

FA-FBJ

# Airliner TU 134 / TU 134 A

## Aircraft Manual

**INTERFLUG**

Gesellschaft für Internationalen Flugverkehr m. b. H.



Eigenerarbeitung des Betriebsteils Flugtechnik  
des Verkehrsfluges der INTERFLUG

Leitung: Gerhard Krüger

Technische Redaktion: Bruno Lau

Nur für den Dienstgebrauch  
auf ausländischen Flughäfen

- Alle Rechte vorbehalten -

---

Herausgeber: INTERFLUG - Technische Dokumentationsstelle  
Juni 1978

Berlin - Schönefeld

Ordnungs-Nummer: NB-4/11

Ag/130/TD/40/78

Gerd Ritter  
Schwartzkopffstraße 9  
10115 Berlin  
Germany



<u>Inhaltsverzeichnis/Contents</u>	Seite/Page
Vorwort Foreword	13-00-00/201
Allgemeines General	13-00-01/201
Bauhöhen Overall height	13-00-02/201
Passagierkabine Passenger cabin	13-00-03/201
Frachträume Freight holds	13-00-04/201
Besonderheiten der Flugzeugwartung bei niedrigen und hohen Außentemperaturen Aircraft servicing at low and high ambient air temperatures	12-01-00/201
Wartungsanschluß-Höhen Servicing points	12-03-00/201
Außenbordstromversorgung Ground power unit	12-04-00/201
Erdung des Flugzeuges Grounding of the aircraft	12-05-00/201
Kraftstoffanlage Fuel system	12-06-00/201
Schmierstoffanlage Oilsystem	12-07-00/201
Hydraulikanlage Hydraulic power sources	12-08-00/201
Betanken mit Stickstoff Nitrogen charging	12-09-00/201
Wasser- und Toilettenanlage Water and toiletsystem	12-10-00/201
Sauerstoffanlage Oxygen system	12-11-00/201
Radwechsel am Fahrwerk mittels Hydraulikheber Lifting of landing gear wheels with the aid of hydraulic jacks	12-12-00/201
Klimatisierung Air conditioning	12-13-00/1
Schleppen des Flugzeuges Aircraft towing	17-00-01/201
Sicherung des Flugzeuges nach dem Abstellen Securing of aircraft during parking	17-00-02/201
Empfehlungen für die Bergung des Flugzeuges bei Notlandungen Aircraft recovery in case of an emergency landing	17-00-03/201
Türen und Luken Doors and openings	17-00-04/201

**Vorwort**

Das Flugzeug Tu 134 (A) ist ein Kurzstrecken-Passagierflugzeug mit tiefliegenden gepfeilten Tragflächen, hoch angeordnetem Leitwerk und 2 Zweistrom-Strahltriebwerken D-30 mit einem Schub von je 6800 Kp, die am Rumpfheck angeordnet sind.

Die komfortabel ausgestattete Passagierkabine besteht aus 2 Teilkabinen.

Dieses Handbuch ist für das Bodenpersonal auf ausländischen Flughäfen vorgesehen, das die technische Abfertigung der Tu 134 (A) vornimmt und beinhaltet neben den technischen Daten des Flugzeugs, die Bewegung am Boden, die technische Abfertigung und gibt Hinweise für die Inspektion.

**Foreword**

The Tu 134 (A) aircraft is a shortrange aircraft with a low-set swept wing and high tailplane and is powered by two D-30 turbofan engines with 6800 kp thrust each are mounted on pylons at the rear fuselage.

The comfortable equipped passenger cabine is divided into two parts.

This Manual is presented to acquaint for the ground servicing personnel, with the general characteristics of the Tu 134 (A) and to briefly outline operations in and around the airport, routine service and ground handling.

**Allgemeines**

Dieser Abschnitt enthält die für die technische Abfertigung des Flugzeuges erforderlichen Hauptdaten.

Abmessungen und Massen

Länge des Flugzeuges  
 Spannweite der Tragflächen  
 Standhöhe  
 Spannweite des Höhenleitwerks  
 Tragflächenstreckung  
 Tragflächenverjüngung  
 Pfeilung bei 1/4 Flügeltiefe

Innenmaße der Passagierkabine

Breite  
 Höhe

Flächen

- Tragfläche  
 - Höhenleitwerk  
 - Seitenleitwerk  
 - Landeklappen  
 - Rumpfquerschnitt

Volumen

Druckdichter Teil des Rumpfes  
  
 Passagierkabine  
 Spurweite des Fahrwerks  
 Radabstand

Abmessungen und Bezeichnung der
Reifen

Hauptfahrwerk  
 Bugfahrwerk

Massen

Startmasse  
 Landemasse  
 Leertankmasse  
 max. Nutzlast  
  
 max. zulässige Betankungsmenge  
 max. Sitzkapazität

**General**

In this section are given all technical data for serving and ground handling of the airliner.

Dimensions and weights

	Tu 134	Tu 134 (A)
aircraft length	35 m	37,32 m
wing span	29 m	29 m
aircraft height	9,02 m	9,15 m
tailplan span	11,8 m	11,8 m
aspect ratio	7,3 m	7,3 m
taper ratio	3,139 m	3,139 m
sweepback at 1/4 chord	35°	35°

Passenger cabin internal dimensions

	Tu 134	Tu 134 (A)
width	2,71 m	2,71 m
height	1,96 m	1,96 m

Areas

	Tu 134	Tu 134 (A)
- wing	115 m <sup>2</sup>	115 m <sup>2</sup>
- tailplane	30,68 m <sup>2</sup>	30,68 m <sup>2</sup>
- fin	21,25 m <sup>2</sup>	21,25 m <sup>2</sup>
- flaps	22,50 m <sup>2</sup>	22,50 m <sup>2</sup>
- fuselagecenter	6,602 m <sup>2</sup>	6,602 m <sup>2</sup>

Volume

	Tu 134	Tu 134 (A)
fuselage pressurized port	114,33 m <sup>3</sup>	128,0 m <sup>3</sup>
passenger cabin	58,7 m <sup>3</sup>	68,0 m <sup>3</sup>
wheel track	9,45 m	9,45 m
wheel base	13,93 m	16,04 m

Dimensions and designations of tires

main landing gear	930 x 305 B=KT 813
nosewheel landing gear	660 x 200 B= K-288

Weights

	Tu 134	Tu 134 (A)
maximum take-off weight	45000 kg	47000 kg
maximum landing weight	40000 kg	43000 kg
maximum zero fuel weight	34830 kg	37200 kg
maximum structural payload	7700 kg	8200 kg
usable fuel capacity	13200 kg	13200 kg
maximum seating capacity	72	76

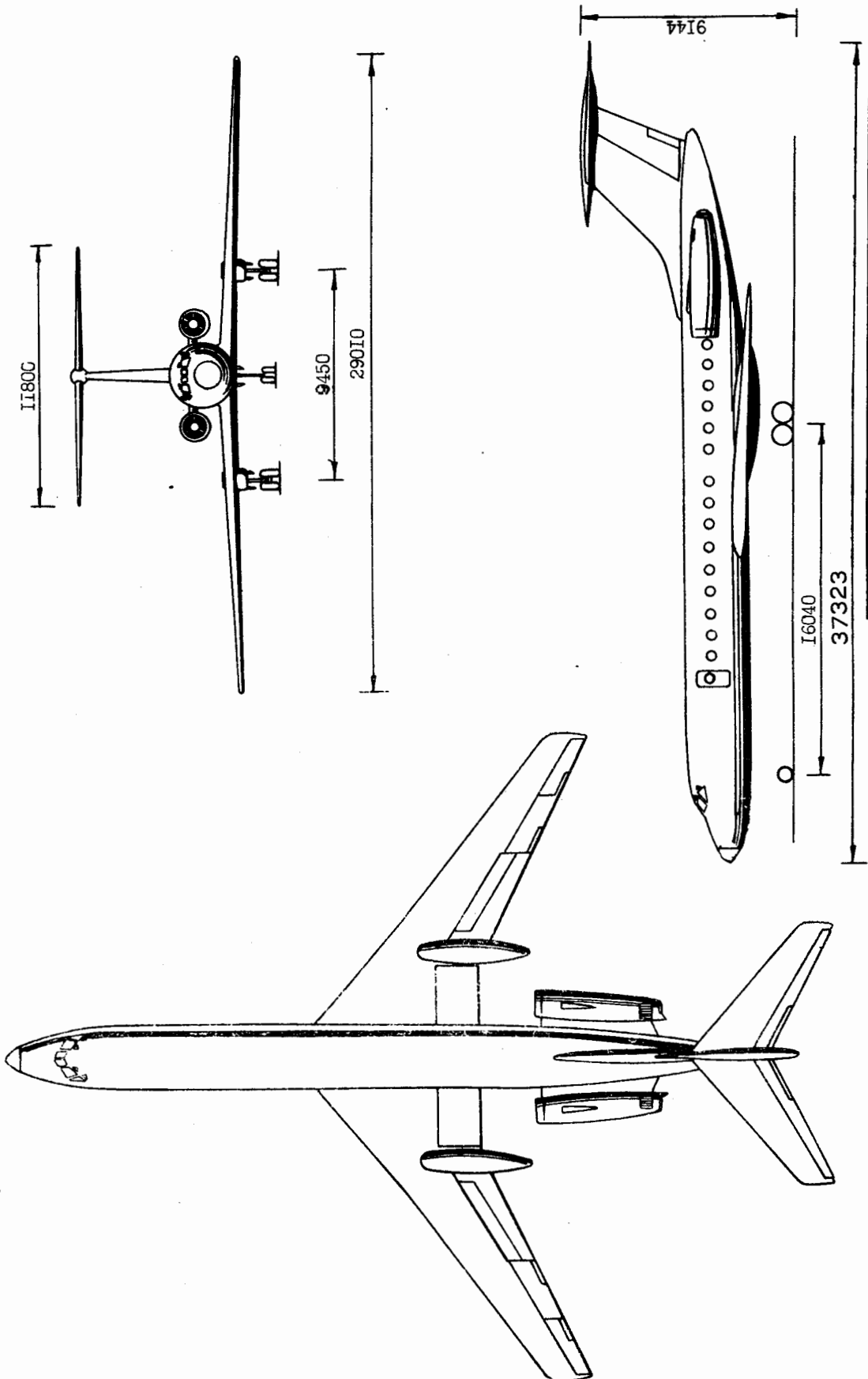


Abb. 201 Gesamtansicht des Flugzeuges Tu 134A in drei Ansichten  
 Fig. 201 Three-view drawing and general dimensions

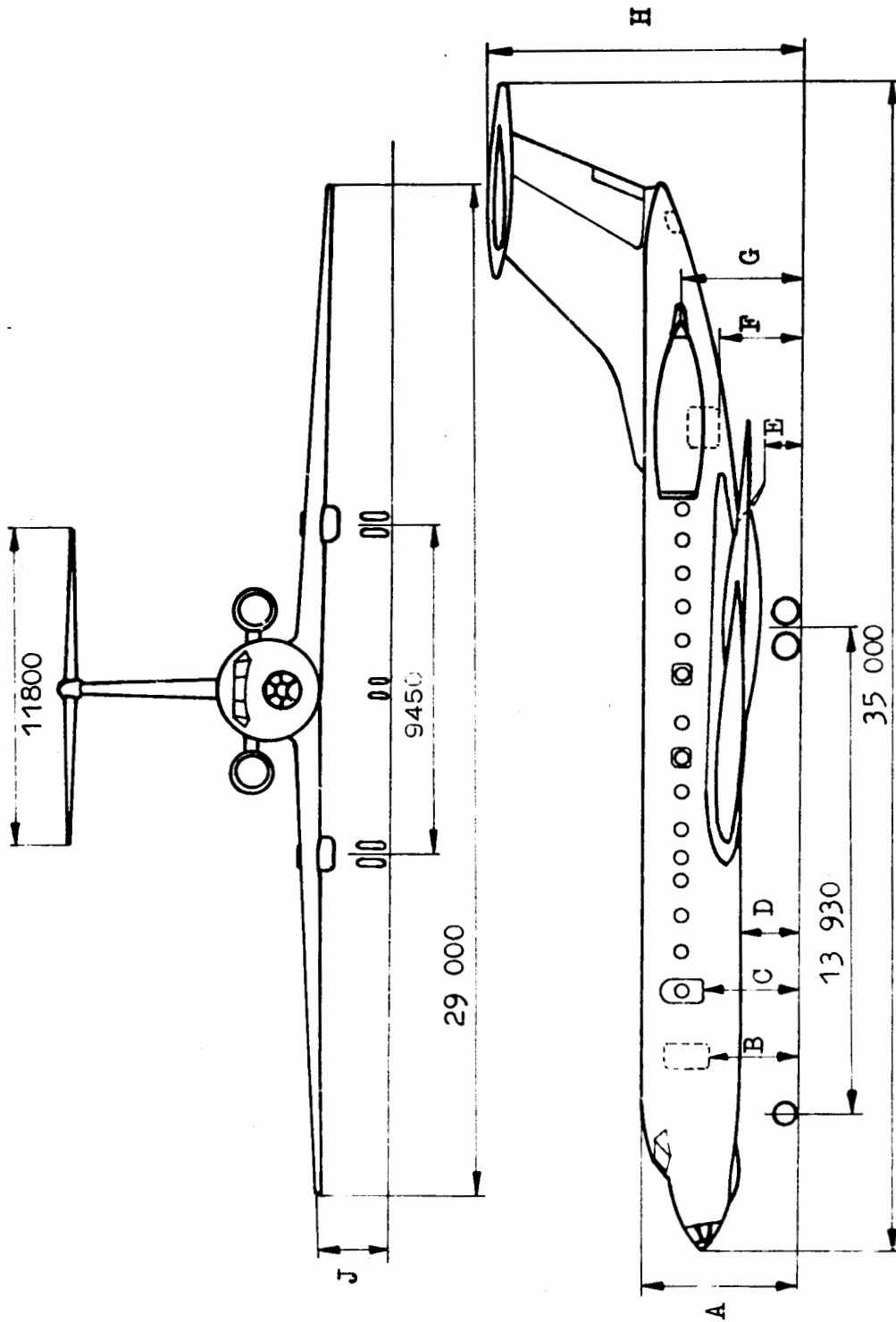


Abb. 202 Tu 134 Abmessungen/Bauhöhen  
 Fig. 202 Dimensions/overall heights

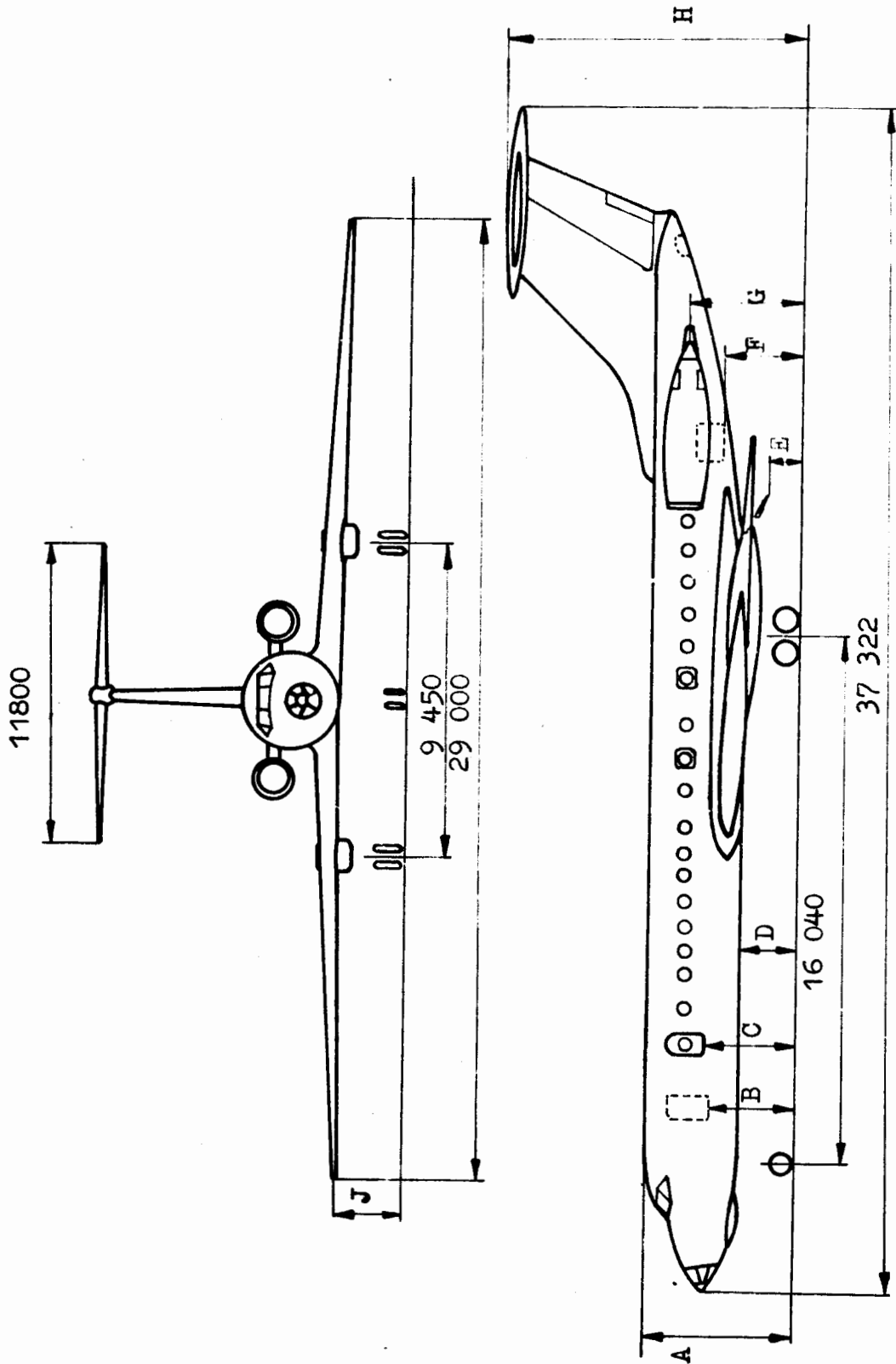


Abb. 203 Tu-134A Abmessungen/Bauhöhen  
 Fig. 203 Dimensions/overall heights





Bauhöhen

Overall height

Bezeichnung Designation	Benennung nomenclature	Overall height		
		Tu 134	Tu 134A	
A	Höchster Punkt des Rumpfes	4,44 m	4,34 m	Maximum height of the fuselage
B	Schwellenhöhe der vorderen Frachtraumtür/Besatzungseinstieg	2,42 m	2,35 m	to the sill: -of the forward freight hold door/crews entrance door
C	Schwellenhöhe der Passagiereinstiegstür	2,42 m	2,42 m	- of the entrance door
E	Niedrigster Punkt der ausgefahrenen Landeklappen	0,84 m	0,96 m	lowest point of the wing flaps in fully extended position
D	Niedrigster Punkt des Rumpfes	1,54 m	1,67 m	lowest point of the fuselage
F	Schwellenhöhe der hinteren Frachtraumtür	2,22 m	2,34 m	to the sill: - of the rear freight hold door
G	Mittelachse der Triebwerke	3,39 m	3,51 m	centre axis of the engines
H	Höchster Punkt des Leitwerkes	9,02 m	9,14 m	tailplane highest point
I	Randbogenhöhe der Tragfläche	1,67 m	1,52 m	highest point of the tip strip

**Passagierkabine**

Die komfortabel ausgestattete Passagierkabine besteht aus zwei Teilkabinen, die durch eine Wand getrennt sind. Die vordere Teilkabine besitzt an der linken Rumpfseite eine Einstiegstür.

In der Passagierkabine haben bei der Tu 134 72 Passagiere Platz, in der Tu 134 (A) 76 Passagiere.

Die beiden Toiletten befinden sich im hinteren Teil des Rumpfes am Ende der Passagierkabine.

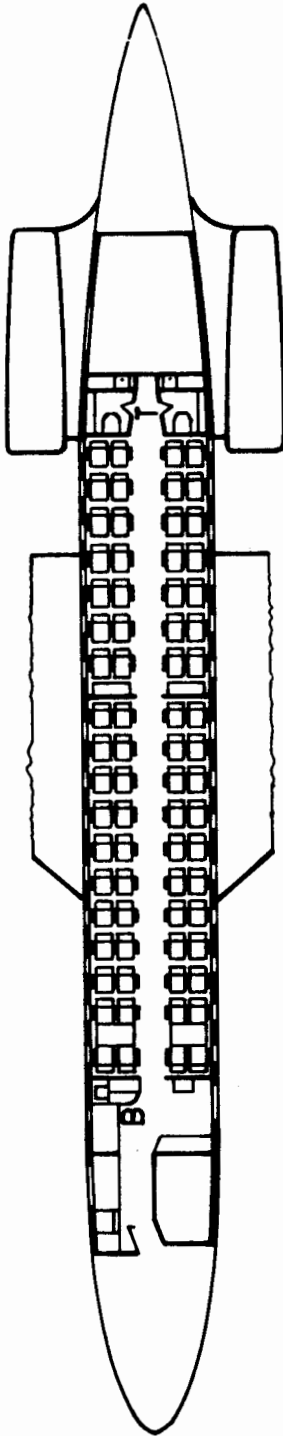
**Passenger cabin**

The comfortable equipped passenger cabin is divided by a partition into two parts. The access of the cabin is through an entrance door situated on the portside of the fuselage.

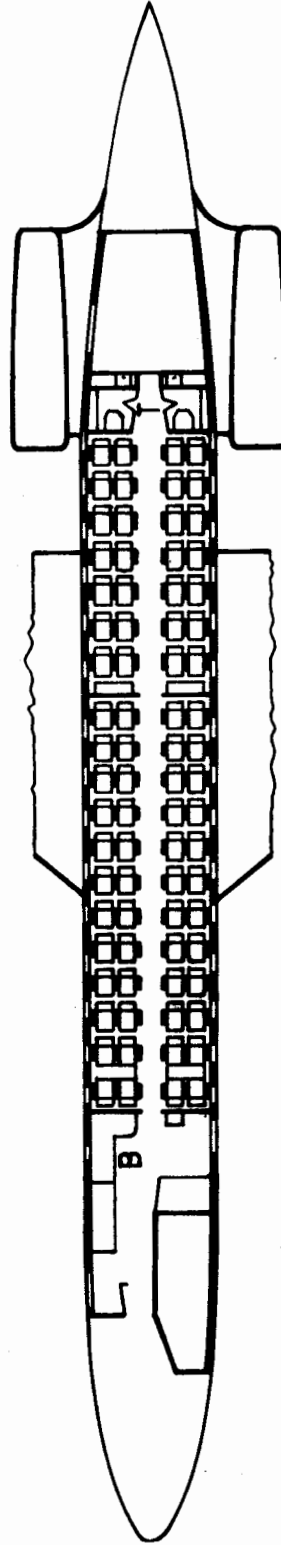
In the passenger cabin of the Tu 134 72 passengers may be carried - in the passenger cabin of the Tu 134 (A) 76 passengers.

The both toilets are situated at the rear of the passenger cabin in the fuselage aft section.

TU-134 / 72 Plätze / Seats



TU-134 A / 76 Plätze / Seats



B - Bordbüfett/galley/pantry

T - Toilette /toilet

Kabinenhöhe 1,92 m cabin height

Kabinenweite 2,70 m cabin width

Abb. 201 IF-Standardausstattung

Fig. 201 Standard equipment

### Frachträume

Im Flugzeug Tu 134 und Tu 134 A befinden sich 2 druckdichte Frachträume (Abb. 201)

Der vordere Frachtraum der Tu 134 A ist im Volumen größer als der der Tu 134.

Der vordere Frachtraum liegt zwischen dem Cockpit und dem Vorraum an der linken Seitenwand. Der hintere Frachtraum befindet sich im Heck hinter der Toilette.

Beide Frachträume sind mit Schutznetzen ausgestattet, die das Verrutschen der Fracht verhindern sollen.

Fracht bzw. Gepäck muß zuerst im vorderen Frachtraum und dann erst im hinteren Frachtraum untergebracht werden.

### Freight holds

In the Tu 134 and Tu 134 A aircraft there are two freight holds within the pressurized part of the fuselage (Fig. 201)

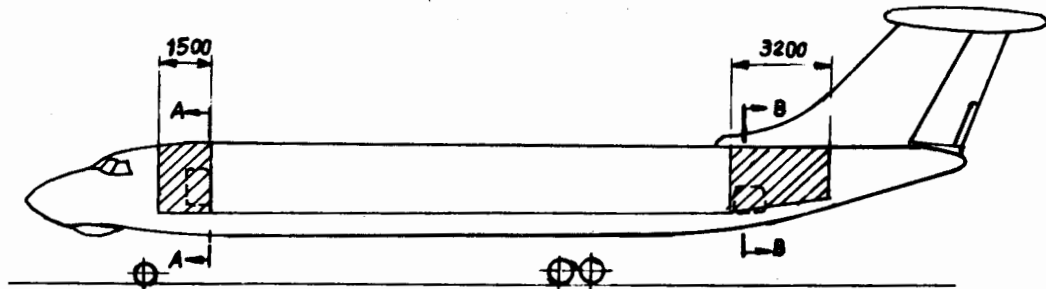
The front freight hold of the Tu 134 A is greater than the freight hold of the Tu 134 aircraft.

The front freight hold is situated between the flight crew compartment and the lobby on the fuselage portside. The rear freight hold is situated in the fuselage rear section behind the toilet.

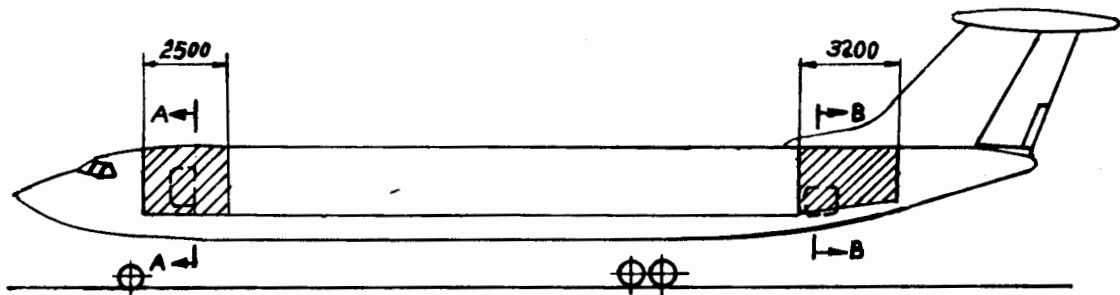
Both freight holds are provided with fixing nets which prevent shifting of cargo or baggage in flight.

Cargo or baggage should be loaded first into the front freight hold and then into the rear one.

TU 134



TU 134 A



Schnitt A-A



Schnitt B-B



Abb. 201 Anordnung der Frachträume und ihre Abmessungen  
 Fig. 201 Positioning and dimensions of the freight holds

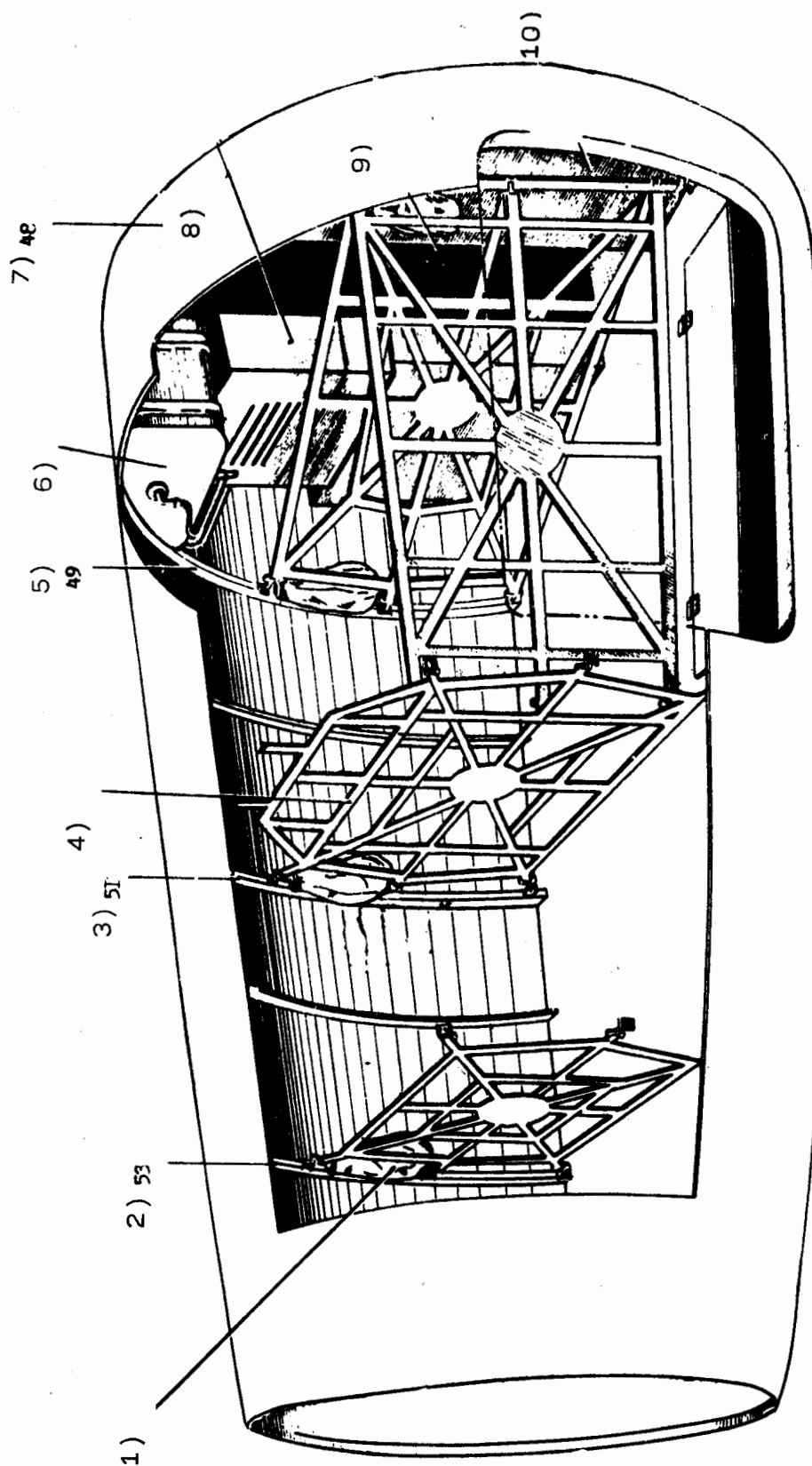


Abb. 202 Hinterer Gepäckraum  
Fig. 202 Rear freight hold

- |     |                                  |    |   |
|-----|----------------------------------|----|---|
| 1-  | Sack für die Netze/bag for nets  | 3- | Spant 51/frame No. 51                                     |
| 4-  | Verzurrnetze/fixing nets         | 6- | Wasserbehälter/water bottle                               |
| 7-  | Spant 48/frame No. 48            | 9- | Tür im Durchgang zwischen den Toiletten/rear section door |
| 10- | Gepäckraumluke/freight hold door |    |   |
- 
- |    |  |
|----|--|
| 2- | Spant 53/frame No. 53                    |
| 5- | Spant 49/frame No. 49                    |
| 8- | Elektroausrüstung/electric power sources |



Frachtraumkapazität

Freight holds capacity

TU-134

Gepäckraum. Freight hold	Nutzrauminhalt Useful volume [m <sup>3</sup> ]	Fußbodenfläche Floor area [m <sup>2</sup> ]	spez. Belastbarkeit des Fußbodens max. specific floor load [kp/m <sup>2</sup> ]	max. Belastbarkeit des Fußbodens max. loading [kp]	Fassungsvermögen der Gepäckräume [kp]	
					Freight hold capacity	Gepäck baggage
vorderer front	3,5	1,9	600	1140		525
hinterer rear	8,5	4,5	500	2250		1275
gesamt	12,0	6,4	-	3390		1800

TU-134A

vorderer front	6,0	3,2	600	1920		900
hinterer rear	8,5	4,5	600	2700		1275
gesamt	14,5	7,7	-	4620		2175

Variante AN

vorderer front	5,0	2,6	600	1560		750
hinterer rear	8,5	4,5	600	2700		1275
gesamt	13,5	7,1	-	4260		2025



Loading gauge table

Lademastabelle

Laderaum vorn (I)  
Front freight hold

Begrenzung  
bounds:

Im Laderaum vorn können in der Regel keine Frachtstücke über 100 kg geladen werden.

In the front freight hold: 100 kg max. ever component

Höhe height	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	110	120
Fracht Freight	10	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120
Fracht Freight	20	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120
Fracht Freight	30	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120
Fracht Freight	40	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120
Fracht Freight	50	120	120	120	120	120	120	120	120	105	110	
Fracht Freight	60	120	120	120	120	120	120	120	120	100		
Fracht Freight	70	115	115	115	115	115	115	115	115			

Laderaum hinten (II)  
Rear freight hold

Begrenzung:  
bounds:

Im Laderaum hinten können in der Regel keine Frachtstücke über 25 kg geladen werden.

In the rear freight hold: 25 kg max. ever component

Höhe height	10	20	30	40	50	60	70
Fracht Freight	10	200	200	200	200	200	200
Fracht Freight	20	200	200	200	200	200	200
Fracht Freight	30	200	200	200	200	200	200
Fracht Freight	40	200	200	200	200	200	200
Fracht Freight	50	200	200	200	200	200	200
Fracht Freight	60	200	200	200	200	200	200
Fracht Freight	70	190	190	190	190	190	190
Fracht Freight	80	170	170	170	170	170	170
Fracht Freight	90	145	145	145	145	145	145
Fracht Freight	100	120	120	120	120	120	120
Fracht Freight	110	90	90	90	90	90	90

All declarations in cm.  
The point of intersection yields the permissible length.

Alle Angaben in cm.  
Der Schnittpunkt ergibt die zulässige Länge.

Werden Masse und Länge einzelner Frachtstücke gegenüber der Lademastabelle überschritten, ist vor der Anlieferung eine Abstimmung mit der zuständigen Verkaufsabteilung bzw. Frachtabfertigung erforderlich.





**SERVICING**

12-00-00

**Besonderheiten der Flugzeugwartung  
bei niedrigen und hohen Außentemperaturen**
**Aircraft servicing at low and high  
ambient air temperatures**
**1. Bei niedrigen Außentemperaturen**

Den Abstellplatz von Schnee und Eis räumen. Die Fahrwerksräder müssen auf einer sauberen und trockenen Fläche stehen. Bei einer Temperatur unter  $+10^{\circ}\text{C}$  erfolgt das Erwärmen der Flugzeugkabinen auf  $+15^{\circ}\text{C}$  bis  $20^{\circ}\text{C}$  von einem Bodenklimagerät aus oder durch die Hilfsenergieanlage.

Bei Vereisung des Flugzeuges auf dem Abstellplatz muß man:

- Schnee und Reif mit Haarbürsten entfernen
- angefrorenen Schnee und Eis in folgender Weise entfernen:
  - Rumpf und Tragflächen mit auf  $50^{\circ}$  bis  $60^{\circ}\text{C}$  erwärmten Wasser begießen
  - Leitwerk und Staurohre mit Heißluft trocken blasen
  - Klinken der Einstiegstüren, Frachtluken, Verschlüsse der Luken und Ablasshähne mit Heißluft erwärmen ( $+60^{\circ}\text{C}$  max.)
- Schnee und Eis von den Fahrwerksschlössern entfernen und die Schlösser mit Ziatim 201 einfetten.

**2. Bei hohen Außentemperaturen und großer Luftfeuchte**

- wenn sich viel Schmutz auf der Flugzeugoberfläche befindet, ist dieser mit Süßwasser und neutraler Seife abzuwaschen
- bei Außentemperaturen von  $+25^{\circ}\text{C}$  und darüber ist die Passagierkabine zu kühlen.

**1. At low ambient air temperatures**

Clear the parking area of ice and snow. The L.G. wheels must rest on a clean and dry surface. At the ambient air temperature of  $+10^{\circ}\text{C}$  and below, heat the aircraft cabins up to a temperature within  $+15^{\circ}\text{C}$  and  $20^{\circ}\text{C}$  with the aid of a ground air conditioner or of APU.

In case of the ice accretion on the aircraft surface proceed as follows:

- Remove the snow and hoarfrost with soft hair brushes
- remove the snow and ice frozen in the following manner:
  - wash the fuselage and wings with water heated up within  $+50$  and  $60^{\circ}\text{C}$
  - dry up the tail unit and the pilot tubes with hot air
  - dry up the handles of entrance door, freight holds door, on the locks of all access panels and drain cocks with hot air ( $+60^{\circ}\text{C}$  max.)
- remove ice and snow from the landing gear locks and coat the locks with ciatim 201 grade grease.

**2. At the increased ambient air temperatures and high air relative humidity**

- quantities of dust in the air make the aircraft surfaces dirty, therefore is necessary washing the aircraft skin with sweet water and neutral soap
- at the ambient air temperatures of  $+25^{\circ}\text{C}$  and above, the passenger cabins must cool with a ground air conditioner.

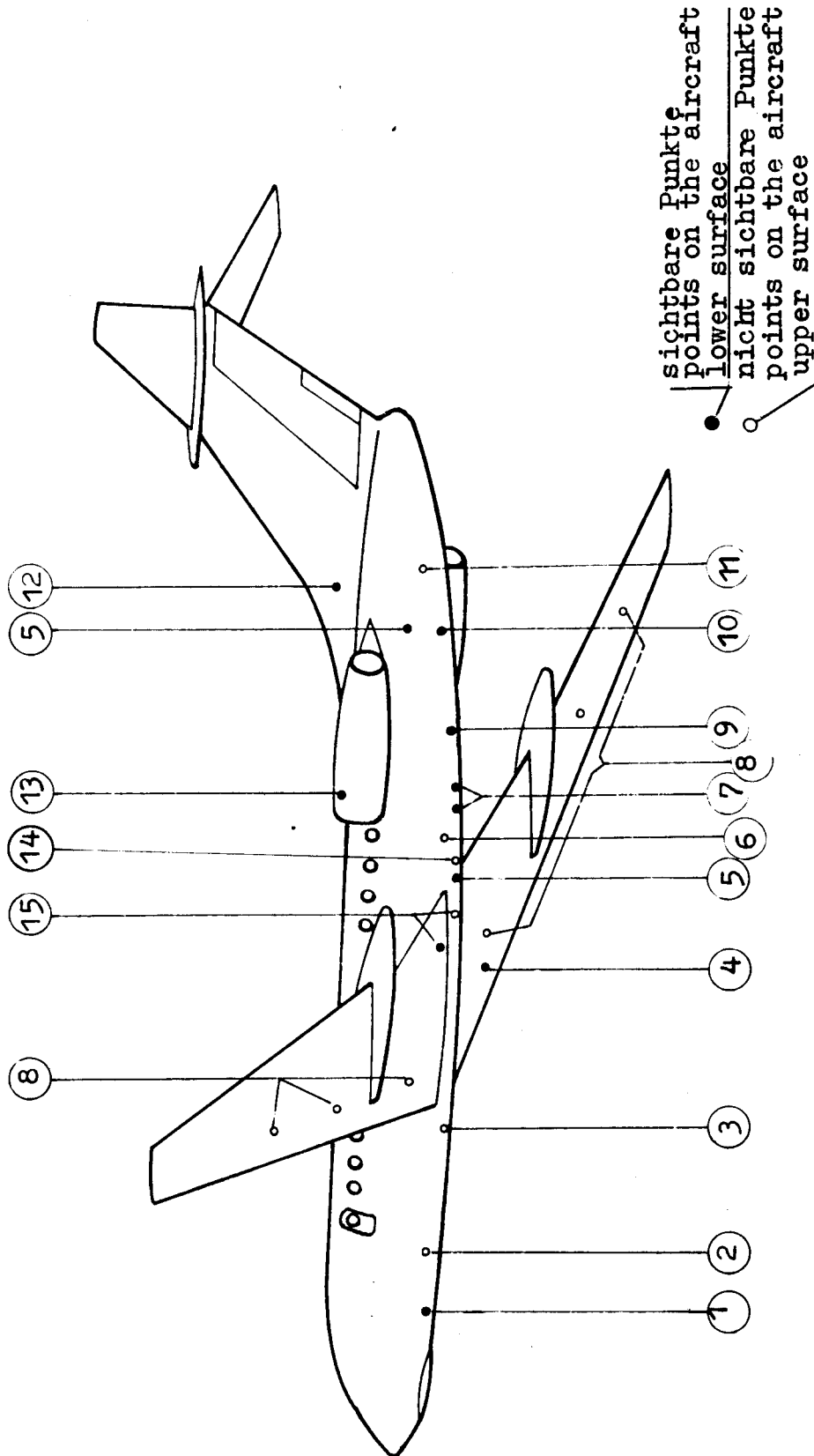


Abb. 201 Service-Anschlüsse TU-134 und 134 A

Fig. 201 Servicing points



Wartungsanschluß-Höhen TU 134/TU 134(A)

Servicing points

Bezeichnung Designation	Benennung	Nomenclature	Bodenhöhe [m] beim Gewicht von 45000 kp	ground level at the weight 47000 kp
1.	Erdungspunkt im Bugfahrwerksschacht	aircraft grounding	1,80	1,80
2.	Hydraulikstutzen der Bremsanlage	hydraulic system connection for brake equipment	1,59	1,57
3.	Sauerstoff Füllpunkt	oxygen charging point	1,57	1,60
4.	Kraftstoff-Druckbetankungsstutzen	pressure refuelling couplings	1,70	1,82
5.	Klimatisierungsstutzen vorderer Stutzen im 2. techn. Raum hinterer Stutzen	air conditioning connection forward connection rear connection	1,80	1,72
6.	Tafel der Hydraulikhauptanlage	table of the hydraulic system	3,15	3,28
7.	Toiletten-Service-Anschlußpunkt Fäkalienablaß- und Spülwasserstutzen Wasserbetankungsstutzen	toilet servicing point " " " water refuelling connection	1,80	1,93
8.	Kraftstoff-Fallbetankungsstutzen Behälter im Tfm Behälter im TfZ Behälter im Tfa	overwing refuelling filler necks wing center wing filled wing tip	1,72 1,92	1,84 1,79
9.	Stromversorgungsanschluß	electrical system connection	2,40	2,43
10.	Druckluftanlaßstutzen für Tu 134A	compressed air connector Tu 134A	2,05	2,18
11.	Hydraulikstutzen der Notanlage	hydraulic system connection of the emergency equipment	1,85	1,97
12.	Hydraulikstutzen der Hauptanlage	hydraulic system connection of the main equipment	2,10	1,85
13.	Schmierstoff-Füllpunkt der TW	engine oil filling point	2,70	2,63
14.	Preßluft-Füllstutzen	compressed air filling connection	3,55	3,48
15.	Kraftstoffablaßventile links und rechts	defuelling cocks left and right	5,04	4,92
			3,70	3,82
			1,25	1,32
			1,70	1,82

### Außenbordstromversorgung

#### 1. Tu 134

Zur Wartung des Flugzeuges und zum Anlassen der Triebwerke ist eine Außenbordstromquelle für 115 V ~ 400 Hz 6 KVA sowie für 28,5 V ~ und 32 bis 36 KW notwendig (APA-35-2M oder APA - 50).

Für die Außenbordstromversorgung des Hauptnetzes mit 28 V Gleichstrom sind 2 dreipolige Stecker (Sch.RAP -500 Nr. 1 u. 2) vorgesehen, für die 115 V Wechselstromversorgung 1 vierpol-Stecker. Die Stecker befinden sich in der Spaltverkleidung des Rumpfes zwischen dem Spant 48 und 49 an der linken Bordwand unten.

#### 2. Tu 134 A

Zur Wartung des Flugzeuges ist eine Außenbordstromquelle wie bei der Tu 134 notwendig. Für die Außenbordstromversorgung des Hauptnetzes mit 28,5 V Gleichstrom ist ein dreipoliger Stecker vorgesehen, für die 115 V Wechselstromversorgung 1 Vierpol-Stecker.

Das Anlassen der Triebwerke erfolgt:

1. durch ein Bodendruckluftanlaßgerät und ein Gleichstromversorgungsgerät (Abb. 201(A))

Die notwendigen Parameter sind:

- Luftdruck	=	2,2 - 4,9 kpc <sup>m</sup> <sup>2</sup>
- Luftmenge	=	50 - 70 kg/min
- Temperatur	=	103 - 260 <sup>o</sup> C

### Ground power unit

#### 1. Tu 134

For aircraft technical servicing and engine starting the following ground power supply sources should be made use of: 115 V ~ 400 c.p.s. A.C. with not less than 6 KVA, 28,5 V D.C. with 35 KW output.

For supplying the aircraft electrical system with 28 V D.C. on the ground two three-pin plug connectors are provided (Sch RAP-500 Nos. 1 and 2). A four-pin plug connector is provided for connecting the aircraft to a 115 V A.C. power supply. The plug connectors are located in the faissing of the fuselage.

#### 2. Tu 134 A

For aircraft technical servicing the ground power supply sources should be made use likewise Tu 134.

For supplying the aircraft electrical system with 28,5 V D.C. on the ground a three-pin plug connector is provided. A four-pin plug connector is provided for connecting the aircraft to a 115 V A.C. power supply.

For engine starting the following ground power supply sources should be made use of:

1. 28,5 V D.C. with 35 KW output, and a ground compressed-air starter (Fig. 201(A))

the necessary parameters:

- pressure	=	2,2 - 4,9 kp cm <sup>2</sup>
- quantity of air	=	50 - 70 kg/min
- air temperature	=	103 - 260 <sup>o</sup> C

2. durch die Hilfsenergieanlage TA-8, die mit 27 V  $\pm$  10 % 500 A Gleichstrom angeschlossen wird

Das Bodendruckluftanlaßgerät wird an den an der linken Rumpffseite am Spant 57 befindlichen Stutzen angeschlossen (Abb. 202)

2. auxiliary power unit TA-8 with 27 V  $\pm$  10 % 500 A D.C.

The ground air starter is connected to the aircraft connector situated on the fuselage port side near to 57 frame (Fig. 202)

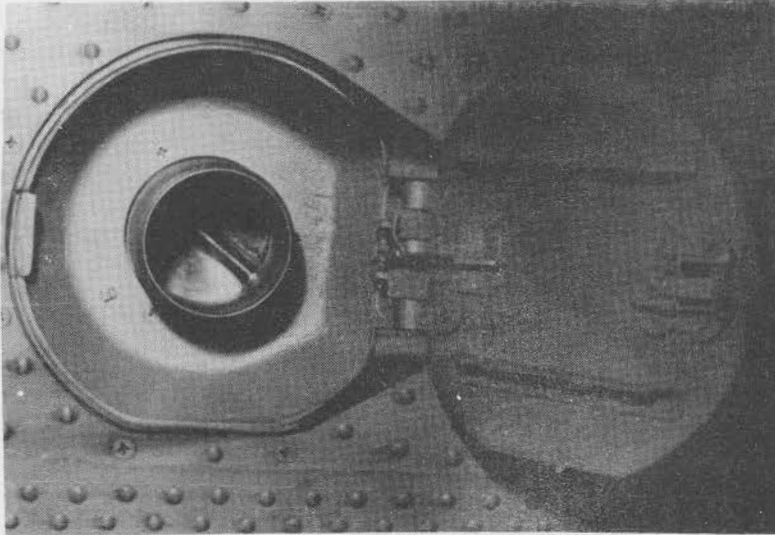
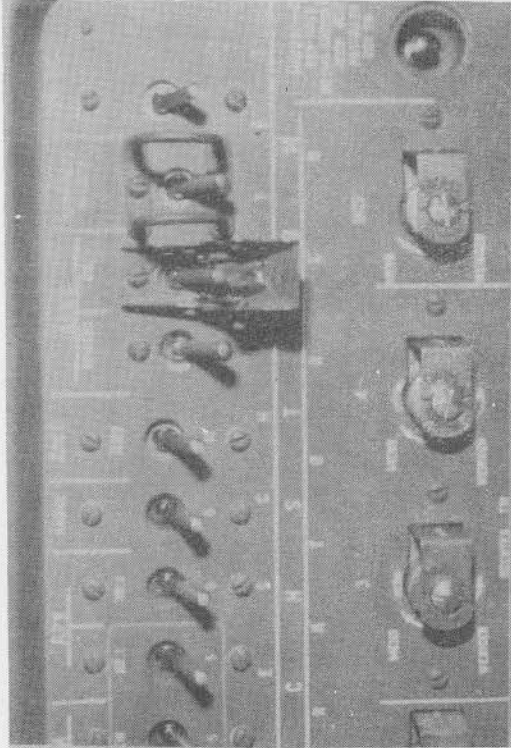
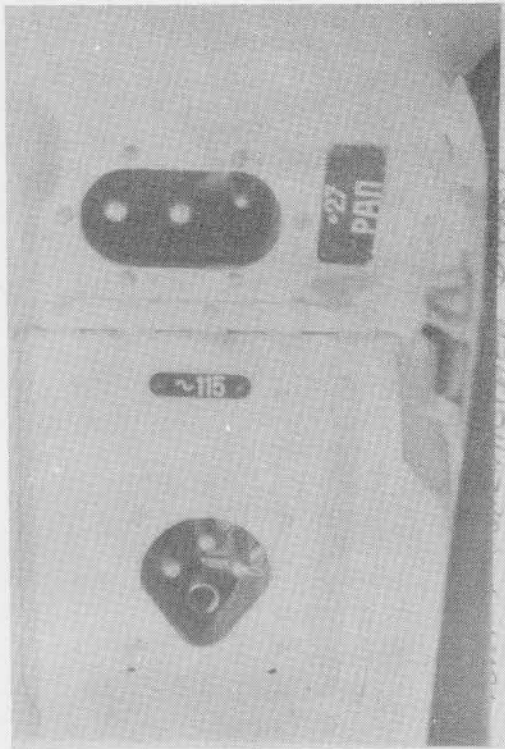


Abb. 202 Druckluftanlaßstutzen

Fig. 202 Compressed air connection start



Schalttafel für Elektroenergie  
electrical system panel



Steckdosen für die Außenbordnetzquelle  
Connector for outboard supply source

Abb. 201 TU-134 A

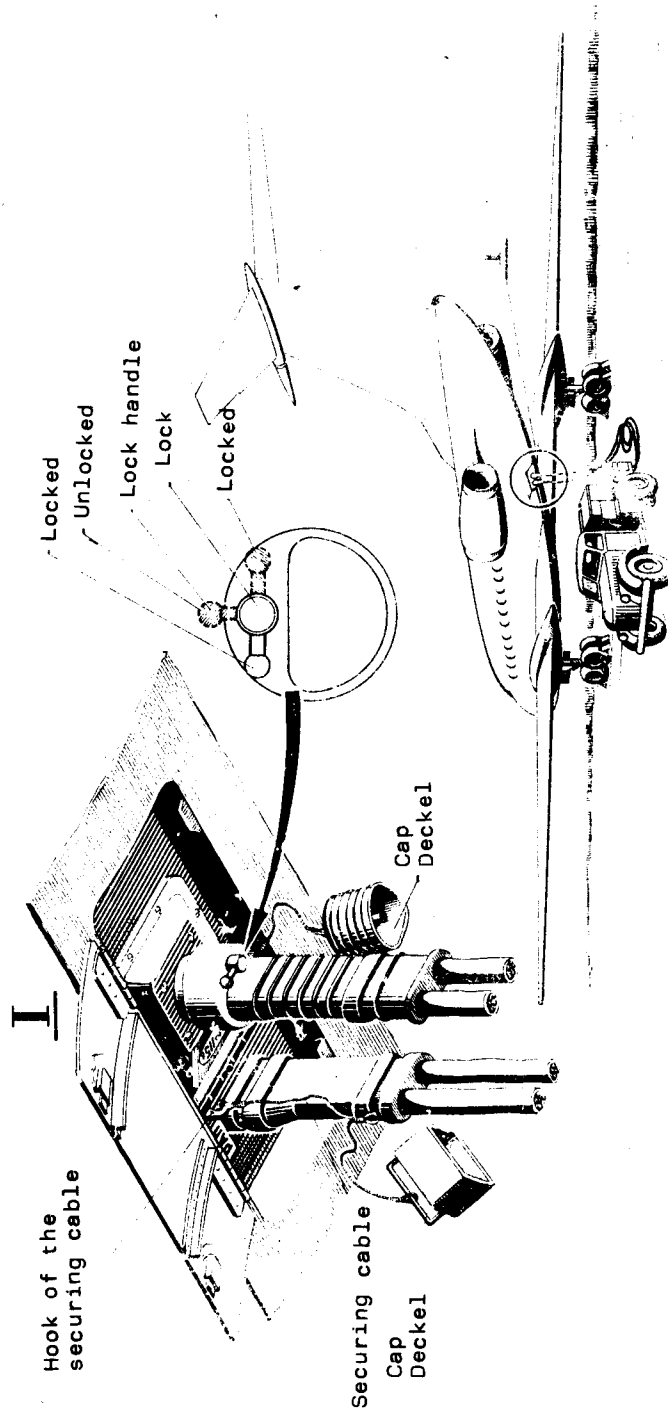
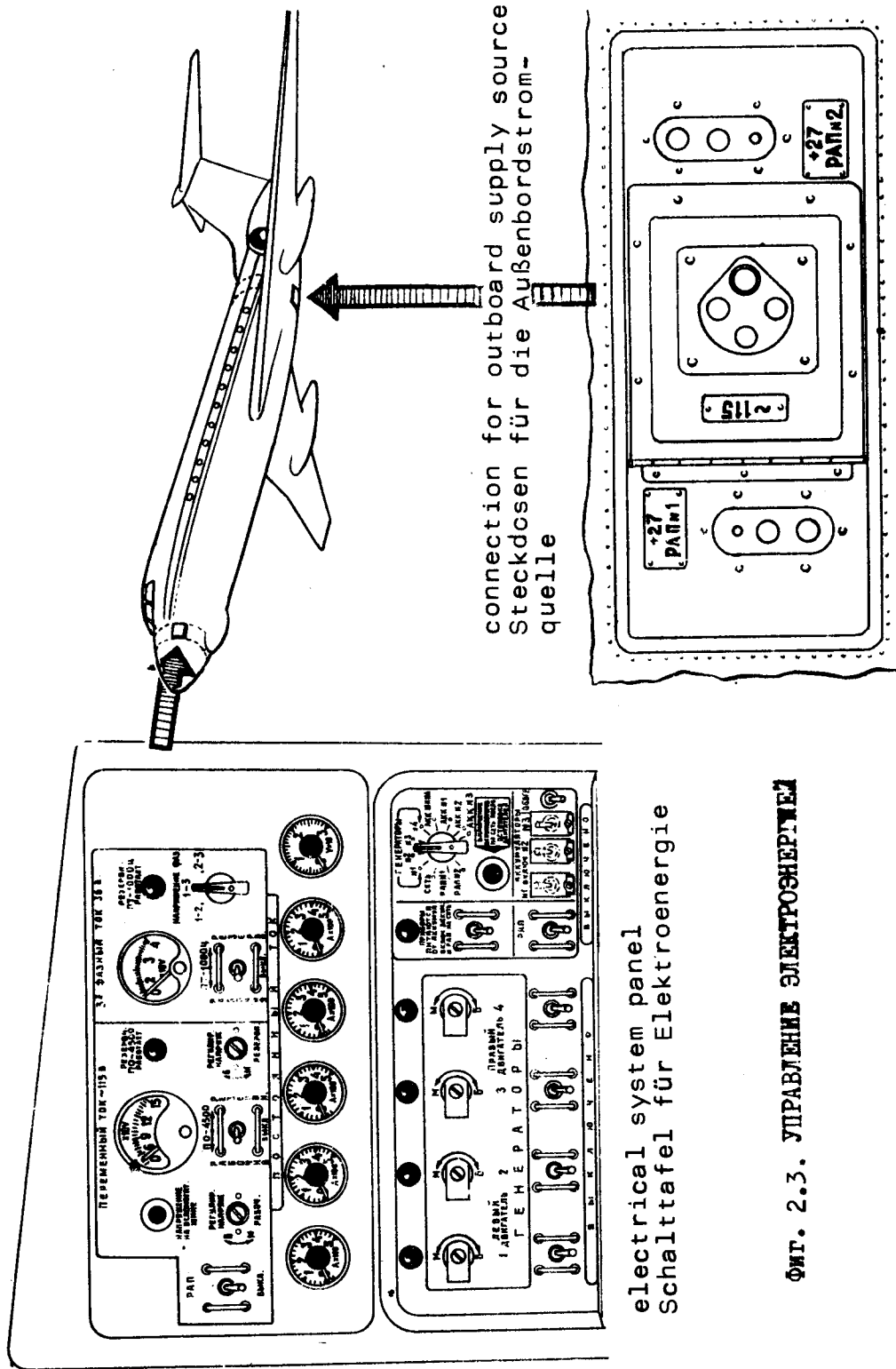


Abb. 201 (A) Bodenstromversorgung

Fig. 201 (A) Ground power unit connection





electrical system panel  
Schalttafel für Elektroenergie

Фиг. 2.3. УПРАВЛЕНИЕ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИЕЙ

Abb. 203 TU-134  
Fig. 203 TU-134

### Erdung des Flugzeuges

Das Erden des Flugzeuges erfolgt durch Stahlseile, die in einer Halterung mit einer Feder eingebaut sind, welche die Seile an die Erde drückt. Die Erdungsseile sind an den Trägern der Hauptfahrwerkswagen und am Kolbenstangenkopf des Bugfahrwerks befestigt. Beim Landen berühren die Erdungsseile die Landebahnoberfläche und führen die statischen Aufladungen ab. Im Stand wird das Flugzeug durch eine Spezialplatte zusätzlich geerdet, die in der Garderobe der Piloten gelagert ist. (Abb. 201)

Vor Einbringung des Steckers des Erdungsseiles in die Buchse am Flugzeug ist auf Sauberkeit und Unversehrtheit der Teile zu achten.

### Befestigung des Flugzeuges am Abstellplatz

Wenn das Flugzeug auf dem Standplatz steht, sind vor und hinter die Hauptfahrwerksräder (außen) Bremsklötze zu legen. (Abb. 202) Fahrwerksräder und Klötze müssen auf einer sauberen und eisfreien Fläche stehen. Die Ruder sind im Cockpit festzustellen.

### Erdung des Flugzeuges (zu Abb. 201)

1. Tasche mit der Spezialplatte (bis Flugzeug Nr. 1202)
2. Tasche mit der Erdungsplatte (von Serie 13 und Flzg. Nr. 1203 - 1207)
3. Rahmen
4. Feder
5. Mutter
6. Trosse
7. Kabelschuh
8. bis Flzg. Nr. 1202
9. Buchse
10. bis Serie 13 und Flzg. von Nr. 1203 - 1207
11. Gewicht
12. Bugfahrwerkskonsole (linke Seite)

### Grounding of the aircraft

The grounding of the aircraft is carried out by means of steel cables mounted into a special structure with a spring which presses them towards the ground. The grounding cables are affixed on the beams of the main landing gear bogies and on the head of the shock absorber of the landing gear nose leg. During landing the grounding cables have contact with the ground and transfer the static electricity charge to the earth.

During parking the aircraft is grounded additionally with a special cone metal weight, placed on board of the aircraft in the wardrobe of pilots. (Fig. 201)

Before grounding the aircraft be sure that the socket and pin are free from dirt and damages.

### Securing of aircraft during parking

When the aircraft is in its standing position, chocks must be placed before and behind the outer wheels of the main L. G. (Fig. 202) The L.G. wheels and chocks must be placed on a clear area. The rudders are being secured by arresting in the crew compartment.

### Grounding of the aircraft (to Fig. 201)

1. Bag with the special conemetal (up to aircraft No. 1202)
2. box with the grounding fixture (from series 13 and aircraft No 1203 through 1207)
3. frame
4. spring
5. nut
6. cable
7. cable head
8. up to aircraft No. 1202
9. socket
10. from series 13 and in aircraft No. 1203 through 1207
11. weight
12. nose leg console (L.H. side)

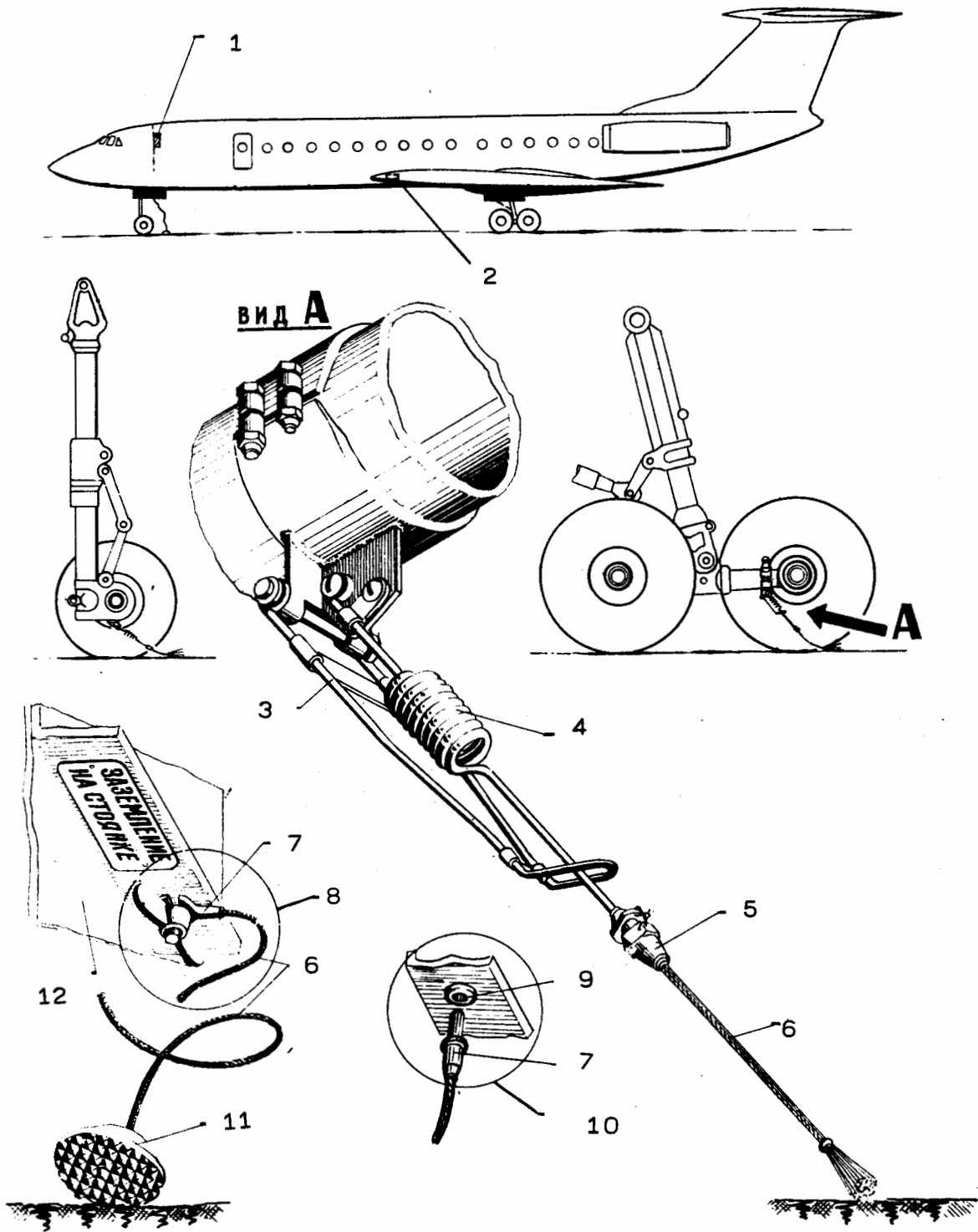


Abb. 201 Erdung des Flugzeuges  
 Fig. 201 Grounding of the aircraft

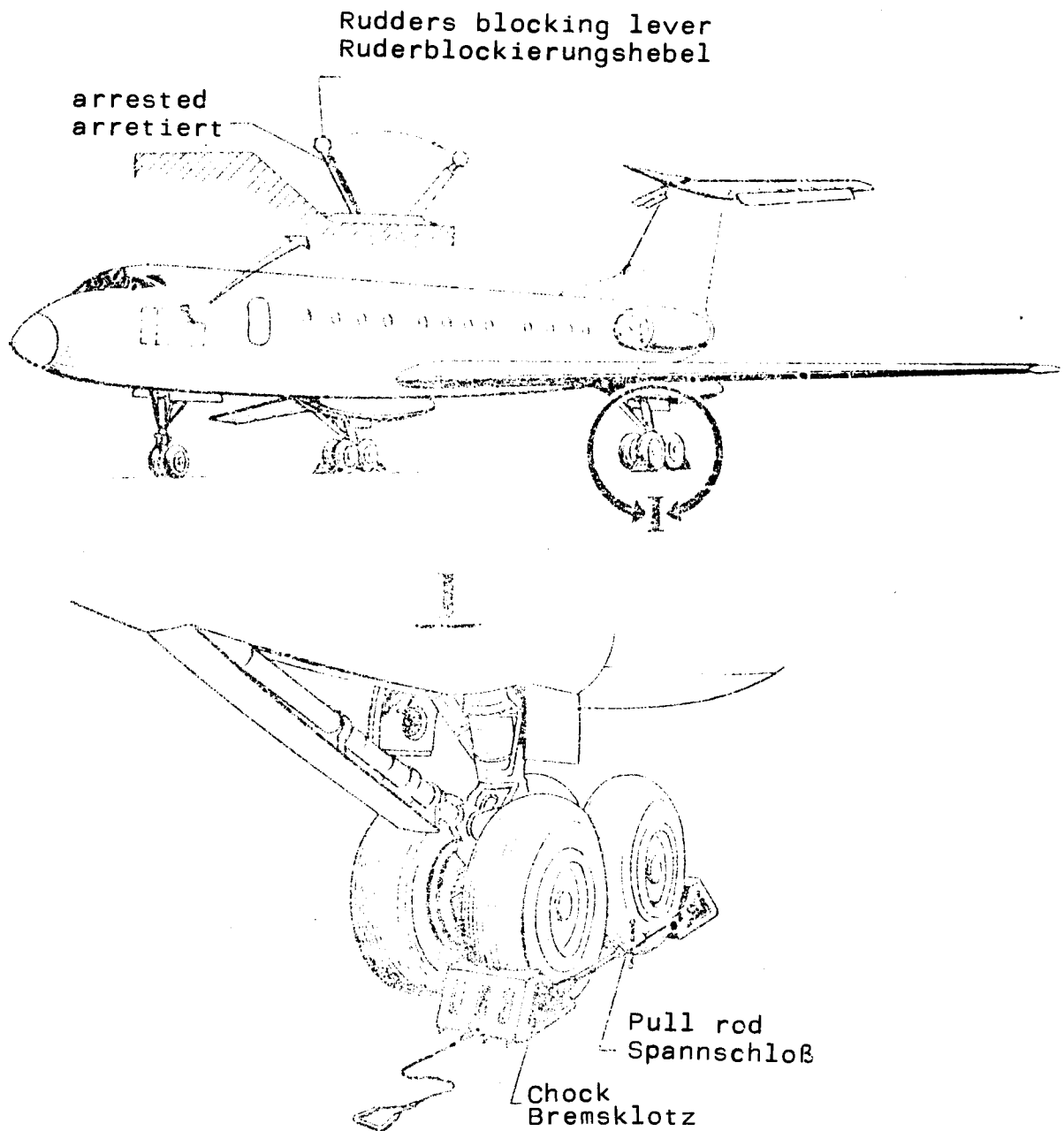


Abb. 202 Sicherung des Flugzeuges auf dem Abstellplatz  
 Fig. 202 Securing of the aircraft in the parking place

## Kraftstoffanlage

Der Kraftstoff des Flugzeuges ist in 6 Integralbehältern, die sich im Innern der Tragflächen befinden, untergebracht. Die ersten und zweiten Integralbehälter liegen im Tfm, die dritten im Tfa. Jeder 1. Integralbehälter hat einen Entnahmebehälter, der mit Rohrleitungen mit dem 1., 2. und 3. Integralbehälter verbunden ist.

### Füllen und Ablassen

#### Füllen

Das Betanken des Flugzeuges kann auf zwei Arten erfolgen:

- Druckbetankung durch Aufnahmestutzen
- Fallbetankung über die Füllstutzen der Integralbehälter

(Abb. 201)

Bei Außentemperaturen von 0° C und darunter sind entsprechend der Technischen Anweisung IC-A-6/16 zur Verhinderung der Eiskristallbildung dem Kraftstoff Antivereisungszusätze (Flüssigkeit I, TGF, UCAR-FA-600) in einer Menge von 0,1 Vol. % zuzusetzen.

Vor dem Tanken ist festzustellen ob:

- die Brandbekämpfungsmittel am Flugzeug stehen,
- das Flugzeug und der Tankwagen geerdet sind,
- die Kraftstoffsorte mit der auf dem Attest vermerkten übereinstimmt und die Unterschrift von einer autorisierten Person geleistet wurde
- der Kraftstoff frei von Wasser und Verschmutzungen ist

### Kraftstoffdruckbetankung

Über einen Anschlußstutzen erfolgt die Druckbetankung in die Integralbehälter. Der Anschlußstutzen ist von internationalen Standards und am Kasten der rechten Tragfläche unten zwischen den Rippen 2 und 3 eingebaut (Abb. 201).

Das Füllen der Integralbehälter mit Kraftstoff kann sowohl gleichzeitig als auch getrennt erfolgen.

## Fuel system

The fuel of the aircraft is carried in six integral fuel tanks, which are located in the inner sections of the wing. The No. 1 and No. 2 tanks are located in the wing central sections, while the No. 3 fuel tanks are in the wing outer sections. Each of the No. 1 fuel tank has a service cell, which is connected with the No. 1., 2. and 3. fuel tanks on the respective wing section by means of pipelines.

### Fuelling and defuelling

#### Fuelling

Two methods may be adopted when fuelling the aircraft:

- pressure fuelling through pressure connection
- gravity fuelling through the filler necks of the fuel integral tanks

(Fig. 201)

When the outside air temperature readed zero deg. C or below it is necessary to add the typ I, TGF or UCAR-FA-600 antifreezing additive content is equal to 0,1 volume per cent of the total quantity of fuel.

Prior to fuelling make sure that:

- respective fire-fighting equipment is available around the aircraft
- the aircraft and the fuelling truck are properly grounded
- the fuel certificate has been signed by the responsible person confirming that the quality of the fuel corresponds with the respective standard
- that is no water or mechanical impurities in the fuel

### Pressure fuelling

One connection only provides for pressure fuelling of the aircraft fuel integral tanks. The pressure fuelling connection corresponds with the international standards and is located on the lower side of the wing starboard section in its front part between the No. 2 and 3 ribs. (Fig. 201)

Fuelling of the integral fuel tanks can be secured either of all together or separatly, one by one.

Die Anlage kann auf automatische Füllung für 3 Betankungsvarianten eingestellt werden:

	Tu 134A	Tu 134
voll	13200 kg	13200 kg
mittel	10200 kg	10000 kg
gering	7500 kg	7200 kg

Zu verwendende Kraftstoffsorten:

T 1, TS 1

Ausländische Kraftstoffsorte:

Avtur-50	England
A 1	U S A

Zur Druckbetankung ist folgendes durchzuführen:

- die Wechsel- und Gleichstrombodenversorgung an die Bordsteckdose anschließen
- die Stromversorgungsquellen an das Bordnetz schalten
- bei Fehlen einer Wechselstromversorgung den Umformer PO 500 einschalten
- den Schlauch des Tankwagens an den Füllstutzen anschließen
- die Schalter für die Betankung einschalten
- Massenverbindung herstellen
- den Umschalter für die Betankung in die Stellung für die Betankungsvariante stellen
- den Schalter des Kraftstoffvorratsmessers in die eingeschaltete Stellung bringen
- den Schalter des Hauptbetankungsventils einschalten
- die Schalter der Gruppenbetankungsventile einschalten

Das Leuchten der grünen Warnlampe auf der Betankungstafel zeigt an, daß die Ventile geöffnet sind und das Betanken beginnen kann.

The fuel supply will be automatically cut off as soon as one of the following qualities of the total fuel amount is stored in the fuel tanks:

	Tu 134A	Tu 134
full	13200 kg	13200 kg
average	10200 kg	10000 kg
minimum	7500 kg	7200 kg

Fuel sorts:

T 1, TS 1

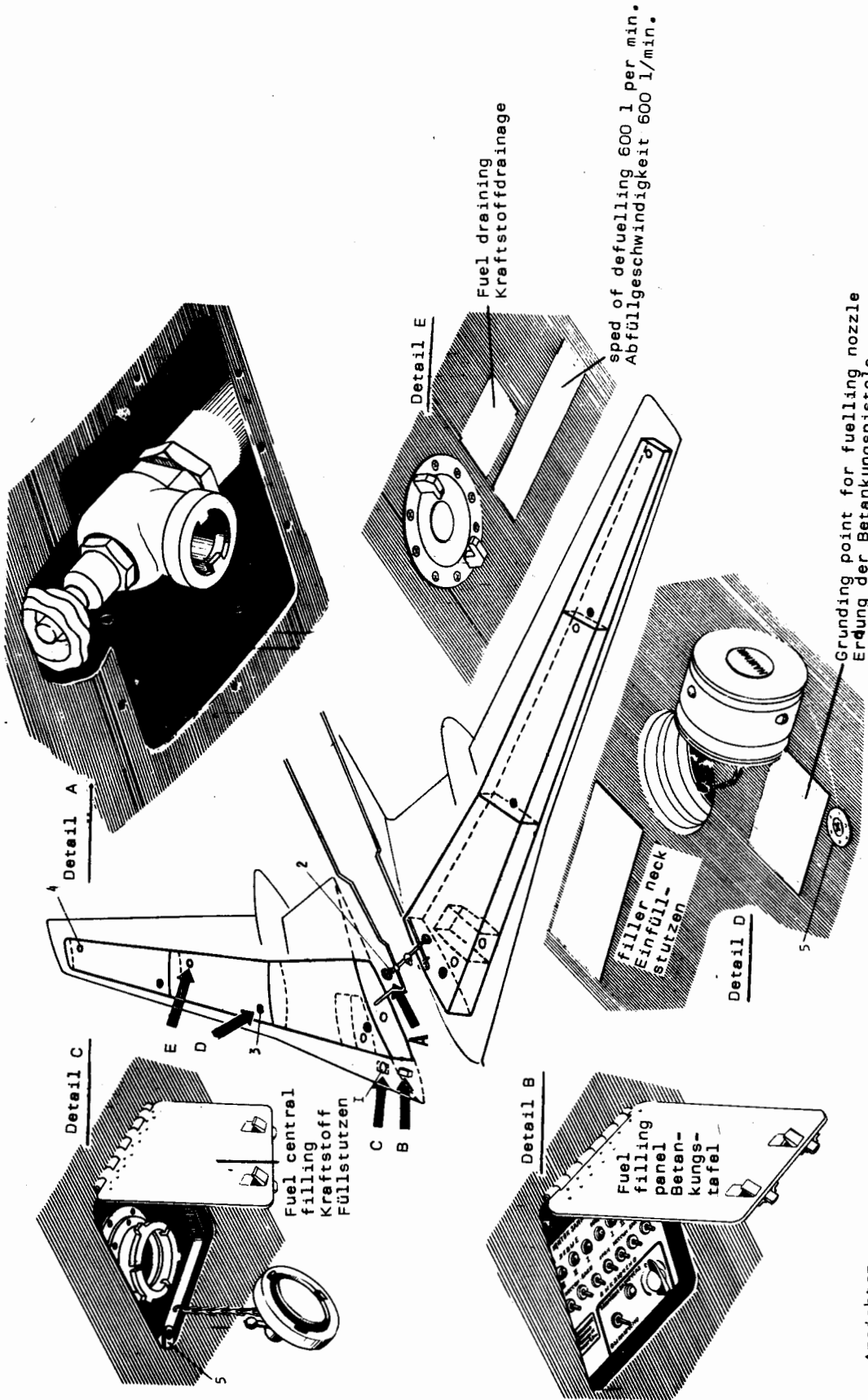
Foreign fuels:

Avtur-50	England
A 1	U S A

When carrying out pressure fuelling the following procedure should be adhered to:

- connect the D.C. and A.C. ground power unit to aircraft connection sockets
- switch the ground power unit to on-position to secure feeding of the aircraft electrical system
- provided no ground A.C. power unit is available cut in the typ PO-500 converter
- insert the hose of the fueller truck into the fuel pressure connection
- set the fuel gauge power supply switches to on-position
- insert the grounding cable of the fueller truck into the special socket
- select the desired variant of the fuel amount (either full, average, or minimum) by respective setting of the fuelling control switch
- set the fuelling control switch to refuelling on-position
- turn the switch of the fuelling master valve to on-position
- turn the fuelling valve switches of the selected integral tanks to on-position

The lighting of the green warning lights on the fuelling control panel indicated, that the master valve and the fuel tank fuelling valves are in opened position and the fuelling operation may be started with.



speed of defuelling 600 l per min.  
Abfüllgeschwindigkeit 600 l/min.

Grounding point for fuelling nozzle  
Erdung der Betankungspistole

Abb. 201 Betankungspunkte und Be- und Enttankungssystem  
Fig. 201 Fuelling points and fuel and defuelling system

1. Druckbetankungsstutzen/Pressure fuelling connection
2. Typ 606200 Ablaßventil/Type 606200 drain cock
3. Füllstutzen für Integral KS-Behälter/Integral fuel tank filler neck
4. KS-Behälter Ablaßventil/Fuel tank drain valve
5. Erdnungspunkt für Betankungspistole/Fuelling nozzle grounding point

Ansichten  
Symbols

- - Fallbetankung/Gravity fuelling points
- - Ablaßpunkte/Defuelling points

**Fallbetankung**

Das Betanken des Flugzeuges mit Kraftstoff über die Füllstutzen der Integralbehälter erfolgt nur in den Fällen, die durch unvorhergesehene Umstände bedingt sind oder wenn die Betankungsanlage versagt.

Jeder Integralbehälter hat einen eigenen Füllstutzen.

**KS-Ablassen**

Das Ablassen des Kraftstoffs aus den Integralbehältern erfolgt auf zwei Arten:

- mittels der KS-Pumpen über die Abbläbventile
- durch Selbstabfluß über die Abbläbventile.

**Gravity fuelling**

The overwing fuelling through the integral fuel tank filler necks should be employed only in case some unforeseen circumstances have been met with or providing the aircraft pressure fuelling system has failed to operate. There is an individual filler neck provided on each of the integral fuel tanks.

**Defuelling**

Two methods may be adopted when defuelling the aircraft:

- with the aid of the transfer pumps through defuelling points
- with the aid of the discharged fuel through defuelling points.



### Schmierstoffanlage

Jedes Triebwerk hat eine eigene Schmierstoffversorgungsanlage. Das Fassungsvermögen jeder Anlage beträgt 35 l. Das Fassungsvermögen des Schmierstoffbehälters beträgt 23 l. Der normale Schmierstoffverbrauch beträgt 1 kg pro Stunde für jedes Triebwerk. Er ist nach jedem Flug mittels des Schmierstoffmessers, dessen Skala sich seitlich an der Innenseite der TW-Gondel befindet, zu prüfen. Für die Triebwerke und das TA-8 ist die Schmierstoffsorte MK-8P zu verwenden.

#### Schmierstoffauffüllen

Vor dem Auffüllen ist der Schmierstoff mit dem Attest zu vergleichen, und die Sauberkeit des Öls und der Tankpistole festzustellen.

- Luke für den Zugang zum Füllstutzen öffnen
- Bevor der Verschluß des Füllstutzens geöffnet wird, diesen reinigen
- die Füllpistole in den Füllstutzen stecken und die benötigte Menge Schmierstoff auffüllen. Die genaue Menge wird mit dem Maßstab bestimmt, der bis zur vollen Länge eingesteckt wird.

Die Schmierstoffstandskala ist in 3 Teile eingeteilt:

1. bis zu 7 Litern (rote Markierung) Triebwerk darf nicht gestartet werden
2. von 7 bis 15 Litern (ist unten rot und oben grün) Triebwerk kann Probe laufen
3. über 15 Liter (grüne Markierung) Flug kann durchgeführt werden

- Der Füllstutzen und der Lukendeckel ist zu verschließen.

#### TA-8 Schmierstoffsystem

Der Schmierstoffbehälter des TA-8 faßt 6 Liter. Normal Verbrauch pro Stunde ist 0,5 l. Der Schmierstofftank befindet sich auf der rechten Seite des TA-8. Er wird durch den Einfüllstutzen gefüllt.

### Oilsystem

Each engine has a self-contained oil system. The capacity of the oil system of one engine is 35 litres. The capacity of the oil tank is 23 litres.

The normal oil consumption is 1 kg per hour per each engine max. After each flight check the oil amount on the oil gauge, the scale of which is in a little window on the outer side of the nacelle.

For main engines and for TA-8 engine use always one oil grade MK-8P.

#### Oil refilling

Before filling of the oil check the attest, oil grade and the purity of the oil and the nozzle to be refilled.

- open the cover of the oil tank filler neck opening
- before opening the filler neck closure clean it from impurities
- insert the filling nozzle into the filler neck and refill the required oil amount. Measure the oil amount with a dipstick. While measuring the oil amount the dipstick must be pushed in as far as it goes.

The oil gauge scale is divided into three parts:

1. part up to 7 l is marked in red (starting engines prohibited)
2. part from 7 to 15 l (is marked in red at the bottom and in green at the top) engine test
3. part more than 15 l (is marked in green) the flight permitted

- Put the filler neck and the cover closure back to its position.

#### TA-8 engine oil system

The oil tank capacity is 6 litres. Normal oil consumption per hour is 0,5 l. The oil tank is situated on the R.H. side of the TA-8. The oil is refilled through the oil tank filler neck.

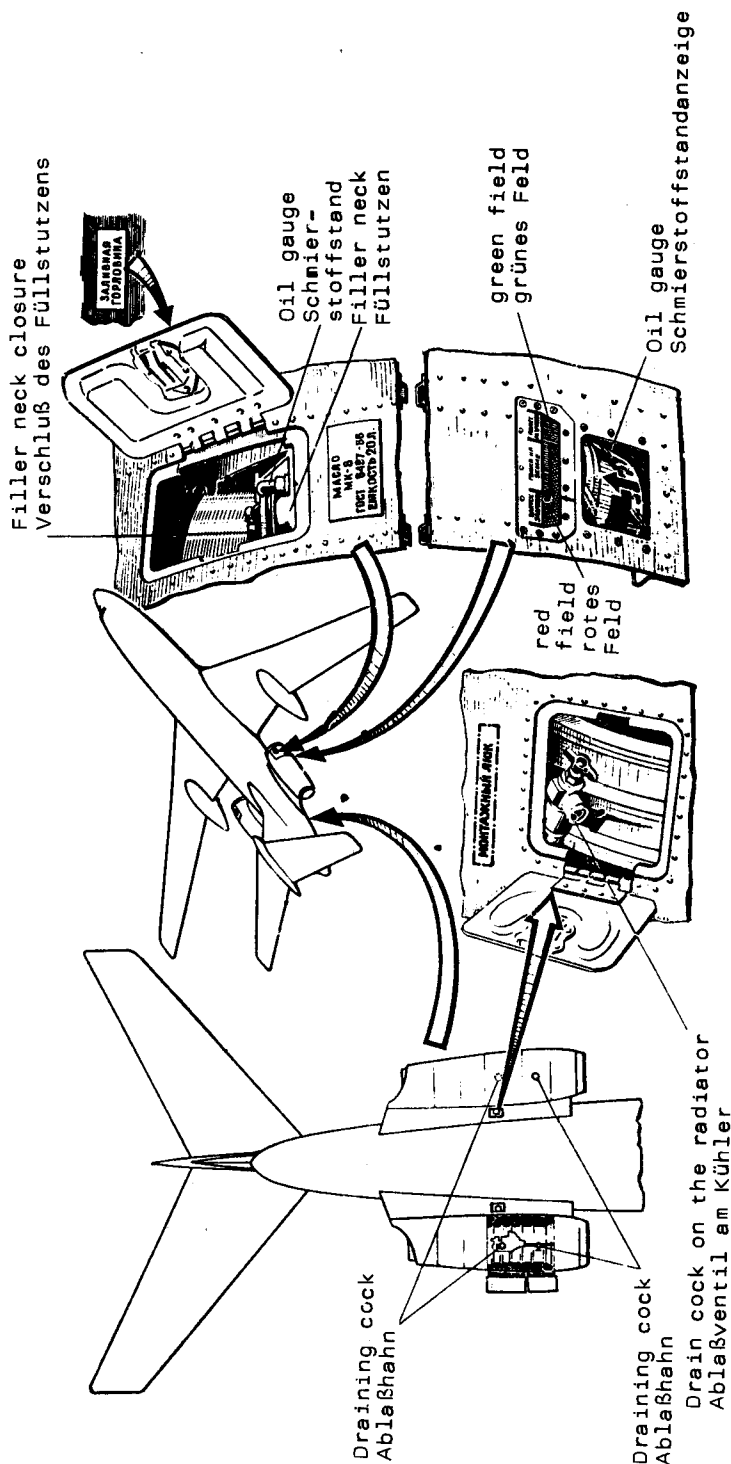


Abb. 201 Füllstutzen des Behälters und Ablaßhähne des Schmierstoffsystems  
Fig. 201 Tank filling neck and draining cocks of the oil system

### Hydraulikanlage

Im Flugzeug Tu 134 (A) sind drei von einander unabhängige Hydraulikanlagen eingebaut: Die Haupt-Brems- und Notanlage.

Die Haupthydraulikanlage arbeitet mit zwei Pumpen NP-43M/1, von denen je eine an jedem Triebwerk angeordnet ist.

Die Bremshydraulikanlage arbeitet mit einer Elekropumpe vom Typ 465 D.

Die Nothydraulikanlage arbeitet mit der Elektropumpe NS-45.

Alle drei Anlagen arbeiten mit der Hydraulikflüssigkeit AMG 10.

Der Hydraulikdruck in der Haupt- und Bremsanlage beträgt 210 kp/cm<sup>2</sup> in der Notanlage 75 kp/cm<sup>2</sup>. (Leerlaufdruck 100 ± 5 kp/cm<sup>2</sup>)

Jede Hydraulikanlage hat einen eigenen Hydraulikbehälter, Druckspeicher, Regelgeräte, Steuerorgane und Verbindungsleitungen.

Mittels des Gerätes UPG-300 kann das Waschen Betanken und Regulieren der Hydraulikhauptanlage erfolgen. Mit der Anlage UPG-250 ist lediglich die Bodenregulierung möglich.

### Hydraulic power sources

There are three independent hydraulic systems on the TU 134 (A) aircraft: the main, brake and self-contained systems.

The main hydraulic system is operated by two NP-43M/1 pumps, installed by one on each aircraft engine.

The brake hydraulic system is operated by the 465 D electrical pump.

The self-contained hydraulic system is operated by the NS-45 electrical pump.

In all three systems the AMG-10 oil hydraulic fluid is used.

The working pressure is as follows: In the main and the brake hydraulic system - 210 kg per sq cm, in the self-contained hydraulic system - 75 kg per sq cm (zerodelivery pressure 100 ± 5 kg per sq cm)

In each of the hydraulic system there is its own hydraulic reservoir, hydraulic accumulators, regulation and control devices and connecting lines.

By taking the UPG-300 ground hydraulic unit is used refilling, flushing as well as ground checking of the aircraft main hydraulicsystem. With the UPG-250 ground checking of the aircraft main system can be secured only.

### Betanken der Hydraulikanlage

Das Fassungsvermögen der Hydraulikanlagen beträgt:

Hydraulikhauptanlage	-	48 l
Hydraulikbremsanlage	-	30 l
Nothydraulikanlage	-	6 l

Die Hydraulikhauptanlage und die Bremsanlage werden mit AMG-10 über ein spezielles Bodenbetankungsgerät, das mit einem Feinfilter und einer Förderpumpe mit einer Leistung von 5 - 10 l/min bei einem Druck von max. 5 kp/cm<sup>2</sup> ausgerüstet ist, versorgt.

Das Betanken mit Hydraulikflüssigkeit erfolgt in die Behälter der Hydraulikanlagen mittels einer Spezialvorrichtung, die an das Bordbetankungspaneel angeschlossen wird.

Das Betankungspaneel für den Behälter der Hydraulikhauptanlage befindet sich in der Spaltverkleidung der rechten Tragflächenhälfte am Spant 38, das Betankungspaneel für den Behälter der Hydraulikbremsanlage - in der Nische des Bugfahrwerks (rechts).

Die Nothydraulikanlage wird über den Stutzen an der Pumpe NS-45 mit AMG-10 gefüllt.

Wenn kein UPG-300 vorhanden ist, kann in Ausnahmefällen das Betanken der Behälter der Hydraulikhaupt- und bremsanlage durch Einfüllen der Flüssigkeit in die Betankungsstutzen der Behälter erfolgen.

Hierfür ist ein Trichter zu verwenden über den ein Tuchfilter gelegt wird. Die Hydraulikflüssigkeit muß sich in einem verblombten reinen Gefäß befinden.

#### Achtung!

1. Vor dem Betanken der Hydraulik-Haupt- und Bremsanlage muß der Überdruck aus diesen Behältern über die Ablaßventile, die sich am Betankungspaneel für den Behälter der Hydraulikhauptanlage im Bereich Spant 38, rechts, und an der rechten Wandung der Bugfahrwerksnische befinden, abgelassen werden. Das Ablassen des Überdrucks in der Notanlage hat durch Abschrauben des Blindverschlusses im Füllstutzen der Pumpe um 1 bis 2 Umdrehungen, nach vorherigem Ablassen des Druckes aus den Behältern der Hydraulikhaupt- und Bremsanlage zu erfolgen. Das vollständige

### Hydraulicsystem refilling

Content of the hydraulic system:

Main hydraulic system	-	48 l
Brake hydraulic system	-	30 l
Self-contained hydraulic system	-	6 l

The main and the brake system should be refilled with AMG-10 fluid from a special ground supply unit furnished with a fine filter and a booster pump the output of which is within 5 and 10 litres per sq cm max.

The fluid should be refilled into the hydraulic system reservoir with the aid of a special filling device connected to the hydraulic system board supply panel.

The main hydraulic system reservoir supply panel is located in the wing starboard section fillet near the No. 38 frame, while the brake hydraulic system supply panel is located in the nose gear well (on the R.H. side).

The self-contained hydraulic system is filled with the fluid through the filler neck of the NS-45 pump unit.

In exceptional cases refilling of the main and brake hydraulic system reservoirs with the fluid can be secured through the necks of reservoirs.

For this a clean funnel provided with a gauze filter should be used. The AMG-10 fluid should be available in properly sealed containers.

#### Caution

1. Before filling the reservoirs of the main and brake hydraulic systems release the over-pressure in these reservoirs through the relief valves situated on the main hydraulic system supply panel next to the No. 38 frame on starboard side and on the brake system supply panel situated on the starboard side on the nose gear well. The over-pressure in the self-contained hydraulic pump unit should be released by unscrewing the blind plug of the pump unit filler neck through 1 to 2 turns with the overpressure in the main and brake

Herausdrehen des Blindverschlusses hat nur nach vollständigem Ablassen des Druckes aus der Pumpe zu erfolgen. (Kontrolle über Manometer am Gehäuse dieser Pumpe).

2. Das Einfüllen bereits benutzter Hydraulikflüssigkeit in die Anlage ist untersagt.
3. Beim Einfüllen von AMG-10 in die Behälter ist Begießen oder Versprühen der Flüssigkeit auf Aggregate oder Rohrleitungen zu vermeiden.
4. Die Ablaßhähne der Behälter, die Ventile zum Ablassen des Überdruckes aus den Behältern und die Füllstutzen müssen sicher verschlossen, gesichert und verplombt sein.

Die Behälter der Hydraulikanlagen müssen folgendermaßen gefüllt sein:

- im Behälter der Hydraulikhauptanlage 22 l bei zwei gefüllten Druckspeichern, ausgefahrenem Fahrwerk und eingefahrenen Klappen.
- im Behälter der Hydraulikbremsanlage 16,5 l bei zwei gefüllten Druckspeichern (des Haupt- und Notspeichers), gebremsten Rädern und ausgefahrenem Fahrwerk. Der Flüssigkeitsstand wird am Vorratsmesser kontrolliert, der am Behälter angebracht ist.
- der Flüssigkeitsstand in der Notanlage muß mit der oberen Markierung am Gehäuse des Schmierstoffanzeigergerätes bei nicht arbeitender Pumpe übereinstimmen.

Achtung!

1. Wenn der Flüssigkeitsvorrat während des Betriebes geprüft wird, ist eine Verringerung des Vorratsstandes um 1 Liter zulässig.
2. Die Überprüfung des Flüssigkeitsstandes hat nach Auffüllen der Anlagen nach Entfernen der Luft und mehrmaligem Durchpumpen der Anlagen zu erfolgen.

hydraulic system reservoirs preliminary released. The blind plug can unscrewed completely after only the boost pressure is completely released from the pump unit. (for this refer to the pressure gauge mounted on the pump unit housing)

2. It is strictly forbidden to fill used hydraulic fluid into the hydraulic system.
3. Greatest care should be taken to avoid splashing or spilling of fluid over the units and the lines under the hydraulic reservoir or around it.
4. The drain cocks of the hydraulic reservoirs, the pressure release valves and the filler necks should be properly closed, locked and sealed.

The fluid level in the hydraulic system reservoirs should be as follows:

- 22 litres in the main hydraulic system reservoir with the hydraulic accumulators fully charged with the landing gear in extended position and the spoilers in retracted position.
- 16,5 litres in the reservoir of the brake hydraulic system with the main and emergency hydraulic accumulator fully charged with the landing gear in extended position and with the wheels braked. The fluid level should be checked by referring to the floattype level gauge located on the reservoir.
- the fluid level in the self-contained system hydraulic reservoir should coincide with the upper notch on the fluid gauge casing, with the pump inoperative.

Caution

1. When proceeding with a check of the quantity of fluid, the permissible level difference must be within plus/minus 1 litre.
2. The check of the fluid level should be carried out after complete filling of the hydraulic systems with fluid, letting out the air and by repeated pumping through of the system.

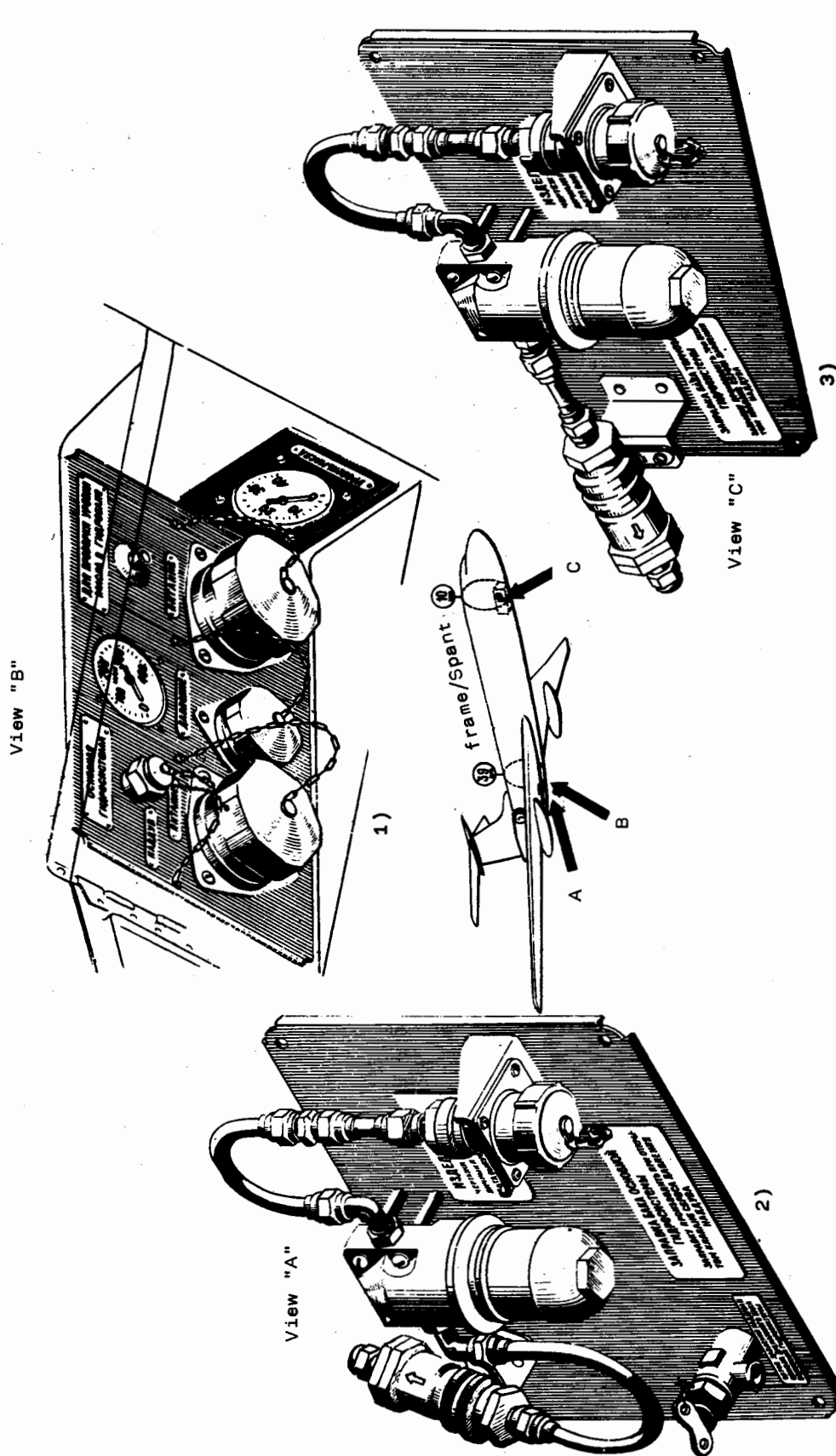


Abb. 201 Schema der Hydraulikpaneele und des Paneels für Bordeinspeisung  
 Fig. 201 Plan of the hydraulic system supply panels and of the board hydraulic supply panel  
 1- Paneel für Bordeinspeisung Board supply panel  
 2- Betankungspaneel für Hydraulikhauptanlage Main hydraulic system supply panel  
 3- Betankungspaneel der Hydraulikbremsanlage Brake hydraulic system supply panel

### Betanken mit Stickstoff

Das Auffüllen der Hydraulik-Druckspeicher und Druckstoßdämpfer erfolgt mit Stickstoff P (Gost 9293-59).

Das Füllen ist über den Füllstutzen des Druckspeichers oder Druckstoßdämpfers von einer Flugplatzflasche mit einer Spezialvorrichtung 134-9942-100 und 134A-9941-650 folgendermaßen durchzuführen:

1. Druck in der Hydraulikanlage auf Null senken
2. Vorrichtung an den Füllstutzen am Druckspeicher (Druckstoßdämpfer) und an die Flugplatzflasche anschließen.
3. Am Manometer den Druck im Hydraulikdruckspeicher (Druckstoßdämpfer) bestimmen.
4. Wenn der Druck im Druckspeicher (Druckstoßdämpfer) hoch ist, Überdruck ablassen. Bei zu geringem Druck nachfüllen, dazu
  - das Ventil der Bodenfüllflasche und den Absperrhahn an der Vorrichtung öffnen und nach Manometer nachfüllen, bei 20 °C Außentemperatur bis zu einem Druck von  $70 \pm 3 \text{ kp/cm}^2$
  - die Gasräume der Druckstoßdämpfer müssen mit Stickstoff bis zu einem Druck von  $115 \pm 3 \text{ kp/cm}^2$  bei Außentemperaturen von 20 °C aufgeladen sein.
  - der Stickstoffraum des Druckspeichers der Nothydraulikanlage ist mit Stickstoff bis zu einem Druck von  $35 \pm 2 \text{ kp/cm}^2$  bei Außentemperaturen von 20 °C aufzuladen.

Eine Temperaturänderung um 10° verursacht eine Änderung des Stickstoffdrucks,

- in den Hydraulikdruckspeichern der Haupt- und Bremsanlage um  $3 \text{ kp/cm}^2$
- im Hydraulikdruckspeicher der Notanlage um  $1,5 \text{ kp/cm}^2$
- in den Druckstoßdämpfern um  $4 \text{ kp/cm}^2$ .

### Nitrogen charging

For charging of the hydraulic accumulators and the pulse dampers nitrogen P (Gost 9293-59) should be used.

The nitrogen should be charged through a filler neck of a hydro-accumulator or a pulse damper from a ground bottle with the use of the 134-9942-100 and 134A-9941-650 fixtures in the following way:

1. Release the pressure in the hydraulic system down zero.
2. Connect the fixtures to the filler neck opening of the hydraulic accumulator (pulse damper) and to the ground bottle.
3. By reading the pressure gauge ascertain the pressure in the hydraulic accumulator (pulse damper).
4. Providing the pressure in the hydraulic accumulator (pulse damper) is high, release the surplus and if it is lower than normal, recharge with nitrogen proceeding as follows
  - open the ground bottle supply valve and the valve of the fixture and charge to a pressure of  $70 \pm 3 \text{ kgs per sq cm}$  at the ambient air temperature of plus 20deg. C.
  - the gas chamber of the pulse damper should be charged with nitrogen to a pressure of  $115 \pm 3 \text{ kgs per sq cm}$  at the air temperature of plus 20 deg.C.
  - the gas chamber of the hydraulic accumulator of the self-contained system should be charged with nitrogen to a pressure of  $35 \pm 2 \text{ kgs per sq cm}$  at the ambient temperature of plus 20° deg.C.

A change in the ambient air temperature by 10 deg. Cent. proves in the following change of the nitrogen pressure,

- by 3 kgs per sq cm in the hydraulic accumulators of the main and brake hydraulic systems
- by 1,5 kgs per sq cm in the hydraulic accumulator of the self-contained system
- by 4 kgs per sq cm in the pulse dampers.

### Wasser- und Toilettenanlage

Betanken mit Wasser (Abb. 201)

Die Toiletten sind mit Wasserversorgung und Kanalisation versehen. Sie werden mit Wasser aus einem Behälter versorgt, der sich im hinteren Frachtraum befindet. Das benutzte Wasser aus den Toiletträumen und die Fäkalien gelangen in einen Abflußbehälter, der sich unter den Fußboden der Toiletten befindet. Das Betanken des Wasserbehälters mit Wasser, das Reinigen und Ausspülen des Abflußbehälters sowie das Einfüllen von chemischer Flüssigkeit in diesen Behälter erfolgt durch Luken die sich im unteren Rumpfteile im Toilettenbereich befinden.

Der Wasserbehälter für die Waschbecken hat ein Fassungsvermögen von 55 l. Betankt wird er jedoch nur mit  $45 \pm 3$  l. Angeordnet ist er unter der rechten Toilette. Der Einfüllstutzen ist von der Rumpfaußenseite aus zu erreichen.

Zum Betanken mit Wasser ist folgendes notwendig:

1. Vor dem Betanken Behälter, Verschlußhahn und Wasserabflußhahn schließen
2. Lukendeckel des Panels für das Wassersystem öffnen (Abb. 201)
3. Den Abflußhahn am Drainagepaneel des Wassersystem öffnen.

#### Anmerkung:

Bei geöffnetem Abflußhahn die Dichtheit des Wassersystems während des Füllens überprüfen.

4. Verschlußkappe des Wassereinfüllstutzens und des Kontrollstutzens abnehmen. Prüfen, daß keine Verschmutzung vorliegt. Wenn Verschmutzung vorliegt, Stutzen reinigen.
5. Schlauch des Wasserwagens zur Wasserzufuhr anschließen
6. Wasserzufuhr einschalten und Wasser mit einem Druck von  $2 \cdot 10^{-2}$  kp cm<sup>2</sup> max. zuführen, bis das Wasser ununterbrochen aus dem Kontrollstutzen auszufließen beginnt. Wasserzufuhr beenden und Füllmenge überprüfen.
7. Schlauch des Wassertankwagens abnehmen.
8. Wasser restlos aus beiden Stutzen abfließen lassen und Verschlußkappen aufsetzen
9. Den Drainagehahn am Drainagepaneel schließen den Verschuß aufsetzen und sichern.
10. Verschlußdeckel schließen.

### Water and toiletsystem

Water replenishment (Fig. 201)

The toilets are equipped with water and toilet systems. Into the water basins the water from the tank situated in the rear freight hold is used. The utilized water from wash basins and toilets is drained into the sump under the floor.

For water replenishment, toilet cleaning and waste water sump flushing as well as for the chemical liquid special panels are provide on the lower fuselage part under the cabin rear windows.

The water tank for wash basins has a total capacity of 55 l. The tank should be replenished up to  $45 \pm 3$  l of water content. The cover of the tank is situated on the outside of the fuselage skin.

During water replenishing proceed as follows:

1. Close the water tank outlet cock and water draining cock
2. open the cover of the water system panel (Fig. 201)
3. open the draining valve on the draining panel of the water system.

#### Note:

By opening of the draining valve the tightness of the water system during refilling is checked.

4. remove the blinds form the water filling neck and from the control neck. Make sure, that the necks are not dirty. In case of dirt, clean the necks
5. connect the water refilling hose to the filler neck
6. supply water under a pressure of  $2 \cdot 10^{-2}$  Kgs per sq cm max., till the water begins coming out from the control neck in an un-interrupted flow. Stop the water supply and check the amount of water
7. disconnect the water filling hose
8. let water flow out from both necks and tighten the blinds
9. close the draining valve on the draining panel, replace the cover and secure it with pin
10. close the covers



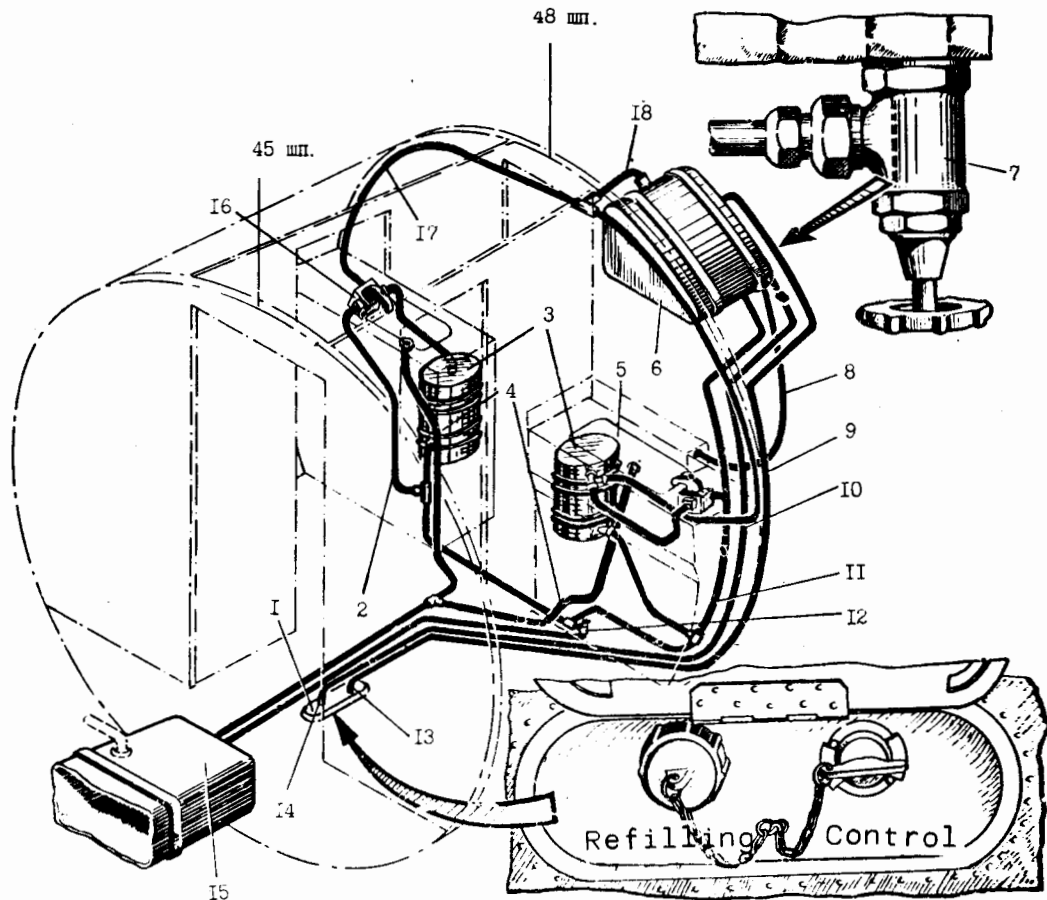


Abb. 201 Betankung mit Wasser  
Fig. 201 Water replenishment

- |   |  |
|---|--|
| 1. Wasserfüllpaneel   | 1. Water refilling panel                       |
| 2. Rohr zum Wasservorwärmbehälter                             | 2. Pipeline to the water heater                |
| 3. Wasservorwärmbehälter                                      | 3. Water heater                                |
| 4. Ablassrohr aus dem Waschbecken                             | 4. Waste pipeline of the wash basin sink       |
| 5. Waschbecken  | 5. Sink  |
| 6. Wasserbehälter   | 6. Water tank                                  |
| 7. Sperrhahn  | 7. Return valve                                |
| 8. Drainagerohr des Wasserbehälters                           | 8. Water tank draining pipeline                |
| 9. Kontrollrohr   | 9. Control pipeline                            |
| 10. Wasserversorgungsrohr                                     | 10. Water filling pipeline                     |
| 11. Wasserversorgungsrohr                                     | 11. Water filling pipeline                     |
| 12. Ablasshahn  | 12. Draining valve                             |
| 13. Kontrollstutzen   | 13. Control neck                               |
| 14. Wasserfüllstutzen   | 14. Water filling neck                         |
| 15. Ablassbehälter  | 15. Sump                                       |
| 16. Mischhahn des Waschbeckens                                | 16. Wash basin mixing cock                     |
| 17. Rohrleitung zwischen dem Mischhahn und dem Wasserbehälter | 17. Pipeline between the mixing cocks and tank |
| 18. Rohr zwischen dem Wasserbehälter und dem Drainagerohr     | 18. Tank and waste piping connecting pipeline  |

**Betanken mit chemischer Flüssigkeit**

Chemische Flüssigkeit wird nach Abschluß der Wasserbetankung wie folgt aufgefüllt:

- Luke der sanitären Einrichtung öffnen
- Verschuß vom Stutzen des Behälters abnehmen
- Schlauch vom Wagen mit chem. Flüssigkeit anschließen
- 18 l chem. Flüssigkeit in den Behälter füllen. Die Menge der eingefüllten Flüssigkeit wird mittels des Verbrauchsmessers des Tankwagens kontrolliert.
- 3 Minuten nach Stillstand der Pumpe ist der Schlauch vom Füllstutzen abzunehmen
- Verschuß auf den Füllstutzen setzen
- Rumpfluke schließen.

**Chemical fluid refilling**

The chemical fluid should be replenished after finishing water system refilling, proceed as follows:

- open the toilet system servicing panel cover
- remove the blind from tank flushing neck
- connect the hose of the chemical fluid filling truck
- fill 18 litres of chemical fluid into the tank. Check the amount of the refilled liquid on the refilling truck consumption gauge.
- three minutes after stopping of the fluid filling truck pump disconnect the hose from the flushing neck
- close the neck with blind
- close the filling opening cover.

**Reinigen der Toiletten (Abb. 202)**

Zum Reinigen der Toiletten ist notwendig:

- Luke der sanitären Einrichtung öffnen
- Verschuß vom Spülstutzen und vom Füllstutzen für chemische Flüssigkeit abnehmen
- den Schlauch des Toilettendienstwagens an den Füll- und Spülstutzen anschließen
- Verschuß vom Abflußstutzen abnehmen nachdem der Sicherungsstift entfernt wurde
- an den Abflußstutzen den Schlauch des Toilettendienstwagens anschließen
- das Abflußventil durch Drehen des Hebels bis zum Anschlag öffnen. Zuvor Sicherungsstift herausziehen. Nachdem der Inhalt aus Behälter und Filter vollständig abgelassen ist, ist folgendes durchzuführen:
  - Wasser des Wagens einschalten
  - nach 30 bis 40 Sekunden ist, ohne die Pumpe stillzusetzen, das Abflußventil durch Drehen des Hebels nach oben bis zum Einrasten zu schließen
  - nach 30 bis 40 Sekunden Spülung bei geschlossenem Ventil den Knopf zum Einschalten der EZN-104 Pumpen betätigen und ihn für 1 min eingeschaltet belassen.

Achtung!

Es ist untersagt die Pumpen EZN-104 zu betätigen, wenn im Abflußbehälter keine Flüssigkeit ist.

- Knopf loslassen und Pumpe des Toilettendienstwagens stillsetzen
- Abflußventil bis zur unteren Stellung öffnen und das Wasser in den Behälter des Toilettendienstwagens abfließen lassen
- Abfluß- und Spülschlauch vom Wagen trennen
- Prüfen, ob der Gummiring des Ventils sauber und ganz ist, Ventil schließen und den Hebel mit Sicherungsstift sichern
- Spül- und Füllstutzen des Ventils mit Verschlüssen versehen und den Hebel des Spülventildeckels mit einem Sicherungsstift versehen.
- Luke des Spülpanels verschließen

Besonderheiten der Wartung der sanitären Anlagen im Winter

- Im Winter muß das Wasser auf +60°C und die chemische Flüssigkeit auf +35°C erwärmt sein. Die Temperatur in den Passagierkabinen muß vor dem Tanken mindestens +15°C betragen.
- die sanitären Anlagen müssen im Winter sofort nach Abschalten der Triebwerke entleert werden
- das Spülen der Abflußanlage ist nur mit warmem Wasser durchzuführen.

**Toilet cleaning (Fig. 202)**

While cleaning the toilets proceed as follows:

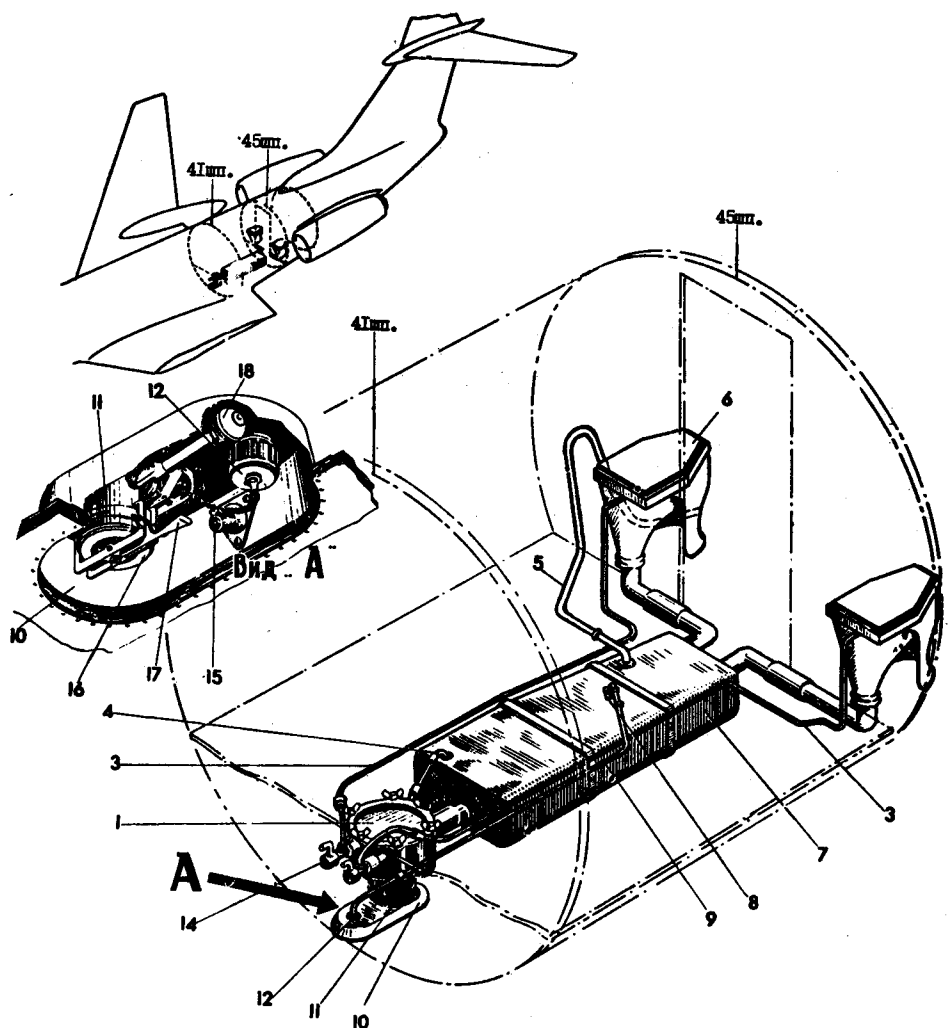
- open the toilet system servicing panel cover
- remove the cover from the flushing and chemical liquid refilling neck
- connect the hose of the toilet servicing truck to the flushing and refilling neck
- remove the filling valve neck cover prior to which take out the security pin
- connect the draining hose of the filling truck to the draining valve neck
- open the draining valve by turning its handle downwards to the stop end. Prior take out the security pin. There after when the sump and filter content has been emptied by gravity, carry out the following operations:
  - switch on the water supply flushing pumps
  - after 30 to 40 seconds close the draining valve, without stopping the pump, by turning the handle upwards to the end stop
  - after 30 to 40 seconds of flushing with the valve closed press the pushbutton of the EZN-104 pumps starting and let them operate for one minute.

Attention:

It is prohibited to set the EZN-104 pumps into operation with no liquid being in the sump.

- stop the filling truck pump by releasing the push button
  - open the draining valve down to the lower end stop and let water flow into the filling truck tank
  - disconnect the draining and flushing hose of the filler truck
  - make sure about the rubber ring for the draining valve being clean and undamaged, close the valve and secure its handle with the safety pin
  - close the flushing and the draining valve necks and secure the handle of the draining valve blind with safety pin
  - close the draining panel opening with cover
- Specific observations during toilet system servicing in winter

- in winter the water must be preheated up to 60°C and the chemical liquid up to 35°C. The temperature in the passenger cabins must not be allowed to conduct below +15°C.
- in winter season the toilet system must be drained off immediately after stopping of the engines
- flushing of the waste system must be carried out with warm water only.



- |   |   |
|---|---|
| 1. Filtereinsatz/Filtration device  | 3. Spülrohr/Flushing pipeline   |
| 4. Drainagerohr des Filtereinsatzes/<br>Filtration device draining pipeline   | 5. Rohr des Abflußbehälters/Sump vent pipeline  |
| 7. Abflußbehälter/Sump  | 6. Toilettenbeckensitz/Water closet seat  |
| 9. Füllrohr für chemische Flüssigkeiten<br>und zum Spülen des Abflußbehälters/<br>Pipeline for chemical liquid refilling<br>and sump flushing | 8. Rückschlagventil/Return valve  |
| 14. Pumpe EZN-104/EZN-104 pump  | 10. Drainagepaneel/Drainagepanel  |
| 15. Knopf zum Einschalten der Pumpe EZN-104/<br>Press button for switching on the EZN-<br>104 pump  | 11. Drainageventil/Drainageventil   |
| 18. Drainageventilhebel/Draining valve handle   | 12. Stutzen zum Füllen mit chemischer Flüssig-<br>keit und zum Spülen des Abflußbehälters/<br>Chemical fluid filling and sump flushing neck |
|   | 16. Drainageventilverschluß/Draining valve blind  |
|   | 17. Hebel des Drainageventilverschlusses/Draining<br>valve blind handle   |

## Sauerstoffanlage

Die Sauerstoffanlage des Flugzeuges wird mit gasförmigem medizinischen Sauerstoff der Sorte A (Gost 5583-58) von einer Bodensauerstoffstation oder von transportablen Flaschen mit einem Druck von höchstens 150 kp/cm<sup>2</sup> gefüllt. Das Flugzeug besitzt eine stationäre und eine transportable Sauerstoffausrüstung.

Die stationäre Sauerstoffausrüstung besteht aus einer Flasche mit 92 l Inhalt, die mit einem Druck von 30 kp/cm<sup>2</sup> gefüllt ist. Die Flasche ist an der rechten Seite des technischen Raumes zwischen Spant 20 und 22 eingebaut.

Die transportable Sauerstoffausrüstung besteht aus einer Flasche mit einem Fassungsvermögen von 7,8 l für die Besatzung und aus 4 Flaschen mit einem Fassungsvermögen von 1,7 l für die Passagiere. Der Fülldruck beträgt ebenfalls 30 kp/cm<sup>2</sup>.

### Füllen der Sauerstoffanlage (Abb. 201)

1. Luke des vorderen technischen Raumes öffnen
2. Sicherungskappe vom Füllstutzen abschrauben
3. Schlauch an den Füllstutzen anschließen
4. Ventil an der Fülltafel öffnen
5. Anlage füllen, dabei Diagramm zugrunde legen.

#### Anmerkung:

Bei Außenlufttemperaturen über +40 °C ist die Anlage auf einen Druck von 32,5 kp/cm<sup>2</sup> und bei Temperaturen unter 40 °C auf einen Druck von 25 kp/cm<sup>2</sup> zu füllen.

Der Druck der zu füllenden Flasche ist anhand des Manometers zu prüfen, das sich auf der Bedientafel befindet. Die transportablen Flaschen werden gleichzeitig mit der stationären mit Hilfe des Füllschlauches, der sich in der Nische an der Trennwand des Spantes 15d befindet, durch Öffnen des Ventils an der Tafel des Sauerstoffgerätes der Stewardess, aufgefüllt. Der Druck der aufzufüllenden Flaschen wird an den Manometern der transportablen Sauerstoffgeräte überprüft. Der Druck in den transportablen Sauerstoffflaschen muß den im Diagramm genannten Werten entsprechen. (Abb. 201)

6. Nach Beendigung des Füllens Ventil schließen. Füllschlauch trennen, Füllstutzen mit Sicherungskappe verschließen
7. Luke des vorderen technischen Raumes schließen

## Oxygen System

The aircraft oxygen system should be charged with the medical gaseous oxygen of grade A (Gost 5583-58) from a ground charging unit or from portable bottles, with a pressure of 150 kgs per sq cm max.

The aircraft is furnished with one stationary and one portable oxygen equipment.

The stationary equipment consists of one bottle of 92 litres in capacity, which should be charged to a pressure of 30 kgs per sq cm. The bottle is installed on the starboard side of forward technical room, between the Nos. 20 and 22 frames.

The portable equipment consists of one bottle of 7,8 litres in capacity, which is intended for use by the flight crew and 4 bottles of 1,7 litres in capacity each, which are intended for the passengers. The portable bottles should be charged to a pressure of 30 kgs per sq cm.

### Filling the oxygen system (Fig. 201)

1. open the hatch of the front equipment bay
2. remove the cover from the charging union
3. connect the hose to the charging pipe union
4. open the valve mounted on the charging control panel
5. charge the system while following the hints given in the diagram.

#### Note:

The oxygen system should be charged with oxygen to a pressure of 32,5 kgs per sq cm at the air temperature over +40°C and to a pressure of 25 kgs per sq cm at the air temperature below +40 °C.

The pressure in the bottle under charging should be checked by reading the pressure gauge installed on the charging control panel. The portable sets of oxygen bottles should be charged together with the stationary ones with the use of a charging hose mounted in a recess on the partition of the No. 15d frame. To charge the bottles with oxygen open the valve installed on the steward's oxygen board. The pressure in the oxygen bottles should be checked by reading the pressure gauges of the portable oxygen sets. The valves of pressures in the portable oxygen bottles should correspond to those indicated in the diagram presented in Fig.201.

6. After charging close the valve disconnect th hose and cover the charging pipe union with the cover
7. Close the hatch of the front equipment bay

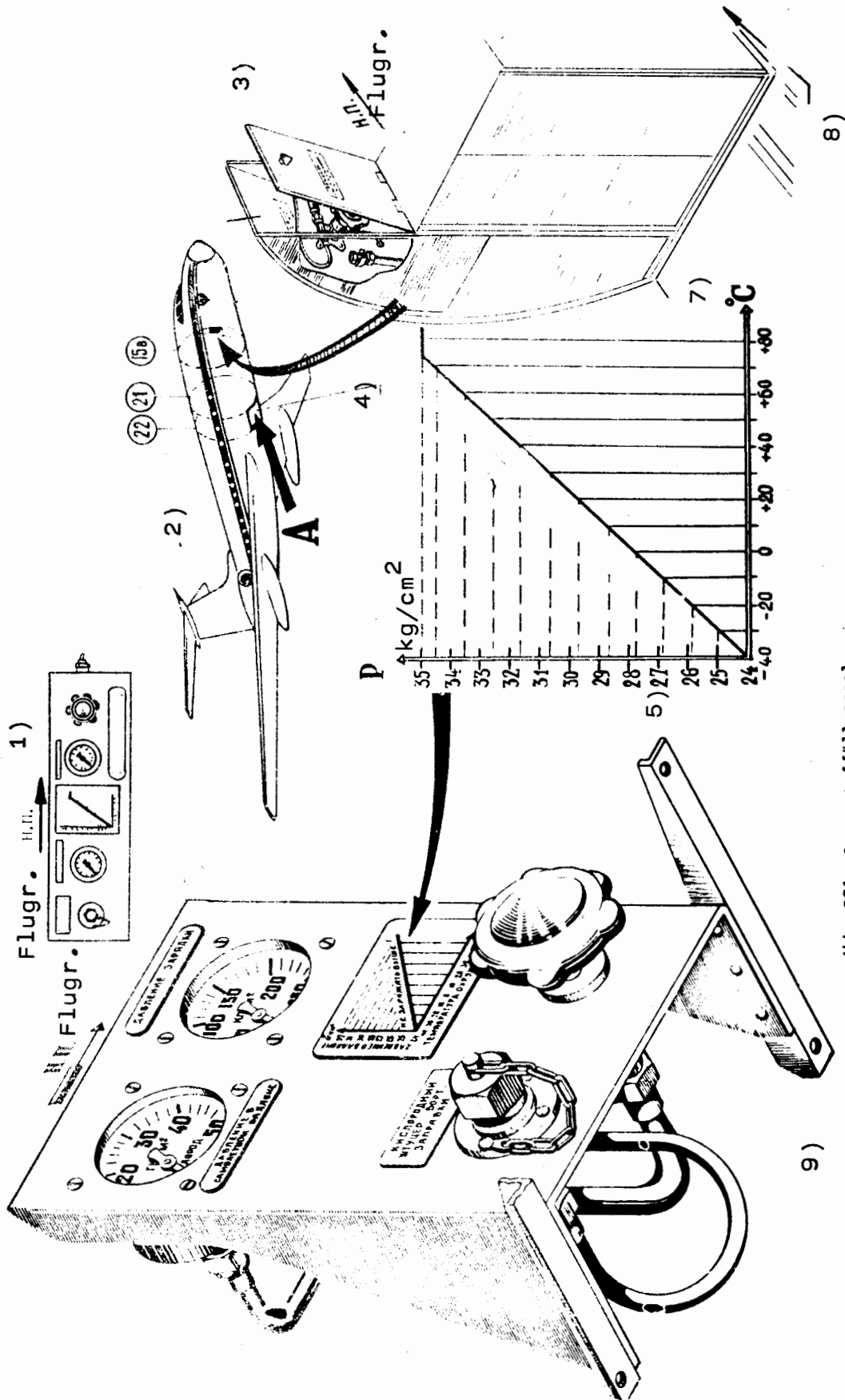


Abb. 201 Sauerstofffullpaneel  
Fig. 201 Oxygen charging control board

- 1 - (gültig ab Flugzeug 1109) Ansicht A/Mounted into aircraft form No. 1109 View Aj 2 - Nr. der Spante/frames Nose;  
 3 - Fülltafel der transportablen Flaschen/portable oxygen bottles filling board; 4 - Luke des technischen vorderen Raumes/front equipment bay hatch; 5 - Druck in der Flasche/pressure in bottle; 6 - nicht höher auffüllen/max. charging;  
 7 - Temperatur der Außenluft/ambient air temperature; 8 - Eingang-Besatzungskabine/cockpit entry; 9 - Ansicht A (gültig bis Flugzeug Nr. 1108) mounted into aircraft prod. No. 1108.

### Radwechsel am Fahrwerk mittels Hydraulikheber

Zum Wechsel der Hauptfahrwerksräder wird der in Abb. 201 gezeigte Hydraulikheber verwendet. Hierzu gehört eine Feststellvorrichtung (Abb. 202).

Das vordere und hintere Paar Räder des Hauptfahrwerks wird getrennt angehoben.

Zum Anheben der Hauptfahrwerksräder ist notwendig:

- daß die Feststellvorrichtung am Hauptfahrwerksfederbein befestigt wird
- festzustellen, ob der Hydraulikbehälter des Hebers mit Öl gefüllt ist
- den Deckel des Hydraulikbehälters um zwei Umdrehungen loszuschrauben
- die Kappe des Hydraulikhebers abzuheben und ihn unter das Fahrwerk zu stellen
- Stellspindel bis zum Anschlag in den Fahrwerksitz schrauben
- Hebel des Betätigungsventils auf Anheben stellen
- Anschlußventil öffnen
- Fahrwerksräder durch Betätigen der Pumpe anheben
- nach erfolgtem Anheben der Räder Anschlußventil schließen

Zum Ablassen der Fahrwerksräder ist notwendig:

- Betätigungsventil auf "Ablassen" stellen
- Anschlußventil langsam öffnen und Fahrwerk absenken
- nach erfolgtem Absenken des Fahrwerks Betätigungsventil auf Absenken stellen
- durch Betätigen der Pumpe Absenken der Spindel vornehmen und den Hydraulikheber unter dem Fahrwerk hervornehmen
- Feststellvorrichtung vom Fahrwerksfederbein entfernen

Beim Radwechsel am Bugfahrwerk werden Anheben und Absenken des Fahrwerks durch Hydraulikheber in der gleichen Reihenfolge ausgeführt. Der Hydraulikheber wird hierzu unter die vorgesehenen Auflagen gesetzt.

(Abb. 203)

### Lifting of landing gear wheels with the aid of hydraulic jacks

For lifting the landing gear wheels special hydraulic jacks should be made use of (Fig. 201). The hydraulic jacket includes a clamp (Fig. 202).

The front and rear pair of the landing gear wheels should be lifted separately.

For lifting the main landing gear wheels proceed as follows:

- install the clamp on the main shock absorbing strut
- make sure that the hydraulic jack reservoir is full of hydraulic fluid
- unscrew the filler neck of the hydraulic reservoir through two turns
- remove the cover from the hydraulic jack and set the jack under the landing gear
- screw out the adjusting screw as far as it rests against the bogie beam
- set the handle of control valve to lifting position
- open the check valve
- lift the landing gear wheels by operating the pump
- after having lifted the landing gear wheels close the check valve

For lowering the main landing gear wheels proceed as follows:

- set the handle of control valve to lowering position
- lower the landing gear by slowly opening the check valve
- after lowering the landing gear set the control valve to lowering position
- by operating the pump carry out lowering of the jack inner tube and remove the hydraulic jack from under the landing gear
- remove the clamp from the main landing gear shock strut.

When lifting and lowering the nose gear wheels with the aid of a hydraulic jack the procedure as given above should be followed. For this operating the hydraulic jack should be positioned under the support units.

(Fig. 203)

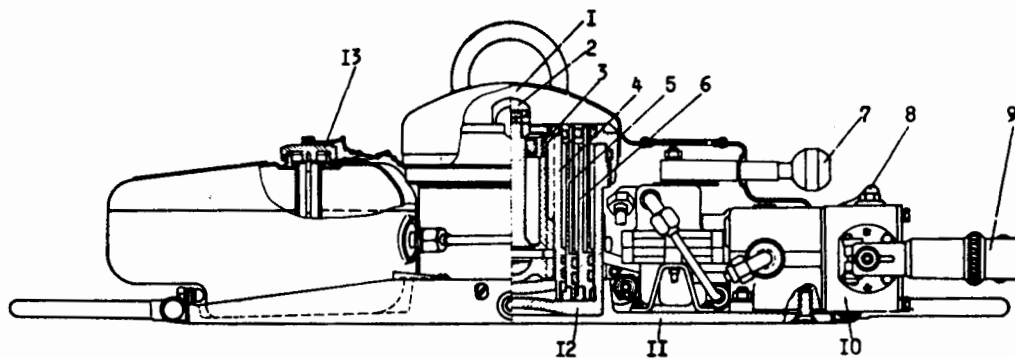


Abb. 202 Hydraulikheber zur Radmontage

Fig. 202 The hydraulic jack for lifting and lowering the landing gear wheels

- |                          |                             |                                     |
|--------------------------|-----------------------------|-------------------------------------|
| 1 - Kappe/cover          | 2 - Kopf/head               | 3 - Stellspindel/adjusting screw    |
| 4 - Innenrohr/inner tube | 5 - Mittelrohr/centre tube  | 7 - Betätigungsventil/control valve |
| 6 - Außenrohr/outer tube |                             | 8 - Anschlußventil/check valve      |
| 10 - Pumpe/pump          | 11 - Grundplatte/base plate | 9 - Hebel/handle                    |
|                          | 12 - Zylinder/cylinder      |                                     |

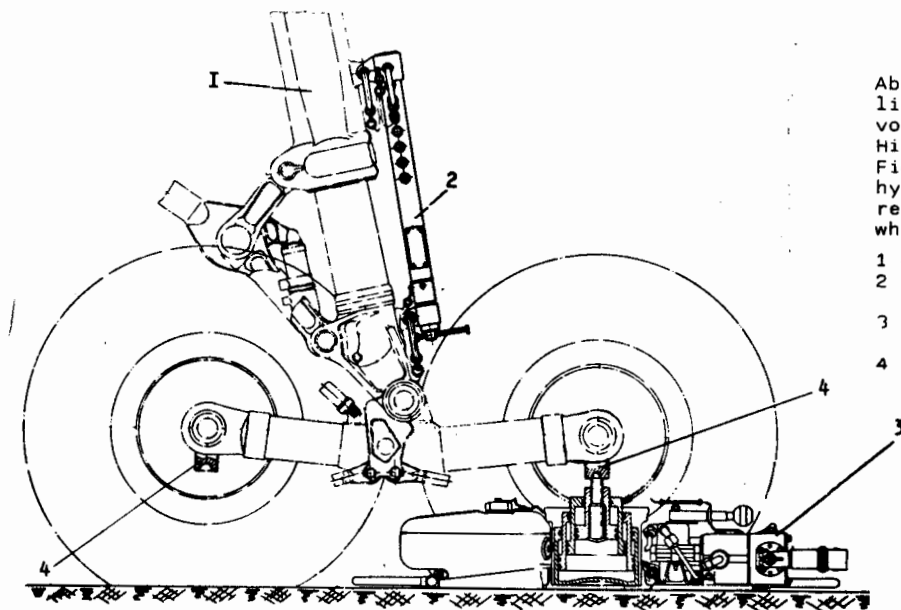


Abb. 201 Stellung des Hydraulikhebers und der Feststellvorrichtung der Vorder- und Hinterräder des Hauptfahrwerks  
Fig. 201 Positioning of the hydraulic jack and clamp for replacement of front and rear wheels of the main landing gear

- |   |
|---|
| 1 - Federbein/shock strut                           |
| 2 - Feststellvorrichtung/clamp                      |
| 3 - Hydraulikheber/hydraulic jack                   |
| 4 - Auflage für den Heber/support unit for the jack |

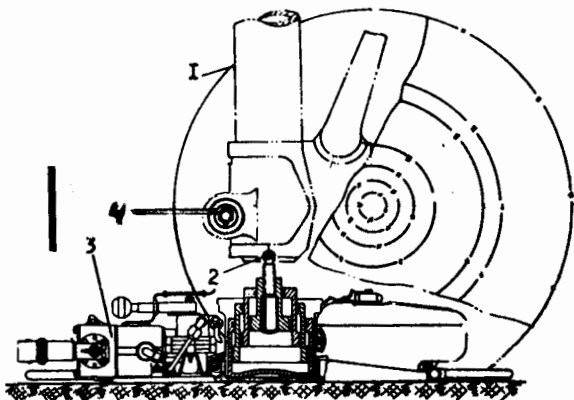


Abb. 203 Stellung des Hydraulikhebers zum Anheben der Bugfahrwerksräder

Fig. 203 Positioning of the hydraulic jack for lifting the nose gear wheels

- |  |
|--|
| 1 - Federbein des Bugfahrwerks/nose gear shock strut               |
| 2 - Auflage für der Heber/support unit for the jack                |
| 3 - Hydraulikheber/hydraulic jack                                  |
| 4 - Hilfsauflage für den Heber/auxiliary support unit for the jack |



### Klimatisierung

Die Klimatisierung der Flugzeugkabinen mit Luft am Boden erfolgt entweder über die Hilfsenergieanlage, oder die Triebwerke bzw. mittels des Bodenklimagerätes.

Klimatisierung in der warmen Jahreszeit mittels Hilfsenergieanlage

- WSU anlassen
- den Schalter "Zuführung autom." in die Stellung "ausgeschaltet" bringen
- die Schalter "Belüftung TCH; WWR" und "Beheizung Kabinen" in Stellung "kalt" bringen, den Schalter "Beheizung Cockpit" in Stellung "weniger" - jeweils 50 s
- den Schalter "Belüftung in geringen Höhen" in die Stellung "geschlossen" bringen
- die Schalter "Belüftung Kabinen" in Stellung "weniger" bis zum Aufleuchten des Tableaus "Belüftung ausgeschaltet" bringen
- den Schalter "Bodenbelüftung" in Stellung "von WSU" einstellen, dabei muß die rote Lampe "vor dem Start ausschalten" aufleuchten
- Luft in die Kabine geben, indem der Schalter in Stellung "Luftentnahme WSU" gebracht wird.

Klimatisierung in der kalten Jahreszeit mittels WSU

- WSU anlassen
- den Schalter "Zuführung automa." in Stellung "ausgeschaltet" bringen
- die Schalter "Belüftung Tch WWR" und "Beheizung Kabinen" in die Stellung "kalt" für 25 bis 30 s bringen. Die Schalter "Beheizung Kabine" und den Schalter "Beheizung Cockpit" in Stellung "heiß" und "mehr" je 50 s bringen
- den Schalter "Belüftung in geringen Höhen" in Stellung "geschlossen" stellen
- die Schalter "Belüftung Kabine" in Stellung "weniger" bis zum Leuchten des Tableaus "Belüftung ausschalten" drücken
- Schalter "Belüftung am Boden" in Stellung "von WSU" bringen. Die rote Lampe "vor dem Start ausschalten" muß brennen
- der Kabine über WSU durch Einstellen des Umschalters "Luftentnahme WSU" in Stellung "Automat" Luft zuführen

### Air conditioning

When standing the aircraft on the ground the aircraft cabin can be airconditioned either with the aid of the A.P.U., or from the operating engines or from the ground air conditioner.

Cabin air conditioning in summer time from A.P.U.

- start the A.P.U.
- set the selector switch of "automatic supply" to "off" position
- set the selector switches of "Turbocooler and heat exchanger ventilation" and of the "cabin heating" to "cold" position and the selector switch of "canopy windshield heating" to "low" position - each for a period of 50 s
- set the selector switch of "low altitude ventilation" to "closed" position
- set the selector switches of "cabin pressurization" to "low" position and hold as long as the warning light panel of "pressurization off" lights.
- set the selector switch of "ground ventilation" to "from APU" position; be sure that the red warning light of "set to off position before take off" lights
- allow the air to flow from the APU into passenger cabin by setting the selector switch of "APU air bleed" to "automatic" position.

Air conditioning in winter time period

- start APU
- set the selector switch of "automatic supply" to "off" position
- set the selector switches of "turbocooler and heat exchanger ventilation" to "cold" position for a period of within 25 and 30 sec. and the selector switches of "cockpit heating" to "hot" and "high" position, for a period of 50 sec. respectively
- set the selector switch of "low altitude ventilation" to "closed" position
- set the selector switch of "cabin pressurization" to "low" position and hold as long as the "pressurization off" panel lights
- set the selector switch of "ground ventilation" to "from APU" position and ascertain that the red warning light of "cut off before take off" lights
- allow the air to flow into the cabine from the APU by setting the selector switch to "APU air bleed" to "automatic" position

- nachdem das Eintreten der Luft in die Klimaanlage überprüft wurde, die Luft in der Belüftungsleitung durch die Umschalter "Belüftung TCH WWR" bis auf +35 bis 40°C (maximal zulässige Lufttemperatur + 60 °C) bringen

Für das automatische Halten der Temperatur ist folgendes auszuführen:

- Temperatugeber "Belüftung" auf 40° C einstellen
- Schalter "Zuführung automatisch" einschalten
- den Schalter "Belüftung TCH, WWR" in Stellung "Automat" bringen.

Nach dem Erwärmen der Kabine wird der Temperatugeber "Belüftung" auf +25 bis +35 °C abhängig von den Außentemperaturen eingestellt.

Nach Beendigung der Klimatisierung:

- Schalter "Luftentnahme WSU" bis zum Aufhören der Luftzufuhr in Stellung "geschlossen" stellen;
- Schalter "Belüftung am Boden" in Stellung "ausgeschaltet" bringen. Dabei muß die rote Lampe "vor dem Start ausschalten" erlöschen

- make sure that the air flows properly into the air conditioning system and by operating the selector switches of "turbocooler and heat exchanger ventilation" maintain the temperature of the ventilation system within plus 35 deg. and 45 deg. C. (maximum permissible temperature should be 60 deg.C)

To maintain the air temperature automatically proceed as follows:

- set the "ventilation" selector to plus 40 deg. C
- set the switch of "automatic supply" to "on" position
- set the switch of "turbocooler and heat exchanger ventilation" to "automatic" position.

After heating the cabin to respective temperature set the temperature selector switch of "ventilation" to a temperature of within 25 deg. and 35 deg. C. with respect to the outside air temperature.

After air-conditioning operation:

- set the selector switch of "APU air bleed" to "closed" position and hold as long as the air delivery stops;
- set the selector switch of "ground ventilation" to "off" position and ascertain that the red warning light of "cut off before take-off" goes out.

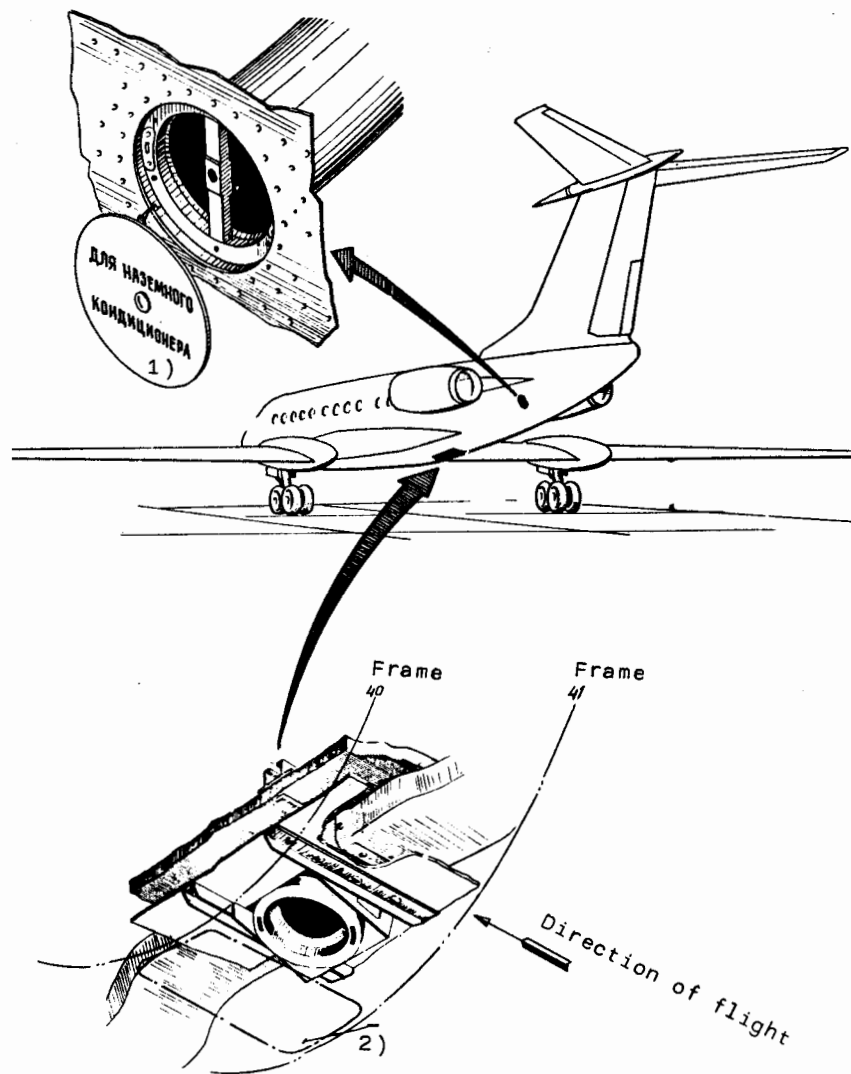


Abb. 201 Stutzen des Bodenklimagerätes

Fig. 201 Ground air conditioner connection

- 1- für Bodenklimagerät/cover of the ground air conditioner connection
- 2- Luke des hinteren technischen Raumes/rear service section access hatch.



## GROUND HANDLING

**Gerd Ritter**  
Schwalbenweg 10  
D-12526 Berlin  
Tel./Fax. +49-(30)-672 19 09

17-00-00

### Schleppen des Flugzeuges

(Abb. 201)

Unter normalen Bedingungen erfolgt das Schleppen des Flugzeuges über den Bug bzw. über das Heck mittels einer Schleppstange durch ein Schleppfahrzeug. Die Schleppstange wird an einem Spezialanschluß am Bugfahrwerk befestigt. Während des Schleppens muß die Bremsanlage auf 210 kp/cm<sup>2</sup> gebracht und der Schalter, der die Stromversorgung für die Steuerung des Bugrades einschaltet, ausgeschaltet sein.

Es ist verboten, einen Bolzen mit einer höheren Bruchfestigkeit als 6000 kg zu verwenden.

Zur größeren Beweglichkeit des Flugzeuges beim Schleppen mittels Schleppstange befindet sich am Bugfahrwerk ein aufzutrennendes Spurgelenk. Bei längeren Schleppbewegungen ist das Spurgelenk zu trennen. Dadurch können die Bugfahrwerksräder um größere Winkel vor der Mittelstellung ausschlagen ( $\pm 75^\circ$ ).

Das Schleppen auf kurze Entfernungen erfolgt ohne Trennen des Spurgelenkes. Dabei soll der Kurvenwinkel der Bugräder nicht größer als  $\pm 50^\circ$  von der Mittelstellung aus sein.

Das Schleppen des Flugzeuges mittels Schleppstange vorwärts ist auf einer Betonbahn mit einer Geschwindigkeit von max. 15 km/h durchzuführen.

Es ist untersagt, die Bugfahrwerksräder im Stand zu drehen.

### Aircraft towing

(Fig. 201)

By normal conditions the aircraft should be towed (forward or backward) by means of a towing truck and a towbar which is attached to a special lug (the bolt is designed for a pull strength of 6000 kg) on the nose gear. During towing the pressure within the brake system must be 210 kgs per sq cm and the nose gear steering system control-switched off. It is strictly prohibited to use a bolt with a higher shear strength than 6000 kg.

Towing the aircraft on short distances should be carried out without disconnecting the nose gear leg torque links. The angle of turning of the nose gear must not exceed  $50^\circ$  counted from the neutral position.

For securing high manoeuvrability during truck towing of the aircraft by means of a tow-bar the shock absorber of the nose leg is equipped with a disconnectable torque links, which must be disconnected during towing of longer duration. This facilitates greater front leg turning angles to any side from the neutral position as desired ( $\pm 75^\circ$ ).

The towing of the aircraft by means of a tow-bar with the nose forward on a concrete runway is permissible at a maximum speed of 15 km/h and backward maximum of 5 km/h.

It is prohibited to turn the nose gear wheels unless the aircraft is moving.

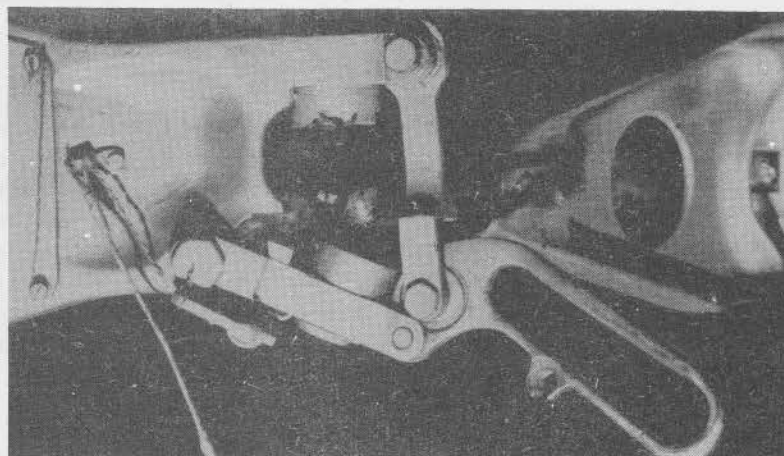


Abb. 202 Trennung des Spurgelenkes  
 Fig. 202 Disconnecting the disconnectable torque links

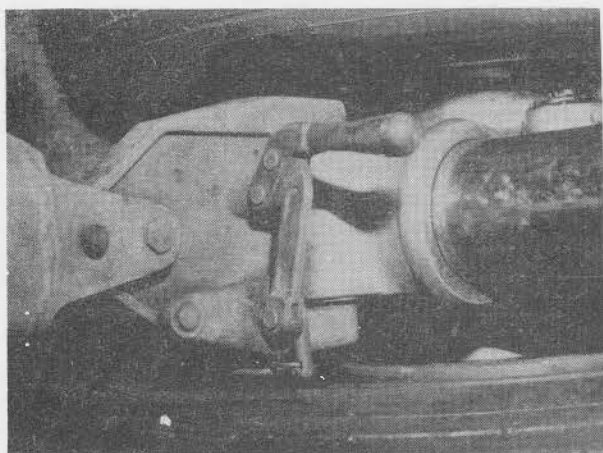


Abb. 203 Kupplung - Schleppstange Bugfahrwerk  
 Fig. 203 Speciallug - tow-bar, nose gear

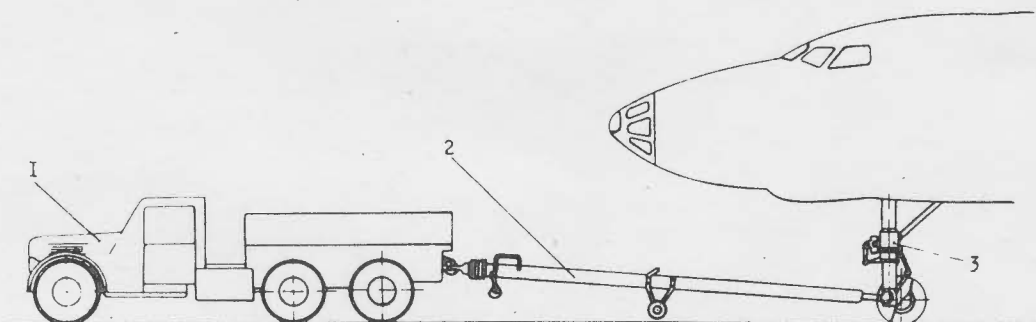


Abb. 201 Flugzeugschlepp mit Schleppstange  
 Fig. 201 Towing the aircraft by means of a tow-bar

1 - Zugmaschine  
 towing track

2 - Schleppstange  
 towbar

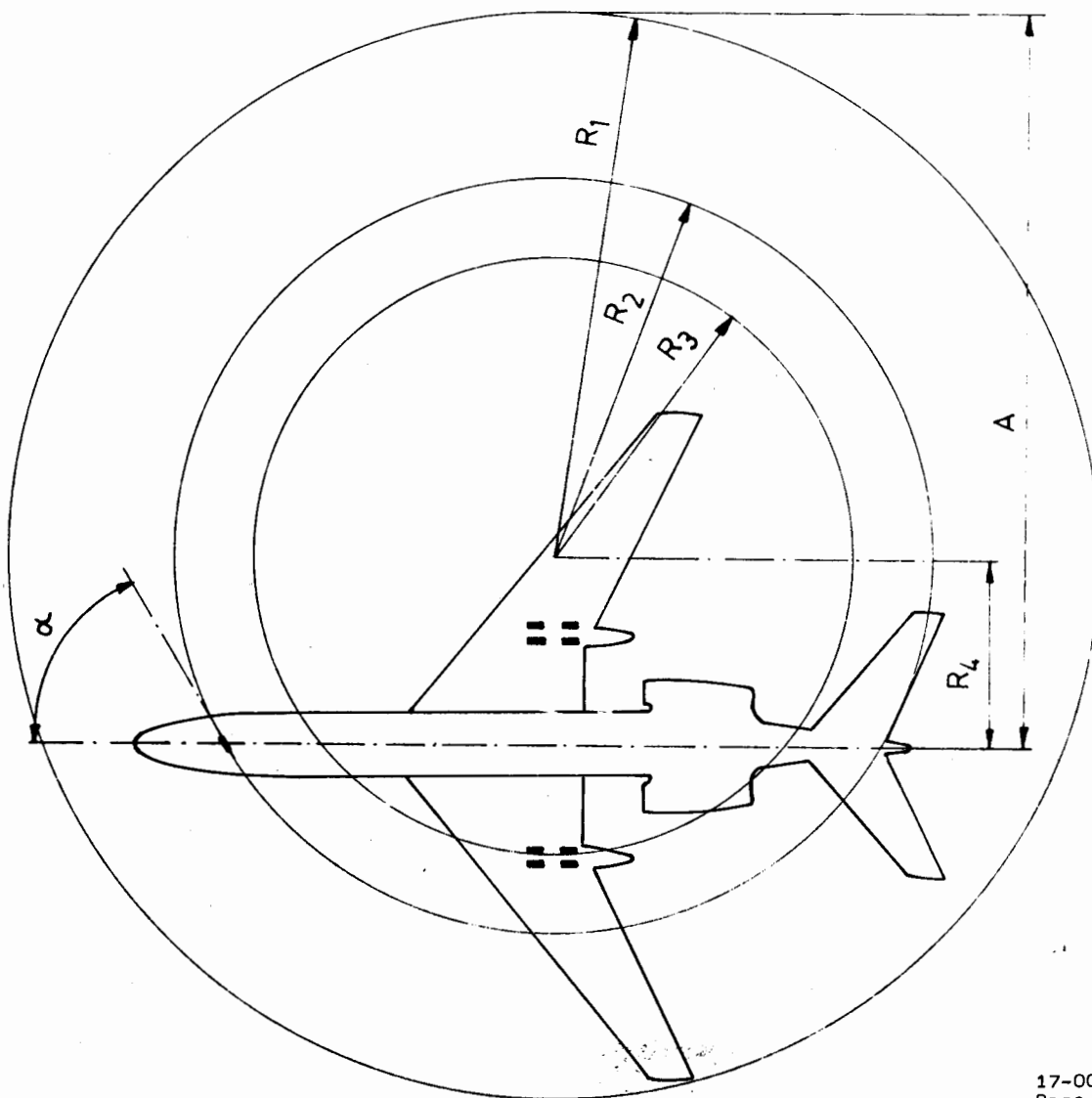
3 - Bugfahrwerk.  
 nose gear



Aircraft towing with disconnected torque links  
Minimale Schleppradien mit ausgekuppeltem Spurgelenk

Bez.	TU-134	TU-134A
R <sub>1</sub>	22 700	23 800
R <sub>2</sub>	16 100	18 600
R <sub>3</sub>	12 800	14 000
R <sub>4</sub>	4 025	4 630
A	30 750	33 060
$\alpha$	60°	60°

measures in mm  
Maße in mm



**Sicherung des Flugzeuges nach dem Abstellen**
**Anbringen von Blindverschlüssen und Deckeln**

1. Überzug über KURS-MP2 Antenne
2. Überzug über Staurohre PPD-1W
3. Überzug über UKW-Antenne
4. Blindverschluß für Öffnungen der Leitungen für statischen Druck
5. Blindverschluß der Lufthutze des Hydraulikölkühlers
6. Blindverschluß im Triebwerkseinlauf
7. Blindverschluß im Lufteinlauf des Luft-Luft-Wärmetauschers
8. Überzug an der Schubdüse des Triebwerks (Tu 134A);  
Tu 134 besitzt einen Verschlußdeckel
9. Blindverschluß für Abgasrohr des TA-8 (Tu 134A)
10. Deckel des Luftkühlers für TA-8 (Tu 134A)
11. Deckel für die Austrittöffnung der Kühlturbine
12. Deckel für die Austrittöffnung des Luft-Luft-Wärmetauschers
13. Deckel für die Belüftungsöffnung des hinteren technischen Raumes
14. Deckel für die Lufthutze zur Kühlluftzufuhr in die Druckkabine
15. Deckel in der Lufthutze für die Kühlluftzufuhr der Generatoren
16. Deckel für die Öffnungen zur Beheizung des Triebwerkseinlaufs
17. Blindverschluß im Luftaustrittstutzen des Hydraulikölkühlers
18. Blindverschluß in der Drainageöffnung der Kraftstoffanlage
19. Überzug über das Außenthermometers TNW-15
20. Überzug über den P-1 Empfänger
21. Deckel für die Lufthutze des hinteren Raumes
22. Deckel für Schubumkehröffnung

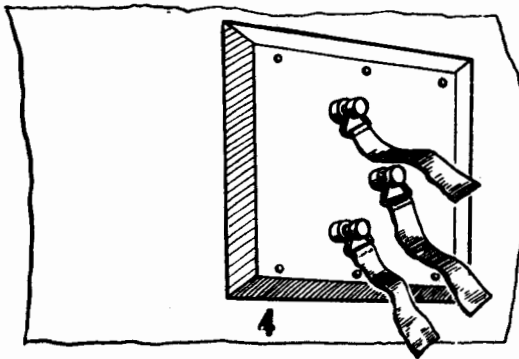
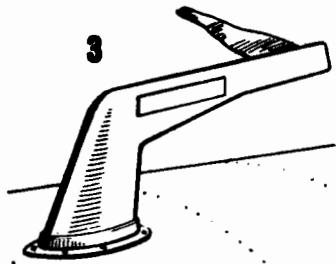
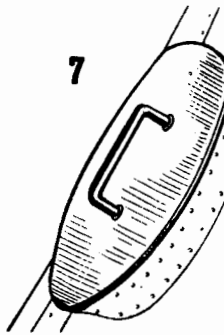
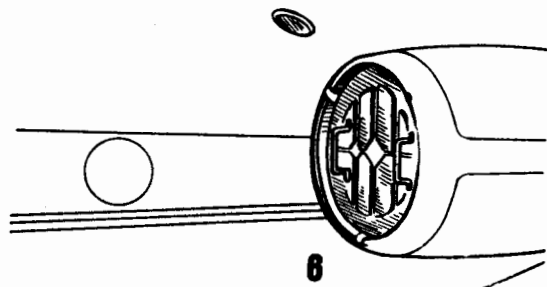
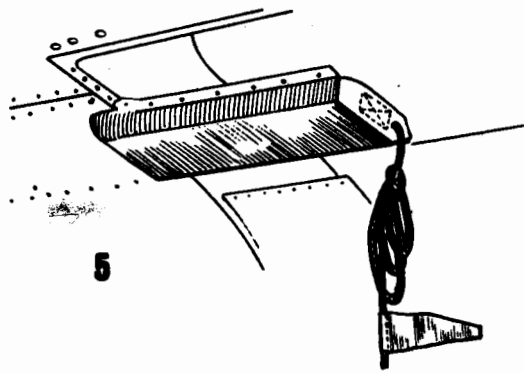
Alle Deckel und Blindverschlüsse sind rot markiert bzw. haben einen roten Signalwimpel. Die Lage der Deckel und Verschlüsse ist in der Abb. 201 gezeigt, für die Tu 134 in Abb. 202.

**Securing of aircraft during parking**
**Placing of blinds and covers**

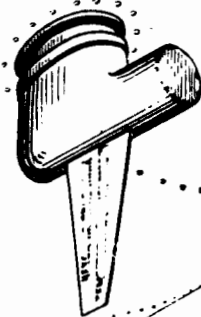
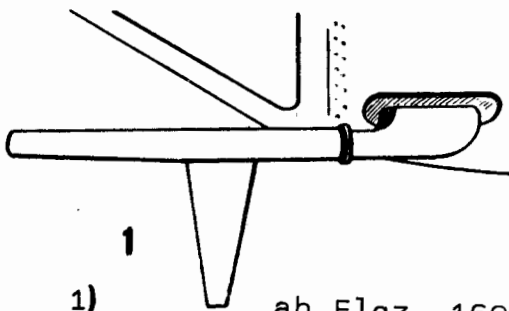
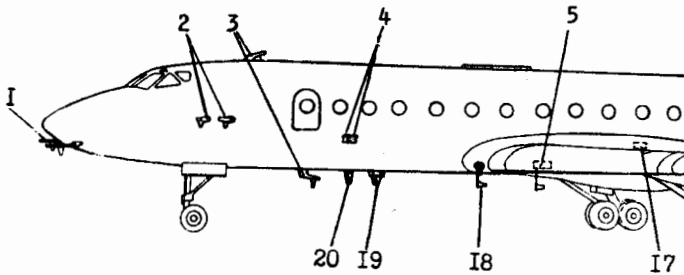
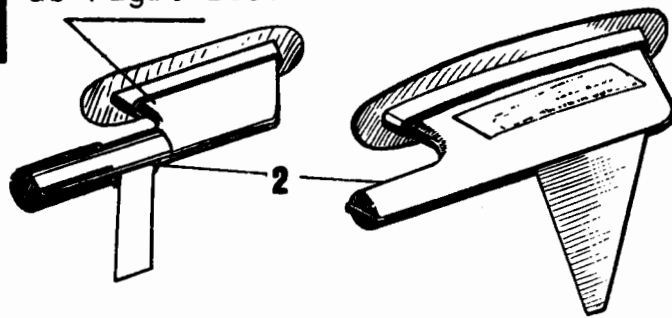
1. covers on navigation aerials of the KURS-MP2 system
2. covers on the PPD-1W pitot tubes
3. covers on the aerials of UHF radiosets
4. blind in the opening of static tubes
5. blind in the intake of hydraulic oil cooler
6. blind in the air intake of engines
7. blind in the air cocler intake
8. covers on the engines rear parts (Tu 134A);  
a blind is provided for the Tu 134
9. blind in the exhaust pipe of TA-8 air cooler (Tu 134A)
10. blind in the TA-8 air cooler
11. blind in the outlets of the turbo-cooler
12. blind in the outlets of the air-cooler
13. blind in the inlet of the tail technical section ventilation
14. blind in the sleeve of pressurized cabin air outlet
15. blind in the inlet of generator cooling air
16. blind in the intakes of heating of the front part of the engine air inlet
17. blind in the outlets of hydraulic cocler blowing
18. blind in the fuel system draining openings
19. cover on the TNW-15 thermometer
20. cover on the P-1 receiver
21. blind in the inlet of the technical section ventilation
22. blind in the outlet of the thrust reverser

All the blinds and covers are marked in red colour or have red signal flags. The chematic of the location of the blinds and covers is given in the fig. 201, of the Tu 134 see fig. 202.





ab Flgz. 1609



1) ab Flgz. 1609

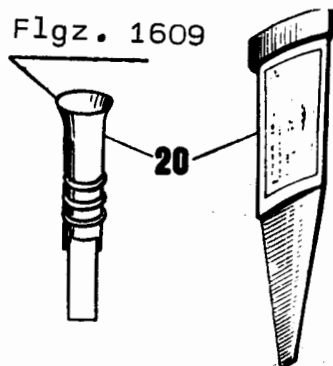
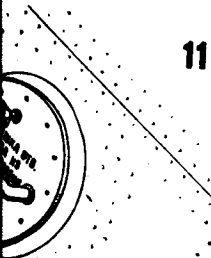
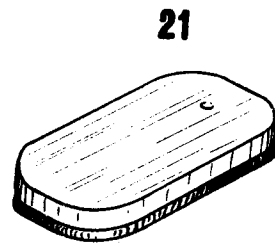
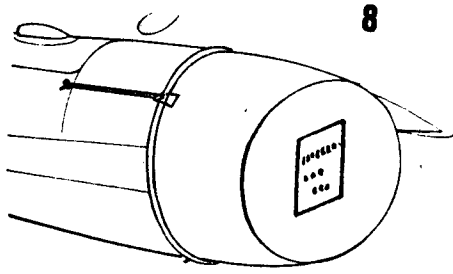
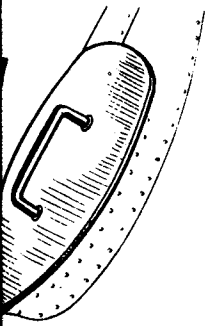
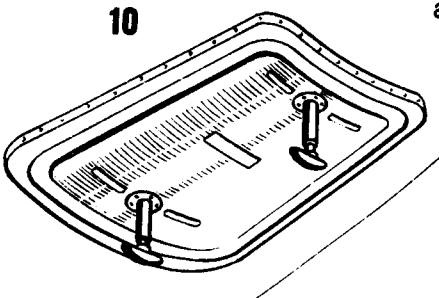


Abb. 201 Deckel und Blindverschlüsse  
 Fig. 201 Planing of blinds and covers  
 1. außer Flgz., die über Funkradaranlagen "Grosa" verfügen  
 2. an Flgz. mit der Anlage "NAS-1ABK"

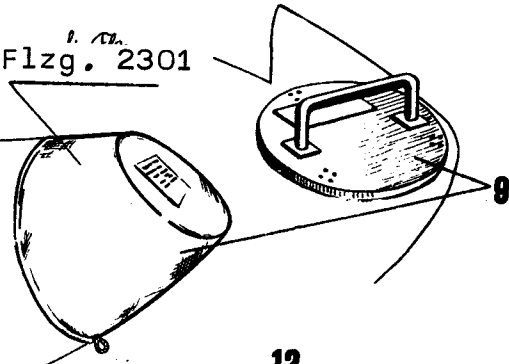


11



10

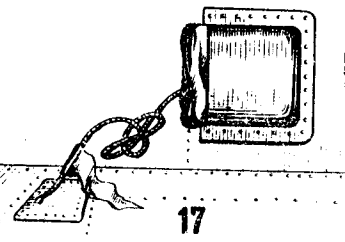
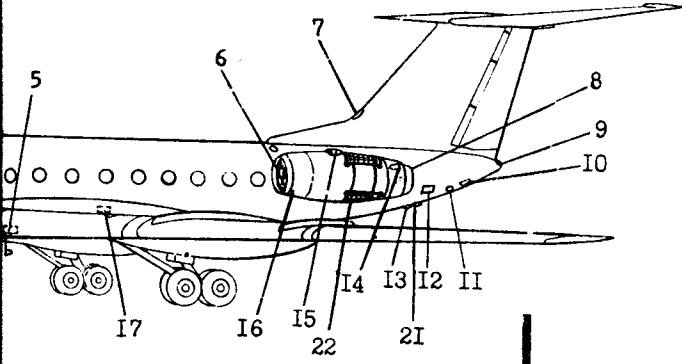
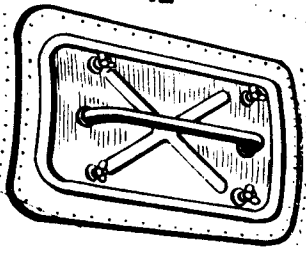
ab Flzg. <sup>1. 17.</sup> 2301



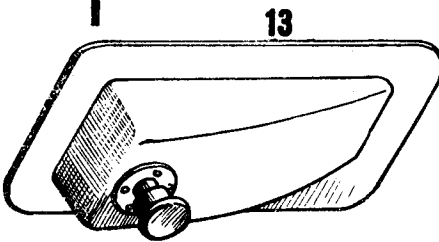
21

9

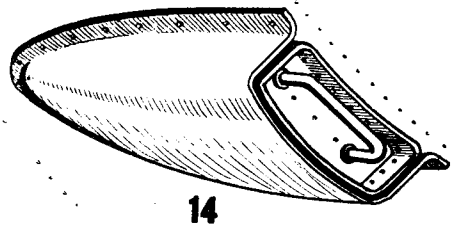
12



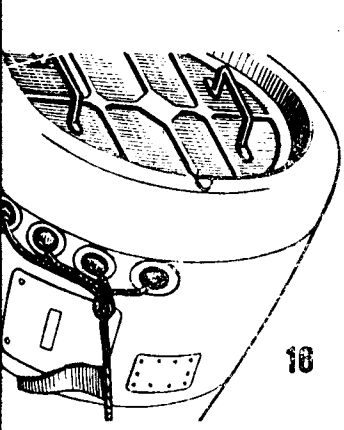
17



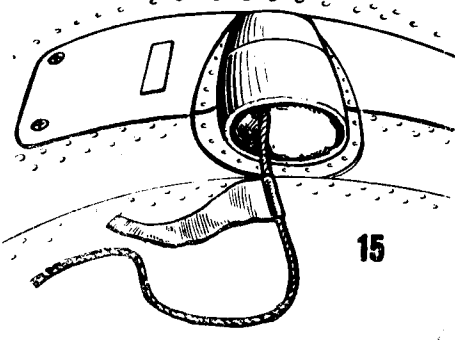
13



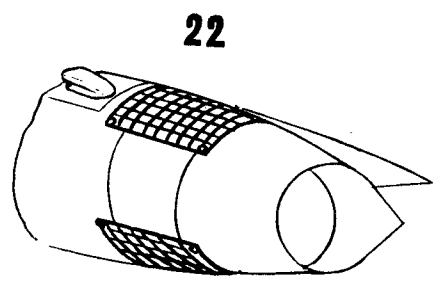
14



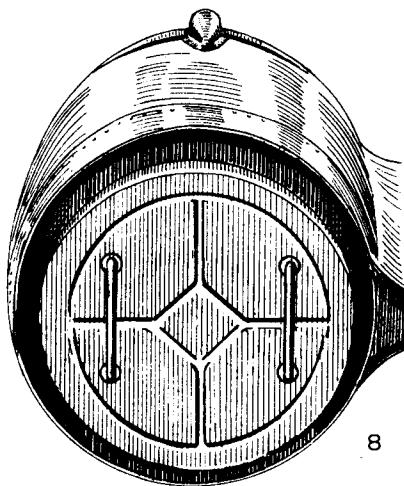
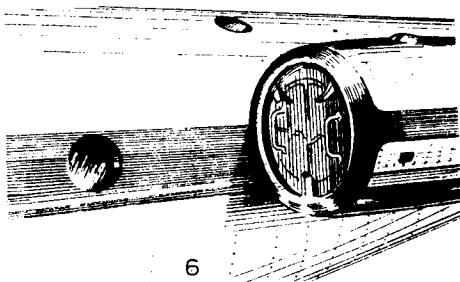
18



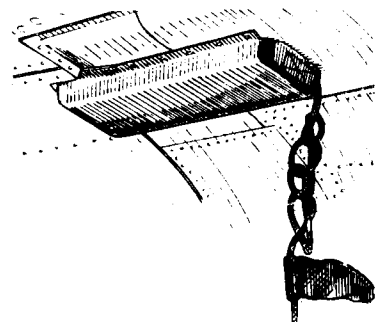
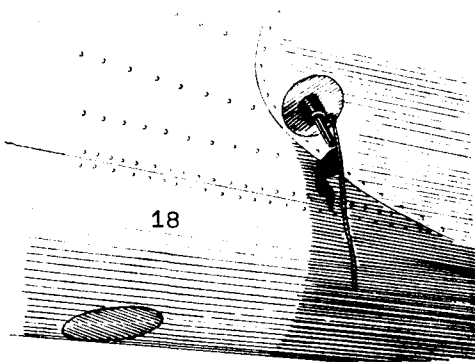
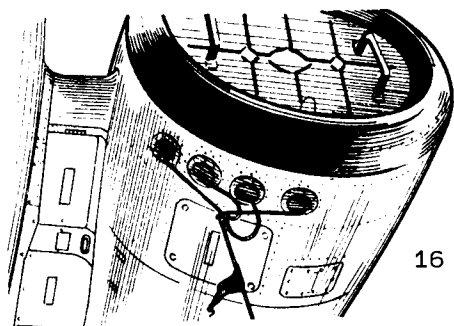
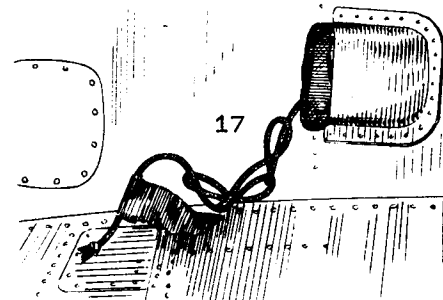
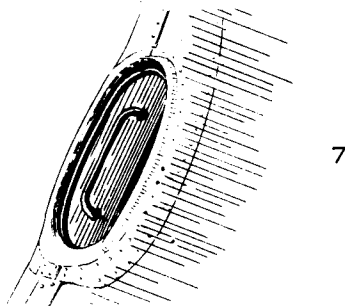
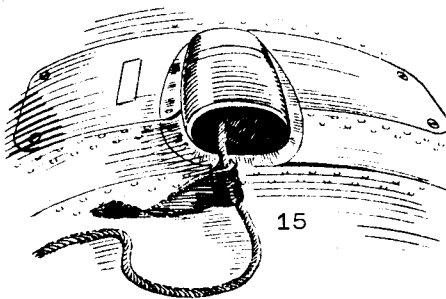
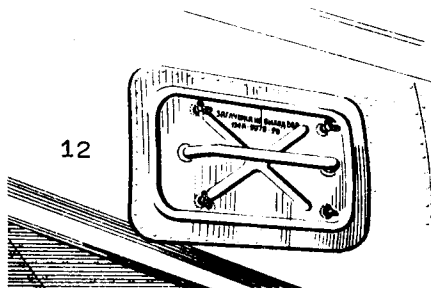
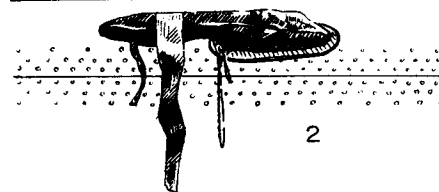
15

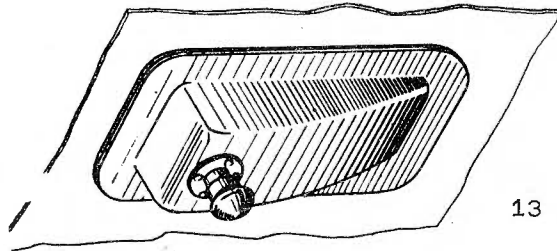
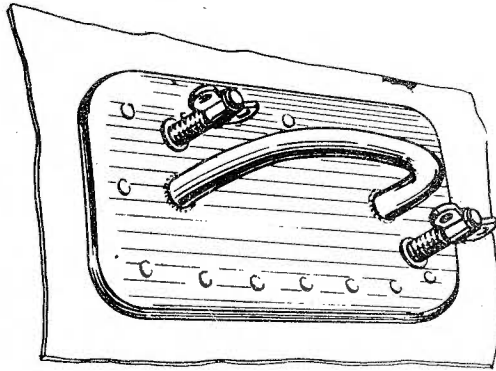


22

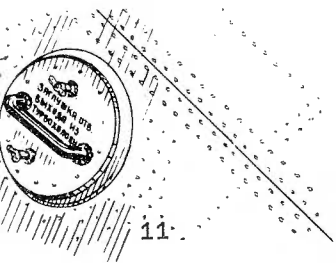


ПЕРВЫЙ ПИЛОТ  
САМОПИСЕЦ





13



11

Abb. 202 für TU-134  
Fig. 202 for TU-134

17-00-02  
Page 204

**Empfehlungen für die Bergung des Flugzeuges bei Notlandungen**

Zur Bergung des Flugzeuges im Falle einer Notlandung mit eingefahrenem Fahrwerk oder bei Fahrwerksbruch während der Landung ist folgendermaßen zu verfahren:

1. das Flugzeug stromlos machen
2. das Flugzeug entladen
3. in einen Tankwagen den Kraftstoff aus den Kraftstoffbehältern pumpen
4. Flugzeug mit Luftkissen-Hebern anheben

**Achtung!**

- Es dürfen keine Personen beim Anheben in bzw. unter dem Flugzeug sein.
- Das Anheben bei starkem Wind vorzunehmen ist untersagt. Die Windgeschwindigkeit darf nicht über 10 m/s sein.
- Beim Anheben des Flugzeuges sind die Luftkissenheber gegen Beschädigung durch scharfe Kanten zu schützen. Zwischenlagen verwenden!

Zum Anheben des Flugzeuges sind 20 10-Tonnen Luftkissenheber notwendig. Die Heber werden zu je 5 Stück, wie in der Abb. 201 gezeigt, unter dem Flugzeug angeordnet.

Das Anheben muß gleichzeitig mit allen Hebergruppen erfolgen.

**Aircraft recovery in case of an emergency landing**

If the aircraft lands with the landing gear retracted or if the landing gear is collapses or is damaged during landing it is necessary to proceed as follows:

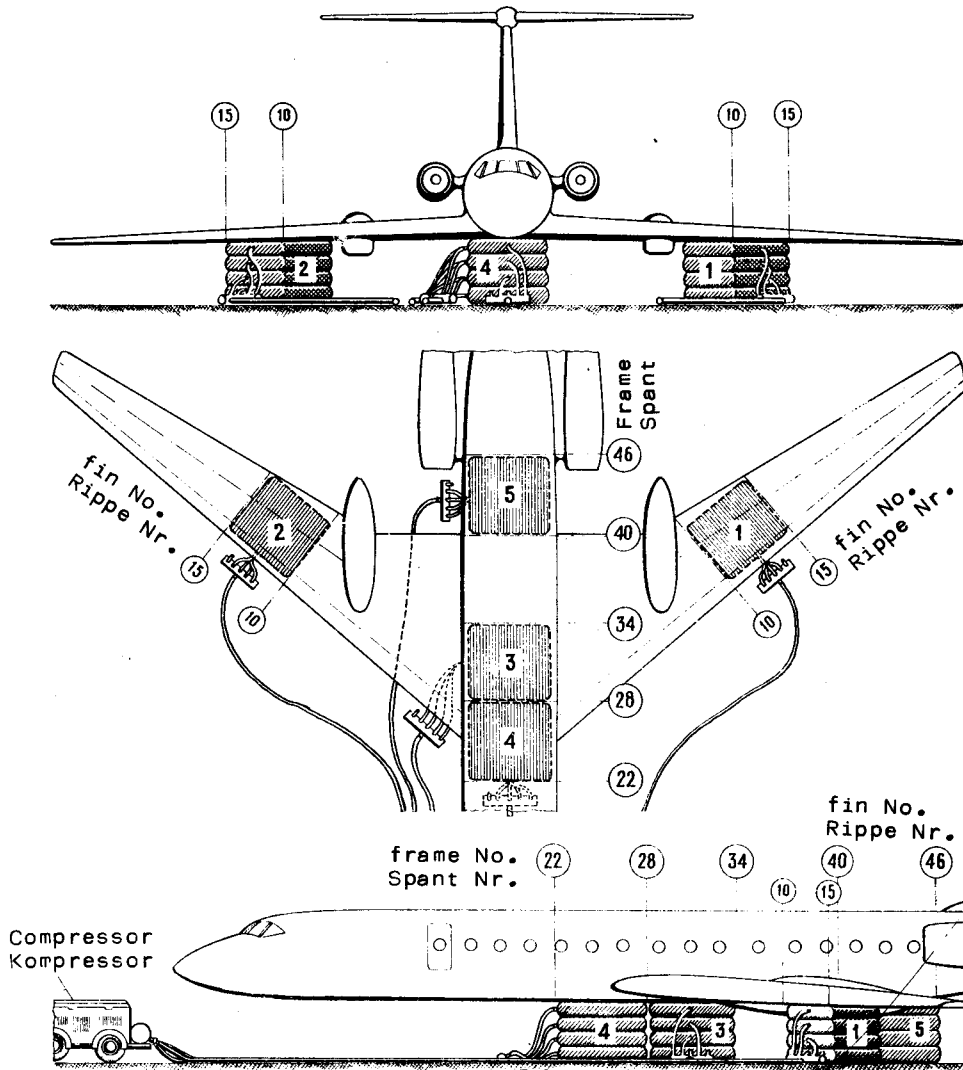
1. cut-off all electric power supply sources
2. off-load the aircraft
3. defuel the aircraft tanks into a ground fueller
4. lift the aircraft with the aid of inflatable air bags

**Warning!**

- any stay of people in the aircraft or under the aircraft is prohibited
- it is prohibited to carry out the lifting of the aircraft in a gusty wind. The wind velocity must not exceed 10 m/sec
- if the aircraft is to be lifted, ensure that the inflatable air bags are not damaged by sharp points. Place plywood sheets!

To lift the aircraft twenty 10-ton inflatable air bags are needed. The air bags are placed under the aircraft in five groups as illustrated in fig. 201.

Lifting should be carried out with all bags simultaneously.



Фиг. 5.4 СХЕМА УСТАНОВКИ ПНЕВМОПОДЪЕМНИКОВ

Abb. 201

1. Gruppe 1,2,3,  
Hauptheber
2. Gruppe 4,5  
Sicherungsheber

- Group 1,2,3,  
Main supporting
- Group 4,5  
Auxiliary securing

### Türen und Luken

Das Flugzeug besitzt folgende Türen und Luken:

- eine auf der linken Seite angeordnete Einstiegstür zum Ein- und Aussteigen der Passagiere
- eine auf der rechten Seite angeordnete Besatzungs- und Wartungstür zum Beladen des Gepäckraumes und des Bordbuffets
- 4 Notausstiege (je 2 an jeder Rumpfseite)
- 1 Ladeluke (an der rechten Seite angeordnet) zum Beladen des hinteren Frachtraumes

An der Rumpfunterseite sind 2 Luken angeordnet, die als Zugang zum vorderen und hinteren technischen Raum gedacht sind. Im Heck an der rechten Seite befindet sich eine Luke als Zugang zum Heckraum. Die Türen und Luken sind mit Sicherheitsschlössern versehen. Die Lage und Abmessungen der Türen und Luken ist in Abb. 201 angegeben.

### Doors and openings

On the aircraft there are the following doors and openings:

- entrance door on the portside of the fuselage (provided for the passengers)
- service door on the starboard side of the fuselage, served for the entrance of the crew, servicing personnel, loading of the front freight hold and pantry
- four emergency exits (two on bothport and starboard side)
- freight hold door on the starboard side of the fuselage

At the bottom side of the fuselage two openings provide the access to the rear and front technical sections. On the starboard side of the fuselage tailpart one opening is provided for the tail technical section servicing. The doors and openings are provided with locks. The diagram of doors and openings location together with their dimensions is given in Fig. 201.

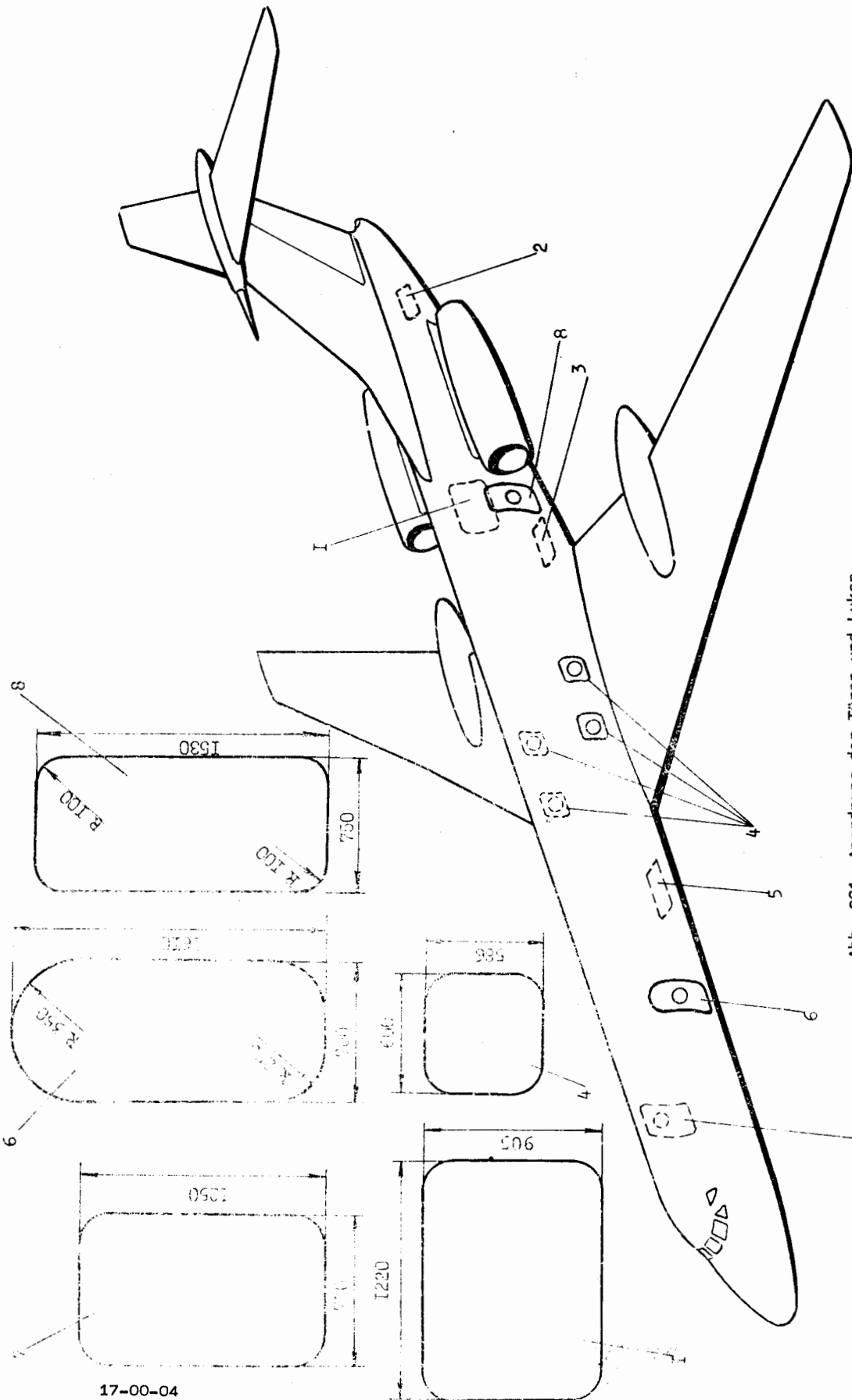


Abb. 201 Anordnung der Türen und Luken  
 Fig. 201 Diagram of doors and openings locations

1. hintere Frachtraumtür (rechte Seite des Rumpfes)  
 2. Luke des technischen Heckraumes  
 3. Luke des hinteren technischen Raumes  
 4. Notausstiege  
 5. Luke des vorderen technischen Raumes  
 6. Passagiereinstiegtür  
 7. Besatzungs- und Servicetür  
 8. Sondereinstiegtür in Salonflugzeugen

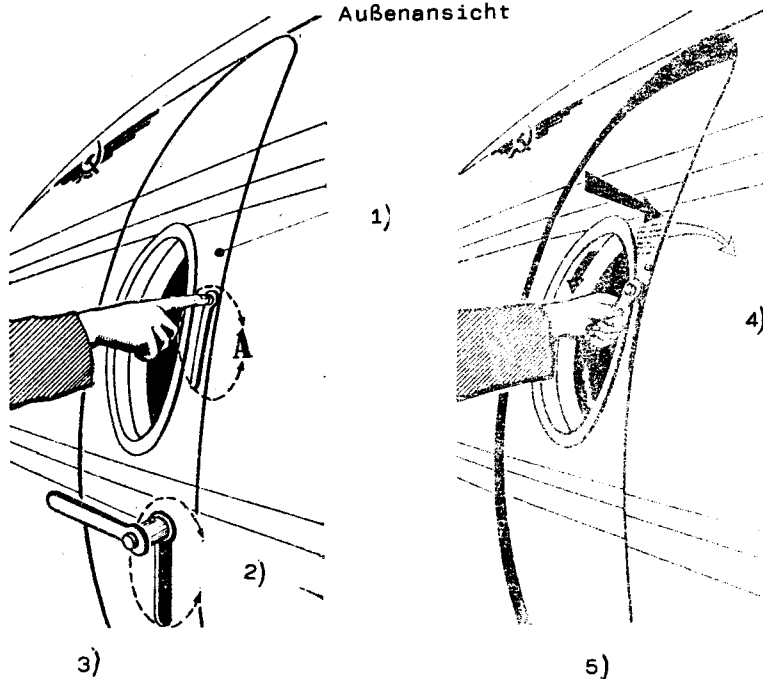
rear freight hold door (fuselage starboard side)  
 tail technical section opening  
 rear technical section opening  
 emergency exits  
 front technical section opening  
 entrance door  
 service door  
 rear entrance door in the special aircraft



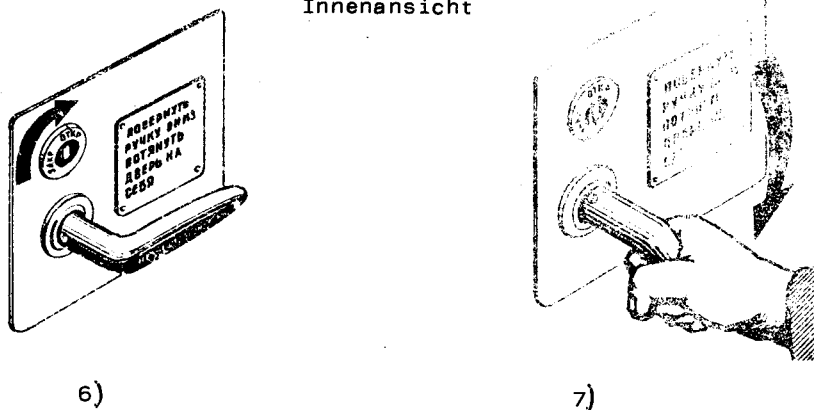
Öffnen der Einstiegtür

Entrance door opening

View from outside  
Außenansicht



View from inside  
Innenansicht



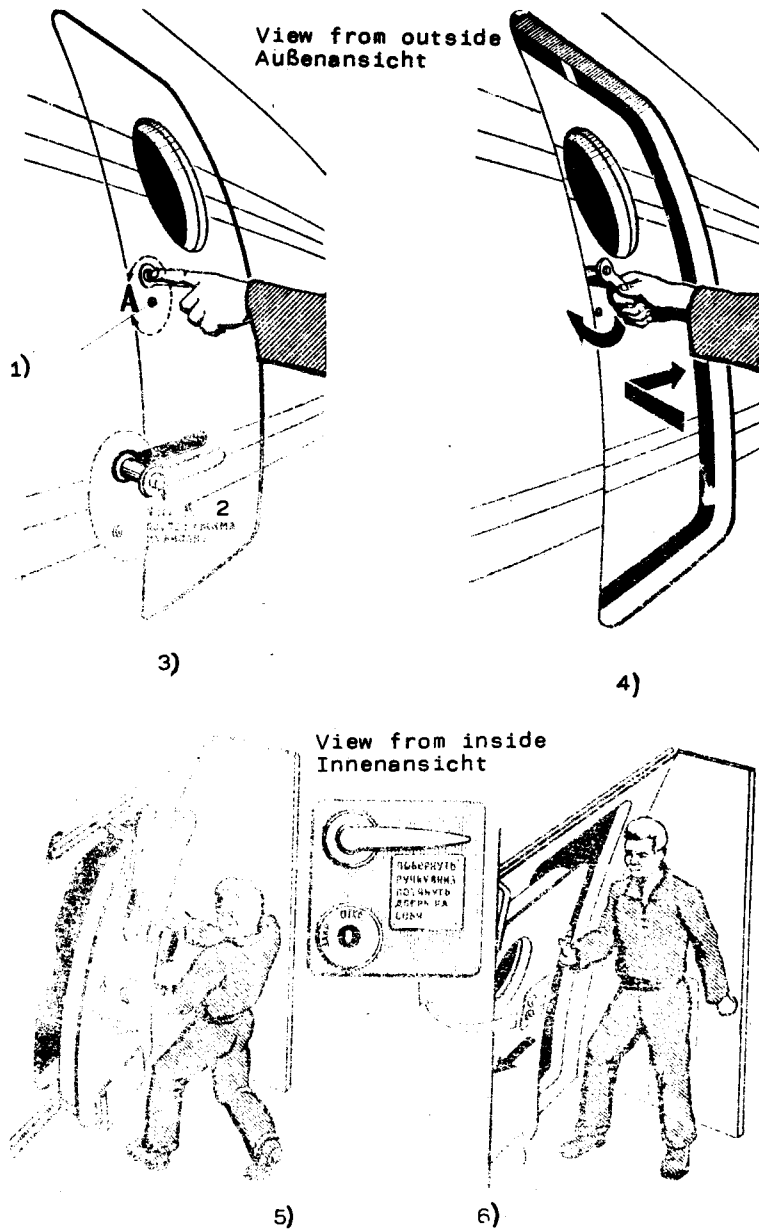
1. Sicherheitsschloß öffnen
2. Ansicht A  
Nach Drücken des Knopfes
3. Mit dem Schlüssel Schloß öffnen, Knopf des Griffes betätigen
4. Den Griff nach unten drehen, Tür nach innen aufdrücken
5. Griff in die Türaussparung versenken
6. Schloßraste öffnen
7. Griff nach unten drehen, Tür nach innen ziehen

lock opening

- after pressing the button  
unlock the lock safety pin with key, press the handle button  
turn the handle clockwise down, push the door inside  
press the handle into the door recess  
unlock the safety pin of the lock  
turn the handle downwards, pull the door towards you

Öffnen der Besatzungstür

Service door opening



1. Sicherheitsschloß öffnen
2. Ansicht A  
nach Drücken des Knopfes
3. Mit dem Schlüssel die Tür entriegeln,  
Knopf des Griffes drücken
4. Griff nach unten drehen und Tür nach  
innen drücken.  
Griff in die Aussparung versenken und  
Tür nach rechts bis zum Anschlag schieben.

Innenansicht

5. Schloßreste öffnen, Griff nach unten drehen  
Tür nach innen ziehen
6. Tür nach links bis zum Anschlag schieben

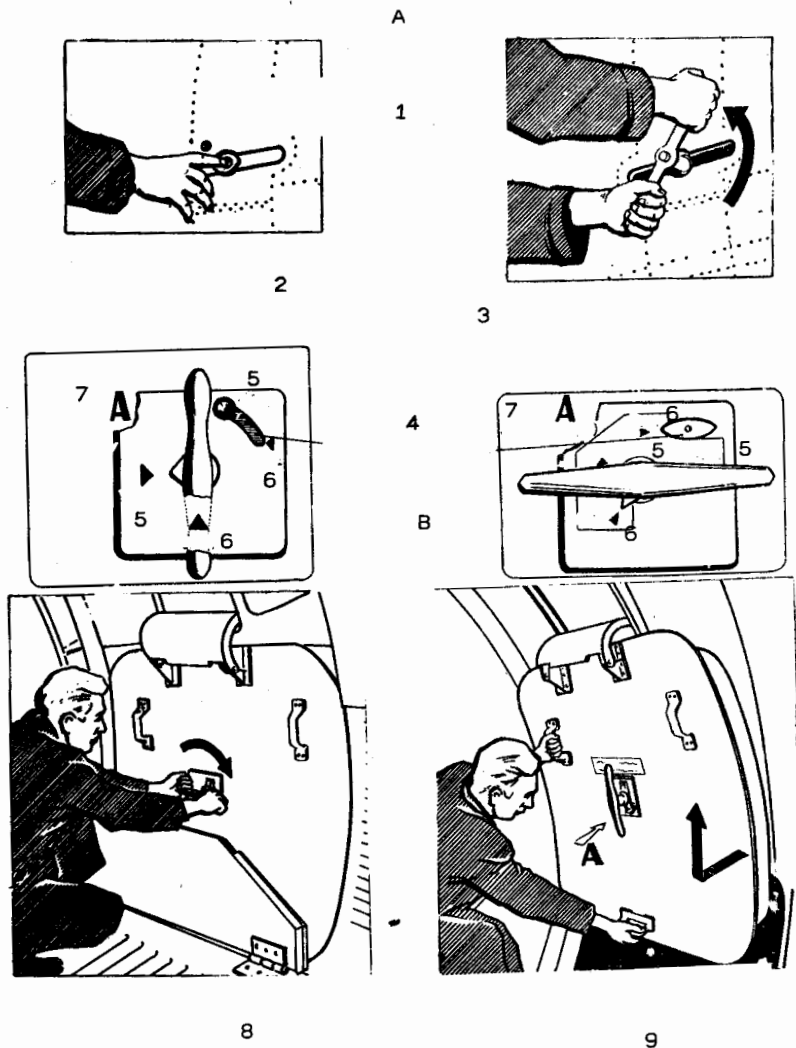
- lock opening  
Detail A  
after pressing the button  
unlock the safety pin with a key, press  
the handle button
- return the handle downwards push the door  
insides, press the handle into the recess  
and push the door to the right to the end-  
stop.

view from inside

- unlock the lock safety pin, return the handle  
downwards, pull the door towards you  
push the door to the left to the end stop

Öffnen der hinteren Frachtraumtür

Rear freight hold door opening



A Außenansicht

1. Öffne die Schloßraste mit dem Schlüssel und drücke den Knopf des Griffes (ab Flzg. 1207)
2. Öffne die Schloßraste von der Innenseite und drücke den Verschuß des Knopfes (bis Flzg. 1206)
3. Drehe den Griff um 90° entgegen dem Uhrzeigersinn, lege den Griff in die Aussparung und drücke die Tür aufwärts bis zum Anschlag
4. Schloßverriegelung
5. offen
6. geschlossen
7. Ansicht A

view from outside

- open the lock safety pin with key, and press the handle button
- open the lock safety pin from inside, press the lock press button
- turn the handle by 90° counter-clockwise, push the handle into recess and press the door upwards to the end stop
- lock safety pin handle
- open
- closed
- view A



nach Öffnen der hinteren Frachtraumtür

B Innenansicht

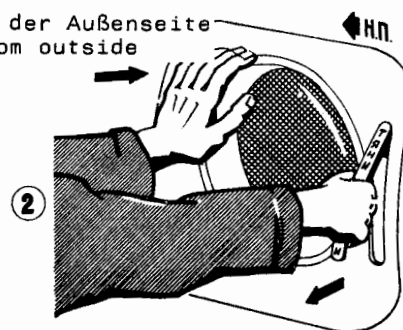
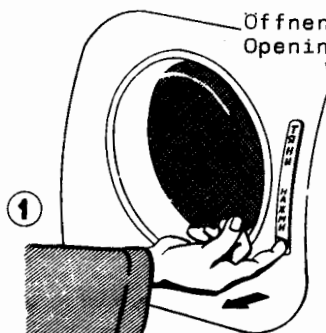
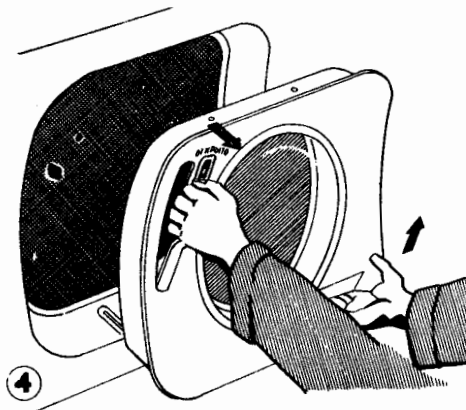
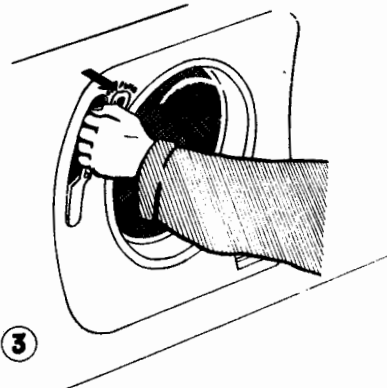
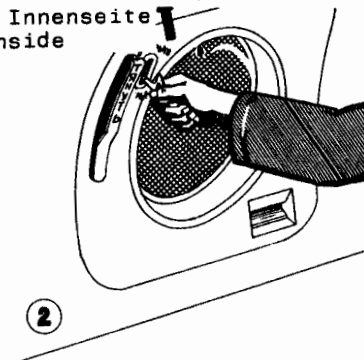
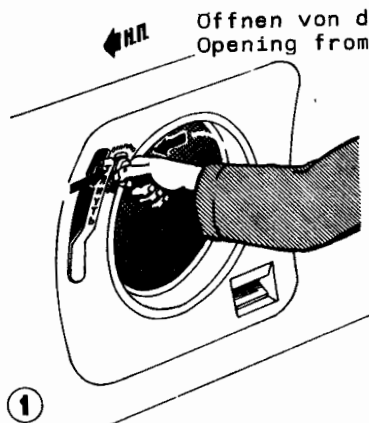
8. Schloßbraste öffnen, den Griff um 90° im Uhrzeigersinn drehen
9. Die Tür zur Innenseite ziehen und die Tür aufwärts bis zum Anschlag schieben

view from inside

- unlock the safety pin turn the handle by 90° clockwise
- pull the door towards inside of the aircraft and push the door upwards to the end stop

Öffnen der Notausstiege

Emergency exits opening



Öffnen von der Innenseite

1. Drücke die Abdeckklappe und entferne sie
2. Führe den Griff der Rasterung aufwärts
3. Ziehe den Verschußgriff aus der Halterung
4. Ziehe den Verschußgriff bis zum Anschlag zu Dir hin und setze das Fenster im Flugzeug ab

Öffnen von der Außenseite

1. Ziehe den Verschußgriff aus der Halterung
2. Ziehe den Verschußgriff bis zum Anschlag und drücke das geöffnete Fenster in die Kabine

opening from inside

- press the cap and remove it
- lift the handle of the lock safety pin upwards
- pull the lock handle from the recess
- pull the lock handle towards you to the end stop and take off the opening door inside the aircraft

opening from outside

- pull the lock handle from the recess
- pull the lock handle to the end stop and push the opening door into the cabin