeug mit einigen Einheiten ausgetrimmt "Power on" fliegt. Das Tab ist in "Anti balance"-Stellung.

Wird jetzt Hydraulik Druck weggeschaltet, wird der "Tab lock" frei. Die "Power on" Trimmung fällt weg, auch das im Drehstab gespeicherte Drehmoment wird frei und kann das "Tab" entsprechend verstellen, d.h. es schnellert jetzt von der "Anti balance" in eine "Balance" Stellung und führt aerodynamisch das Seitenruder in die gewünschte Position.

Der Seitenruderkraftverstärker, Seite 14 (Power unit)

Die Hauptaufgabe dieser Baueinheit ist das hydraulische Auslenken und Halten des Seitenruders. Ferner arbeitet sie bei "Power off" als Flatterdämpfer. Sie liefert außerdem den mechanischen Anschlag als maximale Ruderausschlagbegrenzung und schützt die Struktur gegen Böenbeschädigung bei abgestellten Flugzeug. Ihre Bauteile sind: Arbeitszylinder und Kolben, (Doppel)-Steuerventil, Bypass-Ventil, "Yaw damper"-Regelkolben, Hilfsklappe-Riegel (Tab lock), Filter und andere Einrichtungen sowie eine zugehörige Hebelanordnung.

Lufthansa

Technische Schule

Steuerungsanlagen 707
 Seitensteuerung u. Seitentrimmung
 Bauteile

Kap. 27-10 Seite 8
 Datum 10.65
 Bearbeiter wak
 Korrektur-Nr. 1

Eingebaut: Etwa auf halber Höhe der Seitenflosse ist die "Power unit" mit dem Gehäuse in der Flosse und der Kolbenstange am Ruder befestigt.

Arbeitsweise der "Power unit", Seite 14.

Vom Hebelsystem wird die Ventilwelle F- wenn wir unser vorhin gewähltes Beispiel weiterführen- ccw gedreht. Die Welle betätigt über die internen Arme (12) die Zwischenhebel (Summing link) 13 ebenfalls ccw. Das untere Ende der beiden Zwischenhebel ist im "Yaw damper"-Regelkolben 14 angelenkt und bei diesem Vorgang Drehpunkt. Mit dem anderen Ende drückt jeder Zwischenhebel 13 die Steuerschieber der beiden Ventile und zwar des Hauptventils (Primary valve) 15 und des Nebenventils (Secondary valve) 16 nach links.

Durch das Öffnen der Steuerschieber wird das Drücköl vom Auxiliary System zum Arbeitskolben geleitet und schiebt ihn nach links. Das Ruder wird ausgelenkt. Der Vorgang läuft solange, wie Hydrauliköl zum Arbeitskolben fließt. Der Ölfluß muß also unterbrochen werden, wenn das Ruder die richtige Stellung erreicht hat. Das bewirkt das Hebelsystem im sogenannten Rückstellungsverfahren (Follow up) und ist bereits in der "Arbeitsweise des Hebelsystems bei Power on" auf Seite 5 beschrieben worden.

Kommt ein elektrisches "Yaw damper"-Signal zur "Power unit", wird es im "Transfer valve" hydraulisch verstärkt und als Öldruckdifferenz zum "Yaw damper"-Regelkolben 14 geleitet. Dieser lenkt aus und betätigt die Zwischenhebel 13, welche jetzt um H drehen. Die Hebel 13 lenken die Steuerschieber aus und bewirken die bereits beschriebene Bewegung des Arbeitskolbens. Er lenkt das Ruder aus und betätigt- wie bereits auf Seite 5 beschrieben- das Hebelsystem für die Ventilrückführung. Der Seitenruderausschlag durch das "Yaw-damper system" ist auf $\pm 4^\circ$ begrenzt. Das ergibt sich aus Anschlägen des "Yaw-damper"-Regelkolbens 14.

Das "Yaw damper transfer valve", Seite 15 ist an der Verstärkereinheit installiert. Es ist entweder von der Firma Moog oder der Firma Atchley hergestellt. Das aus dem "Yaw damper" kommende elektrische Eingangssignal ist zu schwach, um den (Doppel-) Steuerventilschieber zu betätigen. Deshalb wird das Signal auf das Servoventil geleitet, welches es hydraulisch verstärkt zur Auslenkung der Steuerschieber freigibt. Im Einzelnen lassen sich diese Vorgänge folgendermaßen erklären:

Die Steuerwicklung des Servoventils erhält Gleichstromsignale entsprechender Polarität und Spannung aus dem "Yaw damper"-System. Dadurch bewegt sich der Anker und erzeugt am Kolben einen Differenzdruck.

Der sich auslenkende Kolben (Valve spool) gibt seinerseits Differenzdruck frei zum Regelkolben (Yaw damper actuator) welcher dann die Steuerschieber (Primary and secondary valve) und damit Arbeitskolben und Ruder betätigt.

Der Unterschied der beiden von den obengenannten Herstellern gefertigten Servoventile liegt in der Art, wie der Differenzdruck am Kolben erzeugt wird.

Beim Moog-Ventil bewegt der sich verstellende Anker ein Strahlblech (Flapper). Dadurch wird der dauernde Ölaustritt an den Düsen unterschiedlich beeinflusst. Es entsteht ein Differenzdruck in den Kanälen, welcher sich direkt auf den Kolben auswirkt. Der sich bewegende Kolben spannt eine Kompensierfeder und führt damit den "Flapper" zurück, so daß jedem Y/d-Signal auch nur ein ganz bestimmter Ausschlag am Regelkolben zugeordnet ist.

Beim Atchley-Ventil bewegt der sich verstellende Anker ein Strahlrohr (Jet). Dadurch wird der dauernde Ölaustritt aus dem Strahlrohr nicht mehr direkt auf die Mitte der beiden Auffangbohrungen (Receiver) geleitet und es entsteht am Kolben ebenfalls ein Differenzdruck. Der sich bewegende Kolben spannt eine Kompensierfeder und führt damit das Strahlrohr zurück, so daß jedem Y/d-Signal auch nur ein ganz bestimmter Ausschlag am Regelkolben zugeordnet ist. Einbauort des Y/d-transfer valve: An der Seitenrunderkraftverstärkereinheit.

Der Federakku, Seite 19 (Rudder hydraulic compensator)

gleicht durch Ölverlust oder Temperaturwechsel hervorgerufene Volumenänderungen in der abgeschalteten "Power unit" aus.

Die Hauptteile sind: das Gehäuse mit zwei Leitungsanschlüssen, ein federbelasteter Kolben sowie ein federbelastetes Ventil. Von den beiden Leitungsanschlüssen führt eine Leitung zum Rücklauf des Auxiliary Systems (Auxiliary system return) und die zweite zum Rücklauf der "Power unit". Das Rücklauföl fließt aus der "Power unit" erst in den Federakku, füllt ihn durch Zurückdrücken des federbelasteten Kolbens und fließt dann weiter in die Auxiliary-Rücklaufleitung. Wird die hydraulische Verstärkung ausgeschaltet, sorgt der gefüllte Federakku bei Bedarf für den Volumenausgleich.

Zugang durch "Rear spar access panel" der Seitenflosse.

Lufthansa

Technische Schule

Steuerungsanlagen 707
 Seitensteuerung u. Seitentrimmung
 Bauteile

Kap. 27-10 Seite 10
 Datum 8.65
 Bearbeiter wak
 Korrektur-Nr.

Das Absperrventil, Seite 19

(Power control valve/
 shut offvalve)

Dieses elektromotor-betätigte Ventil sitzt an der Innenwand des rechten Fahrwerkschachtes und sperrt das Drucköl zur "Power unit" wenn es nicht gebraucht wird - ab. Der Schalter (Rudder switch) zur Betätigung dieses Ventils befindet sich im "Overhead panel". In der Stellung "OFF" fährt der Elektromotor das Ventil "zu". Betätigt man den Schalter nach "ON" fährt der Elektromotor das Ventil "auf". Das Drucköl fließt durch das geöffnete Absperrventil zum Druckminderer (Pressure reducer) und zum (Doppel-) Steuerventil der "Power unit".

Für die Öldruckanzeige der Seitenruderversorgung, Seite 19
 (Rudder hydraulic pressure indicating system)

ist im "Copilot instrument panel" rechts unten ein Öldruck-Anzeige-Gerät (pressure indicator) eingebaut. Es erhält seine elektrischen Signale von einem Öldruck-Übertrager (Pressure transmitter) (Innenwand rechter Fahrwerkschacht). Die verwendete Spannung ist 28 Volt Wechselstrom. Die Übertragung erfolgt nach dem "Autosyn"-Verfahren.

Das Wahlventil, Seite 19

(Pressure control valve)

ist elektromotorbetätigt. Es sitzt an der Innenseite des rechten Fahrwerkschachtes. Hydraulisch befindet es sich in der 3000 psi Drucköl-Leitung zur "Power unit". Es hat zwei Stellungen in der einen kann das 3000 psi Drucköl fließen, in der anderen wird es abgesperrt und damit gezwungen über einen Druckminderer zu gehen, der den Öldruck auf 2250 psi reduziert. Gesteuert wird das Wahlventil vom sogenannten "Air speed switch". Letzterer ist im "Lower nose compartment" vorn rechts in Höhe des Copilot-Sitzes an die Wand geschraubt. Der "Air speed switch" schaltet bei 250 kts die Spannung zum Elektromotor um. Der Motor fährt das Ventil so, daß bei >250 kts 2250 psi und bei <250 kts 3000 psi an die "Power unit" geliefert werden.

Sollte der "Air speed switch" einmal versagen und bei weniger als 250 kts nicht in die untere Schalterposition springen, sondern oben stehen, genügt das Ausfahren der Innenlandeklappen, um doch auf 3000 psi zu kommen. Bei etwa 1° "Inb. Flaps" schaltet der "Rudder pressure control switch", betätigt durch die "Inb. flap follow up"-Seilscheibe, nach unten. Damit wird der Elektromotor das Wahlventils an der unteren Klemme mit Spannung versorgt und fährt das Ventil auf, d.h. in die 3000 psi - Durchgangsstellung.

Druckminderer, Seite 19

(Pressure reducer)

Dieses Gerät setzt den Öldruck für die "Power unit" von 3000 psi auf 2250 herab. Die Hauptbauteile sind: Das Gehäuse (Housing), eine Feder (Spring), eine Ventilhülse (Sleeve) und ein Reglerkolben. Der Druckminderer (Pressure reducer) hat drei Anschlüsse. Zum ersten Anschluß kommt die 3000 psi-Leitung vom Absperrventil (Shut off valve). Vom zweiten Anschluß führt die 2250 psi-Leitung zur "Power unit" und die dritte Leitung verbindet den Druckminderer (Pressure reducer) mit dem Rücklauf des Auxiliary Systems. Der Einbauort ist die Innenseite des rechten Fahrwerkschachtes.

Der Reglervorgang erfolgt durch den Ausgangsdruck. Er wirkt auf Reglerkolben mit Feder. Vermindert sich der Druck, wird die Verbindung zur 3000 psi-Leitung mehr geöffnet. Erhöht sich der Druck über den Einstellwert, wird der Kolben gegen die Feder geschoben und der Rücklauf geöffnet. Der restliche von den 3000 psi stammende Druck wird in Wärme umgewandelt.

Durch eine raffinierte Anordnung verbindet sich die 2250 psi-Leitung des Druckminderer mit der 3000 psi-Leitung des Wahlventils unmittelbar hinter den beiden Ventilen. Danach führt nur eine gemeinsame Leitung zur "Power unit" weiter. Diese Lösung hat den Vorteil, daß bei verstopftem Wahlventil immer noch Öl aus der 2250 psi - Leitung verfügbar bleibt.

Bei der 3000 psi-Versorgung verhindert ein "Check valve" den verkehrten Ölfluß zum Druckminderer.

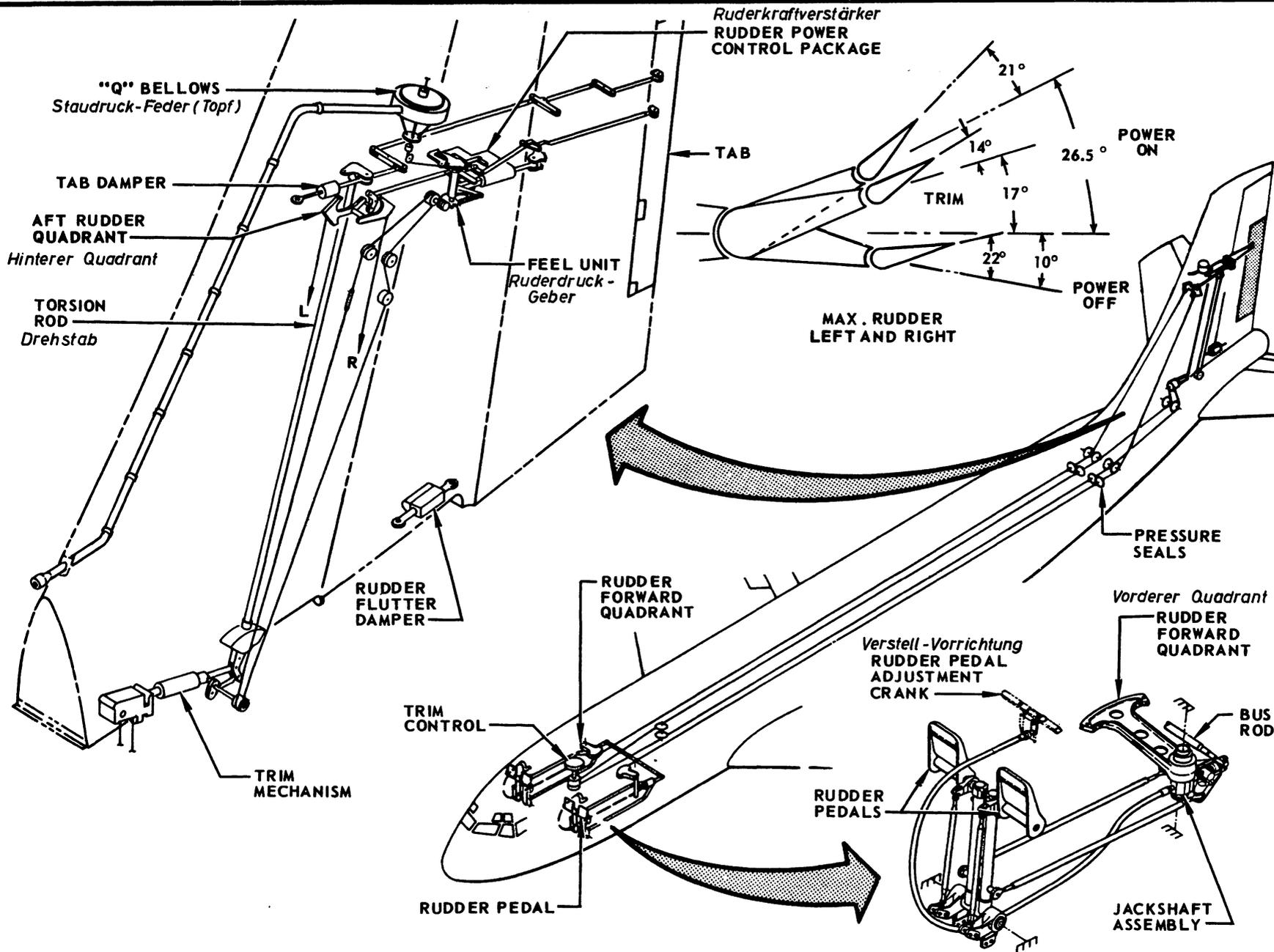
 Die Niederdruckwarnung, Seite 19

(Rudder hydraulic system low pressure warning system)

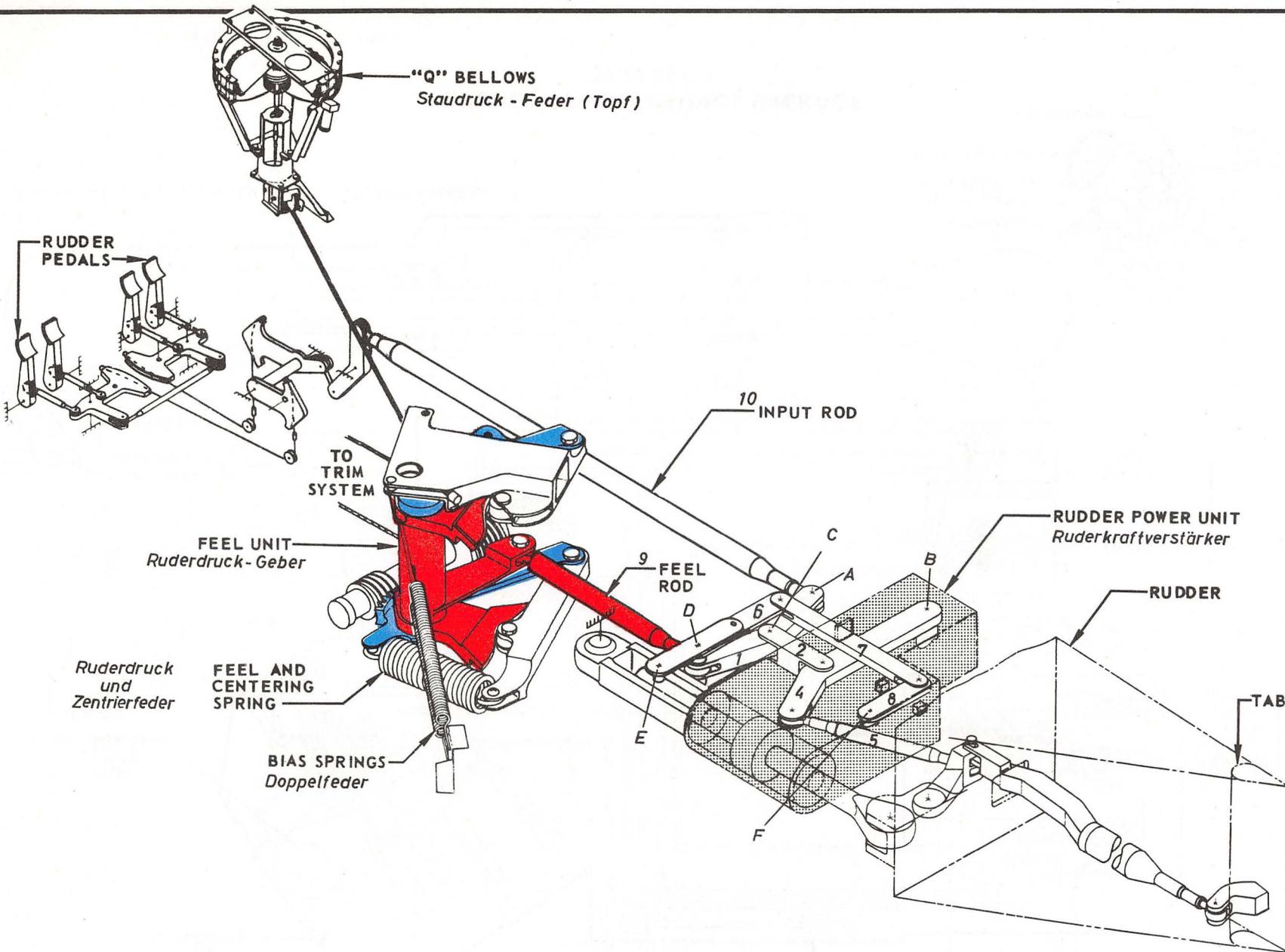
der hydraulischen Seitenruderversorgung erfolgt durch eine rote Lampe im "Copilot's instrument panel".

Sie brennt, wenn der Kontakt des "Air speed switch" unten, d.h. in der 250 kts oder 3000 psi-Position steht und dabei der geringere d.h. weniger als 3000 psi Druck, vorhanden ist. Die Masse liefert der "Rudder pressure warning switch".

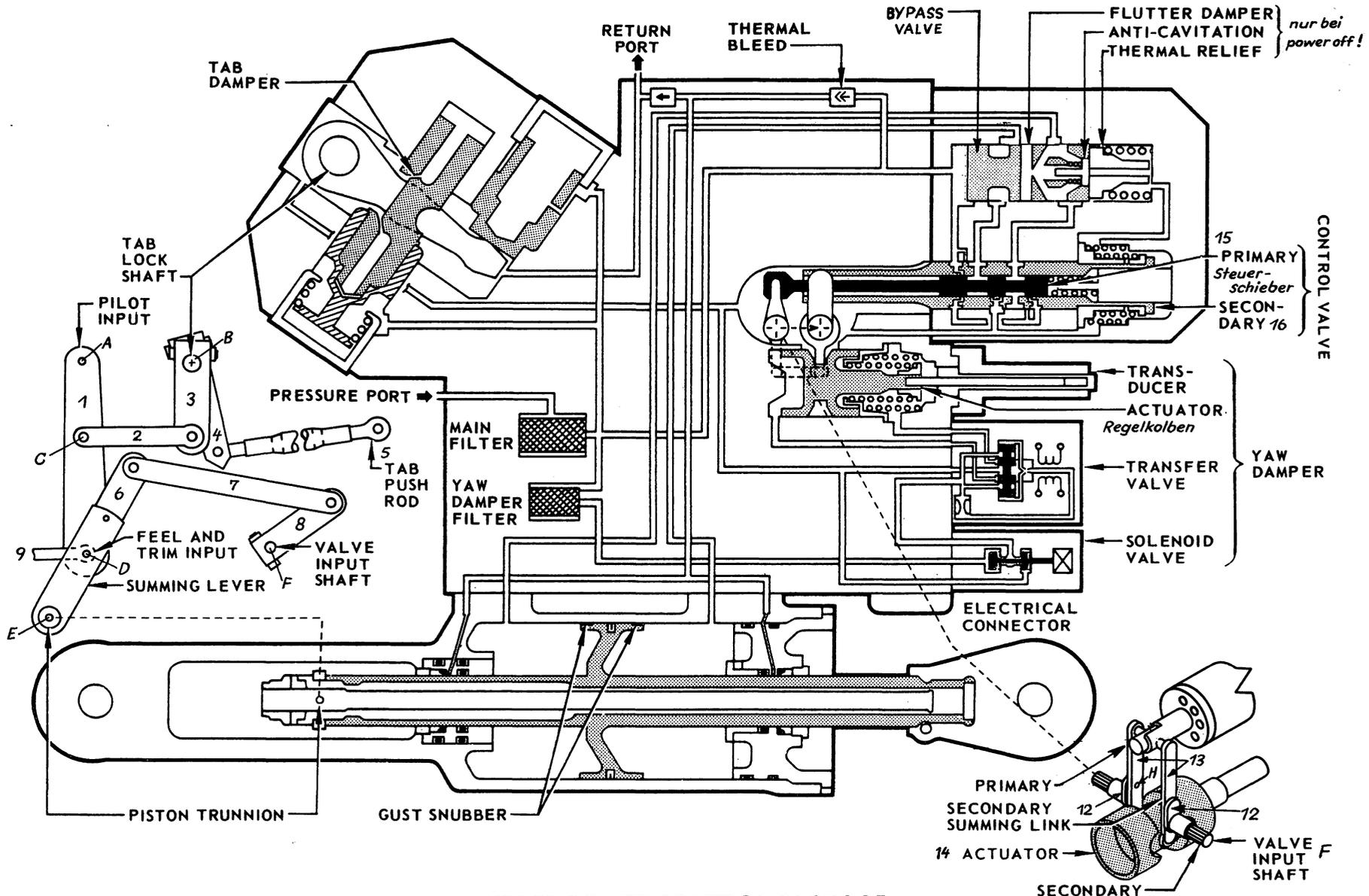
Das Letzte macht er genauer gesagt, wenn der Druck etwa 100 psi unterhalb des "Light off" - Schaltwertes liegt. Das Licht geht aus (Light off) wenn der Druck auf etwa 2700 psi ansteigt. Einbauort des "Warning switch": Rechter Fahrwerkschacht.



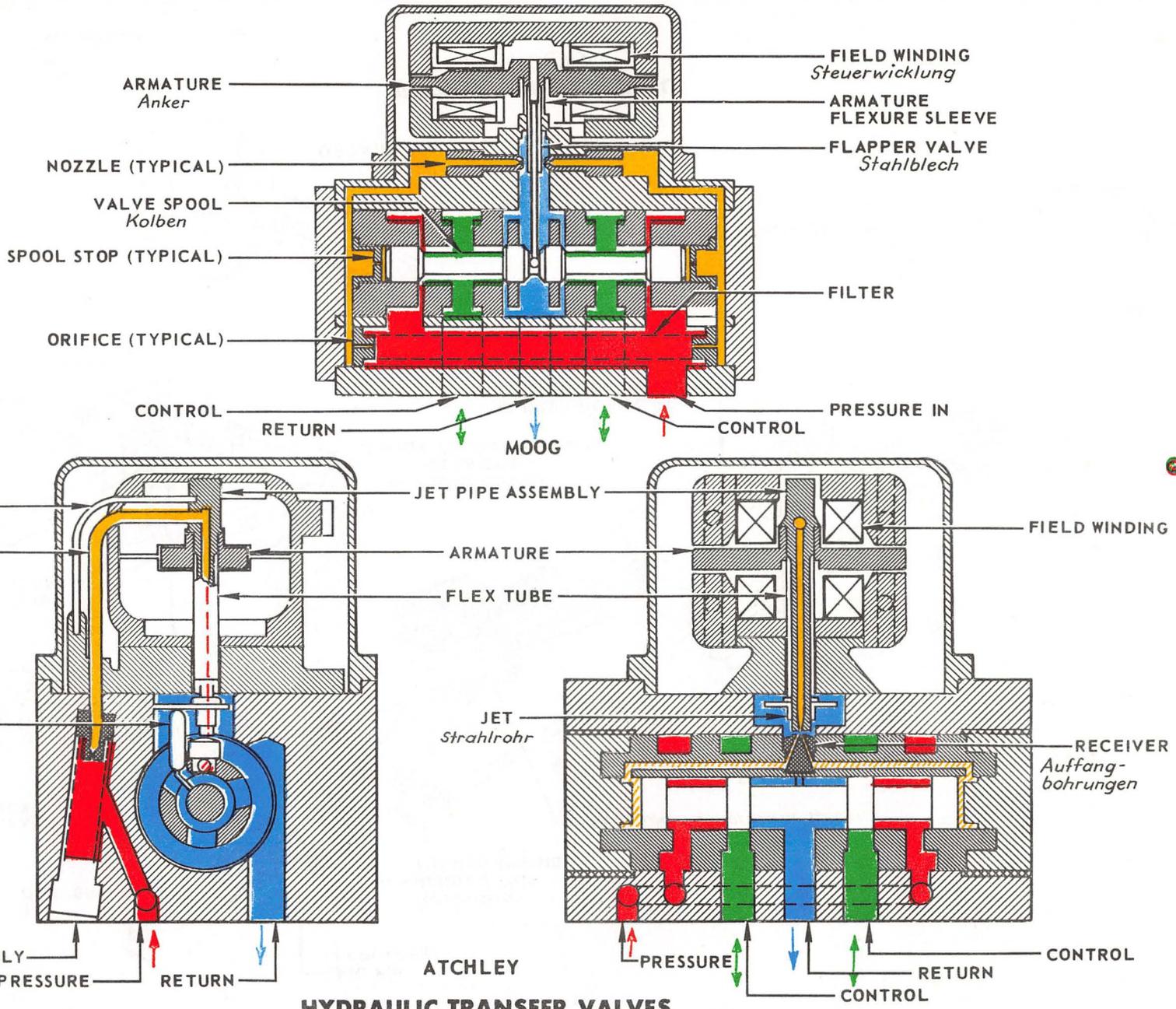
RUDDER SYSTEM
27-61 REV A



RUDDER FEEL MECHANISM
27-65 REV A



RUDDER POWER CONTROL PACKAGE
27-64 REV A

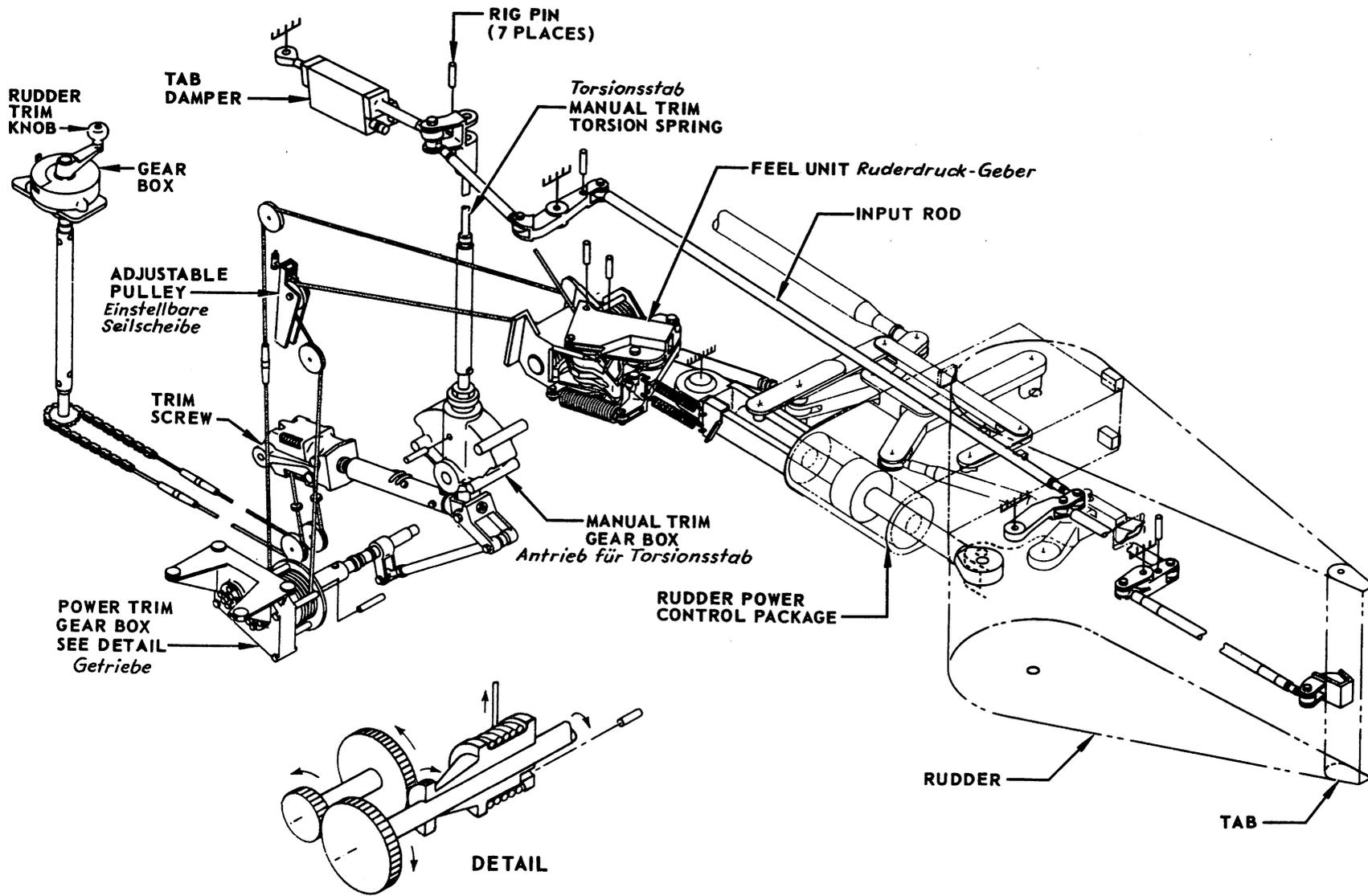


HYDRAULIC TRANSFER VALVES

JUN 21 / 63

152

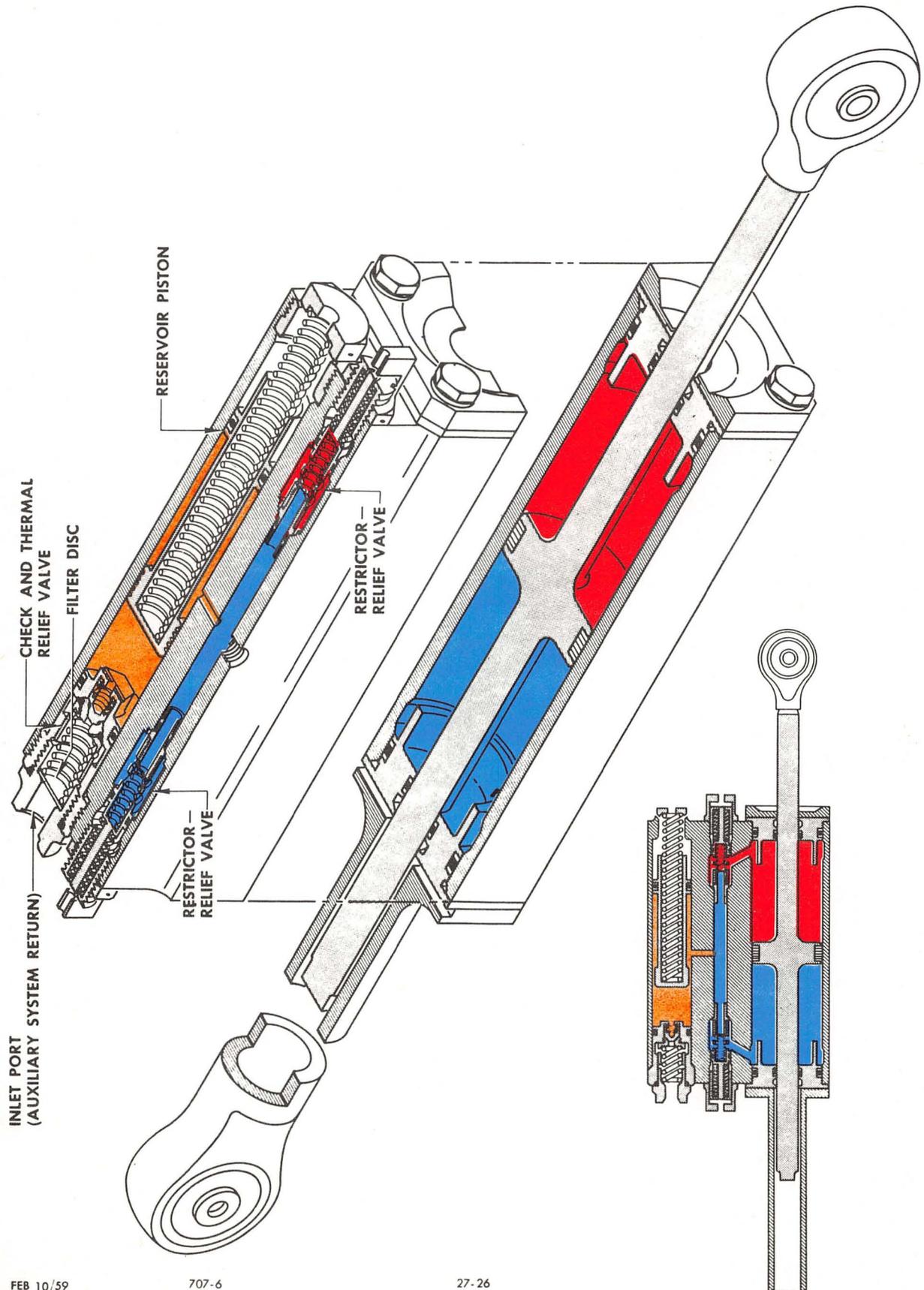
27-35

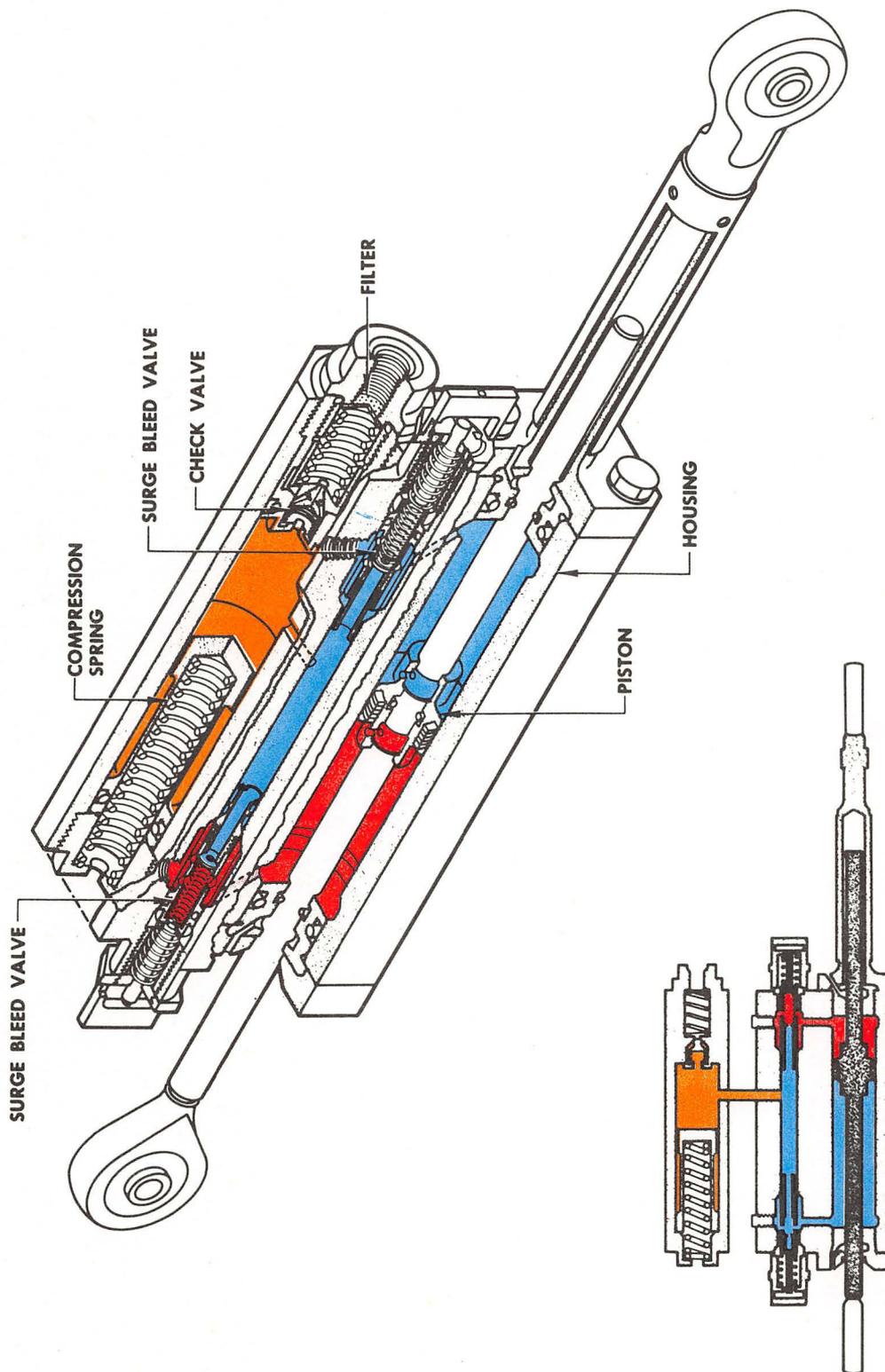


RUDER TRIM CONTROL
27-66 REV A

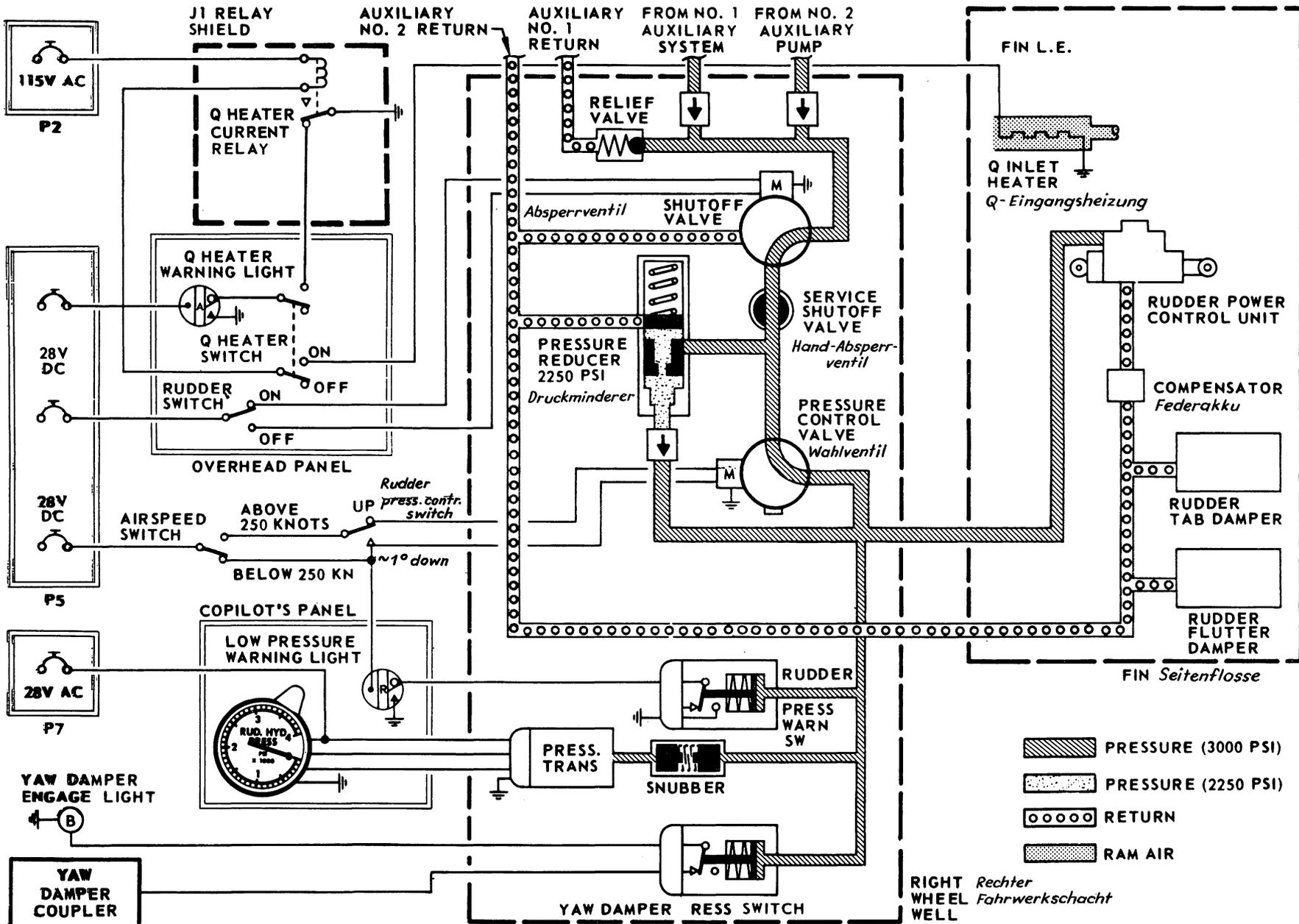
REV SEP 24/64

46C



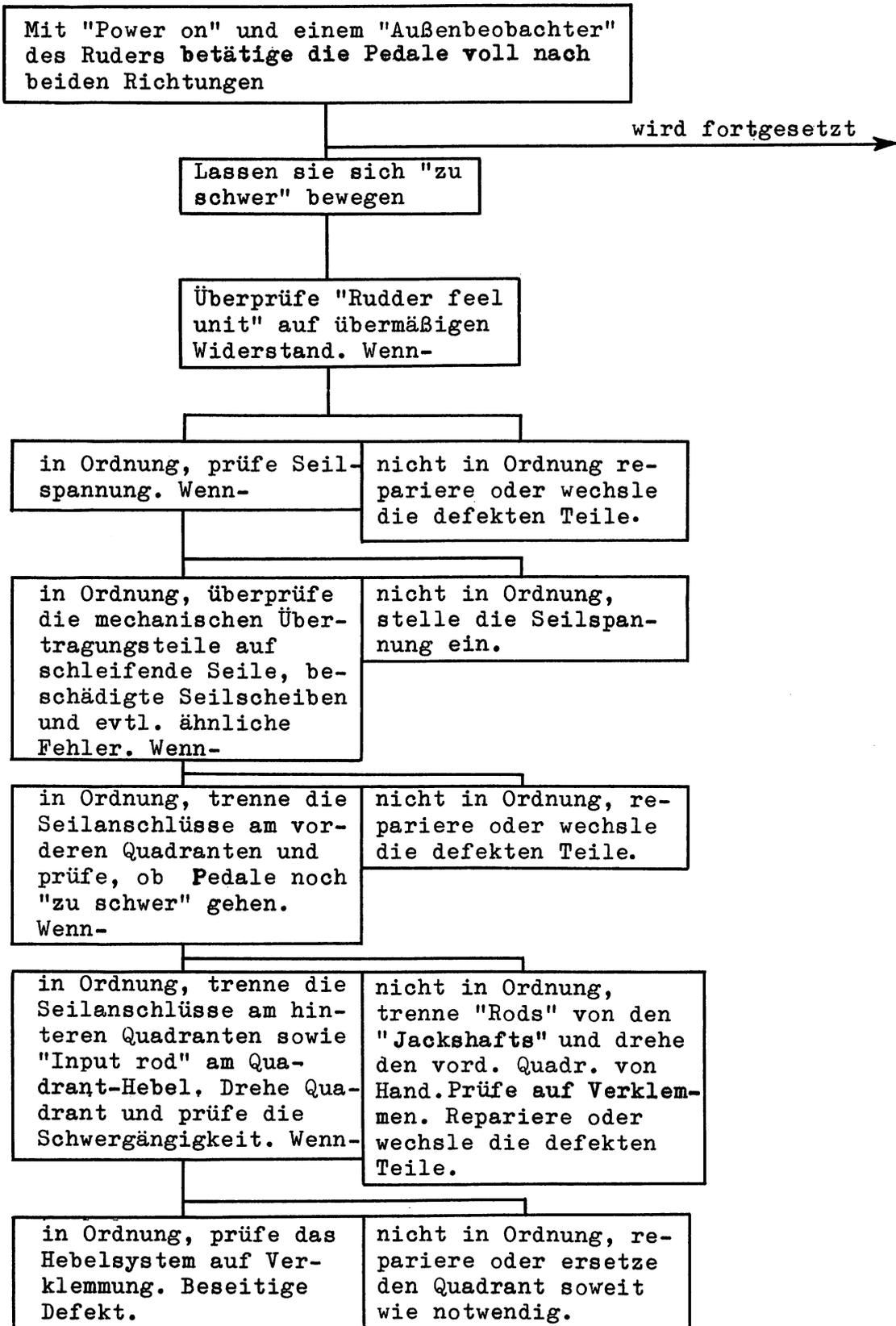


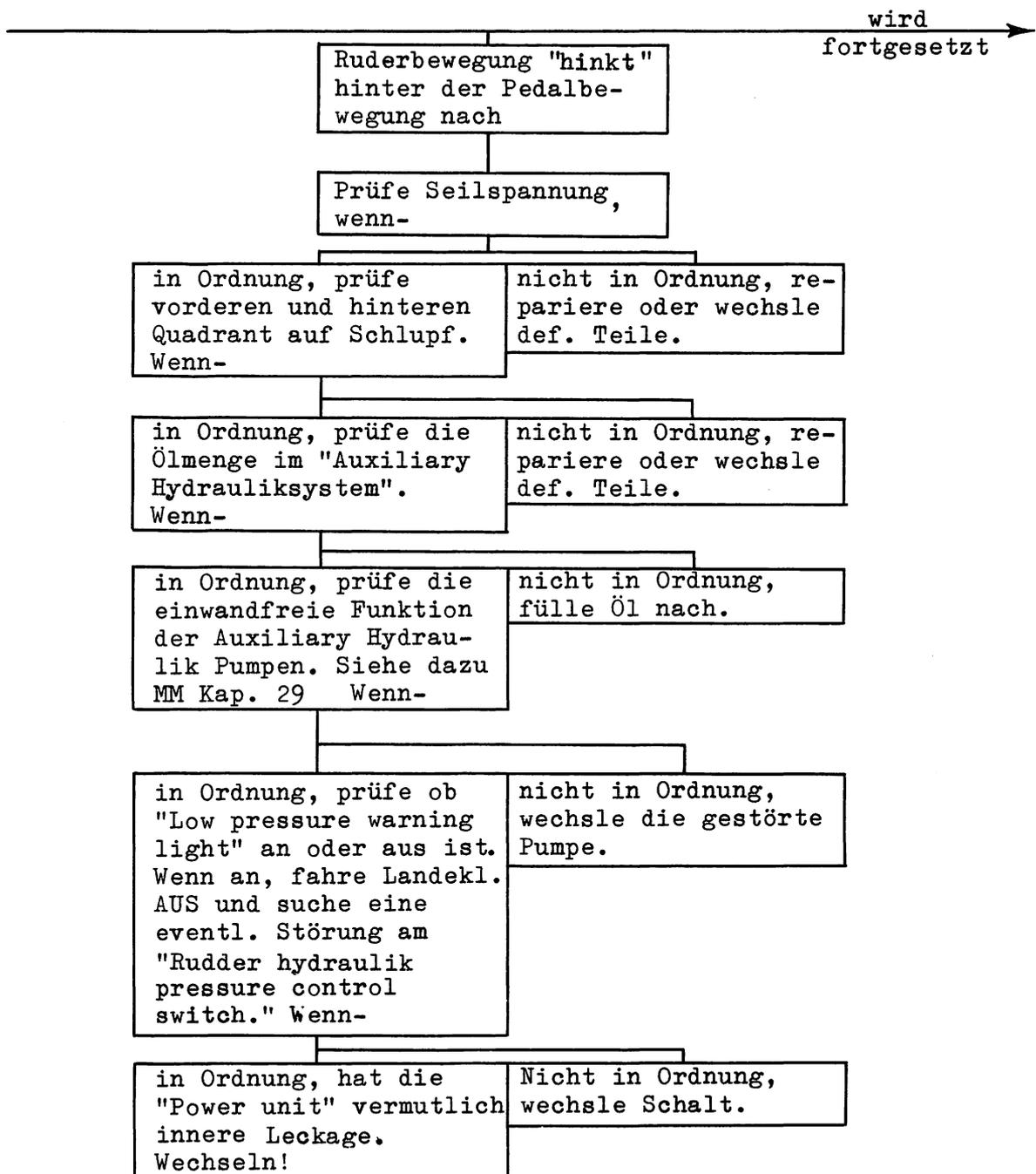
RUDDER CONTROL TAB DAMPER ASSEMBLY

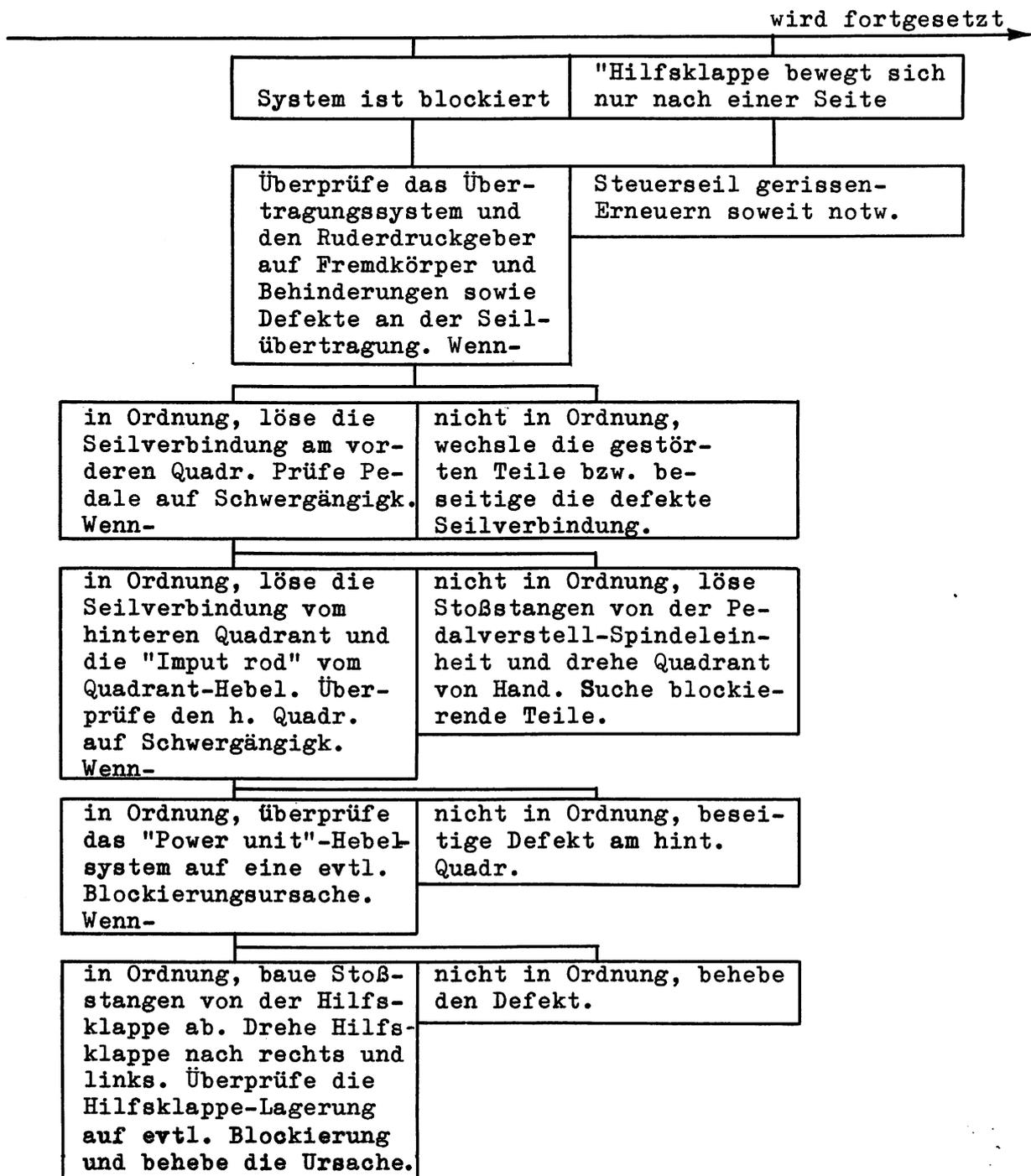


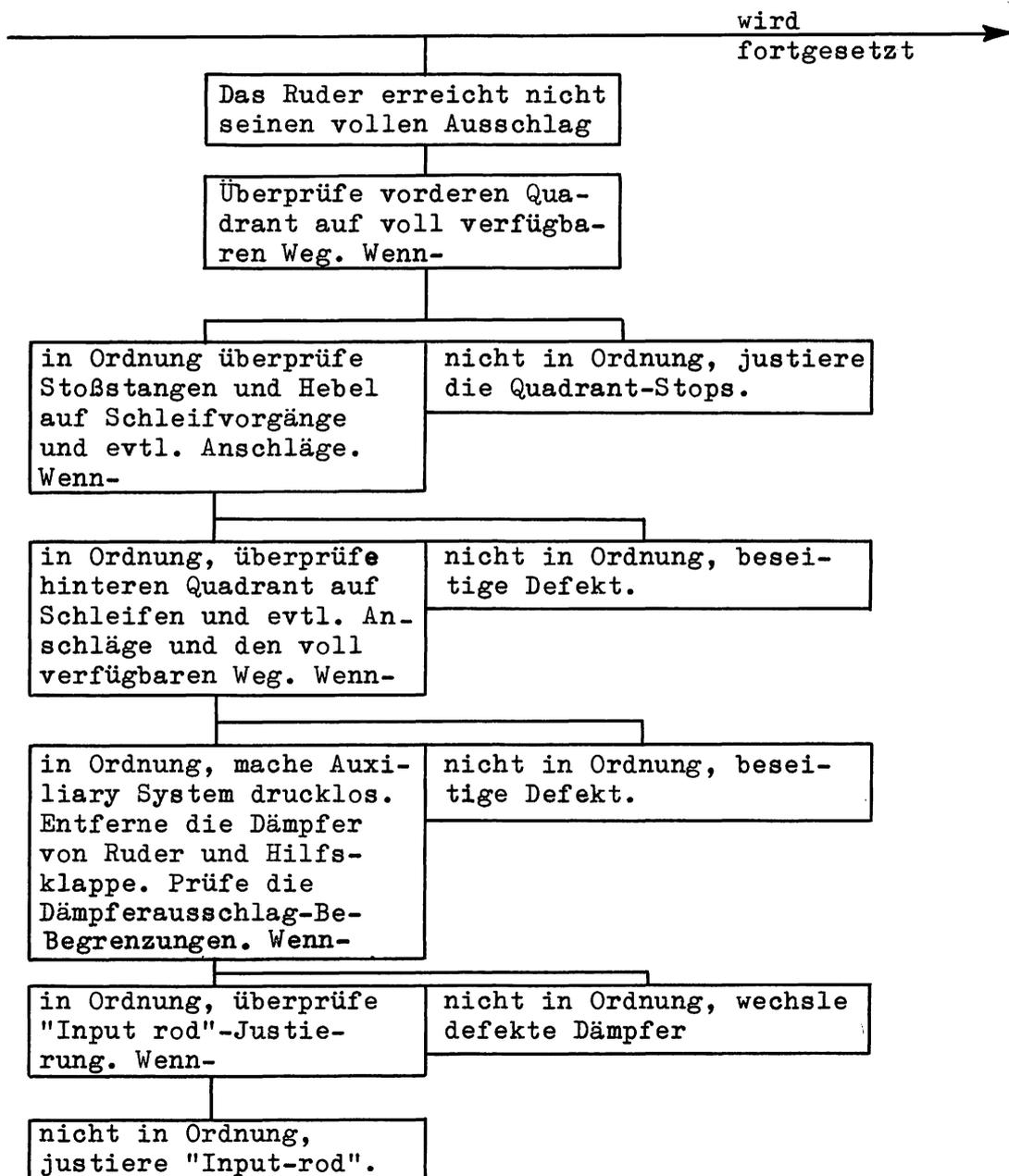
RUDDER HYDRAULIC SYSTEM

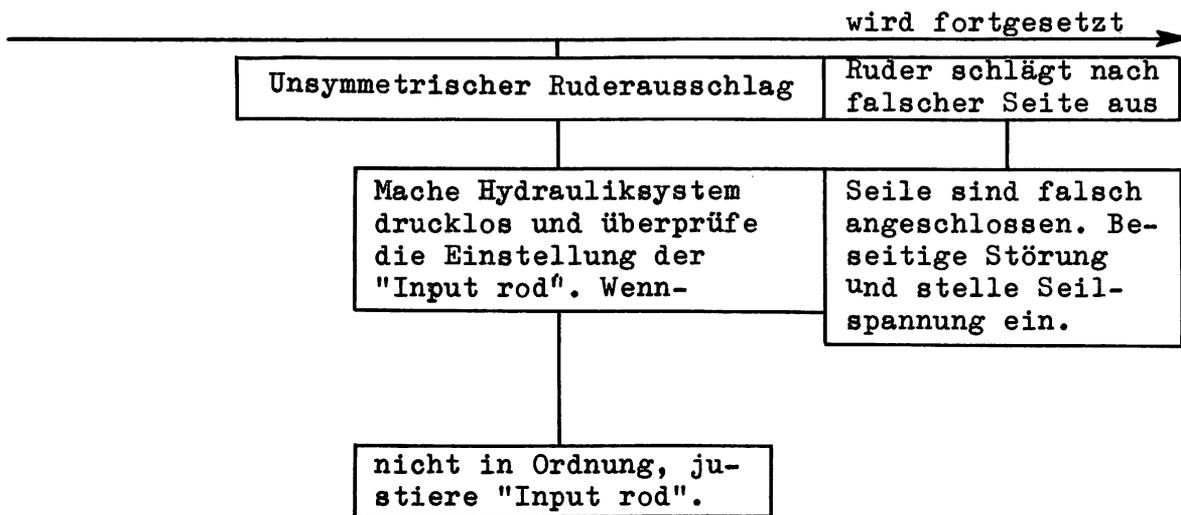
7.3 Fehlersuche

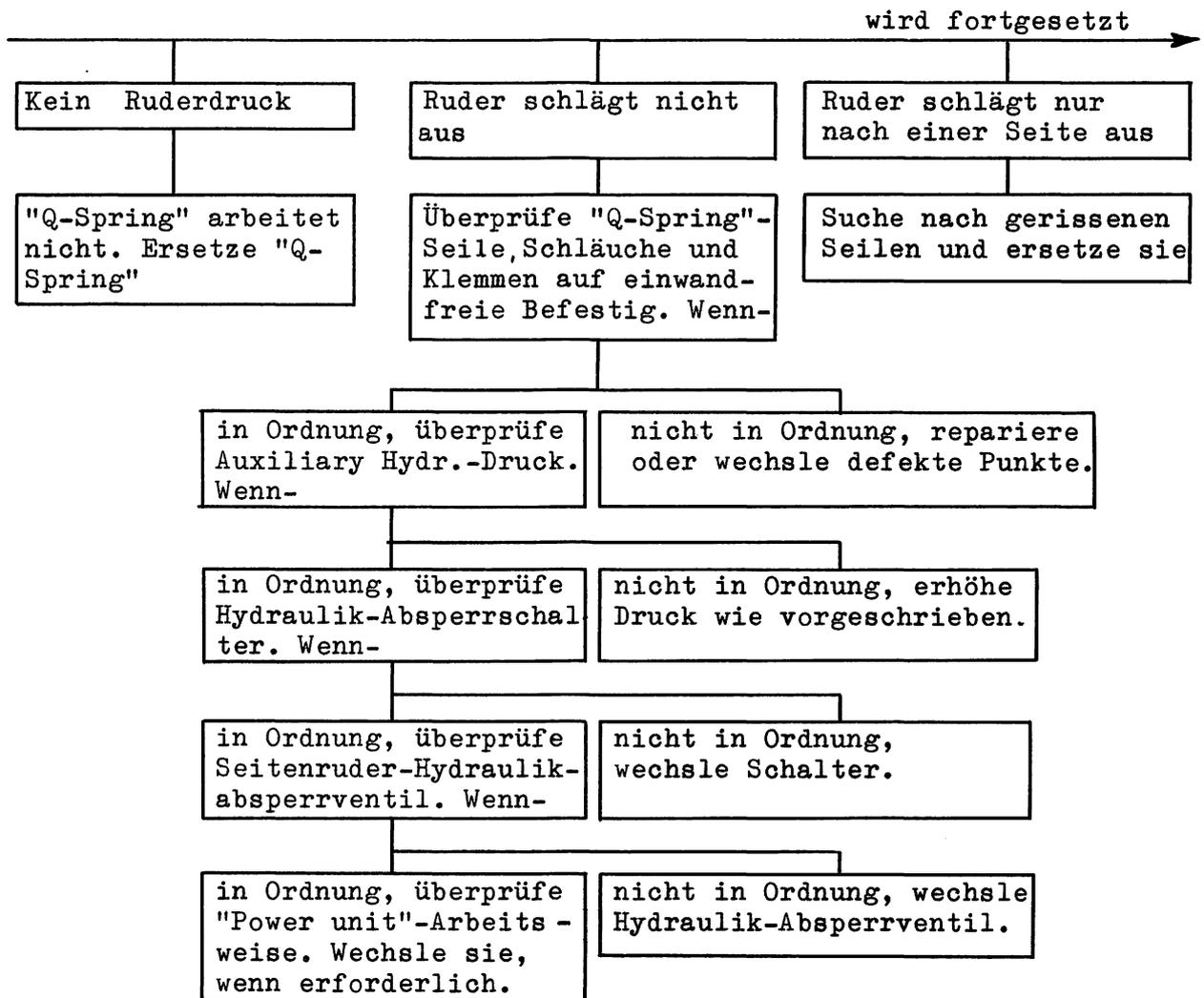


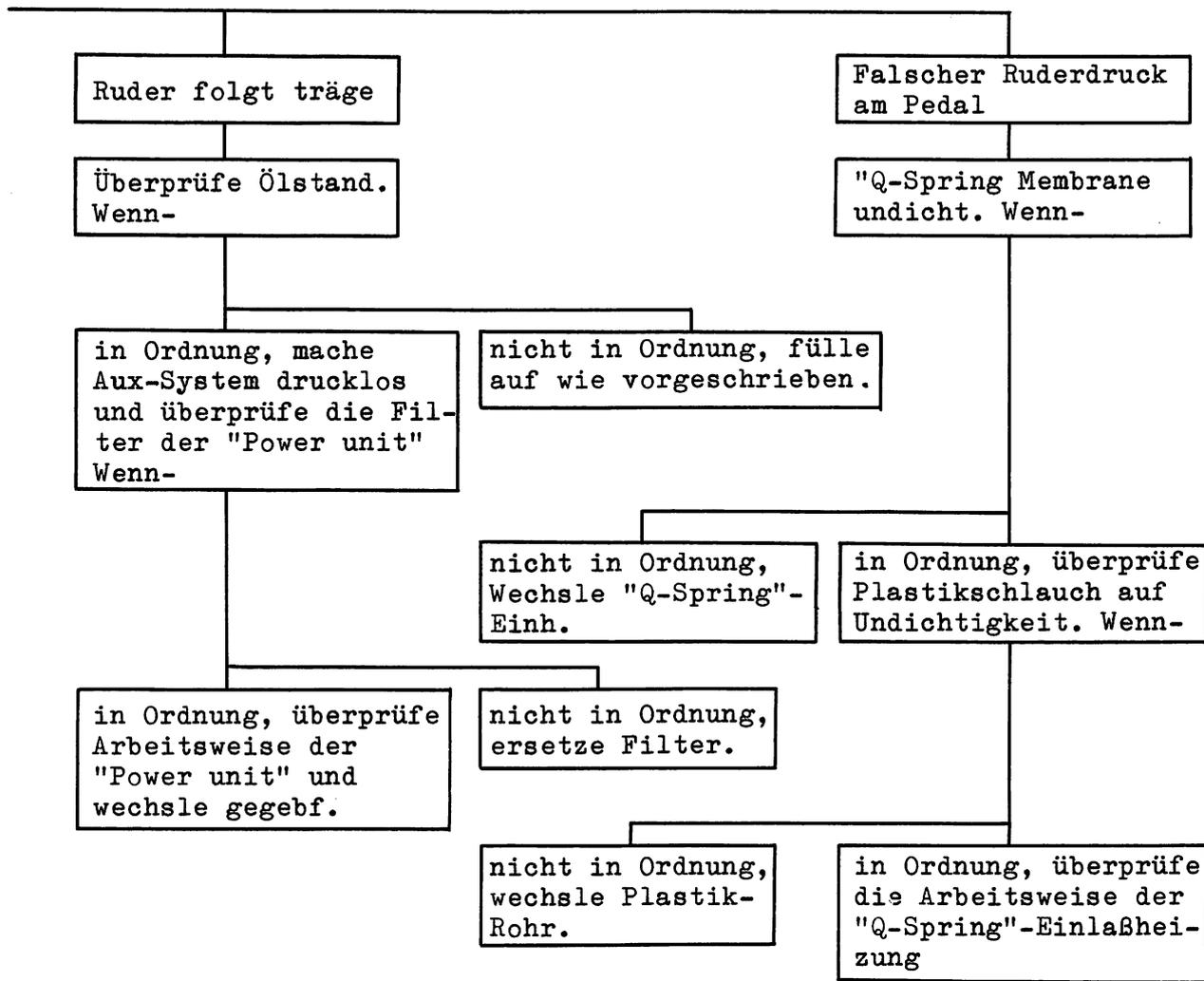










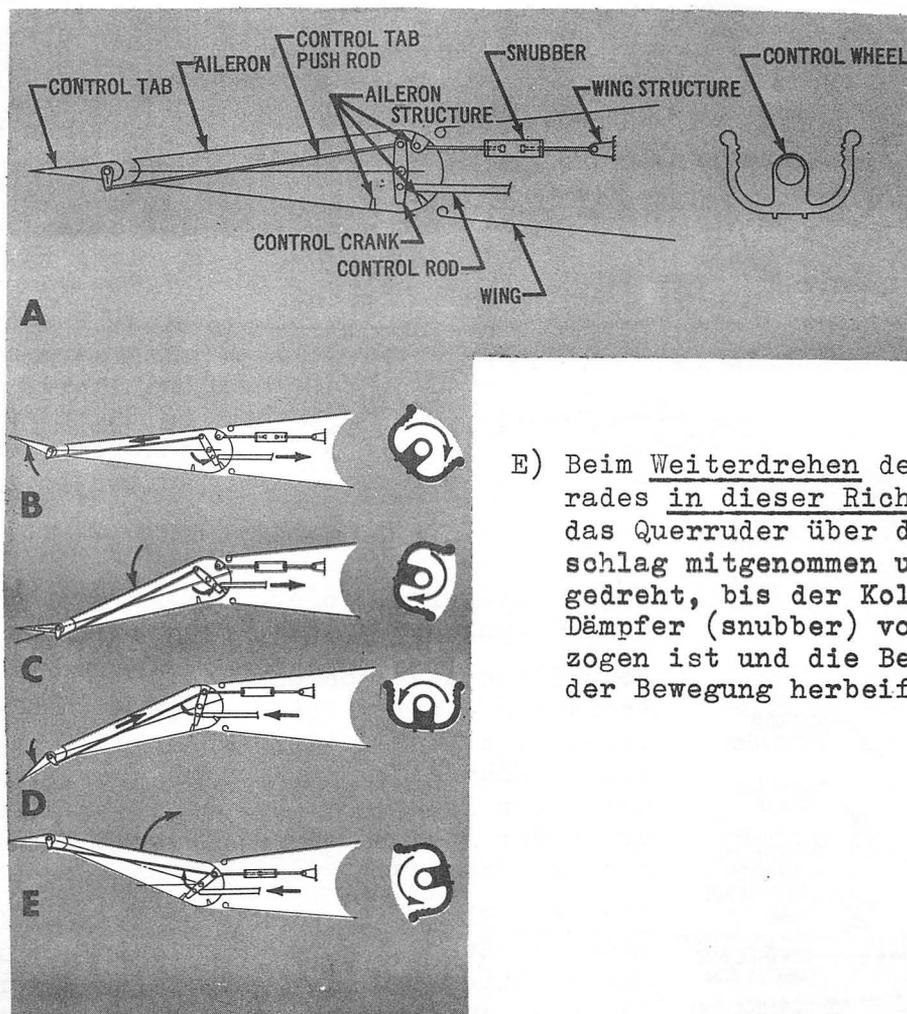


Teure Inspektionen oder Flugabsetzungen können vermieden werden, wenn eine Eigenart - nämlich das Blockieren der Betätigungsteile im Cockpit bei starkem Rückenwind am Boden - berücksichtigt wird.

Nur im Fluge werden die Steuerflächen aerodynamisch ausgelenkt und gehalten. Am Boden dagegen können sie durch den Wind unabhängig von den Betätigungsteilen im Cockpit in eine Endstellung gedreht werden.

Fig.1 zeigt den normalen Bewegungsablauf bei einer Bodenprüfung.

- A) Querschnitt durch das linke Innenquerruder mit Blickrichtung zur Flächenspitze.
- B) Handrad wird im Uhrzeigersinn gedreht bis der Umlenkhebel des Hilfsklappengestänges (Control crank) an die Querruderstruktur (aileron structure) anschlägt.
- C) Beim Weiterdrehen im Uhrzeigersinn wird das Querruder über den Anschlag direkt mitgenommen und soweit gedreht, bis im ganz zusammengedrückten Dämpfer der Kolben an den Zylinder schlägt.
- D) Handrad drehen entgegen dem Uhrzeigersinn in Richtung Neutralstellung. Dabei wird die Hilfsklappe von ihrer oberen in die untere Stellung gedreht, bis der Umlenkhebel (control crank) auf der anderen Seite anschlägt.



- E) Beim Weiterdrehen des Handrades in dieser Richtung wird das Querruder über den Anschlag mitgenommen und soweit gedreht, bis der Kolben im Dämpfer (snubber) voll ausgezogen ist und die Begrenzung der Bewegung herbeiführt.

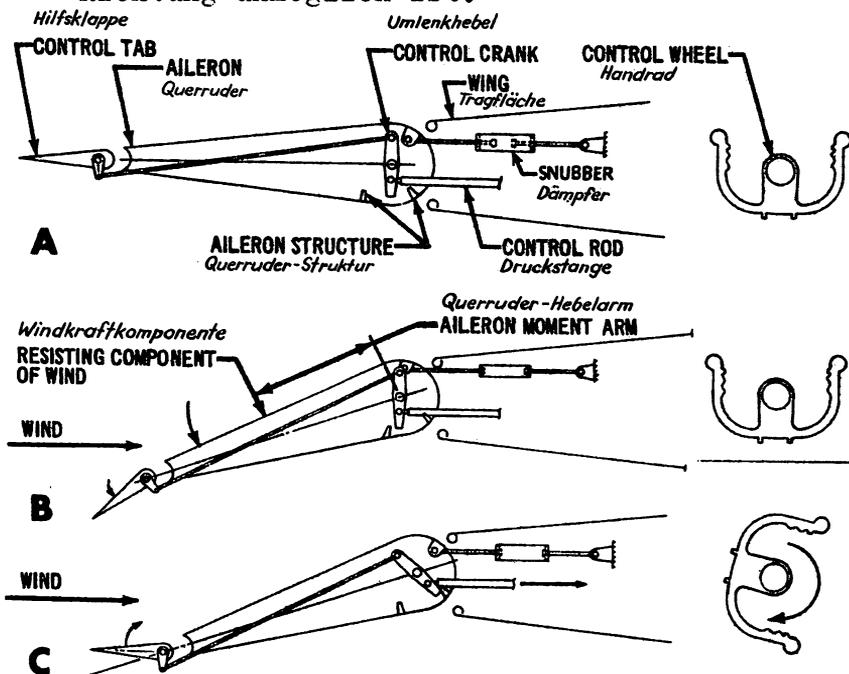
Fig.2 zeigt das Verhalten des Innenquerruders bei starkem Rückenwind am Boden.

A) Querschnitt durch das linke Innenquerruder mit Blickrichtung zur Flächenspitze.

B) Ein Rückenwind bläst das Querruder herunter. Das Handrad bewegt sich dabei nicht aus seiner Neutralstellung, denn der Abstand zwischen den beiden Drehachsen von Hilfsklappe und Querruder bleibt konstant. Da die Hilfsklappe eine Druckstange (control tab push rod) mit fester Länge hat, bewegt sie sich um ihre Drehachse in der gleichen Richtung wie das Querruder. Der Querruderanschlag erfolgt im Dämpfer und man müßte das Handrad im Cockpit ca 2° entgegen dem Uhrzeigersinn drehen, dann würde der Umlenkhebel (control crank) an die Querruderstruktur (aileron structure) stoßen.

Achtung: Jede weitere Drehbewegung am Handrad entgegen dem Uhrzeigersinn erfolgt gegen die Windkraftkomponente, die auf dem Querruder wirkt. Die Windkraft kann, in Verbindung mit dem Großen Hebelarm, ein so großes Moment erzeugen, daß eine weitere Bewegung am Handrad in dieser Richtung unmöglich ist.

C) Handrad drehen im Uhrzeigersinn. Dabei wird die Hilfsklappe (Tab) von ihrer unteren in die obere Stellung bis zum Anschlag (control crank on aileron structure) gedreht, während das Querruder in seiner unteren Stellung verbleibt.

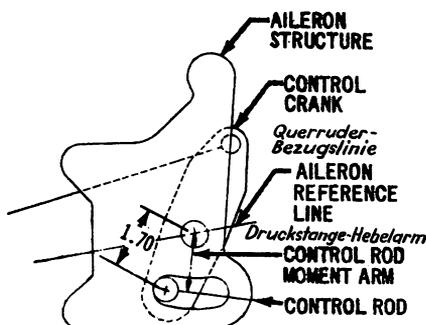


Diese Pseudo-Blockierung kann natürlich bei starkem Rückenwind am Boden auch bei den anderen Steuerflächen auftreten. Beim Seitenruder zeigt sich diese Erscheinung auch

beim Seitenwind, sofern die hydraulische Ruderverstärkung "off", d.h. ausgeschaltet ist.

Beim Höhenruder können - durch die unabhängige Anordnung - beide Teile durch den Wind entgegengesetzt, d.h. das linke Höhenruder hoch und das rechte Höhenruder nach unten gedreht werden. Es hätte zur Folge, daß bei einer entsprechenden Größe der Windkraft die Steuersäule weder vor noch zurück bewegt werden kann.

Abhilfe: Flugzeug gegen Wind drehen. Dann müssen sich bei der Bodenprüfung die Steuerflächen und die Betätigungsteile im Cockpit so verhalten wie in Fig.1 und in der Wartungsvorschrift dargestellt



LE Flaps (leading edge flaps)

Die Entwicklung der LE Flaps basiert auf einer grundsätzlichen Differenz zwischen dem Verhalten von Turbinenflugzeugen gegenüber Propflugzeugen bei sehr niedrigen Geschwindigkeiten.

Fig. 1 zeigt die Steiggeschwindigkeit zur Fluggeschwindigkeit beider Antriebsarten aufgetragen. Das Propflugzeug hat bei hoher Triebwerksleistung eine wesentlich kleinere "stall"-Geschwindigkeit als bei kleiner Leistung. Beim Verschieben der Gashebel erhöht der Propluftstrom mit seiner höheren Geschwindigkeit (zur Flugzeuggeschwindigkeit) den Auftrieb und verhindert durch die Energiezufuhr die Ablösung. Beim Turbinenflugzeug fehlt diese Energiereserve aus dem Propluftstrom. Wie Fig. 1 zeigt, hat die "stall"-Geschwindigkeit bei einem Turbinenflugzeug, unabhängig davon, ob die Triebwerkleistung klein oder groß ist den gleichen Wert.

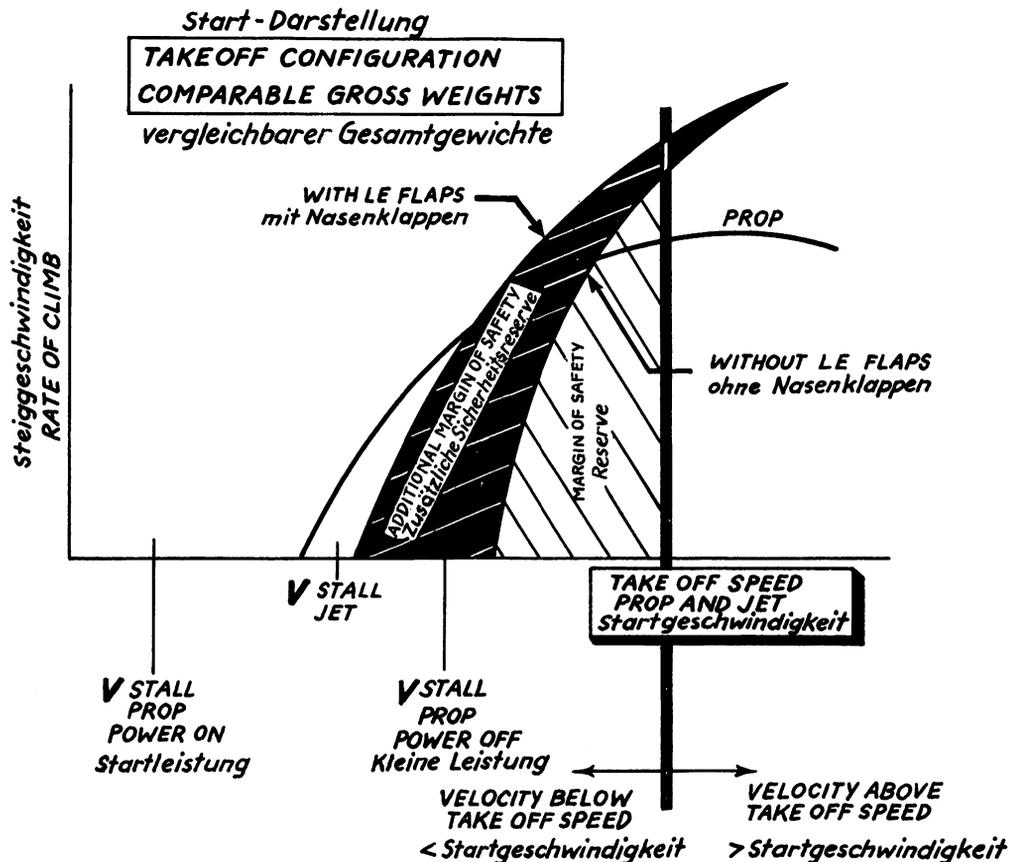


Fig. 1

Fig. 1 - LE Flaps schaffen den Hochgeschwindigkeitsflugzeugen im Langsamflug - besonders im Start - eine zusätzliche Sicherheitsreserve.

Nasenklappen kompensieren diesen Nachteil und schaffen die fehlende Sicherheitsreserve. Auf welche Weise soll im Folgenden dargestellt werden.

Nach Boeing haben Testflüge ergeben, daß der Start auch ohne LE Flaps einwandfrei durchzuführen ist. Wenn aber kritische Situationen eintreten, so z.B. ein zu starkes Anziehen beim Abheben, oder ein starker Gegenwind läßt plötzlich nach bzw. springt zum Rückenwind um, erlauben - wie in Fig. 1 dargestellt - die LE Flaps die Fortsetzung des Steigfluges mit geringerer Geschwindigkeit ohne daß ein "stallen" eintritt. Sie liefern damit eine zusätzliche Sicherheitsreserve.

Warum gerade bei schnellen Profilen die LE Flaps eine Verbesserung der "stall"-Verhältnisse bringen hat folgenden Grund:

Stellt man z.B. ein Unterschallprofil stark an, so lassen sich im Bereich der Vorderkante durch den großen Nasenradius keine Ablösungserscheinungen der Grenzschicht feststellen. Die Wirbelbildung beginnt mehr im hinteren Bereich der Profilerseite.

Anders verhält sich der Luftstrom an einem Profil, daß für den schallnahen Bereich entwickelt wurde. Bei geringer Fluggeschwindigkeit und starkem Anstellwinkel zeigt das Profil örtliche Ablösungen zuerst auf der Oberseite der Nase.

Die Erklärung für diese Erscheinung liegt darin, daß die Hochgeschwindigkeitsprofil-Nase scharfkantig ist, wodurch eine schnelle Entspannung des Luftstromes hervorgerufen und die Ablösung unterstützt wird. (Fig. 2 und Fig. 3) Diese Ablösung im Bereich der Flächennase ist wegen ihrer Auswirkung auf den gesamten Tragflügel sehr ungünstig.

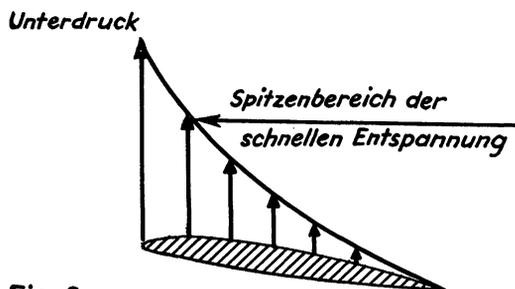


Fig. 2

Fig. 2 - Hinter der "scharfen" Kante eines Profiles für schallnahe Geschwindigkeit kommt es durch den raschen Anstieg des Unterdruckes zu einer schnellen Entspannung.

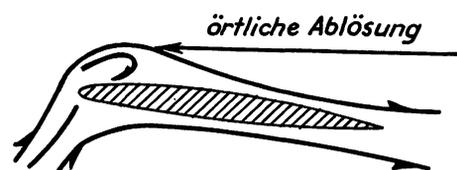


Fig. 3

Fig. 3 - Die schnelle Entspannung kann zum örtlichen Ablösen führen.

Windkanalversuche zeigten, daß die örtliche Ablösung in bestimmten Zonen der Tragflächennase sogar noch früher einsetzen kann. Nämlich entweder in Höhe der Außenseite der Außenlandeklappe oder auf den Tragflächen-Innenseiten neben den Triebwerkverkleidungen.

Betrachten wir in Fig. 4 die Landeklappen im Tragflügel, so ist die Landeklappen-Profilsehne gleich lang, während Flügeltiefe bzw. Flächenprofilsehne flächenauswärts abnimmt. Das führt im Außenbereich der Außenlandeklappe zu einem sehr hohen Verhältnis der beiden Profilsehnen-Landeklappe : Tragfläche. Wird die Landeklappe ausgefahren, beeinflusst sie die Tragflächenumströmung so stark, daß es zu den o. g. örtlichen Ablösungen an der Tragflächennase kommen kann.

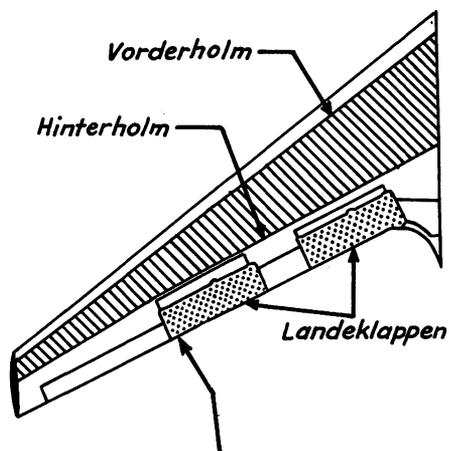


Fig. 4

Fig. 4 - Das Verhältnis der Profilsehnen Landeklappe : Tragfläche ist im Außenbereich der Außenlandeklappen sehr hoch.

Im zweiten Falle wirkt das an die Tragfläche aufgehängte Triebwerk für den nach hinten und außen fließenden Luftstrom wie ein "Zaun" und vergrößert damit den wirksamen Anstellwinkel auf der Tragflächeninnenseite der Triebwerke. Es kann dadurch ebenfalls in diesem Bereich zu örtlichen Ablösungen hinter der Vorderkante kommen.

Möglichkeiten zur Verhinderung des Ablösens
im Bereich der Tragflächen-Nase

- a) Durch einen Vorflügel wird aus dem Druckbereich der Unterseite Energie in die Grenzschicht der Oberseite gebracht.
 Nachteil: zu hoher Widerstand bei Reise-Geschwindigkeit.
- b) Zur Herabsetzung des hohen Unterdruckes auf der Oberseite im Bereich der Nasenkante wird diese "unscharf" oder rund gemacht. Dieses geschieht durch Ausfahren der LE Flaps bei kleiner Geschwindigkeit. Bei Reise-Geschwindigkeit liegen sie bündig an der Unterseite des Profiles an. (Fig. 5)

Die LE Flaps der Boeing 707 haben eine Gesamtbreite (Spannweite) von 12 feet (3,6 m) pro Flächenseite und eine Tiefe von 14 inches. Sie sind flächeneinwärts neben den beiden Außentriebwerkverkleidungen als Paar auf der Nasenunterseite gelagert.

Zwei hydraulische Betätigungszyylinder pro Klappe bewegen diese in die 100°-Stellung, gemessen von der Profilsehne, s. Fig. 5.

Ein Hydraulikventil wird mit der Antriebswelle der Außenlandeklappen mechanisch gesteuert. Es läßt die LE Flaps ganz ausfahren, wenn die Außenlandeklappen 9,5° ausgefahren sind und ganz einfahren, wenn die Außenlandeklappen beim Einfahrvorgang 6° erreichen.

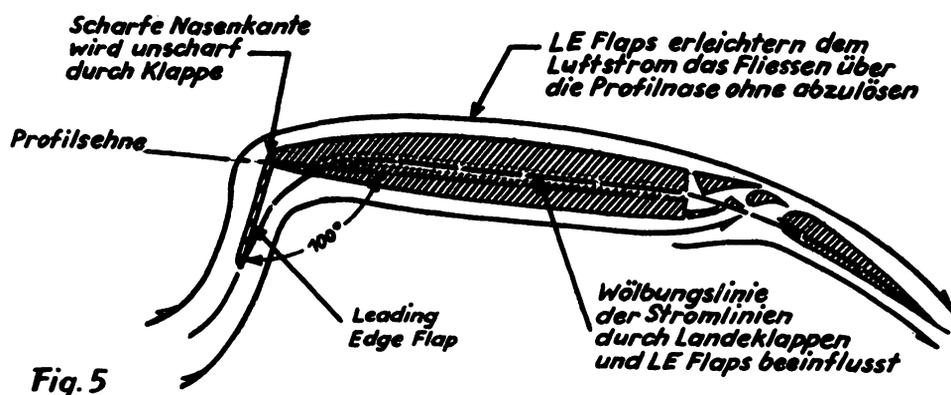


Fig. 5

Fig. 5 - Der Strömungsverlauf an einem Profil für schallnahe Geschwindigkeit bei ausgefahrenen Landeklappen und LE Flaps.

