

Passagierflugzeug Tu-154

Kurzbeschreibung

Nur für den Dienstgebrauch bei der
HVZL, INTERFLUG und Pfl/ZL bestimmt.

Veröffentlichungen, auch auszugsweise,
sind nicht zugelassen.

INTERFLUG

Gesellschaft für internationalen Flugverkehr m. b. H.

Direktor

für Wissenschaft und Technik

Originaltitel:

РЕАКТИВНЫЙ ПАССАЖИРСКИЙ

САМОЛЕТ ТУ - 154

КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ

Im Sinne des Verwendungszweckes dieser Unterlage
erfolgte eine umfassende Bearbeitung und Ergänzung
des Originaltextes.

Fachliche Bearbeitung: Abt. Wissenschaftlich Technische
Entwicklung

Redaktionelle Bearbeitung: Bruno Lau

- Alle Rechte vorbehalten -

Herausgeber: INTERFLUG - Technische Dokumentationsstelle - Berlin-Schönefeld

September 1968

Ordnungs-Nummer: BB-TU 154-4/1

Ag/130/81/68

TDZL

Inhaltsverzeichnis

	<u>Seite</u>
0. Vorbemerkungen	6
1. Allgemeine Angaben über das Flugzeug	7
1.1. Wirtschaftlichkeit	9
1.2. Zuverlässigkeit	10
1.3. Komfort	11
2. Hauptdaten des Flugzeuges	12
2.1. Geometrische Daten	12
2.2. Gewichtsanalyse	14
2.3. Hauptsächlichste flugtaktische Daten	18
2.3.1. Windkanaluntersuchungen	18
2.3.2. Steuerung	18
2.3.3. Hochauftriebsmittel	19
2.3.4. Startcharakteristik	19
2.3.5. Landecharakteristik	20
2.3.6. Reiseflugcharakteristik bei Standardbedingungen	20
2.3.7. Nutzlast-Reichweite-Diagramm	21
2.4. Festigkeitsbetrachtungen	21
3. Konstruktion der Zelle	37
4. Konstruktion der Zellensysteme	41
4.1. Fahrwerk	41
4.2. Steuerung	44
4.3. Hydraulikanlage	48
4.4. Kraftstoffanlage	49
4.5. Klimaanlage	51
4.6. Enteisungsanlage	53
5. Triebwerke und Triebwerksanlagen	57
5.1. Das Triebwerk HK-8-2	57
5.1.1. Technische Daten des Triebwerkes HK-8-2	57
5.1.2. Kraftstoffanlage	58
5.1.3. Geräteantriebe	60
5.1.4. Schmierstoffsystem	60
5.2. Anordnung und Befestigung der Triebwerke	60
5.3. Anlaß-System	61
5.4. Triebwerksbedienung	61
5.5. Hilfsenergieaggregat TA-6	63
5.6. Feuerlöschsystem	63
6. Elektro-, Geräte- und Funkausrüstung	67
6.1. Allgemeines	67
6.2. Elektroausrüstung	67
6.2.1. Stromversorgung des Flugzeuges	67
6.2.1.1. Primärnetz	67
6.2.1.2. Sekundärnetze	67
6.2.1.3. Energiebilanz	69
6.2.1.4. Regel- und Schutzeinrichtungen	69
6.2.2. Die Stromverteilung im Flugzeug	70

	<u>Seite</u>	
6.2.3.	Stromverbraucher	70
6.2.4.	• Betriebsüberwachung und Wartung	71
6.3.	Flugregelsystem und Komplex der Navigationsausrüstung	71
6.3.1.	Flugregelsystem ABCY - 154	71
6.3.2.	Komplex der Navigationsausrüstung	72
6.3.2.1.	Navigationsrechner BHIK	73
6.3.2.2.	Navigations-Kartenprojektionsgerät " ПИНО "	73
6.3.2.3.	Autonome Navigationsmittel	74
6.3.2.3.1.	Dopplerabtaster " МАУТА -1"	74
6.3.2.3.2.	Kreisel-Trägheitssystem ГИС-1	74
6.3.2.4.	Kreiselgeräte für Vertikalreferenz und Kurs	74
6.3.2.5.	Luftdatensystem CBC-ИИ-15-4	74
6.3.2.6.	Kurzstrecken-Navigations- und Landesystem " ЗАМОК "	75
6.3.2.6.1.	Kurzstreckennavigationsanlage PCBH-ИК	75
6.3.2.6.2.	Kurzstreckennavigationsanlage КУРС-МП-2	75
6.3.2.6.3.	DME-Bordanlage " СДК-67Т	77
6.3.2.7.	Funkhöhenmesser PB-5	77
6.3.2.8.	Funkkompaß APK-15	78
6.3.2.9.	Empfangsanlage für bodengestützte Langstrecken- navigationsverfahren	78
6.4.	Geräteausrüstung	78
6.4.1.	TW-Überwachungsgeräte	78
6.4.2.	Stellungsanzeigen von Zellenystemen und Bedienungs- einrichtungen	79
6.4.3.	Zentrales Warn- und Signalisationssystem	79
6.4.4.	Beleuchtung der Instrumententafel	79
6.5.	Funkverbindungs- und Funkmeßausrüstung	79
6.5.1.	HF-Funkanlage " МИКРОН "	79
6.5.2.	VHF-Funkanlage " ЛАНДЫН "	80
6.5.3.	Selektivrufzusatz	81
6.5.4.	Bord-Ela-Anlage " ВЕЩАНИЕ "	81
6.5.5.	Bordradar " ГРОЗА "	81
6.5.6.	Bord-Transponder COM-64 und CO-63-40 3	82
6.6.	Datenregistriergerät, Wartungselektronik	83
7.	Passagierkabine und Gepäckräume	85
7.1.	Allgemeines	85
7.2.	Auslegungsvarianten	85
7.3.	Aus- ^{Ein-} rüstungsmöglichkeiten	88
7.4.	Passagiersitze	88
7.4.1.	Touristenklasesitze	88
7.4.2.	1.-Klasse-Sitze	88
7.4.3.	Stewardessensitze	88
7.4.4.	Babykörbchen	88
7.5.	Gepäckablage	89
7.6.	Kabinenfenster	89
7.7.	Kabinenbeleuchtung	89
7.8.	Kabinenverkleidungen und Materialien	89
7.9.	Garderoben	90
7.10.	Toiletten	90
7.11.	Kabinenbeschriftung	90
7.12.	Bordbüfett	90
7.13.	Gepäckräume	91

	<u>Seite</u>	
8.	Not- und Rettungseinrichtungen	95
8.1.	Verlassen des Flugzeuges in Notfällen	95
8.2.	Vorkehrungen und Ausrüstung für den Notfall bei Flügen über unwirtlichem Gebiet und offener See	95
8.3.	Sauerstoffausrüstung	95
9.	Abfertigung des Flugzeuges	99
9.1.	Bewegung des Flugzeuges auf dem Abfertigungsvorfeld	99
9.2.	Kommerzielle Abfertigung des Flugzeuges	99
9.3.	Technische Abfertigung des Flugzeuges	101
9.3.1.	Betankung mit Kraftstoff	101
9.3.2.	Betankung mit Schmierstoff	105
9.3.3.	Anlassen der Triebwerke	105
9.3.4.	Die Stromversorgung des Flugzeuges am Boden	105
9.3.5.	Toilettendienst und Wasserversorgung	106
9.3.6.	Klimatisierung des Flugzeuges	106
9.3.7.	Auffüllen von Sauerstoff	106
10.	Wirtschaftlichkeitsbetrachtungen	107

0. Vorbemerkungen

Die vorliegende Kurzbeschreibung ist eine Zusammenfassung der bisher in mündlicher oder schriftlicher Form vorliegenden Informationen über das beim OKB Tupolew in Entwicklung befindliche Passagierflugzeug Tu-154.

Zugrundegelegt wurde folgendes Quellenmaterial:

1. Schriftliche Information des OKB Tupolew über die konstruktive Gestaltung und Auslegung des Flugzeuges TU-154 vom April 1968.
2. Ergebnisse der mündlichen Einweisung der Fachingenieure der Abt. WTE - Verkehrsflug in den konstruktiven Aufbau und die Auslegungsvarianten des Flugzeuges im April 1968.
3. Ergebnisse der ersten Information der Fachingenieure der ZL der DDR in die Auslegungskonzeption des Flugzeuges TU-154 im Januar/Februar 1966.
4. Artikel des Stellvertreters des Generalkonstruktors, Dr. Ing. S. M. Jeger in ГРАЖДАНСКАЯ АВИАЦИЯ 9/1966 (TIZL 2/1967, Seite 27 bis 37).
5. Ergebnisse einer Konsultation über elektronische Bordausrüstung mit Vertretern des Ministeriums für Funktechnische und Elektronische Industrie der UdSSR im November/Dezember 1967.

Das vorliegende Material ist für den internen Gebrauch der Zivilen Luftfahrt bestimmt. Die Weitergabe oder Veröffentlichung der im vorliegenden Material enthaltenen Information darf nur nach Zustimmung durch den Direktor für Wissenschaft und Technik der INTERFLUG erfolgen.

Aus der Tatsache, daß die vorliegenden Informationen auf einem frühen Stadium der Flugzeugentwicklung basieren, ergibt sich die Erklärung, daß besonders hinsichtlich der elektronischen Ausrüstung, der Wartung des Flugzeuges und einer Reihe anderer wesentlicher Fragen noch völlig lückenhafte, teilweise auch widersprüchliche Angaben vorliegen. Ebenso muß damit gerechnet werden, daß sich im Ergebnis der Entwicklung Veränderungen der Daten und Systeme ergeben können.

In Fällen, wo es zweckmäßig erschien, im Interesse der zusammenhängenden Darlegung des Stoffes die betriebliche Struktur und Tradition zu verlassen, geschah dies.

1. Allgemeine Angaben über das Flugzeug

Das Passagierflugzeug TU-154 wurde für die Mittelstrecke geschaffen. Es vereint in sich die großen Erfahrungen beim Bau und Einsatz der ersten TL-Passagierflugzeuge und die Verwirklichung der neuen internationalen Forderungen an moderne Passagierflugzeuge.

Die TU-154 wird die gegenwärtig im Einsatz stehenden Linienflugzeuge mit PTL- und TL-Antrieb ersetzen, da sie in ihren flugtaktischen und ökonomischen Charakteristika die gegenwärtig eingesetzten TL- und PTL-Flugzeuge ihrer Größenklasse bei weitem übertrifft.

Die TU-154 ist vorgesehen für den intensiven Einsatz im Streckenbereich von 500 bis 5500 km und zur Beförderung von 19 bis 20 t kommerzieller Zuladung (160 PAX, Gepäck und Fracht) mit einer Reisefluggeschwindigkeit von 850 bis 950 km/h. Ihr intensiver Einsatz wird garantiert durch die Möglichkeit des Betriebes auf Flughäfen mit kurzen Start- und Landebahnen (bis 2200 m).

Die TU-154 ist ein freitragender gepfeilter Ganzmetall-Tiefdecker, ausgerüstet mit drei im bzw. am Rumpfeck untergebrachten ZTL-Triebwerken vom Typ HK-8-2, einem gepfeilten einfachen T-Leitwerk und einem Dreipunktfahrwerk.

Die rationelle Gestaltung des Flugzeuges im Zusammenhang mit der passenden Flügelkonstruktion und wirksamen Hochauftriebshilfen (Vorflügel, Dreispaltklappen, Interzeptoren) sichern der TU-154 gute Flug-, Start- und Landecharakteristika: maximale Reisefluggeschwindigkeit bis 975 km/h, Flug in Höhen von 11 bis 12 km mit Erhaltung der maximalen Qualität und Anfluggeschwindigkeit zur Landung in den Grenzen von 220 bis 230 km/h.

Die Sechsrad-Hauptfahrwerkswagen in origineller Konstruktion und mit Niederdruckreifen gewährleisten eine weiche Federung, eine gleichmäßige Kraftverteilung auf den Beton, Landungen auf Flughäfen mit nur leichten Betondecken, in Ausnahmefällen aber auch Landungen auf festen Grasbahnen, was das Netz der Ausweichhäfen zweifellos verbreitert.

Die leistungsstarken wirtschaftlichen Triebwerke HK-8-2 mit einem Startstandsdruck von 9500 kp und sehr niedrigem spezifischen Verbrauch sichern dem Flugzeug große Reichweiten und hohe Vortriebsreserven, die die Möglichkeit bieten:

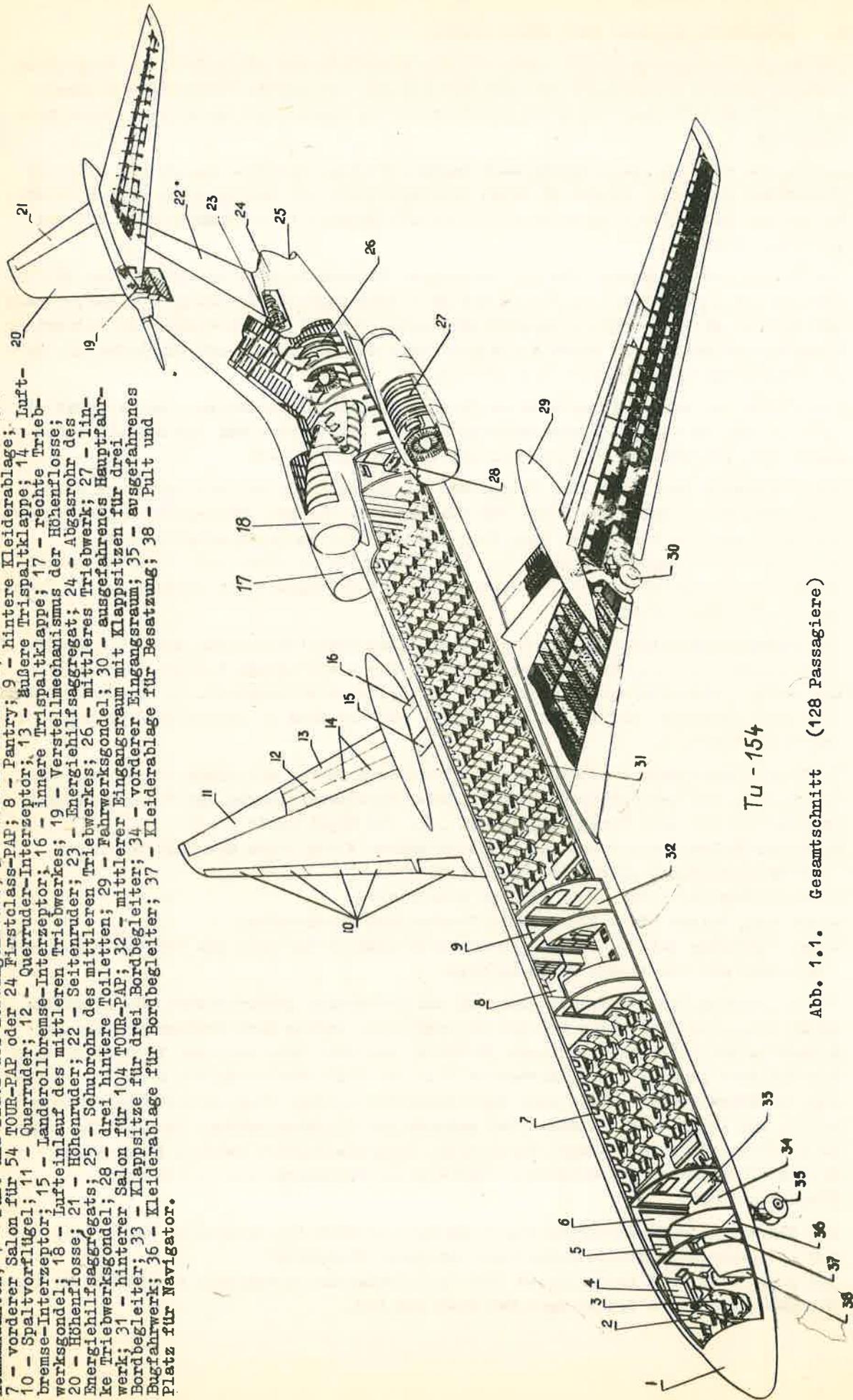
- mit maximalem Gewicht von den höchstgelegenen Flugplätzen der Welt bei hohen Außentemperaturen zuverlässig zu starten;
- Reiseflüge in 11 bis 12 km Höhe zu absolvieren;
- den Flug selbst bei Ausfall von 2 Triebwerken fortzusetzen;
- den Startlärm auf 90 bis 100 PN-dB durch unmittelbar nach dem Abheben mögliches Drosseln der Triebwerke zu reduzieren.

Die Ausrüstung für die Flugzeugführung und Navigation gewährleistet den automatischen Flug, die Navigation und den automatischen Anflug nach Bedingungen der II. Kategorie der ICAO (Wetterminimum 30/400 m) und wird nach weiterer Vervollkommnung automatische Landungen nach Kategorie IIIa der ICAO (Wetterminimum 0/200 m) zulassen. Praktisch wird dadurch eine fast hundertprozentige Flugregelmäßigkeit garantiert. Die Ausrüstung besteht unter anderem aus Flugregelsystem, Navigations- und Landesystem, Bordradaranlage, Funkkompaß, Dopplerabtaster, genauem Kurssystem, Navigationsrechner und Navigations-Kartenprojektionsgerät zur bildhaften Standortanzeige.

Die Funkverbindungsausrüstung des Flugzeuges sichert Funkverbindung auf HF und VHF mit geringstem Bedienungsaufwand und hoher Stabilität.

Die gesamte an Bord installierte Funk- und Navigationsausrüstung entspricht in ihren Charakteristika den Forderungen der ICAO und ITU.

1 - Nichtthermische Rumpfnase mit Antenne und Panorama-Radar; 2 - Platz des Copiloten; 3 - Platz des Kommandanten; 4 - Pult und Platz des Bordingenieurs; 5 - vordere Toilette; 6 - vordere Kleiderablage; 7 - vorderer Salon für 54 TOUR-PAP oder 24 Firstclass-PAP; 8 - Pantry; 9 - hintere Kleiderablage; 10 - Spaltvorflügel; 11 - Querruder; 12 - Querruder-Interzeptor; 13 - äußere Tripspaltklappe; 14 - Luftbremse-Interzeptor; 15 - Landerollbremse-Interzeptor; 16 - innere Tripspaltklappe; 17 - rechte Triebwerks gondel; 18 - Lufteinlauf des mittleren Triebwerkes; 19 - Verstellmechanismus der Höhenflosse; 20 - Höhenflosse; 21 - Höhenruder; 22 - Seitenruder; 23 - Energiehilfsaggregat; 24 - Abgasrohr des Energiehilfsaggregats; 25 - Schubrohr des mittleren Triebwerkes; 26 - mittleres Triebwerk; 27 - linke Triebwerks gondel; 28 - drei hintere Toiletten; 29 - Fahrwerks gondel; 30 - ausgefahrenes Hauptfahrwerk; 31 - hinterer Salon für 104 TOUR-PAP; 32 - mittlerer Eingangsraum mit Klappsitzen für drei Bordbegleiter; 33 - Klappsitze für drei Bordbegleiter; 34 - vorderer Eingangsraum; 35 - ausgefahrenes Bugfahrwerk; 36 - Kleiderablage für Bordbegleiter; 37 - Kleiderablage für Besatzung; 38 - Pult und Platz für Navigator.



Tu - 154

Abb. 1.1. Gesamtschnitt (128 Passagiere)

Dem Flugzeug sind die grundlegenden Merkmale eines modernen Passagierflugzeuges eigen:

Wirtschaftlichkeit, Zuverlässigkeit, Komfort.

1.1. Wirtschaftlichkeit

- ~~Unabhängig von der Höhe der Tarife wird~~ ^{bei d} der wirtschaftliche Betrieb des Flugzeuges bei 30 bis 35 % Nutzlast, d.h. bei Beförderung von insgesamt 50 Passagieren, über ein breites Reichweitenspektrum garantiert.
- Die hohe Reisefluggeschwindigkeit und die große Nutzlast gewährleisten hohe Produktivität.
- Der Einbau wirtschaftlicher Triebwerke in Verbindung mit der hohen aerodynamischen Qualität des Flugzeuges sichern einen niedrigen Kraftstoffverbrauch pro Kilometer.
- Die großen Volumina der Gepäckräume und der Kraftstoffintegralbehälter gestatten im Einsatz enorme Variationsmöglichkeiten zwischen Nutzlast und Kraftstoffvorrat, indem bei ungenügender Passagierauslastung die Gepäckräume mit Post und Fracht beladen werden können, z.B. während der Wintermonate und bei Kurzstreckeneinsätzen und die Betankung nutzlast- und reichweitenabhängig in weiten Grenzen variiert werden kann.
- Auf Wunsch des Käufers kann das Fassungsvermögen der Kraftstoff-Behälter zusätzlich erhöht und die Reichweite auf 7000 km vergrößert werden, was Transatlantikflüge (z.B. London - New York) mit reduzierter Nutzlast gewährleistet.
- Der große mögliche Kraftstoffvorrat gestattet Flüge ohne Nachbetankungen auf Zwischenhäfen durchzuführen, was im Zusammenhang mit der mechanisierten Containerbeladung des Gepäcks und der Fracht, der Unkompliziertheit der technischen Wartung und der wartungstechnischen Autonomie des Flugzeuges die Standzeiten auf Zwischenlandehäfen auf 15 bis 20 Minuten zu reduzieren gestattet.
- Die Autonomie des Flugzeuges für die technische Abfertigung wird durch den Einbau eines Hilfsenergieaggregates garantiert, das autonomes Anlassen der Triebwerke, die Versorgung der Klimaanlage mit Frischluft bei der Abfertigung und beim Rollvorgang, die Elektroversorgung des Flugzeuges, aber auch die Inbetriebnahme und Funktionsprobe aller anderen Flugzeugsysteme ermöglicht.
- Die hohe Wartungsreife der Konstruktion sichert einfache Wartung durch: Kraftstoff-Druckbetankungsanlage, gegenseitige Austauschbarkeit einer Großzahl von Aggregaten, darunter Schnelltriebwerkswechsel der Außentriebwerke zusammen mit den vormontierten Gondeln, leichte Zugänglichkeit zu den Stellen häufiger Wartung und eine Reihe anderer Maßnahmen. Die Wartungspunkte und Abfertigungsstellen sind so am Flugzeug verteilt, daß die gleichzeitige Arbeit aller an der Abfertigung beteiligten Dienste möglich ist. Die Außenbordschlüsse für die Wartung und Abfertigung sind nach den internationalen Standards ausgeführt.
- Die bei der Konstruktion der Zelle und der Triebwerke zugrundegelegten Festigkeitsreserven sowie andere konstruktive und technologische Maßnahmen erlauben höhere Gesamt- und Zwischenlaufzeiten für das Flugzeug, seine Aggregate und Triebwerke zu erreichen. Das bedeutet verbesserte Wirtschaftlichkeit. Die Zelle und die Triebwerke werden folgende Laufzeiten aufweisen:

a) Gesamtlaufzeit der Zelle	30 000 Fh
b) Zwischenlaufzeit der Zelle	5000 bis 6000 Fh
c) Gesamtlaufzeit des Triebwerkes	8000 bis 10000 Fh
d) Zwischenlaufzeit des Triebwerkes	3000 bis 4000 Fh .

- Die Möglichkeit, das Flugzeug von Flughäfen mit kurzen Pisten zu betreiben, und das Vorhandensein neuester Ausrüstungen an Bord gestatten den sicheren Einsatz des Flugzeuges mit hoher Regelmäßigkeit auch bei schlechten Wetterbedingungen. Die Besatzungsstärke kann minimal gehalten werden. Zur Besatzung gehören 3 Mann, zwei Piloten und ein Bordingenieur. Der Arbeitsplatz des Bordingenieurs befindet sich hinter dem zweiten Piloten. Darüberhinaus ist ein Arbeitsplatz für einen Navigator hinter dem Kommandanten vorgesehen. Außerdem sind zusätzlich zwei Klappsitze, die ebenfalls mit Anschnallgurten versehen sind, im Cockpit untergebracht. Sie sind für den Navigator zur Ermittlung von Daten aus den Flugüberwachungsanzeigen und für einen Lotsen bzw. Instrukteur gedacht. Damit besteht die Möglichkeit, insgesamt 6 Besatzungsmitglieder im Cockpit unterzubringen.
- Die Sitze der Piloten sind derart verstellbar, daß sie in einem Halbkreis nach außen geschwenkt werden können, so daß ein bequemes Erreichen der Sitze möglich ist.
- Die Gestaltung der Gerätetafeln der Piloten sowie des Zentralpultes ist aus Abb. 6.1. ersichtlich.

1.2. Zuverlässigkeit

Bei der Konstruktion des Flugzeuges TU-154 wurde einer hohen Zuverlässigkeit besondere Beachtung geschenkt.

- Die Konstruktion der Zelle wurde nach dem Prinzip der "gefährlosen Zerstörung" (fail-safe-Methode) projektiert. Die Fläche und das Leitwerk sind integrale Dreiholm-Konstruktionen, die Rumpfteile wurden an Stellen der Durchbrüche durch chemisches Abtragen hergestellt, was eine hohe Ermüdungsfestigkeit sichert. Als Grundlage dienten die umfangreichen praktischen Erfahrungen in der Herstellung und beim langjährigen Betrieb der ersten Passagierflugzeuge mit TL-Antrieb.
- Alle Hauptsysteme des Flugzeuges sind dubliert, einige sogar dreifach redundant. Das Steuersystem des Flugzeuges besitzt eine vollständig doppelte Reservierung in seinem elektro-hydraulischen Teil, der von drei unabhängig voneinander wirkenden Hydrauliksystemen gespeist wird. Alle Ruderorgane werden von Dreikammer-Hydraulikverstärkern angetrieben, wobei jede Kammer unabhängig von der anderen von dem ihr zugeordneten Hydrauliksystem versorgt wird. Die Primärstromversorgung des Flugzeuges erfolgt über drei Wechselstromgeneratoren von je 40 kVA. Bei Ausfall des elektrischen Hauptsystems ist die Möglichkeit der Speisung des Bordnetzes vom Hilfsenergieaggregat vorgesehen, das für diese Zwecke mit Gleich- und Wechselstromgeneratoren ausgerüstet ist.
- Die Installation von 3 Triebwerken gewährleistet höhere Betriebszuverlässigkeit im Vergleich zu zweistrahligen Flugzeugen und garantiert den sicheren Start bei Ausfall eines Triebwerkes während des Startvorganges und die Durchführung des Reisefluges ohne Reichweitenminderung sogar bei Ausfall von 2 Triebwerken (wobei dann allerdings ein Teil der Kraftstoffreserve aufgebraucht wird).
- Bei erforderlichem Notsinken kann das Flugzeug aus der Flughöhe 11 bis 12 km mit ausgefahrenem Fahrwerk innerhalb von 2 bis 2,5 Minuten die gefahrlose Höhe von 5 km erreichen.
- Im Falle einer Notlandung auf Festland können die Passagiere das Flugzeug durch die Einstiegtüren, Notausstiege ~~und Reservetüren~~ schnell verlassen. Die Anzahl und Abmessungen der Ausstiege entsprechen den Forderungen der ICAO und den englischen BCAR-Normen. Im Bereich der Ausstiege befinden sich leichtabwerfbare, aufblasbare Gummileitern, Rutschen und andere Ausrüstung, die zur schnellen Evakuierung der Passagiere benötigt wird. Bei Notwasserung bleibt das Flugzeug schwimm-

1. Die Seiten 15/16, 49/50, 57/58 und 99/100 sind gegen die beiliegenden neuen Seiten auszutauschen.
2. Auf folgenden Seiten sind die aufgeführten Berichtigungen vorzunehmen:
 - Seite 4 Im Inhaltsverzeichnis Punkt 6.3.2.2. ist Komplex der Navigationsausrüstung durch Navigations-Kartenprojektionsgerät zu ersetzen.
Im Punkt 7.3. ist Ausrüstungsmöglichkeiten durch Umrüstungsmöglichkeiten zu ersetzen.
 - Seite 7 Im 3. Absatz, Zeile 2, ist vor (160 PAX...) ca zu setzen.
Im 5. Absatz, Zeile 4, fehlt ein "w" in Reisefluggeschwindigkeit
 - Seite 9 Im Punkt 1.1. ist in der 1. Zeile "Unabhängig von der Höhe der Tarife" zu streichen. Der Satz lautet: Der wirtschaftliche Betrieb des Flugzeuges wird bei 30 bis
 - Seite 10 Im Punkt 1.2., 2. Absatz, Zeile 5 ist in "jeder Kammer" das -r- bei jeder zu streichen.
Im 5. Absatz, Zeile 2 ist " und Reservetüren" zu streichen.
 - Seite 11 Im Punkt 1.3., 3. Absatz, Zeile 3 ist bei "hochklappbaren" das -n- zu streichen.
 - Seite 12 In Lfd. Nr. 17 ist anstelle " des Reserveausstiegs"..." der Diensttür" und anstelle "des Notausstiegs" .. "der Notausstiegstür" zu setzen.
In Lfd. Nr. 18 ist nach "Einstiegtüren" der Satz bis Ende der 2. Zeile zu streichen und zu ersetzen durch "der Dienst- und Notausstiegstür"...
 - Seite 14 Im Punkt 2.2. letzte Zeile muß es heißen: "0,3 t" Kraftstoff werden am Boden verbraucht.
 - Seite 18 Im Punkt 2.3., 5. Absatz, Zeile 1 ist "zwangsläufig" zu streichen.
 - Seite 27 Als Beschriftung der Ordinate ist 1) [m] hinzuzufügen.
 - Seite 28 Als Beschriftung der Ordinate ist 1) [m] hinzuzufügen.
Als Beschriftung der Abszisse links ist 3) [°C] und rechts 4) [t] hinzuzufügen.
 - Seite 29 Als Beschriftung der Ordinate ist 1) [m] und als Beschriftung der Abszisse links 2) [°C] und rechts 3) [t] hinzuzufügen.
 - Seite 32 In Abb. 2.17. ist als Beschriftung der Ordinate 1) [m] und als Beschriftung der Abszisse 6) [t] hinzuzufügen.
In Abb. 2.18. ist als Beschriftung der Ordinate 1) [m] und als Beschriftung der Abszisse 2) [kg] hinzuzufügen.
 - Seite 36 In Abb, 2.25. ist als Beschriftung der Ordinate "Flughöhe" [m] hinzuzufügen.
 - Seite 37 Im 1. Absatz, Zeile 6 ist statt "Nasenkastenauslauf" "Nasenkantenauslauf" zu setzen.
Im 4. Absatz, Zeile 2 ist das "Hilfsenergieaggregat" mit dem fehlenden "s" zu versehen.
In Zeile 5 von unten ist das Wort "nur" zu streichen.
 - Seite 38 Im 2. Absatz, Zeile 5 ist statt "Kastenträgern" "Kastenrippen" zu setzen. Im 6. Absatz, Zeile 3 ist der Satz zu streichen.
im 7. Absatz, Zeile 3 lies "Nasenkantenauslauf" liegt...

- Seite 41 Im 1. Absatz, Zeile 1 ist statt "Dreipunktfahrwerk" "Dreibeinfahrwerk" zu setzen.
In Zeile 6 soll es heißen "solche" Konstruktion...
Im 2. Absatz, letzte Zeile soll es heißen "... ist, "daß" sich...
Im 3. Absatz von unten, Zeile 2 soll es heißen ("direkt" wirkende...).
Im 2. Absatz von unten, Zeile 1 muß es heißen "(Abb. 4.2.)".
- Seite 42/43 In Abb. 4.1. und Abb. 4.2. ist jeweils die Zeile 2 zu streichen.
- Seite 48 In Zeile 2 von oben muß es heißen: bestehen pro "Seite" aus...
In Punkt 4.3., Zeile 2 muß es heißen und "arbeitet" mit...
In Hydrauliksystem I ist in der letzten Zeile vor ..."im 1. Kanal"
" die Landklappensteuerung" hinzuzufügen.
- Seite 52 Im 6. Absatz, Zeile 2 ist bei "dubliert" das 2. „b" zu streichen,
im 7. Absatz, Zeile 4 muß es heißen: ...jede Druckdifferenz " $\leq 0,63 \text{ kg/cm}^2$ "
gehalten....
- Seite 53 In Abb. 4.7. ist anstelle 12- Kabinendruck "2- Kabinendruck" zu setzen.
- Seite 60 In Punkt 5.1.3., Zeile 3 ist hinter sind "unter anderem" angeflanscht
einzufügen.
- Seite 61 In Punkt 5.3., 3. Absatz, Zeile 1 muß es heißen: ... beträgt 1,14 kg/s
bei " $p_{\text{ü}}$ " = 2,9 at...
- Seite 63 In Punkt 5.5., 1. Absatz, Zeile 1 muß es heißen: Das "Hilfsenergieaggregat"
und im 2. Absatz, Zeile 8Fluges in "Höhen" von...
In Punkt 5.6., 3. Absatz von unten, Zeile 1 ist "zuge-" zu streichen.
- Seite 65 In der vorletzten Zeile muß esim "Rumpfunterteil" heißen.
- Seite 67 Im Punkt 6.1., letzter Absatz, Zeile 2 muß es heißen: Zulassung "des
Kategorie-II-Betriebes"...
- Seite 73 Im Punkt 6.3.2.1., 1. Absatz, Zeile 5 muß es heißen....aus dem "Kurz-
streckennavigationssystem"...
- Seite 76 Im Punkt SP-50-Betrieb. muß es heißen: "Anzeigeempfindlichkeit".
- Seite 81 Im Punkt 6.5.4. sind die letzten 2 Zeilen "In ihren elektrischen..." zu
streichen.
- Seite 85 Im Punkt 7.2., Abschnitt c, Zeile 1 muß es heißen: Die "Gemischtvariante".
- Seite 88 Im Punkt 7.3., 2. Absatz, Zeile 2 muß es heißen: und "beleuchteter"...
- Seite 89 Im Punkt 7.6., Zeile 4 muß es heißen:...geführtes "Lichtfilter"...
Im Punkt 7.8., 3. Absatz, Zeile 2 und 3 anstelle "Kunststoff" muß es
"Plast" heißen...
1. Absatz von unten, Zeile 1 muß es heißen:...Stanzteile "aus"...
- Seite 91 Im 2. Absatz, Zeile 1 muß es heißen: Für die "Gemischtvariante"...
Im 6. Absatz muß es heißen:...für Spülwasser und die Thermocontainer für
warme Speisen sind..."
- Seite 94 In der vorletzten Zeile muß es heißen:...und "leeren" Container...
- Seite 101 Im 1. Absatz, Zeile 2 muß es heißen:... bei "56 kg Leermasse"...
Zeile 3 im gleichen Absatz, es muß heißen:...Die "Höchstzuladung" eines
Containers darf "500 kg" nicht...
- Seite 104 In der Abb. 9.4. muß es bei Kraftstoffbetankung..."25000 l" - 10 min...
heißen.

- Seite 105 Im Punkt 9.3.2., letzte Zeile muß es heißen:... Als "Tankfahrzeug" für.
 Im Punkt 9.3.3., 1. Absatz, Zeile 3 muß es heißen:...Hilfsenergieanlage
 "TA-6"....
 im 2. und 3. Absatz "TA-6"
 und im letzten Absatz.... vom Typ "MPAI-500...
 Im Punkt 9.3.4., letzter Absatz, Zeile 3 muß es... vom Typ "MPAI-400-3",
 sowie in Zeile 4... vom Typ "MPAI -500" heißen...
- Seite 106 Im Punkt 9.3.6., Zeile 1 muß es heißen:...bei "abgestellten Triebwerken"
 am...
 Im Punkt 9.3.7., Zeile 4 von unten muß es heißen: Die "Betankung" dieses...
- Seite 107 Im Punkt 10 muß es heißen:
 Zeile 3 von oben... mit "einer Startmasse"...,
 Zeile 4 von oben... mit "erhöhter Startmasse"...,
 Zeile 3 von unten... dargestellt ("158" Sitze)...,
 in der letzten Zeile... q (Flugz.-km) = $\frac{380}{V_p} + \dots$
- Seite 109 In Abb. 10.2 muß es... Abhängigkeit der "durchschnittlichen Fluggeschwin-
 digkeit" von der Flugentfernung
 1- " durchschnittliche Fluggeschwindigkeit" (km/h)... heißen.
- Seite 110 In Punkt c) muß es... Gegenwind "(W = -50 km/h)"... heißen.
- Seite 111 In der letzten Zeile der Legende muß es...pro "Flugzeug-km" (Rbl/km)
 heißen.

gez. Rauch
 Fachgruppenleiter

fähig, die Passagiere werden nach Verlassen des Flugzeuges in vier 30-sitzigen aufblasbaren Gummi-Rettungsflößen untergebracht, die sich außerhalb der Druckkabine befinden (in der Fläche und den Fahrwerksgondeln).

1.3. Komfort

Für die Passagiere sind komfortable Flugbedingungen geschaffen.

- Die Innenverkleidung der Passagierkabinen, der Einstiegsräume, Toiletten und Besatzungskabine ist in Auswertung der Erfahrungen bei der Konstruktion eigener und ausländischer Flugzeuge gestaltet worden.
- Die Bespannung der Seitenwände, des Himmels und der Zwischenwände mit ansprechenden, haltbaren und nichtbrennbaren Materialien, die Klimaanlage mit der individuellen Belüftung in den Passagierkabinen, die originelle Beleuchtung der Passagierräume mit Tageslichtleuchten und der sehr niedrige Geräusch- und Vibrationspegel schaffen ein Maximum an Bequemlichkeit für die Passagiere.
- Ein bequemes Sitzen der Passagiere bei minimalem Sitzabstand von 750 mm wurde durch Verwendung neuartiger Sesselkonstruktionen ermöglicht. Sie besitzen nach unten und hinten maximal reduzierte Rahmenelemente, hochklappbaren Sitzkissen und nach vorn und hinten verstellbare Rückenlehnen.
- Die hohe Druckdifferenz von 0,63 at in der Kabine sichert eine Kabinenhöhe von 1800 m bei maximaler Flughöhe von 12 km. Dadurch ergeben sich besonders für kranke und ältere Passagiere wesentlich verringerte physische Belastungen.
- Während der Abfertigung und des Rollvorgangs sichert das Hilfsenergieaggregat auch bei abgestellten Triebwerken eine normale Innentemperatur in den Kabinen.
- Im Bordbüfett, das mit allen modernen Mitteln des Services ausgestattet ist, ist in Containern die Verpflegung für Passagiere und Besatzung untergebracht. Die Passagiere werden während des Fluges von vier bis sechs Stewardessen mit kalten und warmen Speisen versorgt.
- Die Passagierkabinen werden zur Vermittlung von Hinweisen und Informationen über den Flugverlauf und zur musikalischen Unterhaltung beschallt.

Das Flugzeug ermöglicht mehrere Auslegungsvarianten der Passagierkabine mit unterschiedlicher farblicher Gestaltung. Die Umrüstung von einer Variante in eine andere ist unkompliziert durch den Halter auszuführen.

Für den Einsatz auf hochfrequentierten Strecken mit großem Beförderungsaufkommen wird an einer Modifikation des Flugzeuges (TU-154A) gearbeitet. Durch Verlängerung des Pumpfes und eine Reihe anderer konstruktiver Maßnahmen wird dabei ein Sitzplatzangebot von 250 Plätzen erreicht.

2. Hauptdaten des Flugzeuges

2.1. Geometrische Daten

Lfd. Nr.	Bezeichnung	Maßeinheit	Daten
1.	Länge des Flugzeuges	m	47,9
2.	Höhe des Flugzeuges (ohne Berücksichtigung der Einfederung der Fahrwerke)	m	11,4
3.	Spannweite	m	37,55
4.	Rumpflänge	m	42,23
5.	Rumpfdurchmesser	m	3,8
6.	Pfeilung der Tragfläche nach der 1/4 Linie	Grad	35,0
7.	Flügelfläche mit Fahrwerksgondeln	m ²	201,45
	ohne Fahrwerksgondeln		180,01
8.	Einstellwinkel	Grad	3,0
9.	Spannweite des Höhenleitwerkes	m	13,4
10.	Pfeilung des Höhenleitwerkes	Grad	40,0
11.	Fläche des Höhenleitwerkes	m ²	40,53
12.	Höhe des Seitenleitwerkes	m	5,65
13.	Pfeilung des Seitenleitwerkes	Grad	45,0
14.	Fläche des Seitenleitwerkes	m ²	31,725
15.	Innenmaße der Passagierkabine	m	
	Breite		3,58
	Höhe		2,02
16.	Volumen	m ³	
	Passagierkabine		163,2
	Besatzungskabine		9,5
	Gepäckraum		43,0
	davon vorderer		21,5
	mittlerer		16,5
	hinterer (außerhalb der Druckkabine)		5,0
17.	Abmessungen	mm	
	der Passagiereinstiegstüren		800 x 1725 (Sehnenlänge)
	der Notausstiege auf die Fläche		480 x 900
	des Reserveausstiegs	und	480 x 1070
	des Notausstiegs		610 x 1280 (Sehnenlänge)
	des Notausstiegs		640 x 1280 (Sehnenlänge)
18.	Höhe der Schwellen der Einstiegstüren, des Reserveausstiegs und des Notausstiegs vom Boden (gemessen bis Fußbodenhöhe der PAX- Kabine)	m	3,1
19.	Höhe des Notausstiegs auf die Tragfläche (von der Tragfläche aus gerechnet)	mm	
	der vorderen		650
	der hinteren		670
20.	Höhe der Längsachse der Triebwerke vom Boden (am Triebwerkseinlauf gemessen)	m	
	der äußeren		3,8
	des mittleren		4,275

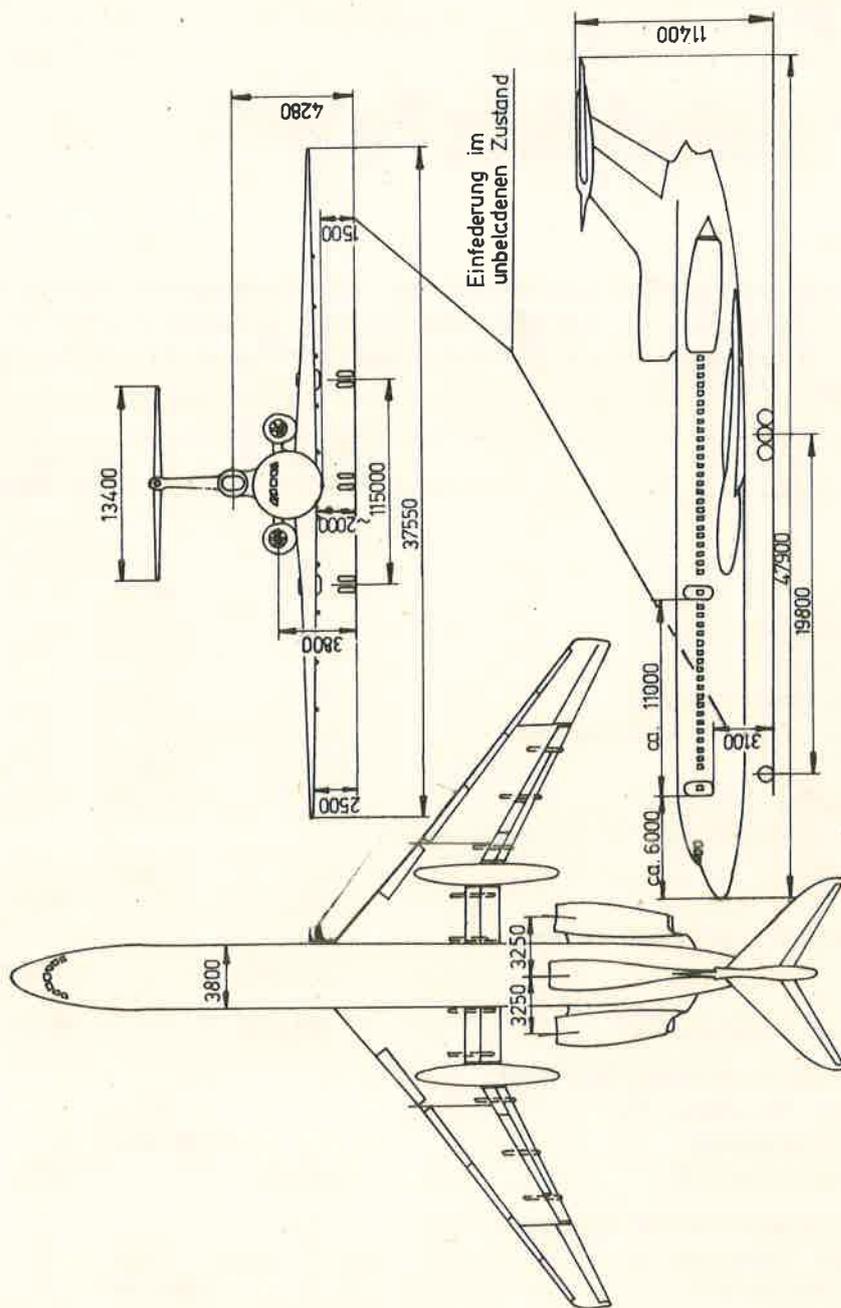


Abb. 2.1. Ansichten und Hauptabmessungen

Lfd. Nr.	Bezeichnung	Maßeinheit	Daten
21.	Höhe der Rumpfunterkante über dem Boden	m	1,5
22.	Höhe des Tragflächenendes (an der Sehne gemessen) über dem Boden	m	2,5
23.	Spurweite	mm	11500
24.	Radstand	mm	19800
25.	Radabmessungen der Hauptfahrwerke (sechs Räder pro Fahrwerk) des Bugfahrwerkes (Zwillingsräder)	mm	930 x 305 800 x 225

Anmerkung: Die Höhen über Boden beziehen sich auf die Einfederung der Fahrwerke im unbeladenen Zustand (Standefederung).

2.2. Gewichtsanalyse

Das Flugzeug TU-154 ist für eine Abflugmasse von 84,0 t konzipiert worden, die als Normal-Startmasse anzusehen ist. Darüberhinaus ist eine maximale Startmasse von 90,0 t zulässig. Im folgenden werden jeweils beide Startmassen betrachtet. Es gelten folgende Werte:

	normale Startmasse	maximale Startmasse
Rollmasse, [t]	84,3	90,3
Startmasse, [t]	84,0	90,0
Landemasse, [t]		68,0
maximale Nutzmasse, [t]		20,0
maximale Passagierzahl		164
maximale Kraftstoffzuladung, [t]		33,15
Betriebsleermasse (in der Grundvariante für 158 PAX), [t]		43,5
davon: Leermasse, [t]		40,28
Dienstmasse gesamt (in der Variante für 158 PAX), [t]		3,22
Ladefaktor, [%]	48,2	50,5
Vortriebsreserve (kp Startschub zu kg Startmasse)	0,34	0,317
Grundvarianten der Beladung bei	84,0 t	90,0 t
I. mit maximaler kommerzieller Zuladung:		
- kommerzielle Zuladung, [t]		20,0
- Anzahl der Passagiere		158-164
- Kraftstoffzuladung, [t]	20,5	26,5
II. mit normaler kommerzieller Zuladung:		
- kommerzielle Zuladung, [t]		16,0
- Anzahl der Passagiere		158-164
- Kraftstoffzuladung, [t]	24,5	30,5
III. mit maximaler Kraftstoffzuladung:		
- kommerzielle Zuladung, [t]	7,65	13,65
- Passagieranzahl	75	128
- Kraftstoffzuladung, [t]		32,85 ⁺

+) 0,5 t Kraftstoff werden am Boden verbraucht

Gesamtdienstmasse

	158	164	128
Passagieranzahl			
Masse der Grundausrüstung	820	820	820
Passagiersitze	1360	1413	1295
Bordbuffet	540	307	525
Besatzung, 3 Personen	240	240	240
Stewardessen, 4 Personen	260	260	260
Gesamtdienstmasse, [kg]	3220	3040	3140

Anmerkung: Bei längeren Flügen über offener See wird die Dienstmasse durch Schwimmwesten und Rettungsflöße mit einer Gesamtmasse von 880 kg auf Kosten der Nutzlast erhöht.

Analyse der Grundausrüstung:

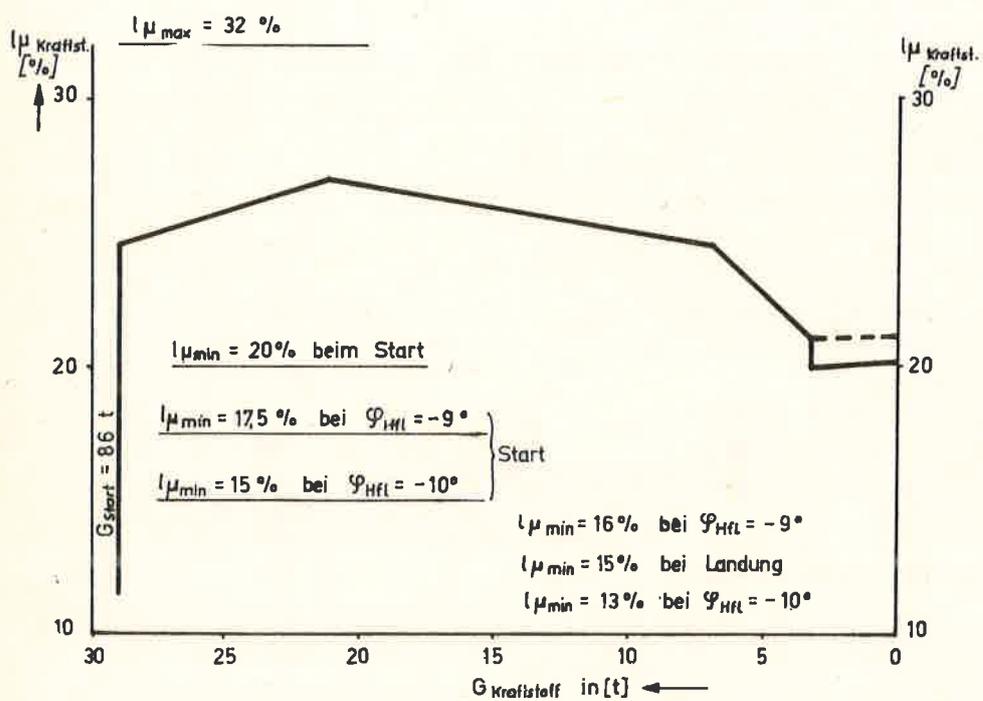
Schmierstoff, [kg]	105
nichtausfliegbarer Kraftstoff, [kg]	150
Not- und Rettungsausrüstung, [kg]	177
davon Seefunkstation " ПРМБОН-IV" 2 Stück [kg]	5
Äxte, 4 Stück [kg]	4
Notrutschen, 2 Stück [kg]	12
aufblasbare Notleitern, 2 Stück [kg]	88
transportable Feuerlöscher, 4 Stück [kg]	24
Seile, Trossen und anderes [kg]	14
Sauerstoffmasken und -flaschen [kg]	30
Ausbaubare Innenausstattung, [kg]	137
davon: Teppiche [kg]	129
Vorhänge kg	8
Kleiderbügel, 70 Stück [kg]	11
Ausrüstung der Toiletten [kg]	10
Wasser und Toilettenflüssigkeit für die Toiletten, [kg]	180
Bordwerkzeug, [kg]	50
Gesamtmasse der Grundausrüstung	820

Bei der vorgesehenen gestreckten Version des Flugzeugtyps TU-154, der TU-154A kann mit folgenden Massen gerechnet werden:

	normale Startmasse	maximale Startmasse
Startmasse [t]	90,0	100,0
maximale Nutzmasse [t]		25,0

Zulässige Schwerpunktlagen des Flugzeuges

Äußerste vordere:	
- beim Start (Fahrwerk aus)	20 % l _μ
- bei der Landung (Fahrwerk aus)	15 % l _μ
Äußerst hintere im Start, Reiseflug und bei der Landung (Fahrwerk ein)	32 % l _μ



$\mu_{\text{max}} = \bar{X}_n$ (äußere hintere Lage)
 $\mu_{\text{min}} = \bar{X}_{nn}$ (äußere vordere Lage)

Abb. 2.2. Zulässige Schwerpunktlagen TU-154

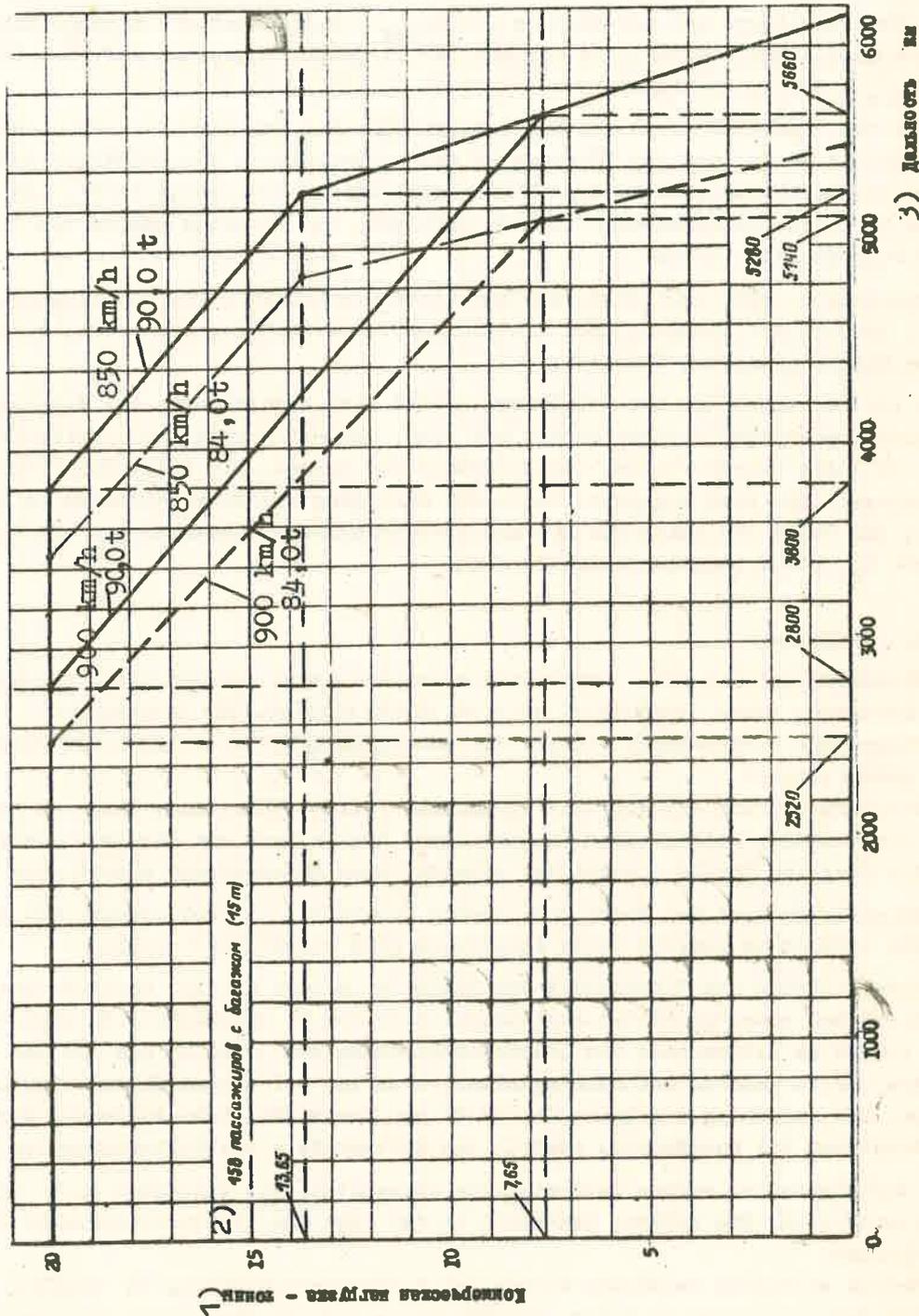


Abb. 2.3. Nutzlast - Reichweite - Diagramm TU-154
 1- Коммерцијелле Zuladung in t; 2- 158 Pass. mit Geplätz (15 t); 3- Reichweite in km

2.3. Hauptsächlichste flugtaktische Daten

2.3.1. Windkanaluntersuchungen

Die Windkanaluntersuchungen für das Flugzeug TU 154 wurden im Bereich von $M = 0,4$ bis $M = 0,95$ intensiv durchgeführt. Dabei ergaben sich folgende Werte für K_{\max} :

M	0,8	0,85	0,9
K_{\max}	12,4	12,35	9,74

Durch den Einsatz von Hochauftriebmitteln (Dreifach-Spaltklappen, Vorflügel) kann ein Auftriebsbeiwert bei der Landung von $C_{a_{\max}} = 2,3$ garantiert werden, wobei durchaus die Möglichkeit besteht, im Verlauf der Flugerprobung einen Auftriebsbeiwert von $C_{a_{\max}} = 2,6$ zu erreichen.

Ein breites Spektrum wurde dem Einfluß von Böen auf das Abreißverhalten gewidmet. Das Ergebnis zeigt, daß das Flugzeug in dem vorgesehenen Geschwindigkeitsbereich bis zu Böengeschwindigkeiten von 50 m/s in negativer z-Richtung stabil ist. Darüberhinaus würde ein Abreißen der Strömung erfolgen, das Flugzeug könnte vom Piloten nicht mehr gehalten werden.

Im Trudelkanal wurde ermittelt, daß bei einem Überziehen keine Trudelbewegung erfolgt, sondern das Flugzeug sich mit geringer Seitenneigung nach vorne senkt und in den Bahnneigungsflug übergeht.

Durch die Heckanordnung der Triebwerke ergibt sich zwangsläufig ein T-Leitwerk. Das wiederum bringt Probleme derart mit sich, daß bei großen Anstellwinkeln ($\alpha > 30^\circ$) die Triebwerke das Höhenleitwerk abschirmen. Die Folge sind Abreißerscheinungen. Dem wird begegnet, indem die Streckung des Höhenleitwerks so gewählt wurde, daß Teile des Leitwerks aus dem Abschirmbereich herausgezogen und die Längsmomente C_{m_0} stets negativ gerichtet sind.

2.3.2. Steuerung

Die Steuerung ist als reine Boostersteuerung und damit irreversibel ausgelegt. Eine Steuerung durch Handkräfte ist also nicht möglich. Die Sicherheit des Flugzeuges wird dadurch erhöht, die Zuverlässigkeit wird durch ein Triplexsystem gewährleistet.

Die Boostersteuerung erlaubt, auf Trimmruder im herkömmlichen Sinne zu verzichten. Die Trimmung erfolgt über Kippschalter, Stellmotore und elektromagnetische Ventile über den Booster, wobei das gesamte Ruder entsprechend bewegt wird.

Die Höhenflosse wird bei Start und Landung verstellt. Die Veränderung des Einstellwinkels erfolgt im Cockpit durch Knopfdruck nach vorheriger Vorwahl.

Zur Unterstützung der Wirksamkeit der Querruder werden Spoiler herangezogen, die bei Erreichen eines Querruder-Ausschlagwinkels von 8° ansprechen. In ungestörter Luft reicht im allgemeinen ein Querruderausschlag von 5 bis 7° aus, so daß die Spoiler nur im unteren Geschwindigkeitsbereich und bei böigem Wetter benötigt werden. Der Ausschlag der Querruder um 8° und das zusätzliche Ausfahren der Spoiler gewährleisten bei eventuellem Ausfall des Seitenruders die Fortsetzung des Fluges.

Zum Auftriebsabbau werden Interzeptoren eingesetzt, die insgesamt in 4 Sektionen aufgeteilt sind. Die äußeren Sektionen in der Nähe des Querruderbereiches dienen als Spoiler.

Die beiden mittleren Sektionen dienen der Auftriebsvernichtung im Sinkflug und während des Ausrollens am Boden. Die Steuerung erfolgt über nicht umkehrbare Booster. Mit Hilfe der mittleren Sektionen der Interzeptoren wird ein Notsinken von 12000 auf 5000 m Höhe in 2,5 min garantiert.

Die inneren Sektionen werden nur nach dem Aufsetzen am Boden zur Auftriebsvernichtung ausgefahren, da sonst die Gefahr besteht, daß die abgerissene Strömung den Triebwerkseinlauf trifft. Erst die Erfahrungen, die während der Flugerprobung gesammelt werden, können zeigen, ob es zulässig ist, schon während des Sinkfluges die inneren Sektionen der Interzeptoren mit auszufahren. Der Sinn besteht darin, daß dann die Landung mit einem höheren Triebwerksregime durchgeführt werden kann und bei einem notwendigen Durchstarten in 2 bis 3 Sekunden Vollschub erreicht werden kann. Die Entscheidungshöhe wird dadurch wesentlich herabgesetzt. In eingefahrenem Zustand sind die entsprechenden Booster und Zylinder zum Betrieb der Interzeptoren mechanisch verriegelt.

2.3.3. Hochauftriebsmittel

Das Klappensystem besteht aus Dreifach-Spaltklappen, die nach hinten-unten, ähnlich den Fowler-Klappen, hydraulisch ausgefahren werden und im unteren Geschwindigkeitsbereich ein Abreißen der Strömung verhindern. In Verbindung mit den Vorflügeln, die sich fast über die gesamte Nasenkante des Flügels erstrecken, werden C_a -Werte von 2,3 erreicht. Die Vorflügel werden elektrisch über Stellmotore betätigt und haben in ausgefahrenem Zustand nur eine Stellung.

2.3.4. Startcharakteristik

Den Start- und Landecharakteristika sowie der gesamten Konzeption des Flugzeuges liegt folgende Forderung zugrunde:

Einsatzmöglichkeit auf allen Flughäfen der Kategorie C. Der Einsatz auf Graspisten muß möglich sein.

Es ergeben sich folgende minimale Einsatzmöglichkeiten:

Bedingungen	erforderliche SLB-Länge [m]	davon Betonpiste [m]
INA	2000	1600
730 Torr 30 °C	2500	2100

Die flugtaktischen Daten sind nach Berechnungsgrundlagen zusammengestellt worden und werden nach Durchführung entsprechender Flugerprobungen präzisiert.

Startbedingungen	$(\delta_{IK} = 28^\circ, \delta_{VF} = 18,5^\circ)$			
	Standardbedingungen		Berechnungsfall P = 730 Torr t = 30°	
Startmasse, [t]	84	90	84	90
Abreißgeschwindigkeit, [km/h]	204	211	214	221
Geschwindigkeit für das Abheben des Bugfahrwerkes, [km/h]	233	242	244	252
Abhebegeschwindigkeit, [km/h]	245	255	257	265
minimale sichere Geschwindigkeit [km/h]	245	255	257	265
	bei Landeklappen aus-, Fahrwerke eingefahren			
	306	316	321	331
	bei Landeklappen und Fahrwerk eingefahren			

Startrollstrecke [m]	1000	1200		
balancierte Startbahnlänge [m]	1840	2100	2140	2500

Für die Startcharakteristik ist der zu erwartende Lärm maßgebend. Der minimale Steiggradient beträgt in der 3. Phase des Steigfluges (bis 100 m Höhe) 2,5 % bei 0,6 Nennleistung. Dabei tritt eine Lärmbelastung von 96 bis 88 PN dB auf. Bei Nennleistung sind 108 bis 96 PN dB zu erwarten. Beim Rollen auf dem Vorfeld kann maximal ein Geräuschpegel von 112 PN-dB auftreten.

2.3.5. Landecharakteristik

Landebedingungen	$\delta_{IK} = 45^\circ$		$\delta_{VF} = 18,5^\circ$
	Standardbedingungen		Berechnungsfall P = 730 Torr t = 30°
Flugmasse [t]	68	78	68
Abreißgeschwindigkeit [km/h]	173		181
Anfluggeschwindigkeit [km/h]	225	236	235
Landerollstrecke [m]	690		810
erforderliche Landebahnlänge [m]	2060	2100	2290

2.3.6. Reiseflugcharakteristik bei Standardbedingungen

maximale Reisefluggeschwindigkeit in H = 9500 m [km/h]	975
Reiseflughöhe [m]	11000
Dienstgipfelhöhe bei drei arbeitenden Triebwerken und Startmasse des Flugzeuges von 84 t [m]	12000
Steiggeschwindigkeit bei günstigster Geschwindigkeit [m/s]	
- in Bodennähe bei Startmasse 84 t	20
- in 11000 m bei einer mittleren Flugmasse von 75 t	8
Steiggeschwindigkeit bei Reisefluggeschwindigkeit 900 km/h in 11000 m bei einer Flugmasse von 75 t [m/s]	6
Steigzeit bei einer Startmasse des Flugzeuges von 84 t unter Berücksichtigung der Zeit für den Start und die Überleitung zum Steigflugregime [min]	
- bis zur praktischen Gipfelhöhe	21
- bis H = 11000 m	16
- bis H = 6000 m	6
Mittlerer stündlicher Kraftstoffverbrauch im Reiseflug in H = 11000 m für eine mittlere Flugmasse von 75 t [kg/h]	
- bei 900 km/h	4580
- bei 850 km/h	3850
Mittlerer Kilometerverbrauch an Kraftstoff im Reiseflug in H = 11000 m für eine mittlere Flugmasse von 75 t [kg/km]	
- bei 900 km/h	5,1
- bei 850 km/h	4,53
Praktische Reichweite in H = 11000 m unter Berücksichtigung der Kraftstoffnavigationsreserve (die Kraftstoffreserve umfaßt: für eine Flugstunde 4300 kg plus 6 % für auftretenden Gegenwind und erforderliche Landemanöver):	
	Startmasse
bei 900 km/h	84 t
- mit maximaler kommerzieller Zuladung von 20 t	2520
- mit normaler kommerzieller Zuladung von 16 t (normale Reichweite) [km]	3360
	90 t
	3460
	4340

Die Minimalgeschwindigkeit für verschiedene Flugmassen ohne Klappenausschlag ist aus Abb.2.7 ersichtlich.

2.3.7. Nutzlast-Reichweite - Diagramm

Es werden zwei Reisegeschwindigkeiten zugrunde gelegt und zwar 850 km/h als Sparfluggeschwindigkeit und 900 km/h.

Ebenso wird zwischen der normalen Abflugmasse von 84,0 t und der maximalen Abflugmasse von 90,0 t unterschieden. Auf besonderen Wunsch des Käufers kann in einem Integralbehälter im Tragflügelmittelstück eine zusätzliche Kraftstoffmasse von 5,5 t untergebracht werden, so daß es möglich wird, mit einer Nutzlast von 8,0 t eine Entfernung von ca 6600 km zurückzulegen.

Bei Ausfall eines Triebwerkes kann der Flug, ohne das Flugprofil wesentlich zu verändern, fortgesetzt werden. Bei Ausfall eines zweiten Triebwerkes muß die Reishöhe geändert werden, der Flug kann unter Umständen fortgesetzt werden. Allerdings muß dann ca 1/4 der Kraftstoff- Navigationsreserve in Anspruch genommen werden.

Für das geplante, gegenüber der TU-154 um 13 m verlängerte Flugzeug TU-154A gilt das in Abb. 2.4. dargestellte Nutzlast-Reichweiten-Diagramm. Es ist zu beachten, daß dort bei einer maximal zulässigen Abflugmasse von 100,0 t die Triebwerke nicht mehr gedrosselt betrieben werden. Es steht dann ein Standschub von 10500 kp pro Triebwerk zur Verfügung.

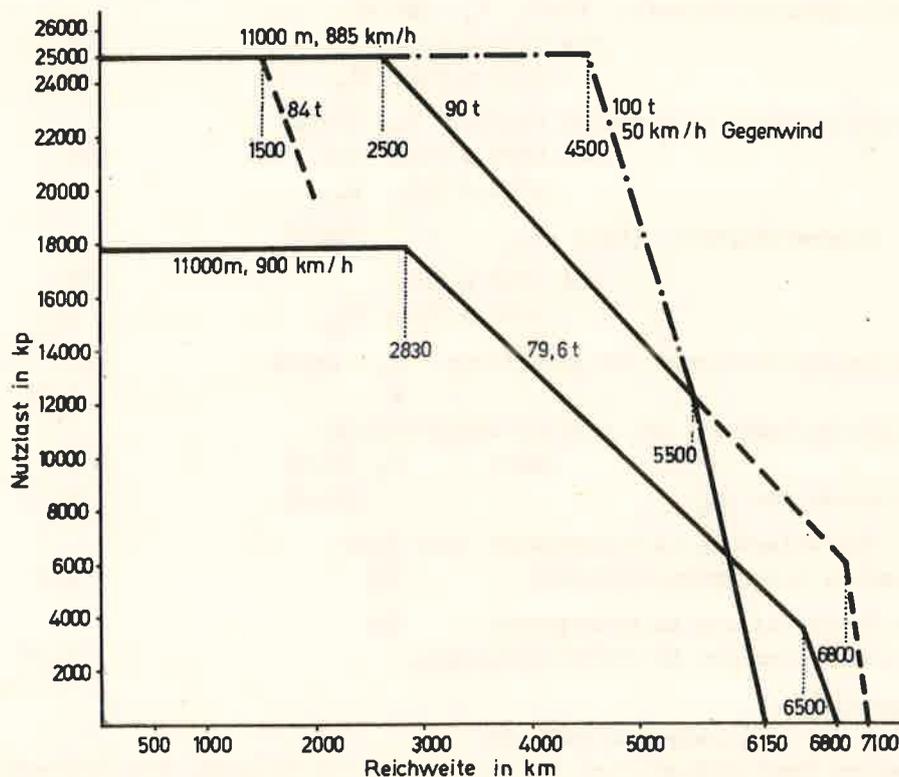


Abb. 2.4. Nutzlast - Reichweite - Diagramm TU-154A

2.4. Festigkeitsbetrachtungen

Den Festigkeitsbetrachtungen lagen die in der SU gültigen Normen, die augenblicklich noch nicht von der ICAO bestätigt sind, die amerikanischen Vorschriften der FAA und die englischen BCAR-Vorschriften zugrunde.

Hinzugezogen wurde weiter das englische Arbeitsdokument Nr. 445 vom 7.9.67, das in den BCAR-Vorschriften wesentliche Änderungen vorsieht, jedoch noch nicht endgültig bestätigt ist.

Von den angegebenen Vorschriften ist für die einzelnen Berechnungen jeweils der höchste Wert zur Anwendung gelangt. Das trifft insbesondere für die Böenbelastbarkeit, die entsprechenden Lastvielfachen sowie für die Aeroelastizität zu.

Die theoretisch ermittelten notwendigen Festigkeitswerte für die einzelnen Baugruppen sind in entsprechenden Versuchen nachgewiesen worden.

Der Nachweis der Dauerfestigkeit wird entgegen den bisherigen Methoden ohne Wassertank mit Hilfe von Luft durchgeführt. Das hat den Vorteil, daß eine eventuell auftretende Korrosion vermieden wird und die erforderliche Zeit nur 1/3 der im Wassertank erforderlichen beträgt.

Folgende Ausgangsdaten liegen der Festigkeitsbetrachtung für das Flugzeug TU-154 zugrunde:

maximale Startmasse des Flugzeuges, G_{Start}	[kg]	90000
normale Startmasse des Flugzeuges, G_{Start}	[kg]	84000
Landemasse des Flugzeuges,	[kg]	68000
Rechnerische höchste Fluggeschwindigkeit (EAS) V_D	[km/h]	
bis 9000 m Höhe		625
9000 m Höhe	M_D	0,95
rechnerische Reisefluggeschwindigkeit (EAS) V_C	[km/h]	
bis 9700 m Höhe		575
9700 m Höhe	M_C	0,9
zulässige Fluggeschwindigkeit im normalen Betrieb V_{NO}	[km/h]	
bis 9700 m Höhe	EAS	575
9700 m Höhe	M_{NO}	0,9
höchste zulässige Geschwindigkeit (EAS) V_{NE}	[km/h]	
bis 9700 m Höhe		575
9700 m Höhe	M_{NE}	0,9
vorhandene Geschwindigkeitsreserve für alle Höhen V_1	[km/h]	50
	M	0,05
rechnerische Fluggeschwindigkeit bei größter Böengeschwindigkeit (EAS) V_B	[km/h]	445
Geschwindigkeitsreserve für V_B	[km/h]	92
maximale positive Überbelastung im Schwerpunkt (für Flugmanöver unter normalen Betriebsbedingungen)	[n]	2,5
maximale negative Überbelastung im Schwerpunkt (für Flugmanöver unter normalen Betriebsbedingungen)	[n]	1,15

Geschwindigkeitsgrenzen:

Fluggeschwindigkeit mit ausgefahrenem Fahrwerk

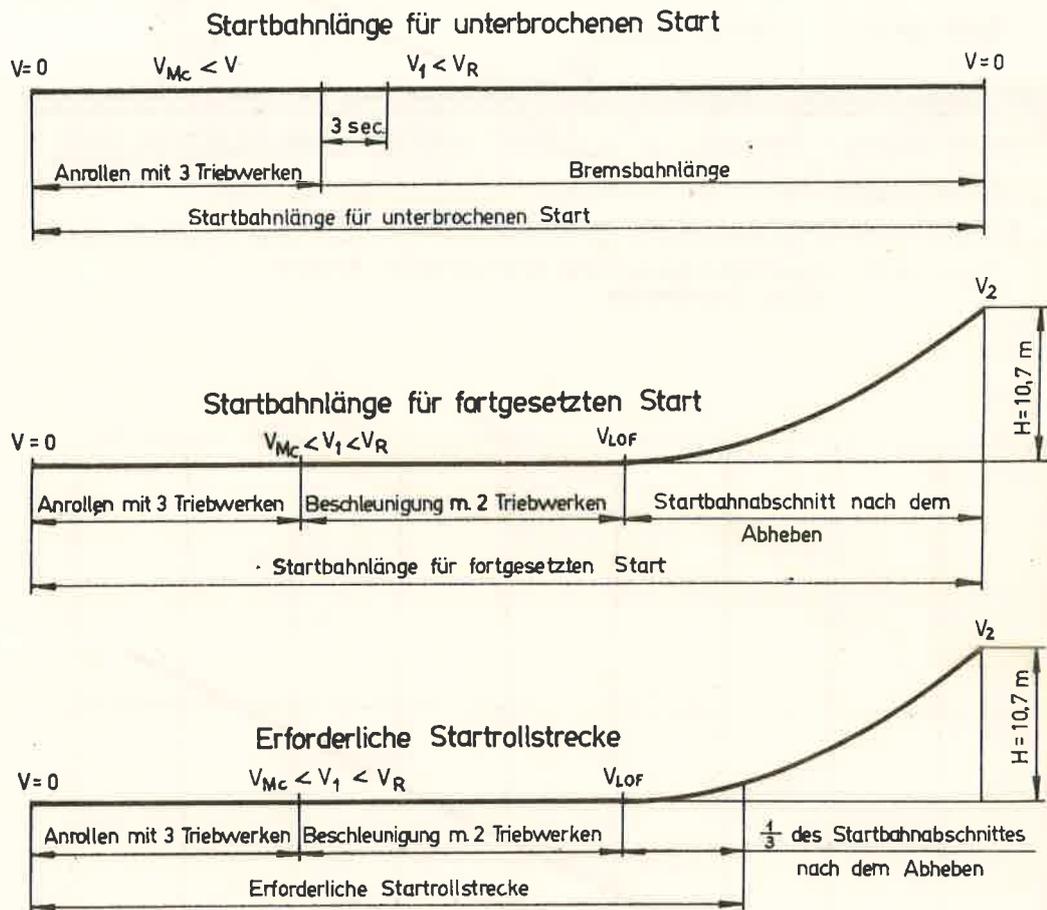
Die zugrunde gelegten Geschwindigkeiten bei Betätigung der Klappen, der Interzeptoren und des Fahrwerks gehen aus folgender Tabelle hervor:

	Stellung	Geschwindigkeit
Klappen	15°	V_{FO} 400 km/h
	28°	V_{FO} 340 km/h
	45°	V_{FO} 280 km/h
Vorflügel	18,5°	bis 400 km/h

	Stellung	Geschwindigkeit
Interzeptoren		
äußere	45°	V_{BS} 625 km/h EAS
mittlere	45°	V_{BS} 600 km/h EAS
innere	50°	V_{BS} 300 km/h
Fahrwerk	ein- und ausfahren	V_{LG} 450 km/h EAS

In Abbildung 2.25. sind die Werte für die rechnerischen und angenommenen Betriebsgeschwindigkeiten der TU-154 in Abhängigkeit von der Höhe dargestellt.

Anmerkung: Die angeführten rechnerischen und angenommenen Betriebsgeschwindigkeiten werden anhand der Ergebnisse der Flugerprobung des Flugzeuges präzisiert.



Bedingung für die ausbalancierte Startbahnlänge: die Bahnlänge für unterbrochenen Start = der Bahnlänge für fortgesetzten Start

Abb. 2.5. Startbahnabschnitte bei Triebwerksausfall

V_{MC} - Minimalgeschwindigkeit für die Steuerbarkeit in Bodennähe; V - Geschwindigkeit bei Ausfall eines Triebwerkes; V_1 - Kritische Startgeschwindigkeit
 $V_1 = V_{omk} + \Delta V_t > 3 \text{ s}$; V_R - Geschwindigkeit für das Abheben des Fahrwerkes;
 $V_{\Delta OF}$ - Abhebegeschwindigkeit des Flugzeuges; V_2 - sichere Startgeschwindigkeit
 $\geq 1,2 V_{S1}$; V_{S1} - Abreißgeschwindigkeit bei Startzustand des Flugzeuges

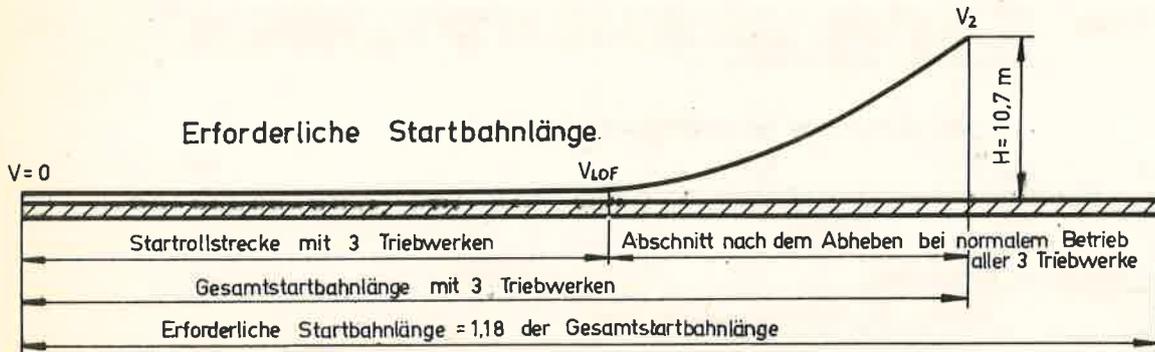
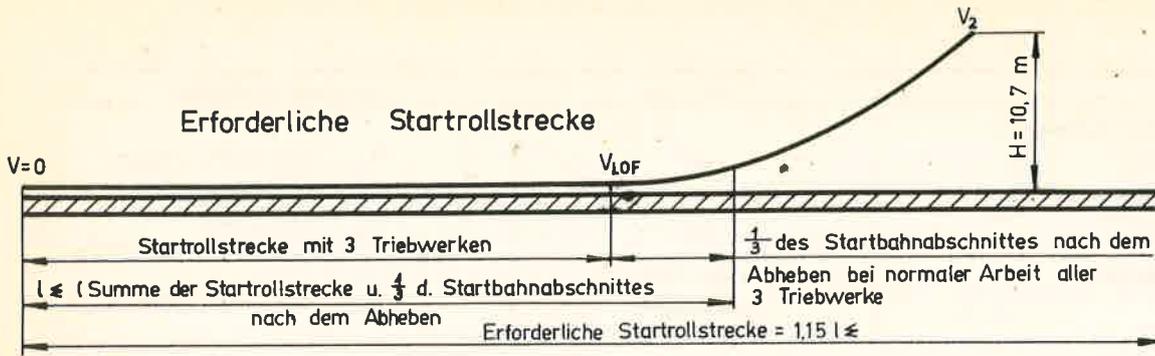


Abb. 2.6. Startbahnabschnitte bei normaler Arbeit aller Triebwerke

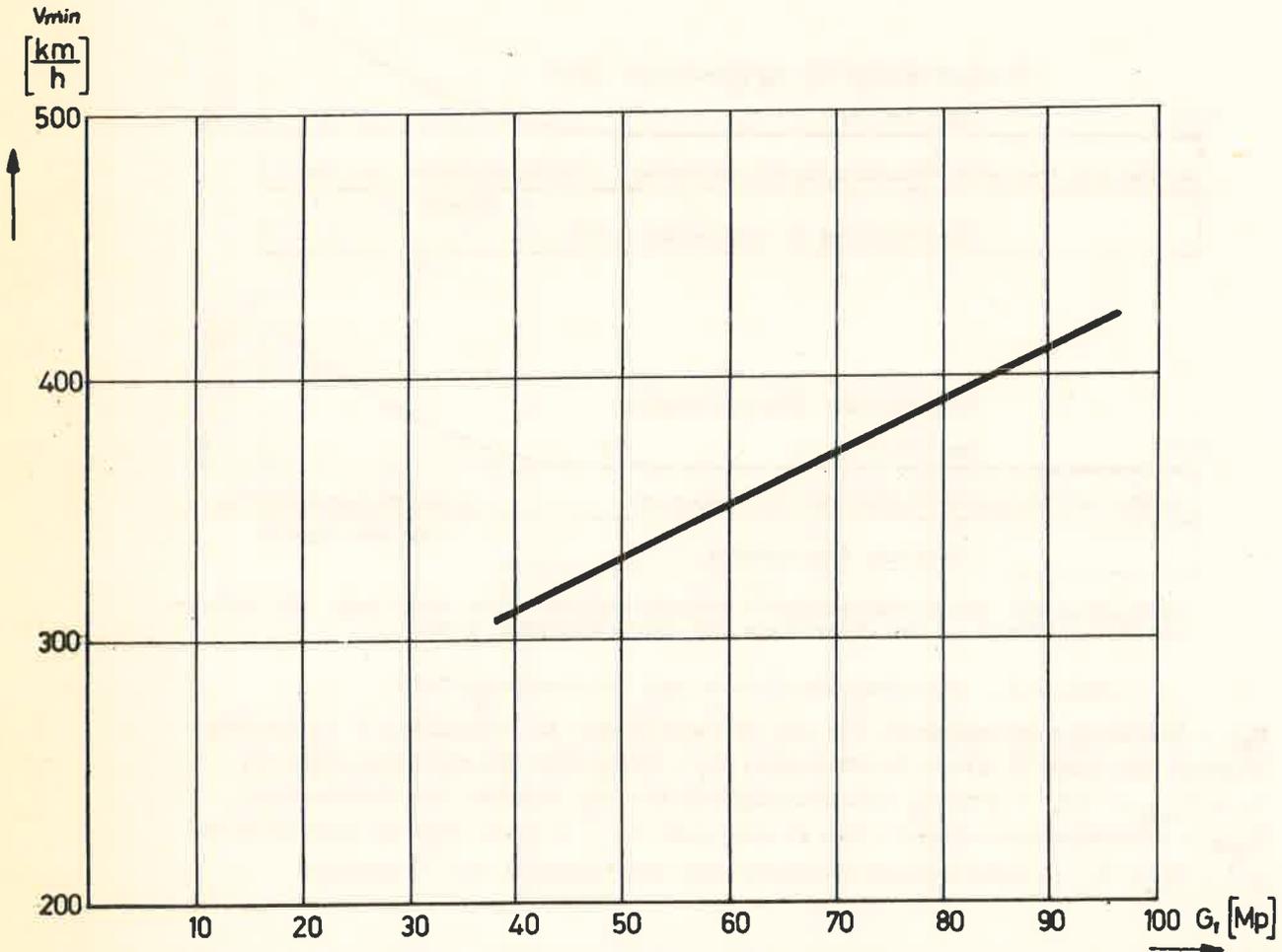


Abb. 2.7. V_{min} ohne Klappenausschlag

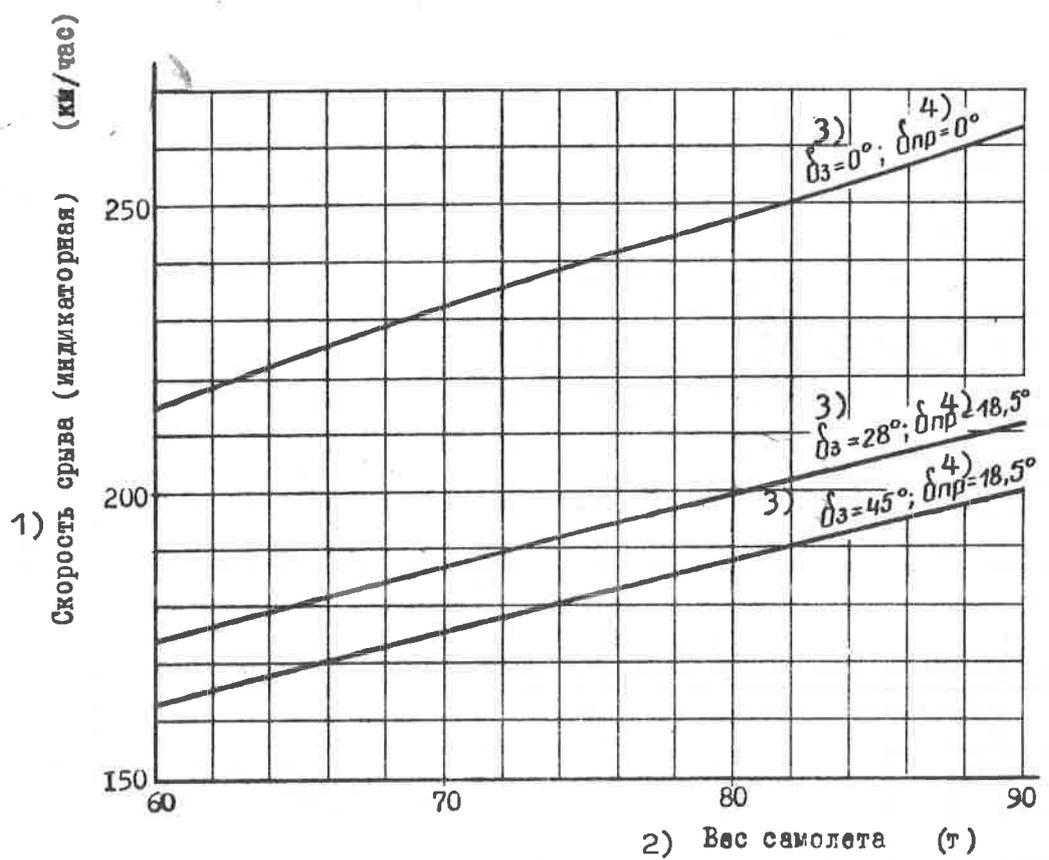


Abb. 2.8. Minimale Abreisgeschwindigkeit bei Leerlauf

1- angezeigte Abreisgeschwindigkeit (km/h); 2- Masse des Flugzeuges (t);
 3- Landeklappenstellung; 4- Vorflügelstellung

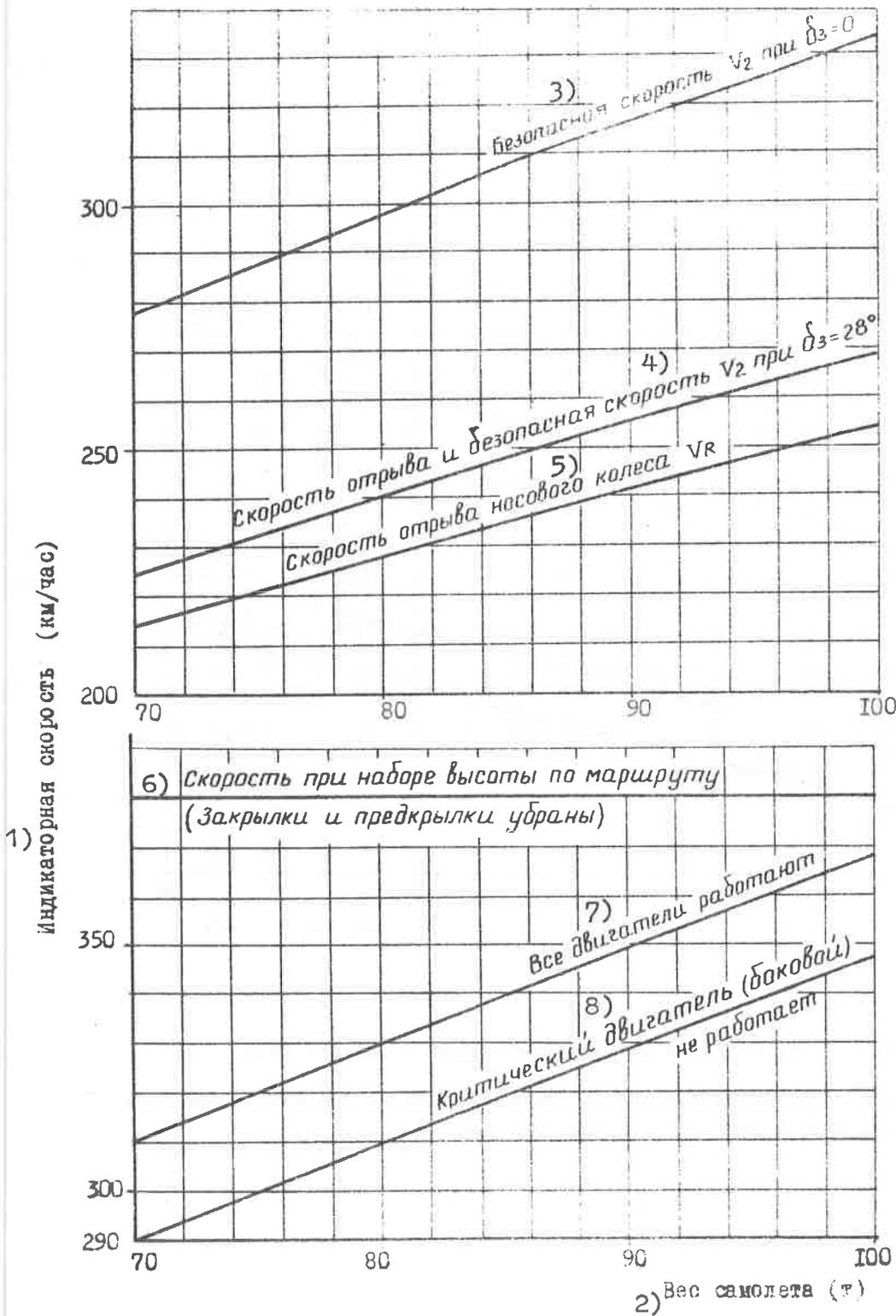


Abb. 2.9. Startgeschwindigkeiten

- 1- angezeigte Geschwindigkeiten (km/h); 2- Masse des Flugzeuges (t); 3- sichere Startgeschwindigkeit V_2 bei $\delta_{LK} = 0^\circ$; 4- Abhebegeschwindigkeit und sicherer Startgeschwindigkeit V_2 bei $\delta_{LK} = 28^\circ$; 5- Abhebegeschwindigkeit für das Bugfahrwerk V_R ; 6- Geschwindigkeit beim Steigflug entsprechend der vorgegebenen Linieneführung (Landeklappen und Vorflügel eingefahren); 7- alle 3 Triebwerke arbeiten normal; 8- das kritische Triebwerk ist ausgefallen (Außentriebwerk)

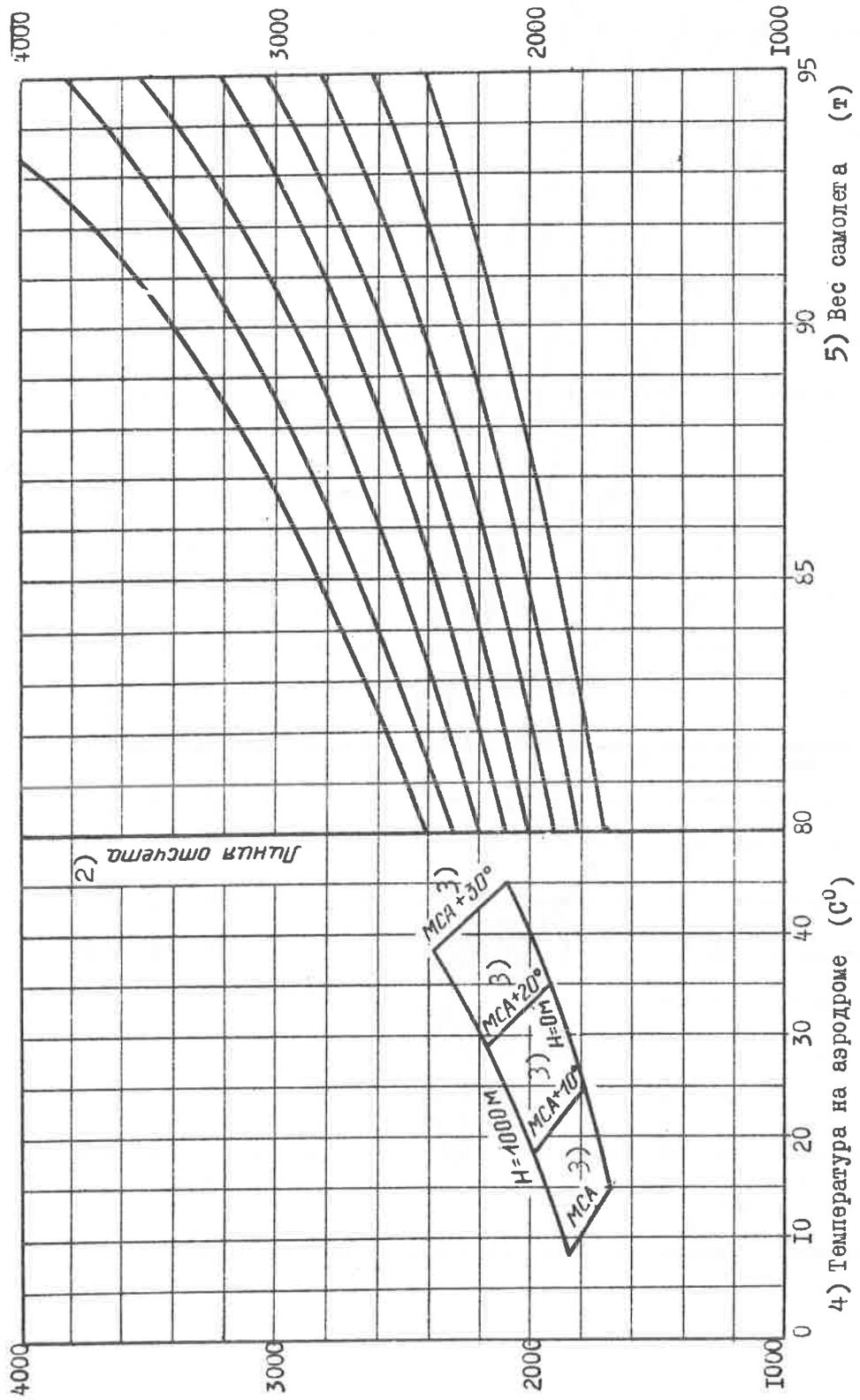


Abb. 2.10. Balancierte Startbahnlänge $\delta_{IK} = 28^\circ$

1- Ausbalancierte Startbahnlänge (m); 2- Ableselinie; 3- MCA = INA; 4- Lufttemperatur am Flughafen; 5- Masse des Flugzeuges (t)

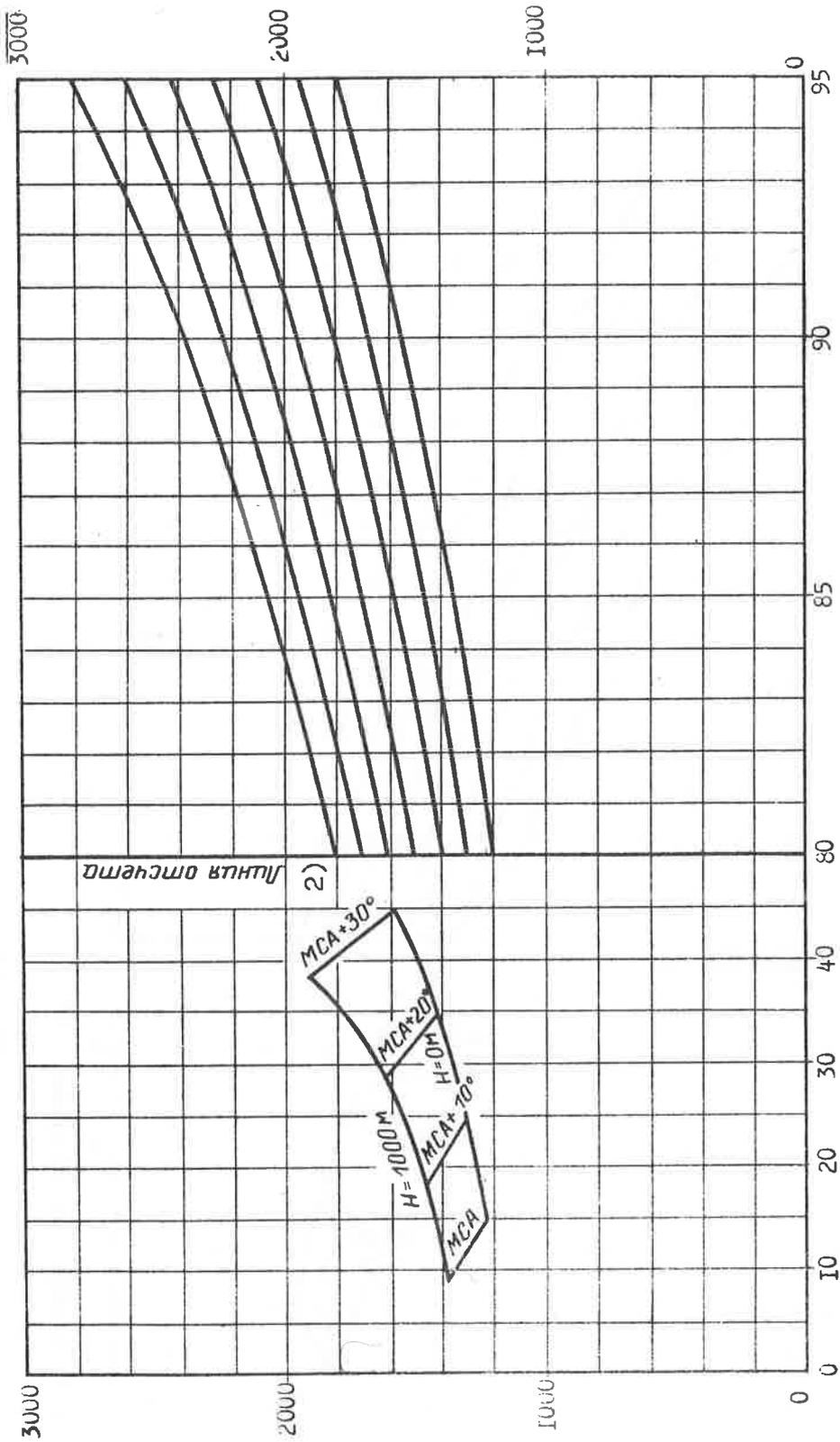


Abb. 2.11. Erforderliche Startrollstrecke bei 3 Triebwerken $\delta_{IK} = 28^\circ$
 1- erforderliche Startrollstrecke; 2- Ableselinie; 3- Lufttemperatur am Flughafen;
 4- Masse des Flugzeuges (t)

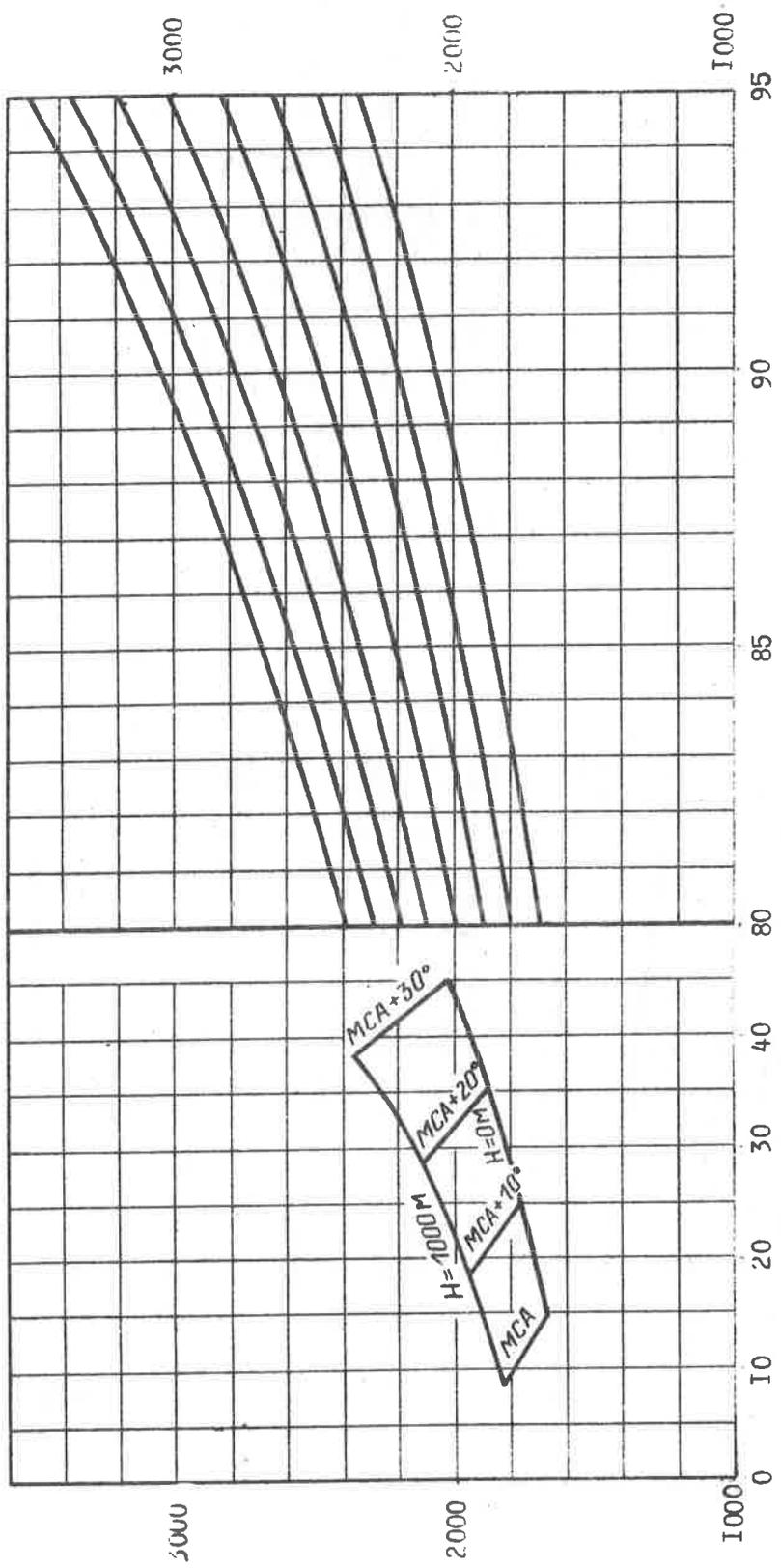


Abb. 2.12. Erforderliche Startbahnlänge bei drei Triebwerken $IK = 28^\circ$
 1- erforderliche Startbahnlänge; 2- Lufttemperatur am Flughafen; 3- Masse des Flugzeuges (t)

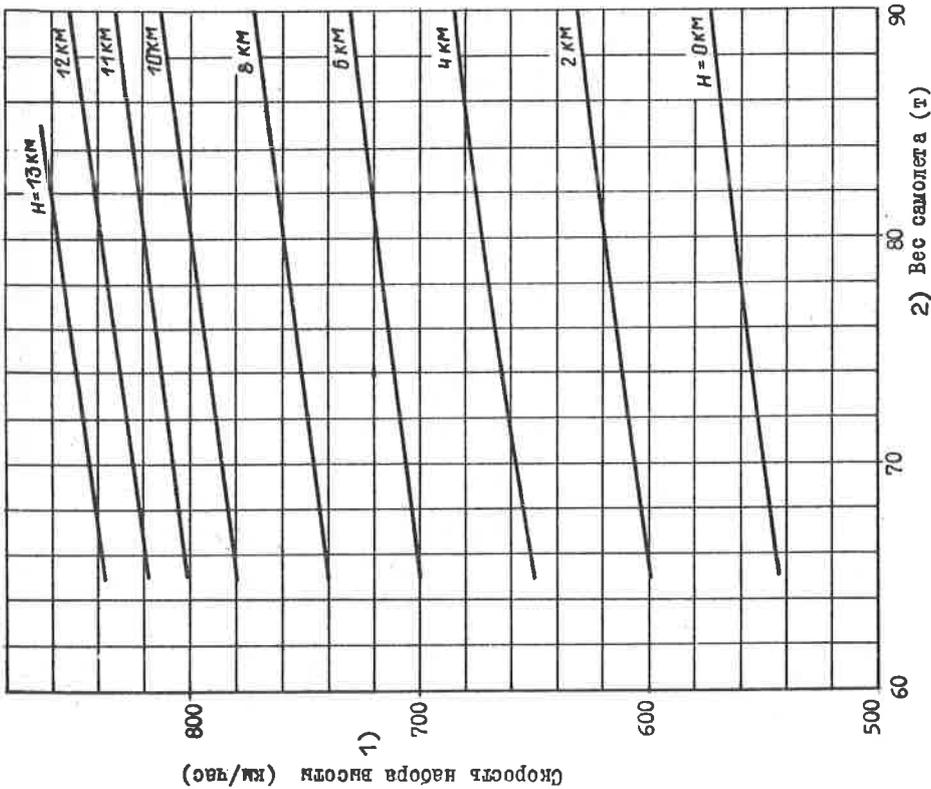


Abb. 2.13. Гünstigste Steigfluggeschwindigkeiten mit 3 arbeitenden Triebwerken (Nennleistung)

- 1- Steigfluggeschwindigkeit in km/h;
- 2- Masse des Flugzeuges (t)

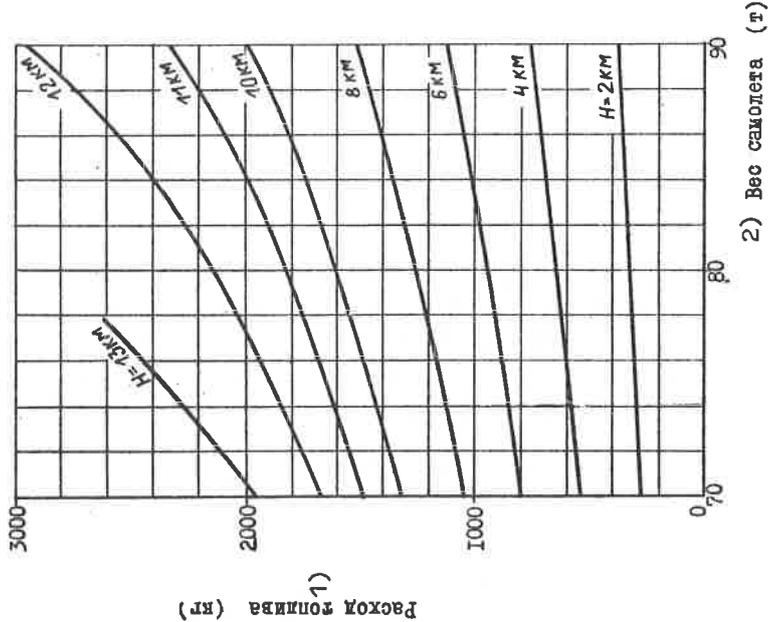


Abb. 214. Kraftstoffverbrauch beim Steigflug mit drei arbeitenden Triebwerken (Nennleistung)

- 1- Kraftstoffverbrauch (kg);
- 2- Masse des Flugzeuges (t)

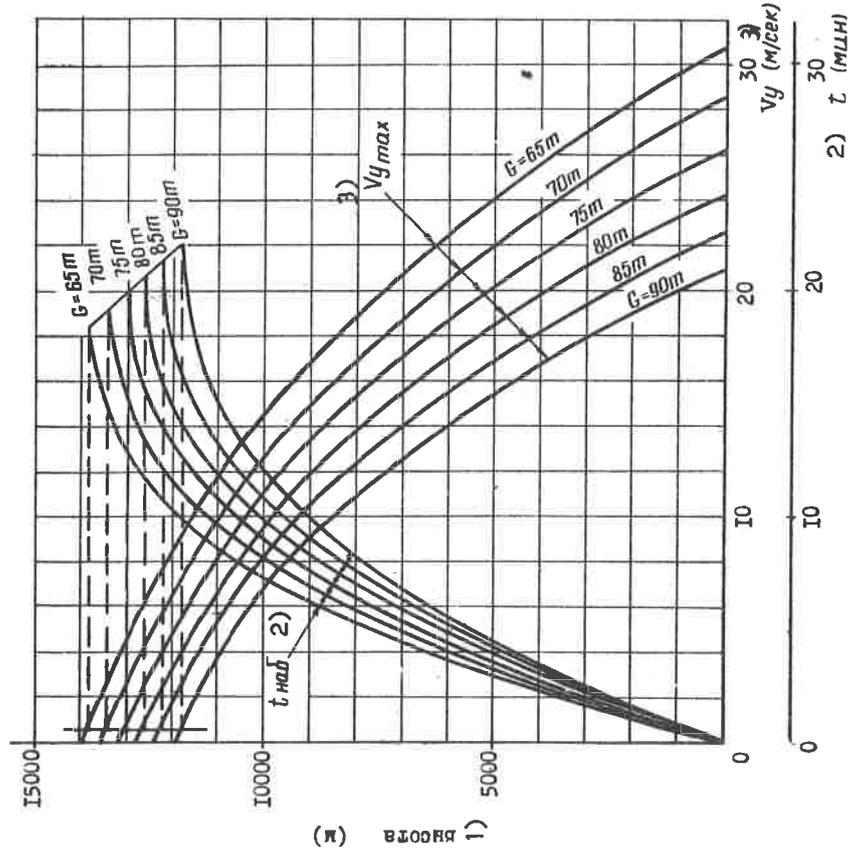


Abb. 2.16. Maximale Steiggeschwindigkeit und Steigzeit bei drei arbeitenden Triebwerken (Nennleistung)
 1- Steighöhe (m); 2- Steigzeit (min); 3- maximale Steiggeschwindigkeit (m/s)

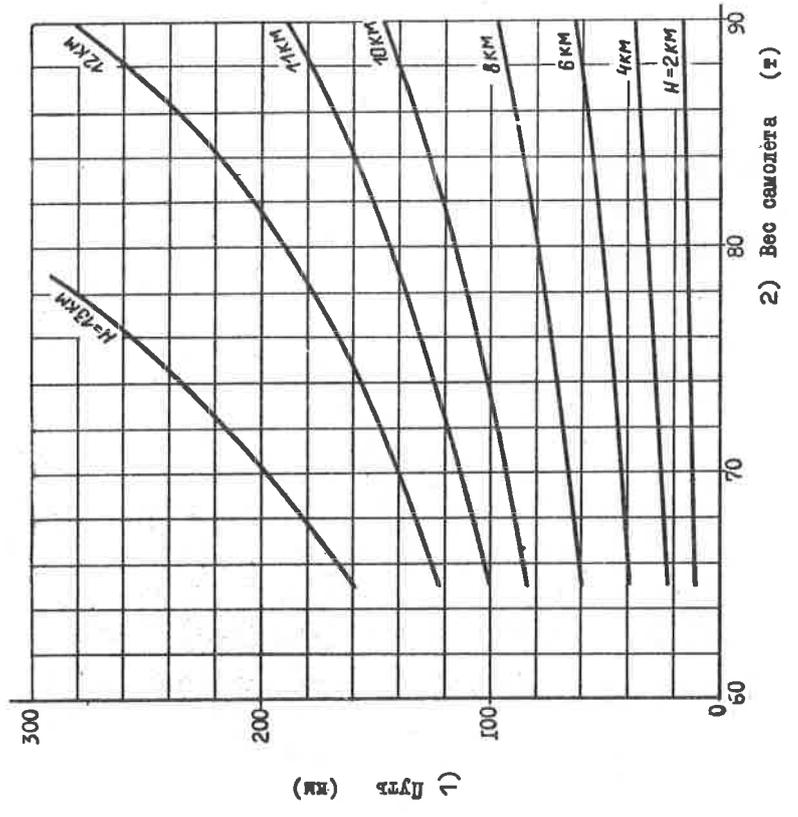


Abb. 2.15. Zurückgelegte Strecke beim Steigflug mit drei arbeitenden Triebwerken (Nennleistung)
 1- zurückgelegte Entfernung (km); 2- Masse des Flugzeuges (t)

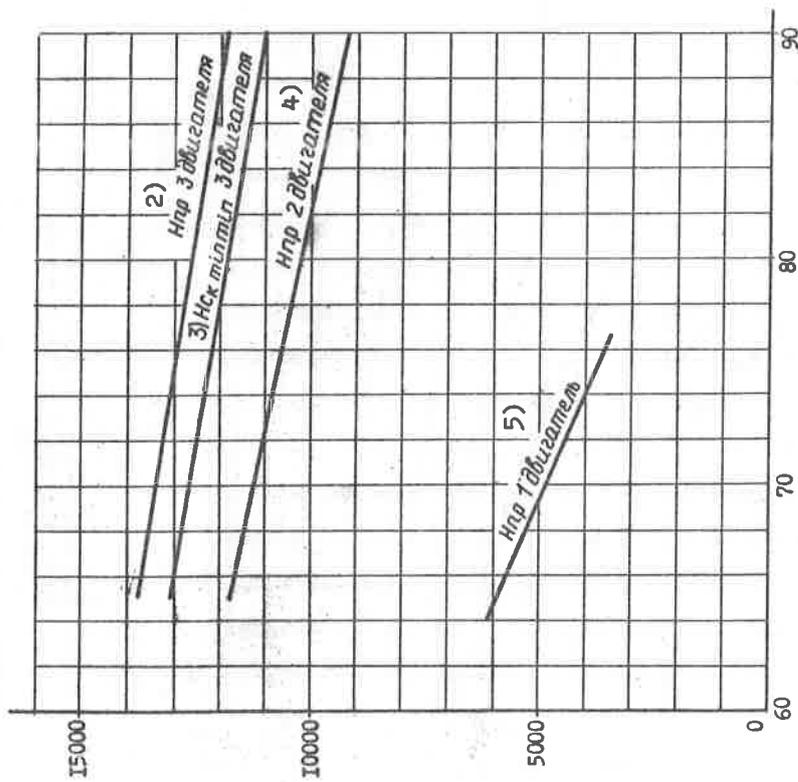


Abb. 2.17. Praktische Gipfelhöhe des Flugzeuges und günstigste Flughöhen bei Nennleistung
 1- Flughöhe (m); 2- Praktische Gipfelhöhe bei drei TW;
 4- praktische Gipfelhöhe bei 2 Triebwerken;
 5- praktische Gipfelhöhe bei einem Triebwerk;
 6- Masse des Flugzeuges (t)

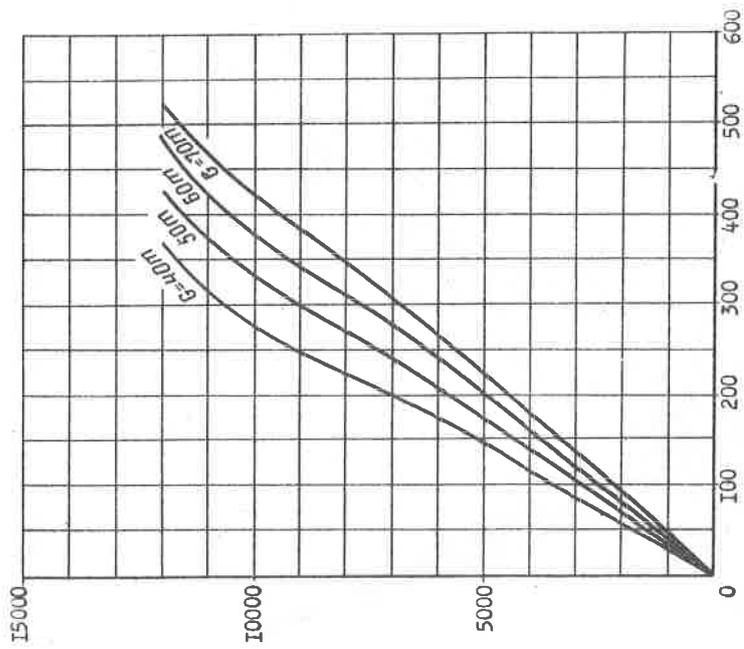


Abb. 2.18. Kraftstoffverbrauch beim Sinkflug mit ausgefahrenen Interzeptoren
 1- Flughöhe (m); 2- Kraftstoffverbrauch (kg)

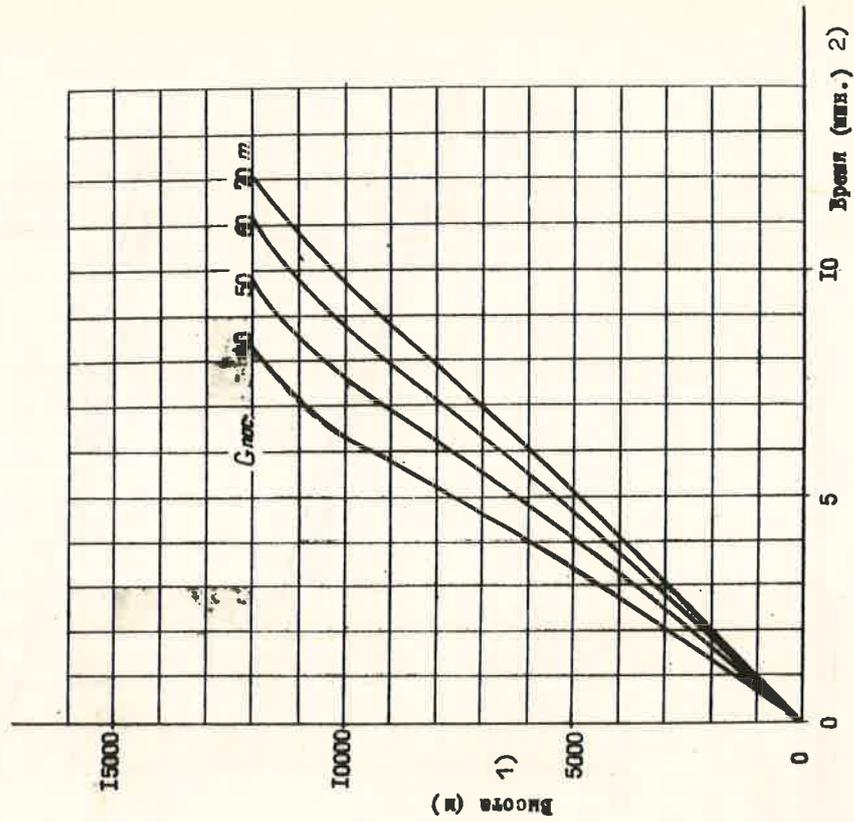


Abb. 2.20. Sinkzeit mit ausgefahrenen Interzeptoren bei $\Delta p = 0,63$ Torr
 1- Flughöhe (m); 2- Sinkzeit (min)

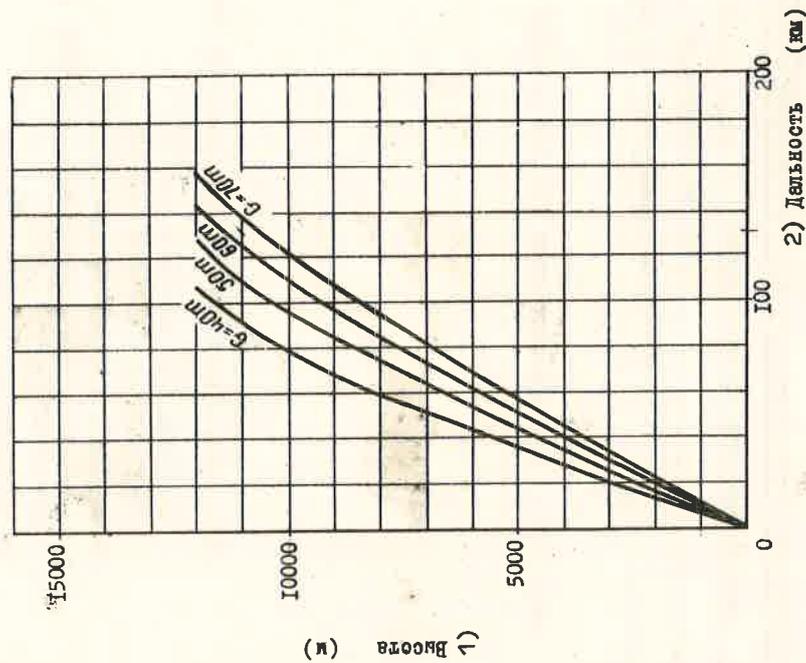


Abb. 2.19. Zurückgelegte Strecke beim Sinken mit ausgefahrenen Interzeptoren
 1- Flughöhe (m); 2- zurückgelegte Entfernung (km)

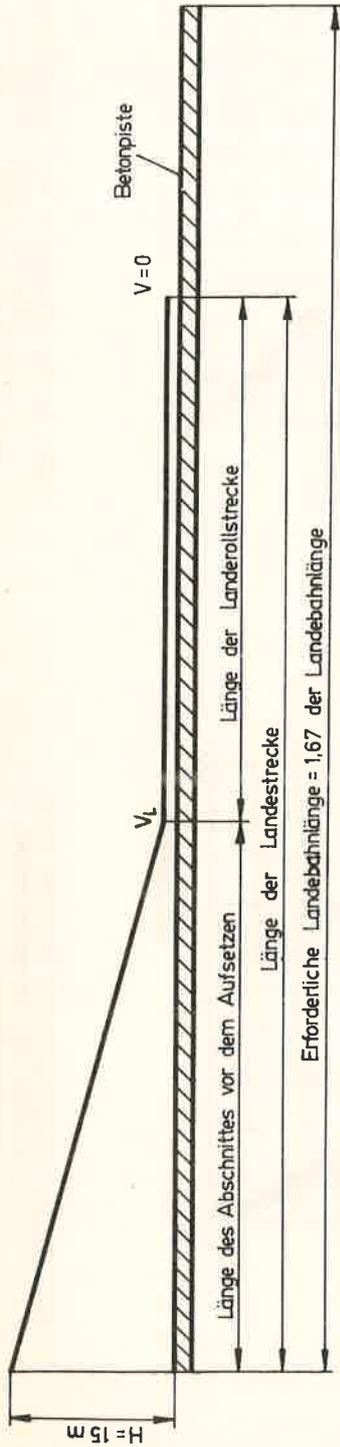
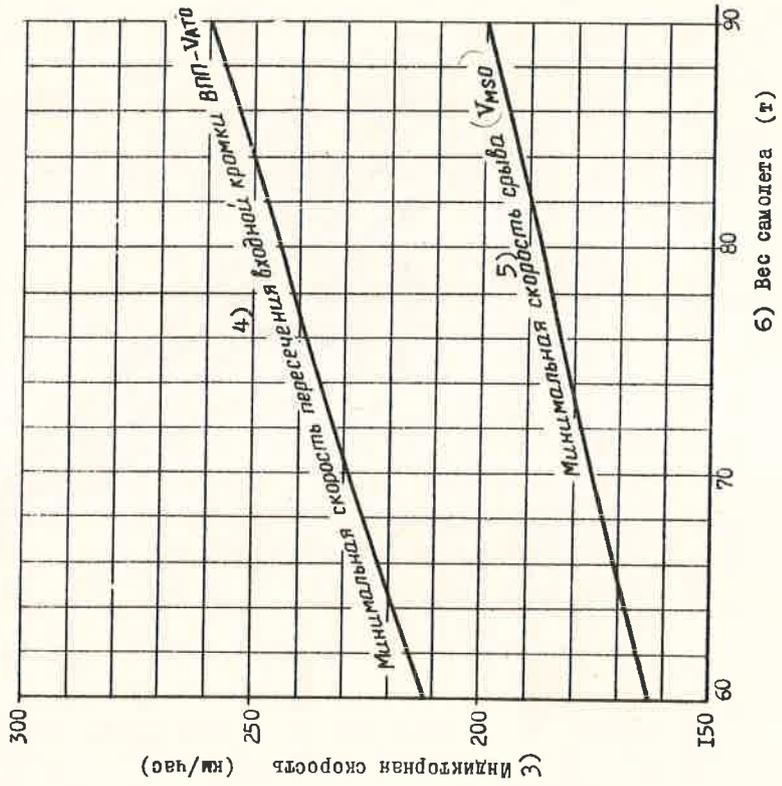
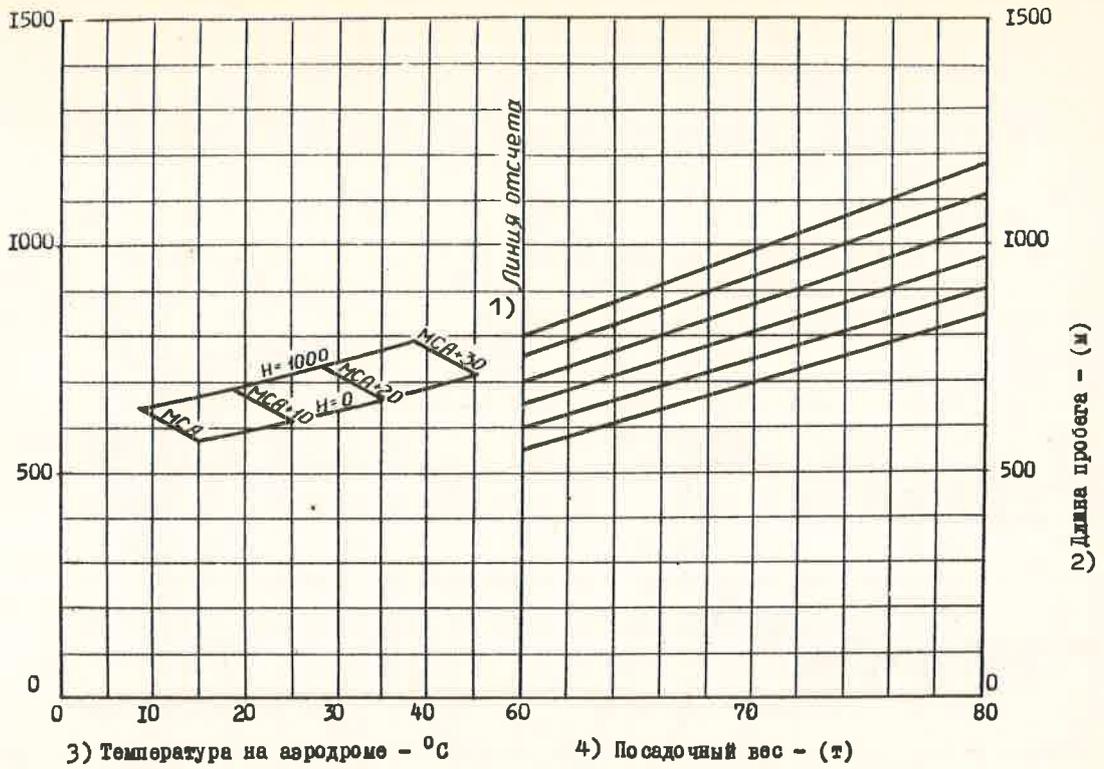


Abb. 2.21. Berechnungsschema für die Landung



Abb, 2.22. Geschwindigkeiten bei der Landung

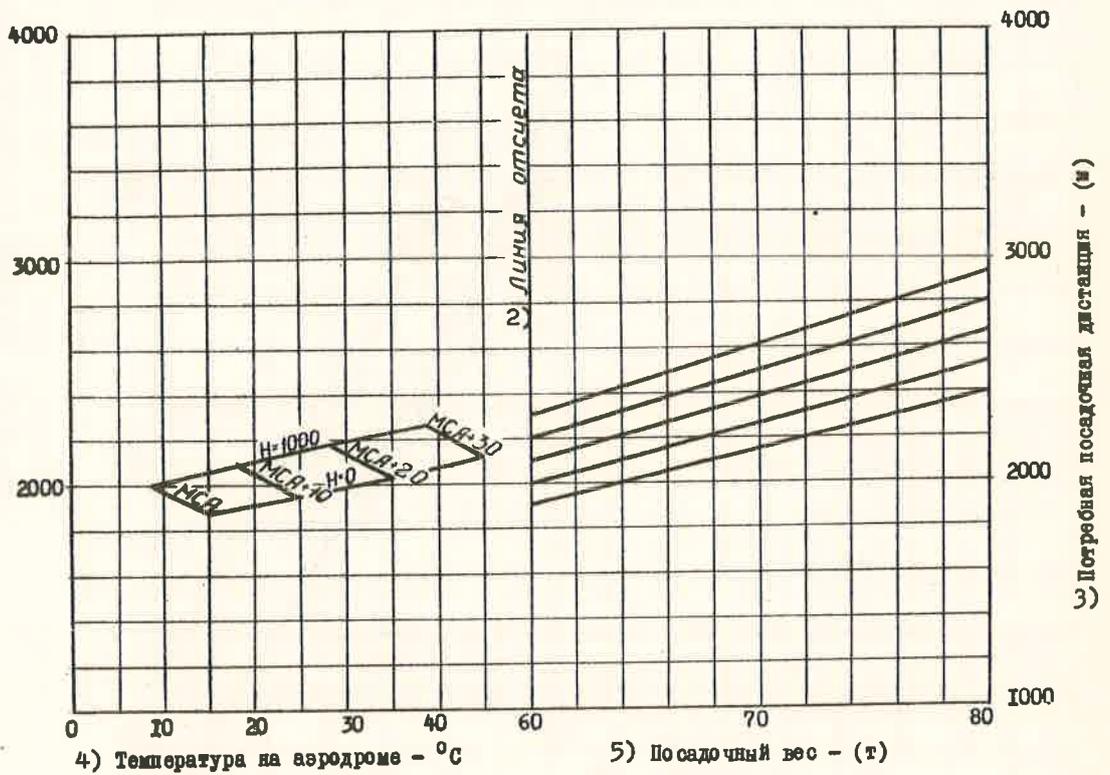
- Stellung der Landeklappen 45°;
- Stellung der Vorflügel 18,5°;
- 3- angezeigte Geschwindigkeit [km/h];
- 4- Minimalgeschwindigkeit beim Überflug des Pistenanfangs (V_{AT0});
- 5- Abreißgeschwindigkeit (V_{SD});
- 6- Masse des Flugzeuges



3) Температура на аэродроме - °C 4) Посадочный вес - (т)

Abb. 2.23. Landerollstrecke ($\delta_{LK} = 45^\circ$)

1- Ableselinie; 2- Landerollstrecke (m); 3- Lufttemperatur am Flughafen;
4- Landemasse (t)



4) Температура на аэродроме - °C 5) Посадочный вес - (т)

Abb. 2.24. Erforderliche Landebahnlänge ($\delta_{LK} = 45^\circ$)

Beginn des Abfangens $H = 15$ m; 2- Ableselinie; 3- erforderliche Landebahnlänge (m); 4- Lufttemperatur am Flughafen; 5- Landemasse (t)

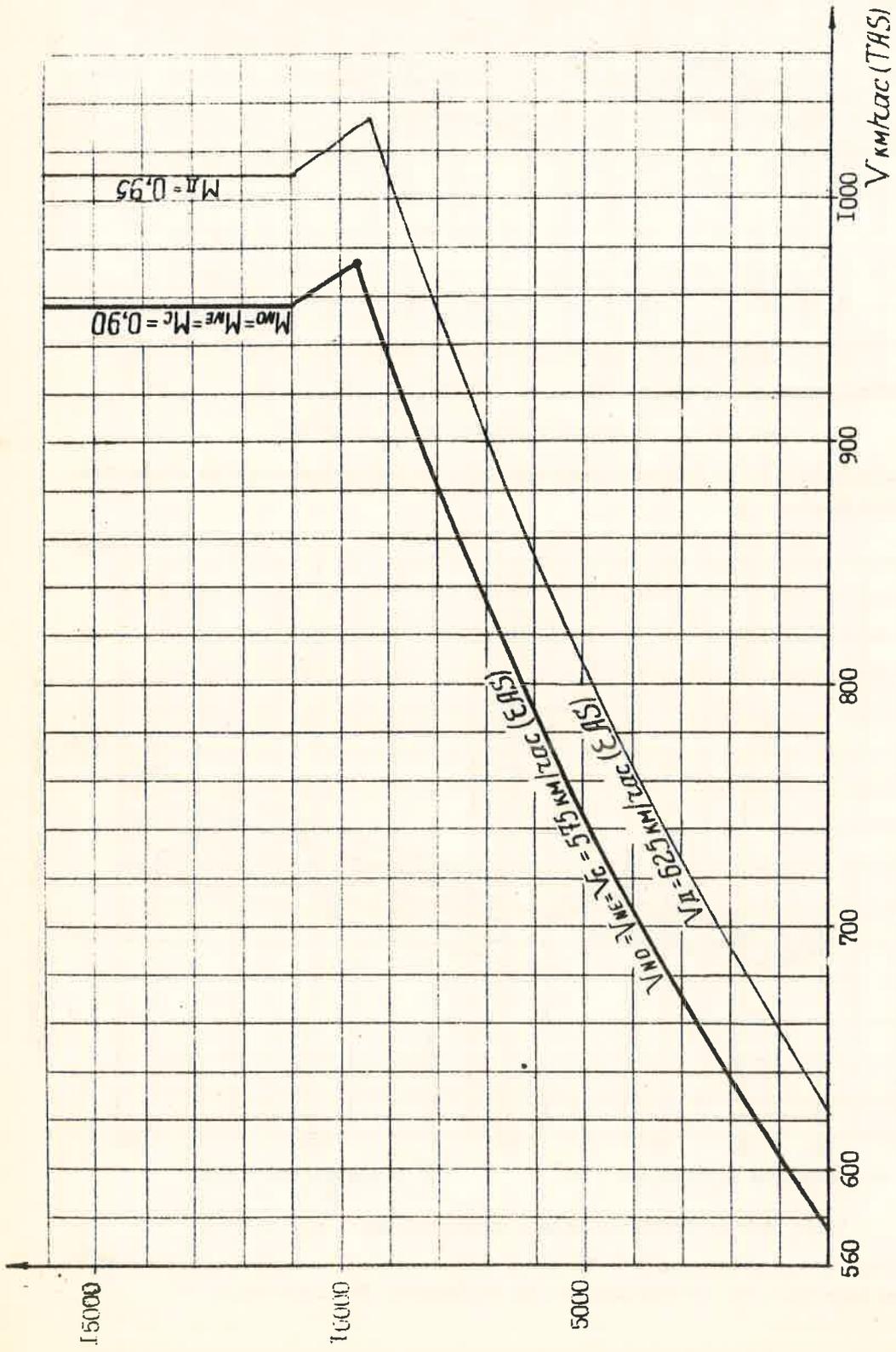


Abb. 2.25. Diagramm der Geschwindigkeiten (TAS)

3. Konstruktion der Zelle

Die Hauptbaugruppen der Zelle sind Tragwerk und Leitwerk. Das Hauptfahrwerk wird in die am Tragflügel befestigten Gondeln und das Bugfahrwerk in den Unterteil des Rumpfes eingefahren. Die Triebwerke sind am Heck des Flugzeuges so untergebracht, daß die beiden äußeren an Stielen und in Gondeln seitlich am Heck und das mittlere innerhalb des Rumpfes selbst befestigt sind. Der Lufteinlauf für das mittlere Triebwerk liegt über dem Rumpf im Nasenkastenauslauf des Seitenleitwerkes.

Der Rumpf ist in Halbschalen konstruiert und mit kreisförmigem Querschnitt ausgelegt. Auf die bisher bei Tupolew-Konstruktionen übliche verglaste Navigatorkanzel wurde verzichtet. Bug- und Mittelteil des Rumpfes bilden eine durchgehende einheitliche Druckkabine, in der die Besatzung, die Passagiere, die Gepäckräume (unterhalb des Kabinenfußbodens) und die Teile der Ausrüstung untergebracht sind, die entsprechend ihren Arbeitsbedingungen in der Druckkabine installiert sein müssen.

Das Heckteil des Rumpfes ist nicht in den hermetischen Teil mit einbezogen. Es beherbergt einen Frachtraum, den Hydraulikraum, das mittlere Triebwerk einschließlich Lufteinlauf und die Hilfsenergieanlage. Das Heckteil ist geschlossen abzunehmen. Dabei handelt es sich um eine technologische Trennstelle. Seine Befestigung am Rumpf erfolgt mittels Bolzen, die über den gesamten Umfang der Trennspanten verteilt sind. An den Stellen der Krafteinleitung in das Heck (Befestigungen der Seitenleitwerksholme und der Triebwerksstiele) sind die Spante besonders verstärkt. Die Aussparung an der Oberseite des Rumpfecks zur Durchführung des Lufteinlaufkanals für das mittlere Triebwerk wird konstruktiv durch ein Zwischenstück kompensiert, das in die Trennrippe des Seitenleitwerkes übergeht.

Im Oberteil des Rumpfecks hinter dem Spant, an dem der dritte Holm des Seitenleitwerkes befestigt ist, befindet sich das Hilfsenergieaggregat TA-6. Es ist durch einen Brandschott vom übrigen Festigkeitsverband des Rumpfes getrennt. Der Zugang zum Aggregat bei Wartungsarbeiten ist durch Luken in der Verkleidung gewährleistet.

Das mittlere Triebwerk ist innerhalb des Rumpfecks mit Hilfe von Stahlbolzen an den verstärkten Spanten angeschlossen. Zur Montage und Demontage des Triebwerks ist das Heck nach unten durchbrochen. Dieser Durchbruch ist mit Längsträgern eingefast und wird durch zwei Klappenpaare verschlossen. Der Triebwerksraum ist vom Frachtraum und vom Hydraulikraum durch einen Brandschott aus Titanblech getrennt.

Konstruktiv ist der Rumpf eine Kombination von tragenden Längs- (Stringer) und Querverbänden (Spante), die durch Nietung mit der Außenhaut verbunden sind. Schweiß- und Klebetechnik finden für die tragende Konstruktion keine Anwendung.

Die Verglasung der Frontsichtscheiben ist auf Vogelschlag (1,8 kp Vogelgewicht) berechnet. Entlang der Fensterfront der Passagierkabine verläuft ein besonderer tragender Längsverband, an dem die Scheiben befestigt sind. Dieser selbst ist wiederum mit den Spanten und der Außenhaut durch Nietung verbunden.

Im druckdichten Teil des Rumpfes sind 2 Ein- und Ausstiegstüren, 1 Diensttür und 1 Nottür vorgesehen, die alle nach außen zu öffnen sind. 4 Notausstiege (davon 2 der 1. Kategorie und 2 der 3. Kategorie) führen auf die Tragfläche und sind von innen durch den Überdruck abgedichtet.

Die Türen werden beim Öffnen in allen Stellungen nur zur Rumpfaußenkante parallel geführt. Die Verriegelung erfolgt allseitig über mehrere Bolzen, die alle von einem zentralen Hebel aus betätigt werden. Zur Sicherung gegen Öffnen während des Fluges ist der Mittelhebel differenzdruck-verriegelt.

Für die Befestigung der Sesselblöcke am Fußboden sind 4 Längsschienen vorgesehen

Im Fußboden des Rumpfmittelteils sind Luken für den Zugang zu den Gepäckräumen vorhanden. Zur Beladung dieser Gepäckräume sind zwei Luken an der rechten Rumpfseite vorgesehen, die durch seitliches Wegschieben innerhalb des Gepäckraumes öffnen. Der Fußboden der Frachträume ist abnehmbar gestaltet und an den Spanten befestigt. Das Bugteil des Rumpfes beherbergt den Schacht für das Bugfahrwerk, der durch Klappen verschlossen wird, sowie einen, durch eine große Luke von unten erreichbaren Raum für Elektro-, Funk- und Navigationsausrüstung.

Am Rumpfmittelteil ist das Tragflächenmittelstück befestigt. Die Tragfläche besteht aus dem Tragflächenmittelstück und den beiden Außenflächen. Die gesamte Tragfläche ist als Integralbehälter ausgelegt und besteht aus der gepreßten Ober- und Unterschale, 3 Kastenträgern und den abnehmbaren Nasenkanten. Als Querverbände dienen Nasenrippen. Der mittlere Träger liegt näher am hinteren, der die meiste Belastung aufzunehmen hat, und verwirklicht hier das am gesamten Flugzeug zu findende Triplexsystem. Im Falle des Versagens des hinteren Trägers kann er einen Teil der Kräfte zusätzlich aufnehmen.

An Stellen konzentrierter Krafteinleitung (Fahrwerksaufhängung, Anlenkung der Auftriebshilfen usw.) sind verstärkte Rippen eingesetzt. Das Volumen der Fläche wird zur Unterbringung des Kraftstoffs genutzt.

Am Tragflächenmittelstück sind die Fahrwerksgondeln befestigt. Im Endkasten des Tragflächenmittelstücks liegt ein Träger eigens zur Befestigung der Arbeitszylinder der Landklappen.

Die Tragfläche ist mit Querrudern, drei Sektionen Interzeptoren, Vorflügeln und Dreifachspaltklappen ausgerüstet.

Das Leitwerk besteht aus Seiten- und Höhenleitwerk. Die Höhenflosse ist an der Seitenflosse im hinteren Punkt befestigt, um den sie elektrisch verstellbar ist. Dadurch konnte auf einen normalen Höhenrudertrimmer verzichtet werden.

Das Seitenleitwerk, im praktischen Betrieb unlösbar mit dem Rumpfheck verbunden, besteht aus dem Nasenkantenauslauf, der Seitenflosse und dem Seitenruder. Im Nasenkantenauslauf liegt der Lufteinlauf für das mittlere Triebwerk.

Für die Konstruktion des Flugzeuges wurden gewöhnliche Werkstoffe eingesetzt: Dural-Legierungen, legierte Stähle, Titan u.a..

Zur Erreichung eines minimalen Rüstgewichtes und der Erzielung einer größeren Ermüdungsfestigkeit durch Abbau von Spannungsspitzen bei ausreichender Festigkeit und Steifigkeit wurde ein großer Teil von Konstruktionselementen mit veränderlichem, dem Spannungsverlauf angepaßtem Querschnitt eingesetzt, der durch kopierfräsen oder chemisches Abtragen gefertigt wird. Das ist besonders auffällig bei den Hautblechen, bei denen der Nietlochabzug für Spant- und Stringernietungen als Aufdickung in Form einer Nietleiste wieder den erforderlichen Querschnitt ergibt. In den Türbereichen werden die erforderlichen Verstärkungen ebenfalls durch chemisches Abtragen entsprechend dem erforderlichen Spannungsverlauf erreicht, wobei in Stufen teilweise von 8 bis auf 1,5 mm abgearbeitet wurde.

In breitem Maße finden bei der Konstruktion des Flugzeuges geschmiedete und gepreßte Teile Verwendung (die Schalen der Tragfläche und des Leitwerks, die Holme usw.), die die rationelle Werkstoffverteilung über die gesamte Konstruktion gewährleisten.

Es werden auch vereinzelt Wabenkonstruktionen eingesetzt, wie z.B. an den Rudern, Landklappen, Interzeptoren und Vorflügeln.

Die Konstruktion der Hauptbaugruppen der Zelle hatte das Erreichen der vollen Einsatzzeit von 30 000 Fh zum Ziel. Zur Gewährleistung des dabei angewendeten Prinzips der "gefährlosen Zerstörung" (fail-safe-Methode) gehören unter anderem

folgende Maßnahmen:

- geringer Spantabstand (500 mm);
- Übergang zu kleinen Fenstern (Fensterabstand 500 mm), um im Gefahrenfall durch ein kleines Verhältnis von Schadensöffnung zu Kabinenvolumen eine größere Dekompressionszeit zu erreichen. (Außerdem bietet sich als Vorteil eine durchgehende Lichtlinie mit guten Sichtverhältnissen);
- Durchnietung des Festigkeitsverbandes mit der Beplankung, die bei dem geringen Spantabstand rißstoppend wirkt;
- Anwendung des Dreiholm-Prinzips bei der Tragfläche und den Leitwerksflossen;
- Anwendung moderner Fertigungsverfahren zur Erreichung einer ausreichenden Ermüdungsfestigkeit;
- zweckmäßiger Werkstoffeinsatz.

Außenhaut und Festigkeitsverband sind eloxiert, wobei die Außenflächen der Beplankung farblos lackiert sind. Im unteren Rumpfteil sind die Innenflächen der Beplankung und des Festigkeitsverbandes mit Emaillelack behandelt; an besonders korrosionsgefährdeten Stellen ist noch ein zusätzlicher Dichtaufstrich angebracht.

4. Konstruktion der Zellensysteme

4.1. Fahrwerk

Das Fahrwerk der TU-154 (Abb. 4.1.) ist ein Dreipunktfahrwerk mit einer von der TU-134 her bekannten schwingenden Aufhängung. Bei Belastung federn die Federbeine nicht nur ein, sondern schwingen nach hinten aus. Man erreicht dadurch, daß Schwingungen nicht nur im Bereich des Fahrwerkswagens auftreten, sondern eine Übertragung auf die Ruderbereiche und damit ein Ausgleich durch diese erfolgt. Eine solcher Konstruktion gewährleistet beim Rollen und Landen eine weichere Dämpfung.

Den speziellen Forderungen der Aeroflot entsprechend fand man den 6-Rad-Wagen für das Hauptfahrwerk als die günstigste Lösung. Neben dem Vorteil der Verteilung der Fahrwerkslast auf eine größere Fläche (20 cm Betonpiste oder Grasnarbe mit 8 bis 9 kp/cm² möglich) soll diese Auslegung vor allem den Einfluß nassen Betons ausschalten (ein Radpaar drückt Wasser oder Matsch zur Seite, das zweite trockenet und das dritte bremst voll auf trockenem Beton). Das Hauptfahrwerk besteht aus einem Öl-Luft-gedämpften Federbein und einem Spurgelenk, an dem der Einfahrzylinder so angeschlossen ist, das sich eine schwingende Aufhängung ergibt.

Bei Einfederung des Federbeins arbeitet der Einfahrzylinder als feste Strebe und gewährleistet zusammen mit dem Spurgelenk eine ganz bestimmte Bewegungsbahn für das untere Fahrwerksteil mit dem Wagen. Beim Ein- oder Ausfedern der Fahrwerke arbeitet die Strebe als Zylinder. Beim Einfahren fährt sie teleskopisch aus und hebt das Hauptfahrwerk bis zum Einrasten im oberen Schloß an (Einfahren erfolgt mit Fahrtwind). Diese Einfahrstrebe ist mit einem Zangenschloß für die Fixierung des Fahrwerks im ausgefahrenen Zustand versehen.

Die Federstrebe ist mit einem besonderen Ventil versehen, mit dessen Hilfe die Kolbenfläche als Funktion des Druckes gehalten werden kann. Das garantiert eine kurze Einfahrzeit von 7 bis 8 s (bei Ausfall eines Triebwerkes 10 s).

Die Abdichtung von Kolben und Kolbenstange im Federbein erfolgt hydraulisch, wobei die Kolbenstange nicht mit dem Dichtungsmaterial in Berührung kommt.

Mit Ausnahme von Kolben und Kolbenstange, die aus hochlegiertem Stahl gefertigt sind, werden für das gesamte Fahrwerk nur Aluminiumlegierungen verwendet.

Die Fahrwerksklappen, die sowohl nach dem Einfahren als auch nach dem Ausfahren schließen, sind endschaltegesteuert.

Sämtliche Hauptfahrwerksräder sind mit Scheibenbremsen sowie mit Bremsautomaten (dicht wirkende Maxaret-Modulatoren) ausgerüstet. Durch den Abfall des Bremsmomentes über der Zeit wird die Effektivität der Bremsung erhöht. Das mögliche Bremsmoment eines Rades bei maximaler Arbeitsaufnahme beträgt 800 bis 900 kpm. Eine Kompensierung des Bremsmomentes macht sich nicht erforderlich, weil die Anlenkung der Strebe im Wagenmittelpunkt liegt, der Anlenkpunkt selbst eine niedrige Lage hat und die Wagenhebellängen ungleich gehalten werden. Die maximale Temperatur für das erneute Bremsen beträgt 60 °C. Man rechnet bei voller Arbeitsaufnahme und natürlicher Kühlung (Luft) mit etwa 70 Minuten und bei künstlicher Kühlung (Wasser) mit etwa 20 bis 30' Standzeit bis zum Erreichen dieser Temperatur.

Das Bugfahrwerk (Abb. 4.2. stellt ein vertikal angeordnetes Federbein dar, das nach hinten durch eine Knickstrebe abgestützt wird. Diese wird in gespreizter Stellung durch einen speziellen Spreizmechanismus gehalten. Die beiden Bugfahrwerksräder laufen auf einer Achse und haben geringen Nachlauf. Im oberen Teil des Federbeins sitzt ein Dämpfer mit einer speziellen Fixierfeder und hydraulischer Abdichtung.

Das Bugfahrwerk wird gegen Flugrichtung eingefahren.

Zur Erhöhung der Manövrierfähigkeit des Flugzeuges ist es lenkbar ausgeführt. Die Lenkung erfolgt hydraulisch und wird über die Seitenrudderpedale bedient. Die Aus-

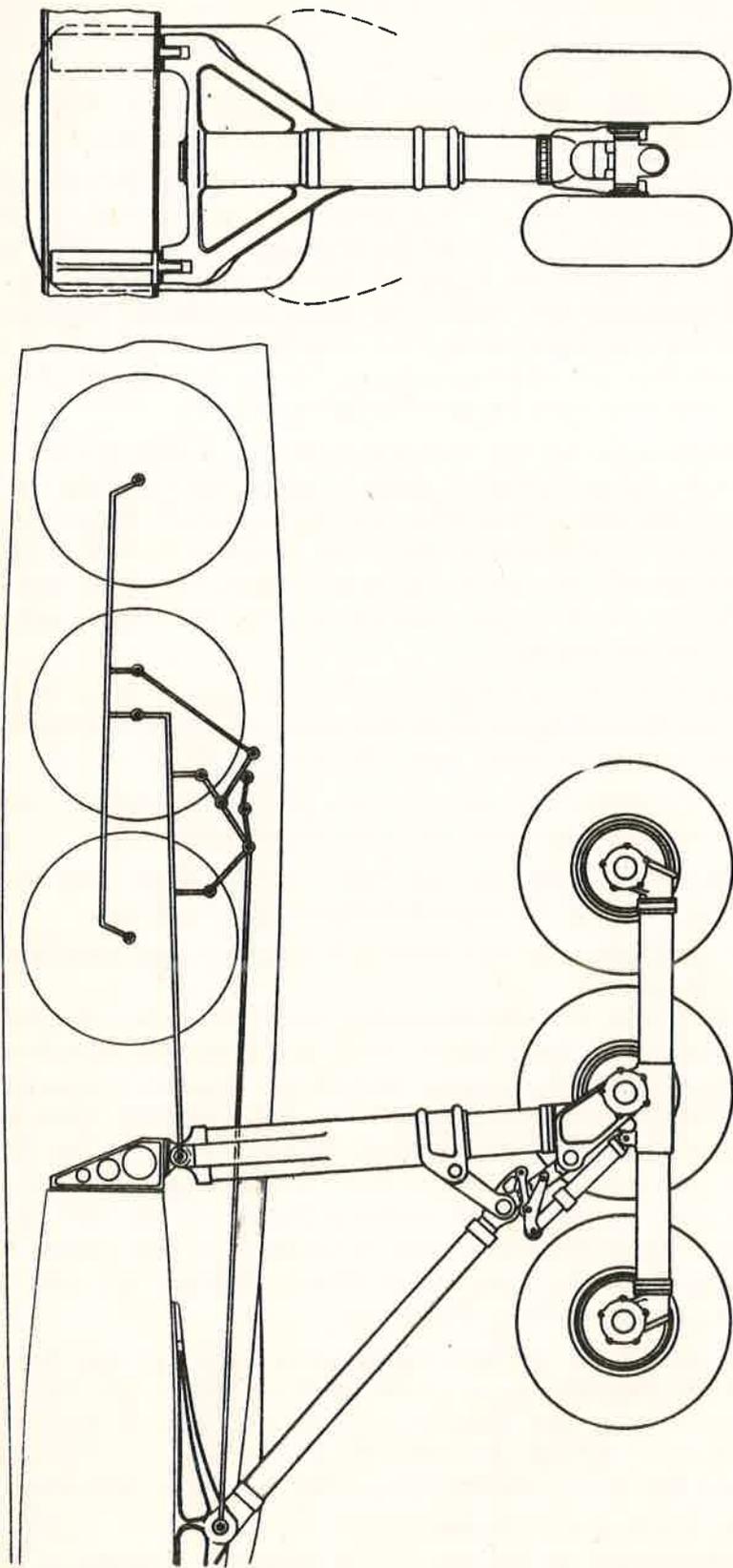


Abb. 4.1. Hauptfahrwerk
1- Federweg 485 mm; 2- Reifen 930 x 305 B; 3- Reifendruck 8 kp/cm²

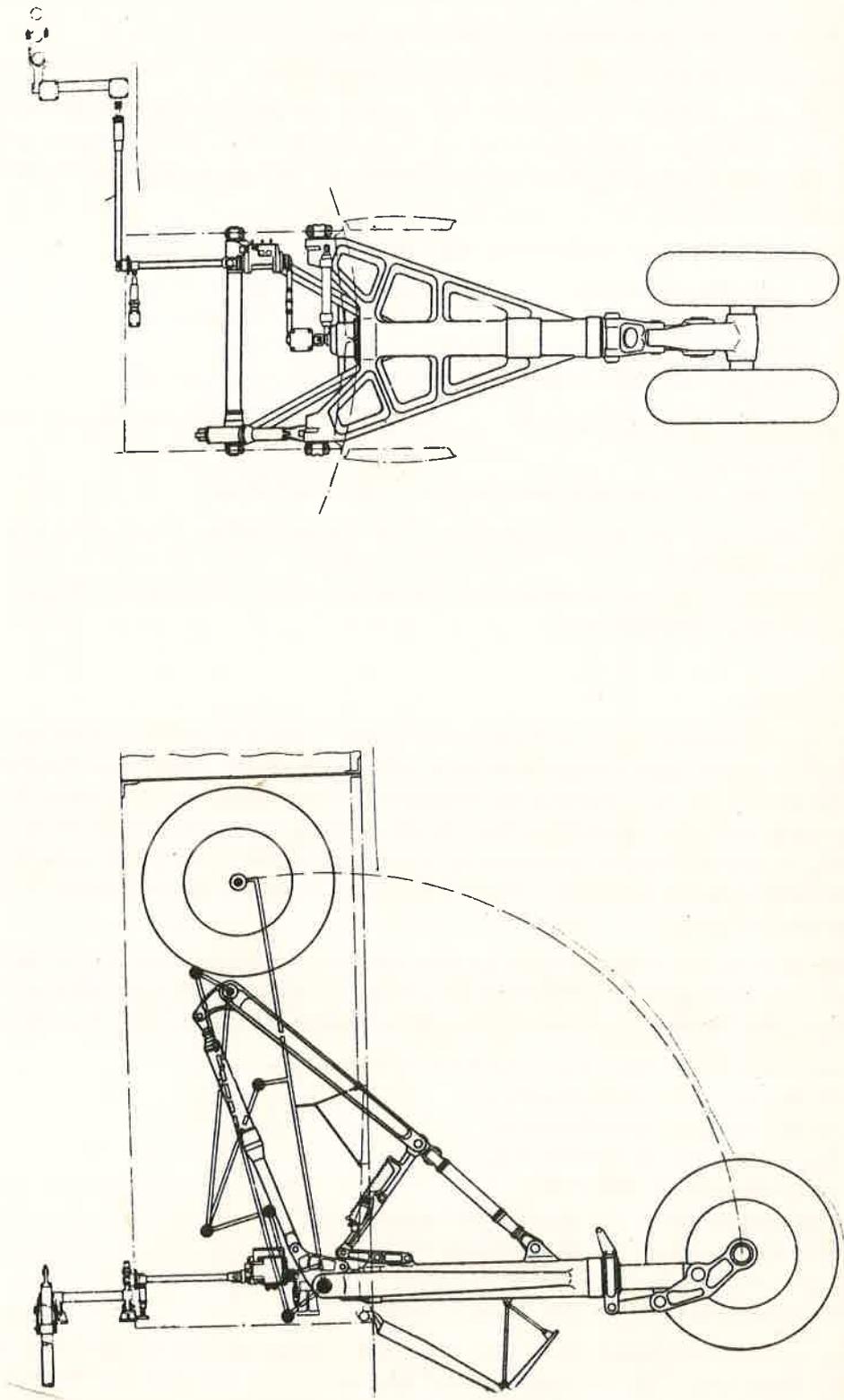


Abb. 4.2. Bugfahrwerk
1- Federweg 500 mm; 2- Reifen 800 x 225 B; 3- Reifendruck 8 kp/cm²

lenkung des Bugrades selbst geschieht durch einen hydraulischen Mehrkammerzylinder (Ringkammerprinzip), der auch gleichzeitig die Flatterdämpfung des Bugrades übernimmt. Das Lenksystem arbeitet in drei Regimen:

- a) kleine Ausschläge, $\pm 5^\circ$, für Start und Landung bei vollem Pedalausschlag; wird automatisch durch Endschalter eingeschaltet;
- b) große Ausschläge, $\pm 55^\circ$, wird durch Endschalter nach dem Einfahren der Landeklappen oder durch Kippschalterbetätigung eingeschaltet;
- c) Lenkung ausgeschaltet, für Schleppen und Rangieren.

Die Rückkopplung erfolgt mechanisch. Sie stoppt die Druckzufuhr in die Hydraulikzylinder bei Erreichen des eingestellten Ausschlagwinkels proportional der Stellung der Seitenruderpedale. Eine Stellungsanzeige des Ausschlagwinkels ist nicht vorgesehen.

An technischen Daten und Laufzeiten sind bekannt:

<u>Bereifung</u>	Hauptfahrwerksräder	930 x 305 mm, 8 kp/cm ²
	Bugfahrwerksräder	800 x 225 mm, 8 kp/cm ²
	Anzahl der Landungen pro Rad	1000
	Anzahl der Landungen pro Reifen	150 bis 200
<u>Laufzeit</u>	Laufzeit der Fahrwerke	30 000 Fh oder 15000 Starts und Landungen
	maximaler Federweg	450 mm
	Standeinfederung im unbelastetem Zustand	300 bis 350 mm

Bei Radwechsel wird der Wagen angekippt. Die hydraulischen Heber sind als Hebelwippe ausgeführt.

Für den Radwechsel ist eine spezielle Hilfsvorrichtung entwickelt worden, die das Anheben der Räder übernimmt.

4.2. Steuerung

Die Flugzeugführung erfolgt entweder von einem (vom ersten oder zweiten) oder gleichzeitig durch beide Flugzeugführer, oder aber auch durch das Flugregelsystem BCY -154 mit Hilfe der ständig im Eingriff befindlichen hydraulischen Verstärker. Der Übergang auf eine verstärkerlose Handsteuerung ist nicht vorgesehen, da die Anwendung nichtumkehrbarer 3-Kammer-Hydraulikverstärker und elektrohydraulischer Dreikanal-Rudermaschinen eine entsprechend hohe Zuverlässigkeit des Steuerungssystems gewährleistet.

Der gesamte Komplex dieser automatischen Systeme gewährleistet sowohl die Hand- als auch die automatische Steuerung des Flugzeuges in allen Flugregimen, bei allen im praktischen Betrieb vorkommenden Zentrierungen, Flughöhen und Geschwindigkeiten.

Der Gesamtkomplex besteht aus folgenden Systemen:

- dem System für die Längssteuerung;
- dem System für die Kurssteuerung;
- dem System für die Quersteuerung;
- dem Flugregelsystem BCY -154;
- dem Steuerungssystem für die Landeklappen;
- dem Steuerungssystem für die Vorflügel;
- dem Steuerungssystem für die Luftbremsen;
- dem Steuerungssystem für die Höhenflosse.

Als hauptsächliche Steuerorgane des Flugzeuges hinsichtlich seiner drei Achsen gelten das Höhenruder, das Seitenruder und die Querruder mit den Spoilern (Querruder-Interzeptoren). Sie alle werden mit Hilfe nichtumkehrbarer Hydraulikverstärker betrieben, die sich alle unmittelbar in der Nähe der Steuerorgane befinden und mit

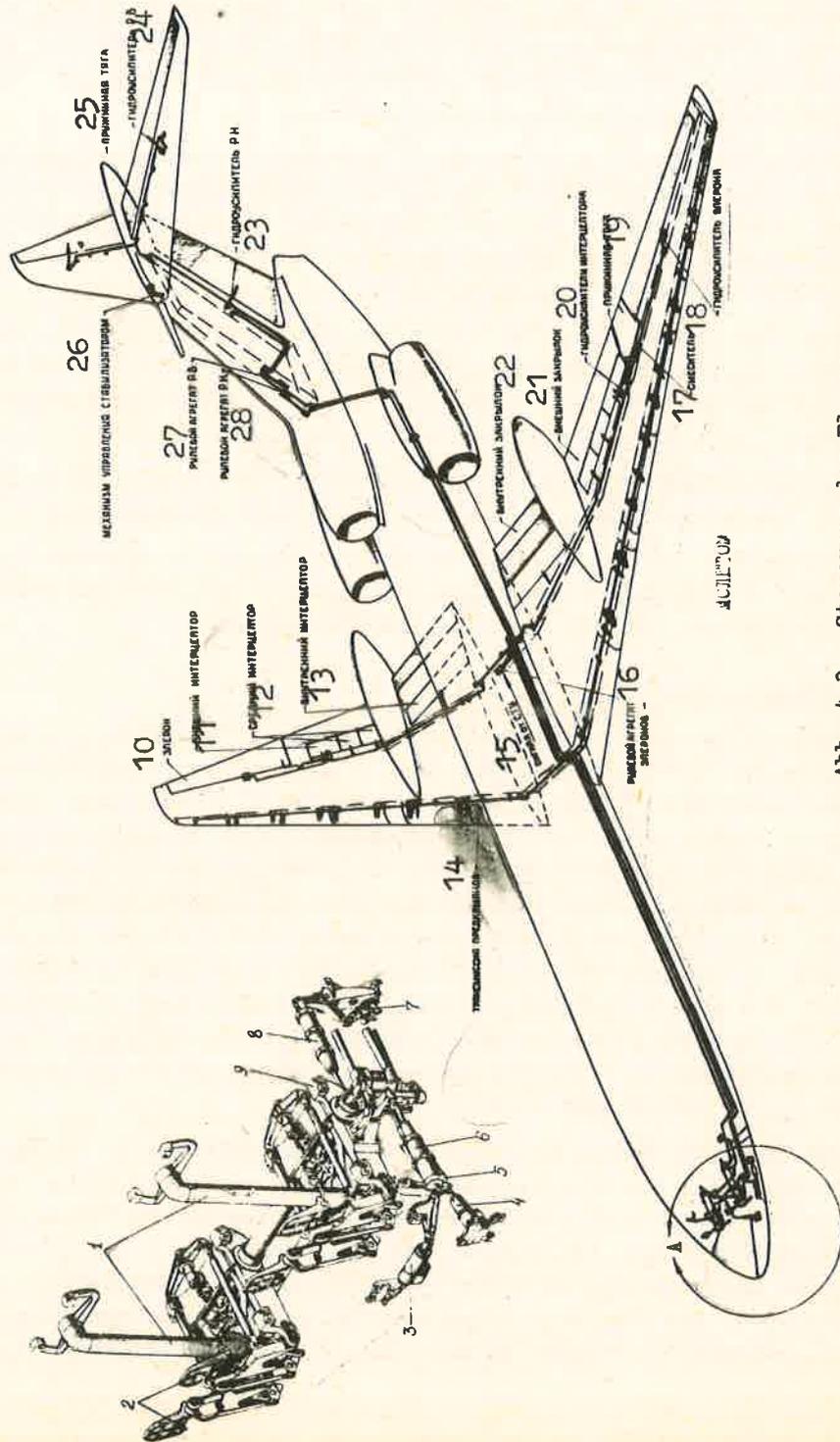


Abb. 4.3. Steuerung des Flugzeuges

1- Steuerhörnern; 2- Steuerpedale; 3- Trimmmechanismus der Querruder;
 4- Trimmmechanismus des Höhenruders; 5- Belastungsautomat des Höhenruders; 6- Belastungsautomat der Querruder; 7- Trimmmechanismus des Seitenruders; 8- Belastungsautomat des Seitenruders für Start und Landung; 9- Gegossener Rahmen der Steuerpulte;
 10- Querruder; 11- äußerer Interzeptor; 12- mittlerer Interzeptor; 13- innerer Interzeptor; 14- Vorflügelantrieb; 15- Signal von CTY; 16- Rudermaschine der Querruder; 17- Differential; 18- Hydraulikverstärker der Querruder; 19- äußere Landeklappenverstärker der Querruder; 20- innere Landeklappenverstärker des Seitenruders; 21- äußere Landeklappen; 22- innere Landeklappen; 23- Verstellmechanismus des Höhenruders; 24- Rudermaschine des Höhenruders;
 25- Höhenflössen; 26- Höhenflössen; 27- Höhenflössen; 28- Höhenflössen des Höhenruders;

Hilfe einfacher fester Gestänge mit den Steuerhörnern, Pedalen und Steuersäulen des ersten und zweiten Piloten verbunden sind. Auf die gleiche Art sind sie mit den elektrohydraulischen Rudermaschinen des Flugregelsystems BCY-154 verbunden. Im Steuersystem des Höhenruders und der Querruder befinden sich zwei, im Steuersystem des Seitenruders ein Dreikammer-Hydraulikverstärker, im Steuersystem der Querruder-Interzeptoren sechs Einkammer-Hydraulikverstärker (jeweils drei für eine Sektion). Das Ausgangsglied (die Kolbenstange) jedes Verstärkers ist unmittelbar mit dem Anlenkhebel des entsprechenden Steuerorgans verbunden und nimmt in voller Höhe die Gesamtbelastung durch die aerodynamischen Reaktionsmomente auf, die in Folge der Staudruckwirkung an den Ruderorganen proportional ihrer Auslenkung entstehen und die nicht auf die Steuersäulen und Pedale übertragen werden. Die Belastung für die Steuersäulen, Pedale und Steuerhörner in Abhängigkeit von den Ausschlagwinkeln der Ruder wird künstlich durch eine Federbelastung erzeugt. Für den Fall, daß sich Reduzierungen der Kräfte an den Steuersäulen, den Pedalen und Steuerhörnern erforderlich machen, sind jeweils getrennte Elektromechanismen zur Erzeugung von Trimmungseffekten vorgesehen.

Die Hydraulikverstärker aller Ruderorgane sind Dreikammer-Verstärker, werden durch Kolben gesteuert und vollführen Translationsbewegungen. Jede der voneinander getrennten Kammern wird durch eines der drei Hydrauliksysteme gespeist. Die Steuerkolben werden über Torsionsglieder bedient, die die Arbeitsfähigkeit auch bei Festfressen eines Kolbens gewährleisten.

Die Steuerung des linken und rechten Querruder-Interzeptors erfolgt durch die Querruderstellung. Bei Ausschlägen von mehr als 8° wirkt ein Stift über ein Gestänge direkt auf die drei Einkammer-Hydraulikverstärker jedes Querruder-Interzeptors, der erst dann zur Unterstützung der Ruderwirkung ausfährt.

Die Seitenruderbegrenzung ist abhängig von den Kräften und liegt im Normalfall bei $\pm 2,5^\circ$. Bei Triebwerksausfall jedoch kann dieser Wert überschritten werden.

Die Verstellung der Höhenflosse erfolgt elektromechanisch. Der Elektroantrieb besteht aus zwei Elektromotoren und einem Differentialgetriebe. Jeder Motor gewährleistet für sich die normale Steuerung der Höhenflosse.

Die Hochauftriebshilfen

Zur Verbesserung der Start- und Landeeigenschaften soll ein $C_{a_{max}} = 2,6$ erreicht werden. Durch die Interceptorunterstützung der Querruderwirkung konnten die Querruder selbst sehr klein gehalten werden, so daß sich eine relativ große Landeklappenspannweite ergab. Diese ist als Dreifachspaltklappe ausgeführt. Sie ist geteilt und jede Teilklappe wird durch eigene Spindeln bewegt. Es ist ferner ein zentraler hydraulischer Antrieb mit zwei Hydraulikmotoren vorgesehen, die durch elektromagnetische Ventile von der Kabine aus gesteuert werden können. Die Stellung des Bedienhebels ist der Landeklappenstellung proportional. Der Pilot hat ferner die Möglichkeit, die Ausschlagwinkel vorzuwählen, die dann nach Hebelbetätigung innerhalb von 18 s erreicht werden. Jedes System hat 2 Stellungsgeber, die auf ein Zweizeigerstellungsgerät arbeiten. Ergeben sich Unterschiede im Ausfahrwinkel, bleibt das System automatisch stehen.

Der Vorflügel ist auf beiden Seiten in 5 Sektionen unterteilt. Die Betätigung erfolgt über Spindeln, die an einen Wagen angelenkt und über Gestänge untereinander verbunden sind. Ihr Antrieb erfolgt von der Mitte aus über 2 Wechselstrommotoren und Differentialgetriebe. Prinzipiell ist das Ausfahren auch mit einem Motor in der doppelten Zeit möglich. Im Cockpit befindet sich der Bedienhebel für drei mögliche Stellungen. Die Anzeige erfolgt über Lampen, die im eingefahrenen Zustand verlöschen, während desfahrens blinken und im ausgefahrenen Zustand grün leuchten.

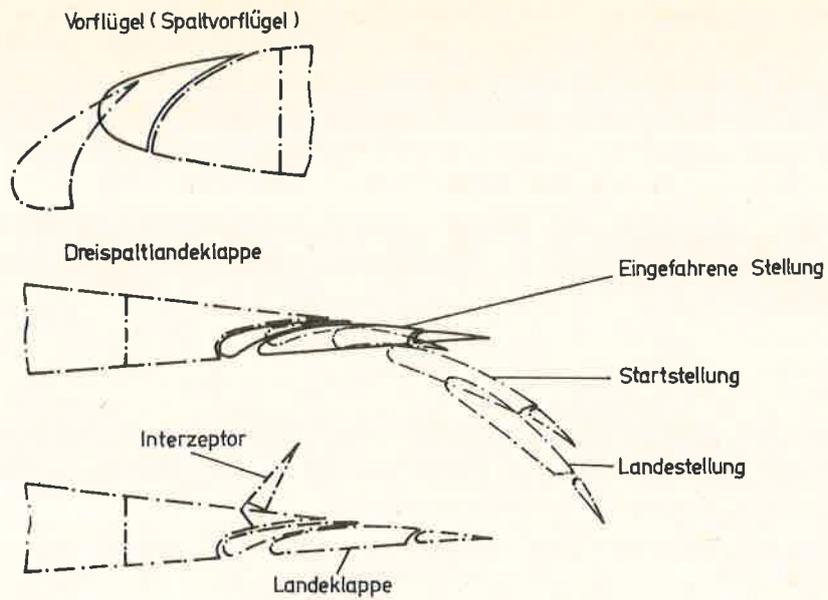


Abb. 4.4. Hochauftriebshilfen der Tragfläche

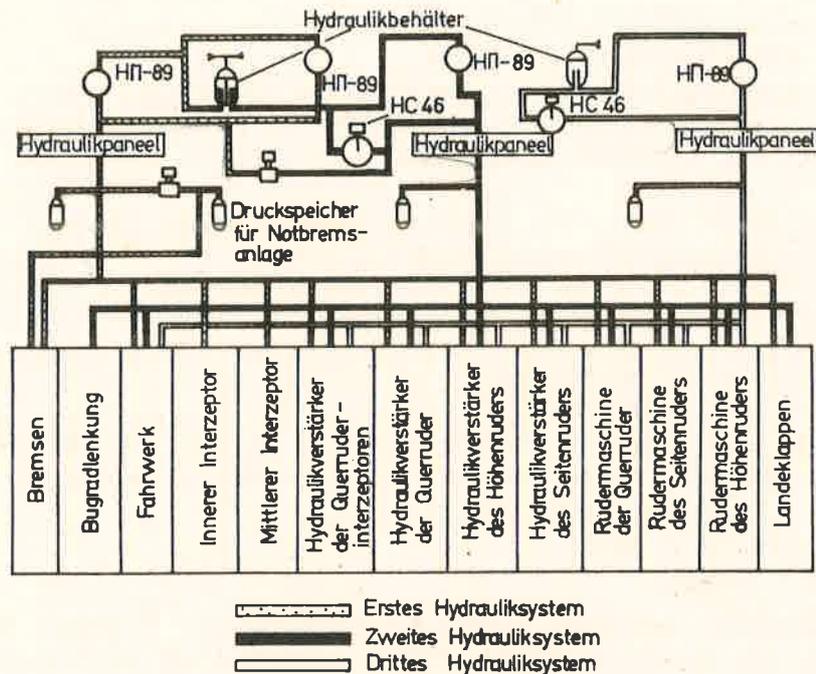


Abb. 4.5. Blockschaltung des Hydrauliksystems

Die Interzeptoren sind im hinteren Teil der Fläche über den Landeklappen angebracht. Sie bestehen pro Seitenhälfte aus vier Sektionen. Die mittleren und inneren Sektionen werden als Luftbremse benutzt, davon die inneren nur beim Rollen, und die äußere Sektion dient der Unterstützung des Querruders. Die Steuerung der beiden mittleren Sektionen erfolgt über Seilzug; der entsprechende Bedienhebel befindet sich am Zentralpult der Besatzungskabine.

Das Ausfahren der inneren Interzeptoren erfolgt mittels Knopfdruck. Der Knopf ist am Bedienhebel zur Steuerung der mittleren Interzeptoren angebracht. Beide Sektionen fahren zugleich ein.

4.3. Hydraulikanlage

Die Hydraulikanlage des Flugzeuges besteht aus den drei unabhängigen Hydrauliksystemen I, II und III und arbeiten mit einem Druck von 210 kp/cm^2 , der durch die vom Triebwerk angetriebenen Pumpen HII-89 erzeugt wird.

Als Arbeitsflüssigkeit wird in allen drei Systemen das Mineralöl AMG-10 nach GOST 6794-53 verwendet.

Hydrauliksystem I

(in der farblichen Kennzeichnung als grünes System bezeichnet)

Es wird durch 2 Pumpen HII-89 versorgt, von denen eine vom mittleren und eine vom linken Triebwerk angetrieben wird.

Dieses System übernimmt folgende Funktionen:

- das normale Ein- und Ausfahren der Fahrwerke;
- die normale Radbremsung;
- die Notbremsung;
- das Aus- und Einfahren der mittleren Interzeptoren;
- das Aus- und Einfahren der inneren Interzeptoren;
- die Versorgung des Hydraulikverstärkers zur Steuerung der Querruder, Seitenruder und Höhenruder, der Querruder-Interzeptoren sowie der Rudermaschinen für Querruder, Seitenruder und Höhenruder im 1. Kanal.

Hydrauliksystem II

(in der farblichen Kennzeichnung als blaues System bezeichnet).

Es wird im Normalfall nur von einer Pumpe HII-89, die vom mittleren Triebwerk angetrieben wird, versorgt.

Dieses System übernimmt folgende Funktionen:

- die Bugradlenkung;
- die Versorgung der Hydraulikverstärker zur Steuerung der Querruder, Seitenruder und Höhenruder, der Querruder-Interzeptoren sowie der Rudermaschinen für Querruder, Seitenruder und Höhenruder im 2. Kanal;
- die Landeklappensteuerung im 2. Kanal;
- das Notausfahren der Fahrwerke.

Bei Ausfall des 2. Triebwerkes und damit Ausfall des Druckerzeugers übernimmt die Pumpstation HC-46 die volle Versorgung des II. Systems. Außerdem ist sie für die Bodenversorgung der Systeme I und II bei ruhenden Triebwerken vorgesehen.

Hydrauliksystem III

(in der farblichen Kennzeichnung als braunes System bezeichnet)

Es wird im Normalfall durch eine Pumpe HII-89, die vom rechten Triebwerk angetrieben wird, versorgt.

Dieses System übernimmt folgende Funktionen:

- die Versorgung der Hydraulikverstärker zur Steuerung der Quer-, Seiten- und Höhenrudder, der Querruder-Interzeptoren sowie der Rudermaschinen für Quer-, Seiten- und Höhenrudder im 3. Kanal;
- Dublierung des Fahrwerk-Notausfahrens.

Bei Ausfall des 3. Triebwerks oder des Druckerzeugers übernimmt die Pumpstation HC-46 dieses Systems die beiden angeführten Funktionen und ermöglicht die Bodenversorgung des Systems III bei ruhenden Triebwerken.

Bei Ausfall eines beliebigen Systems sichern die verbleibenden zwei die volle Steuerung des Flugzeuges.

Bei Ausfall von zwei Systemen gewährleistet das verbleibende dritte die notwendige Leistung zur Durchführung aller Flugmanöver einschließlich der Landung.

Bei Ausfall aller drei Triebwerke wird die Hydraulikanlage durch die autorotierenden Triebwerke versorgt und ab 3000 m Flughöhe und darunter wird die Hilfsenergieanlage und eine elektrische Pumpstation HC-46 eingeschaltet.

4.4. Kraftstoffanlage

Der Kraftstoff des Flugzeuges TU-154 ist in 5 Integralbehältern untergebracht, wovon sich 3 im Tragflächenmittelstück und 2 in den Tragflächenaußenstücken befinden. Das Gesamtfassungsvermögen aller Behälter beläuft sich auf 33 150 kg (Abb. 4.6.)

Die Kraftstoffversorgung der Triebwerke erfolgt aus dem mittleren Behälter des Tragflächenmittelstückes, der als Entnahmebehälter dient. Die Zuverlässigkeit der Kraftstoffzuführung zu den Triebwerken unter erforderlichem Druck wird aus der Parallelarbeit von 4 Förderpumpen mit einem Durchsatz von max. 9600 kg/h(jede) garantiert. Diese 4 Förderpumpen befinden sich im Entnahmebehälter und arbeiten mit Wechselstrom. Die Kraftstoffzufuhr zur Hilfsenergieanlage erfolgt ebenfalls aus dem Entnahmebehälter über eine spezielle Förderpumpe, die mit Gleichstrom arbeitet. Die Kraftstoffzufuhr zum Entnahmebehälter selbst wird ebenfalls durch Pumpen gesichert, von denen jeweils 2 in jedem Behälter vorhanden sind.

Die Automatik des Kraftstoffsystems gewährleistet während des Fluges die vorgesehene Reihenfolge für die Kraftstoffentnahme, Außerdem ist für das Flugzeug eine Handsteuerung des Kraftstoffsystems vorgesehen.

Die Kontrolle des Kraftstoffverbrauchs und des Kraftstoffvorrats in den Behältern erfolgt über Verbrauchs- und Vorratsmeßgeräte.

Die Belüftung der Kraftstoffbehälter erfolgt über ein offenes Drainagesystem.

Die Betankung des Flugzeuges mit Kraftstoff erfolgt zentralisiert unter Druck von unten, wofür in der Nasenkante der rechten Fläche 2 Betankungsstutzen zum Anschluß von 2 Schläuchen eines Kraftstofftankfahrzeuges angebracht sind.

Die Dauer einer vollen Betankung des Flugzeuges mit Kraftstoff beträgt 13 bis 15 Minuten, der zulässige Betankungsdruck 4,5 at.

Die Überwachung des Betankungsprozesses erfolgt am Betankungspult, das sich unmittelbar neben den Betankungsstutzen der zentralisierten Druckbetankung befindet. Die erforderliche Kraftstoffmenge, die getankt werden soll, wird über einen speziellen Geber am Überwachungspult eingestellt. Der Betankungsvorgang wird automatisch abgebrochen, wenn die erforderliche Kraftstoffmenge getankt ist. Die Betankung des Flugzeuges mit Kraftstoff kann aber auch durch Fallbetankung von oben erfolgen, wozu an der Oberseite der Tragfläche Betankungsstutzen vorgesehen sind.

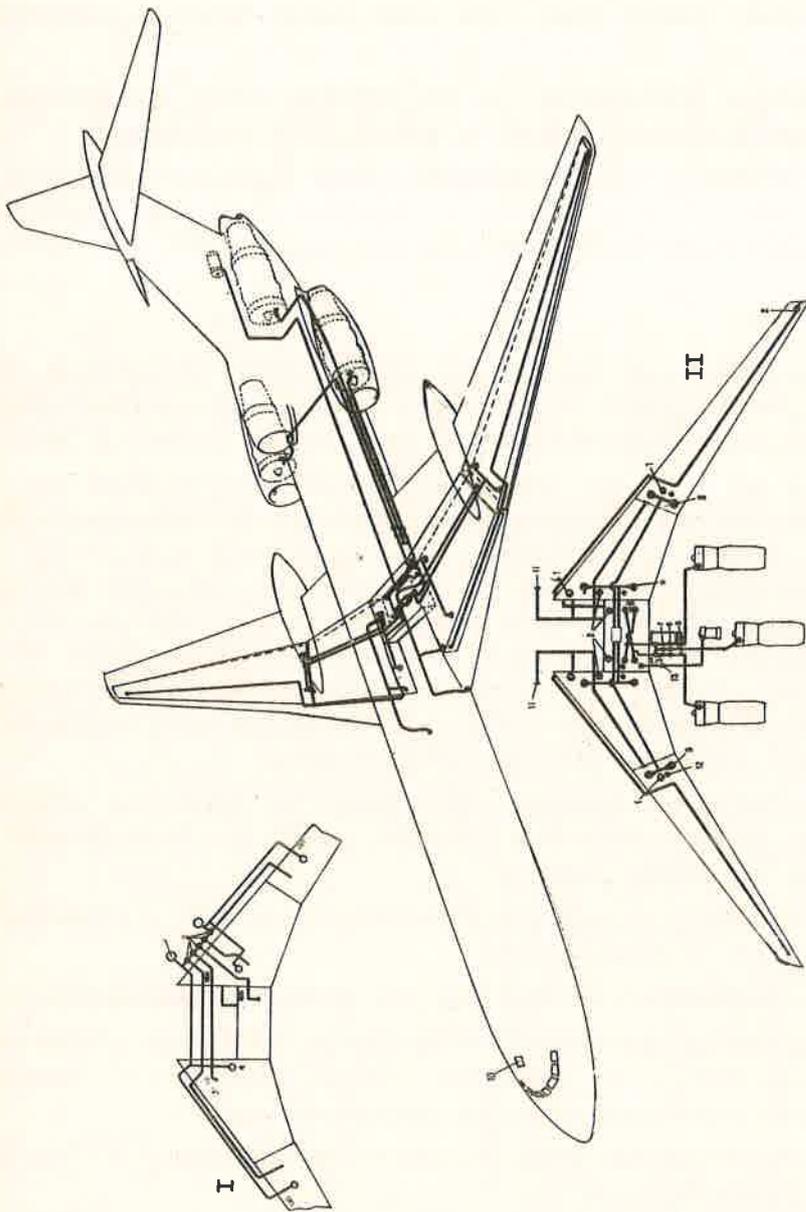


Abb. 4.6. Kraftstoffanlage des Flugzeuges
 I- Schematische Darstellung des Betankungssystems; 1- Betankungsstutzen; 2- Betankungsventil; 3- Betankungsgeber; 4- Ablaufhahn für zuviel getankten Kraftstoff;
 II- Schematische Darstellung des Kraftstoff- und Drainesystems; 1- Betankungsstutzen; 2- Ablaufhahn; 3- Hauptablaufhahn; 4- Pumpe des Hilfsenergieaggregats; 5- thermisches Entlastungsventil; 6- Kraftstoffverbrauchsgeber; 7- Braudhahn; 8- Förderpumpe (Vordruckpumpe); 9- Förderpumpe (zum Umpumpen)

Das Ablassen des Kraftstoffes am Boden kann erfolgen:

- über Ablaßventile, mit denen jeder Behälter ausgerüstet ist;
- über einen zentralen Ablaßhahn in den Rohrleitungen zu den Triebwerken hinter dem Tragflächenmittelstück oder aber
- über die Betankungsstutzen des zentralisierten Druckbetankungssystems bei Erzeugung eines Vakuums von $0,5 \text{ kp/cm}^2$.

Für das Ablassen des Kraftstoffes bei Havarien sind zwei Magnetventile vorgesehen, die sich außerhalb der Fahrwerks gondeln befinden. Sie können zu jeder beliebigen Zeit wieder geschlossen werden.

Bei tiefen Außentemperaturen und auf Langstreckenflügen wird zur Verhinderung von Eisbildung im Kraftstoff die Flüssigkeit "M" dem Kraftstoff zugesetzt.

4.5. Klimaanlage

Die Klimaanlage der TU-154 garantiert durch die Beeinflussung und Veränderung der Parameter Druck, Temperatur und Feuchtigkeit die erforderlichen Lebens- und Komfortbedingungen für Passagiere und Besatzungen.

Quelle der Luftentnahme ist die 9. Verdichterstufe der Triebwerke, an der Luft mit $360 \text{ }^\circ\text{C}$ und $10,5 \text{ kp/cm}^2$ abgenommen wird. Jedes Triebwerk hat einen eigenen Entnahmestutzen. Am Befestigungsflansch der Rohrleitungen sitzen je ein Rückschlag- und Entnahmeventil. Alle Rohrleitungen laufen in einem Verbindungsteil zusammen.

Zunächst gelangt dann die Luft in den 1. Luft-Luft-Wärmetauscher, der sich im Nasenkantenbereich der Seitenflosse befindet und die Luft auf 100 bis $200 \text{ }^\circ\text{C}$ abkühlt. Zur Vermeidung von Unterkühlungen sind Umgehungsventile, verbunden mit einer automatischen Temperaturregelung (100 bis $200 \text{ }^\circ\text{C}$), vorgesehen. Dahinter teilt sich der Luftstrom auf ein linkes und ein rechtes System. Über je ein Verschlußventil und einen Druckbegrenzer ($3,5 \text{ kp/cm}^2$), hinter dem nochmals Signalisatoren sitzen, die auf die Drosselklappen arbeiten, tritt die Luft in den hermetischen Teil des Rumpfes.

Über einen Durchsatzgeber gelangt die Luft in den 2. Luft-Luft-Wärmetauscher, der im Nasenkantenbereich der Tragfläche sitzt. Der Einlauf befindet sich in der Nase, während der Austritt nach oben und unten von der Fläche aus erfolgt.

Es schließt sich der Turbokühler an, dessen maximale Entspannungsarbeit $\Delta t = 50 \text{ }^\circ\text{C}$, aber höchstens 0°C Lufttemperatur garantiert.

Für den Winterbetrieb ist es möglich, über eine elektrisch betätigte Drossel den 2. Wärmetauscher kurzzuschließen. Die Steuerung dafür übernimmt ein Temperaturregler, dessen Geber im Rohrleitungssystem sitzen und auf eine Temperaturhaltung im Bereich 0 bis $40 \text{ }^\circ\text{C}$ eingestellt sind.

Über eine Befeuchtungseinrichtung, einen Schalldämpfer und einen Entfeuchter gelangt 15 bis 20% der Gesamtluft mit einer eingestellten Temperatur von 0 bis $40 \text{ }^\circ\text{C}$ über die Gepäckablage als individuelle Belüftung in die Kabine.

Die übrige Luft wird vorher wieder vereinigt (linkes und rechtes System) und tritt in die seitlichen Paneele als Heizluft und damit in die Kabine.

Vorderer und hinterer Passagiersalon haben ein eigenes Mischsystem für die Heizluft, dessen Temperatur vorgewählt und über ein Regelsystem eingehalten werden kann.

Das Cockpit hat seine eigene Regelung. Hier ist Luftaustritt an den Frontscheiben, den individuellen Luftduschen und in Beinhöhe der Piloten vorgesehen.

Relais in den Seitenwänden der Kabine sorgen dafür, daß im Notfall eine Temperatur

von $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ nicht überschritten wird. Die verbrauchte Luft kann über das Bordbuffet durch spezielle Öffnungen wieder abströmen und gelangt über Druckablassventile ins Freie. Der Druckregler ist mit dem Sicherheitsventil und den Abblaseklappen kombiniert, ähnlich dem Regler der TU-134, nur hat die Abblaseklappe einen vergrößerten Querschnitt.

Die Bedienelemente der Klimaanlage sind auf einem gesonderten Pult zusammengefaßt. 2 Kippschalter ermöglichen die Steuerung der Luftentnahme für das linke und rechte System. Ein Mehrpositionsschalter dient zur Umschaltung "Automatik-Hand" sowie zur Einstellung "kälter-wärmer". 2 Kippschalter ermöglichen das Kurzschließen des 2. Wärmetauschers und des Turbokühlers.

Desweiteren sind noch eine Reihe von Schaltern für die Betätigung der Mischbatterien sowie verschiedene Thermometer, Kabinenvariometer und eine Reihe weiterer Anzeigen vorgesehen.

Eine Klimatisierung am Boden ist mit Hilfe des Hilfsenergieaggregats TA-6 möglich (Kühlung und Heizung). Eine normale Kühlung wird erreicht bis zu Außentemperaturen von $+40\text{ }^{\circ}\text{C}$ und einer Luftfeuchtigkeit, die nicht mehr als 70 bis 75 % betragen darf. Bei 95 % Luftfeuchtigkeit wird eine wirksame Kühlung nur bis zu Außentemperaturen von $+30\text{ }^{\circ}\text{C}$ möglich.

Die gleichen Werte gelten auch für eine Klimatisierung von einem Bodengerät aus, dessen Anschluß an der rechten Rumpfseite vorgesehen ist. Die Luft wird dabei in das Leitungssystem gefördert, so daß es zu keiner direkten Staubverwirbelung kommt, wie das der Fall ist, wenn die Luft direkt in die Kabine geblasen wird.

Bei Flügen in geringen Höhen kann zur Kühlung Stauluft über elektrisch gesteuerte Klappen in die Kabine geleitet werden.

Die zweite Hauptfunktion der Klimaanlage ist die Druckhaltung. Das erforderliche Kommandogerät für den Kabinendruck ist aus Sicherheitsgründen dubbiert. Jedes Kommandogerät ist mit 4 Abblaseklappen verbunden und hat außerdem ein Wechselventil zur Umschaltung auf das andere Kommandogerät, sowie 2 Steuerkomplexe für absoluten Druck und Überdruck. Je nach Platzhöhe ist am Kommandogerät ein Luftdruck von 560 bis 860 Torr einstellbar.

Bis zu einer Höhe von 7200 m wird der Bodendruck in der Kabine erhalten und für die Aufrechterhaltung des sich dabei einstellenden Differenzdruckes von $0,63\text{ kp/cm}^2$ (463 Torr) beginnt der 2. Teil des Kommandogerätes zu arbeiten (Abb. 4.7.). Durch Einstellung am Bedienpult kann prinzipiell jede Druckdifferenz gehalten werden. Ein Dämpfungsglied im Regler sorgt dafür, daß in keinem Fall die Druckänderungsgeschwindigkeit von $0,18\text{ Torr/s}$ überschritten wird. Das gilt auch für das Notsinken .

Gleichzeitig wird ein ruckartiges Ansteigen des Kabinendruckes vermieden. Durch ein Sicherheitsventil, das bei einem Differenzdruck von $0,68\text{ kp/cm}^2$ anspricht, wird ein Überblasen der Kabine verhindert.

Für den Fall, daß die Klappen nicht schließen und eine Höhe von 3000 m überschritten wird, sind zusätzliche Verschlussventile vorgesehen.

Die Entthermetisierung der Kabine ist möglich über 2 elektromagnetische Ventile, die von Hand zu betätigen sind und die die Hauptklappen öffnen.

Ein Triebwerk sichert eine mögliche Luftentnahme von 2300 kg/h, im Notfall (bei Triebwerksausfall) von maximal 3000 kg/h. Vom Konstrukteur sind jedoch als ausreichend 1700 kg/h für den Normalbetrieb vorgeschlagen.

Im Zusammenwirken aller 3 Triebwerke entspricht das einem Luftwechsel von 20 mal pro Stunde am Boden und 28 mal pro Stunde im Fluge.

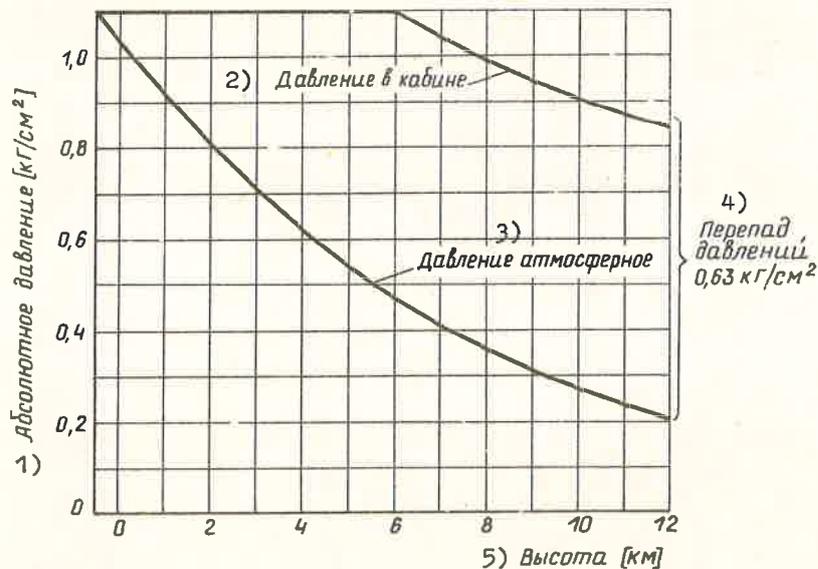


Abb. 4.7. Druckdiagramm der Klimaanlage

1- absoluter Druck (кг/см²); 2- Kabinendruck; 3- atmosphärischer Druck;
4- Druckdifferenz 0,63 кг/см²; 5- Flughöhe (км)

Gegenwärtig wird die Entwicklung einer gänzlich neuen Druckhaltung erwogen, die bereits vom Boden an einen Druckabbau zuläßt, und die durch die ICAO zugelassene Kabinenhöhe 2400 m ausnutzt. In wie weit dadurch die Steigflugeigenschaften beeinflusst werden und welche effektiven Vorteile sich dadurch gegenüber den bisherigen Lösungen ergeben, ist noch nicht zu sagen.

Ferner wird gegenwärtig ein neues System der Wärme- und Schallsollierung erprobt, das eine große Geräuschdämpfung der Arbeitsgeräusche der Klimaanlage bringen und den Schallpegel in der Kabine auf 85 bis 88 dB begrenzen soll.

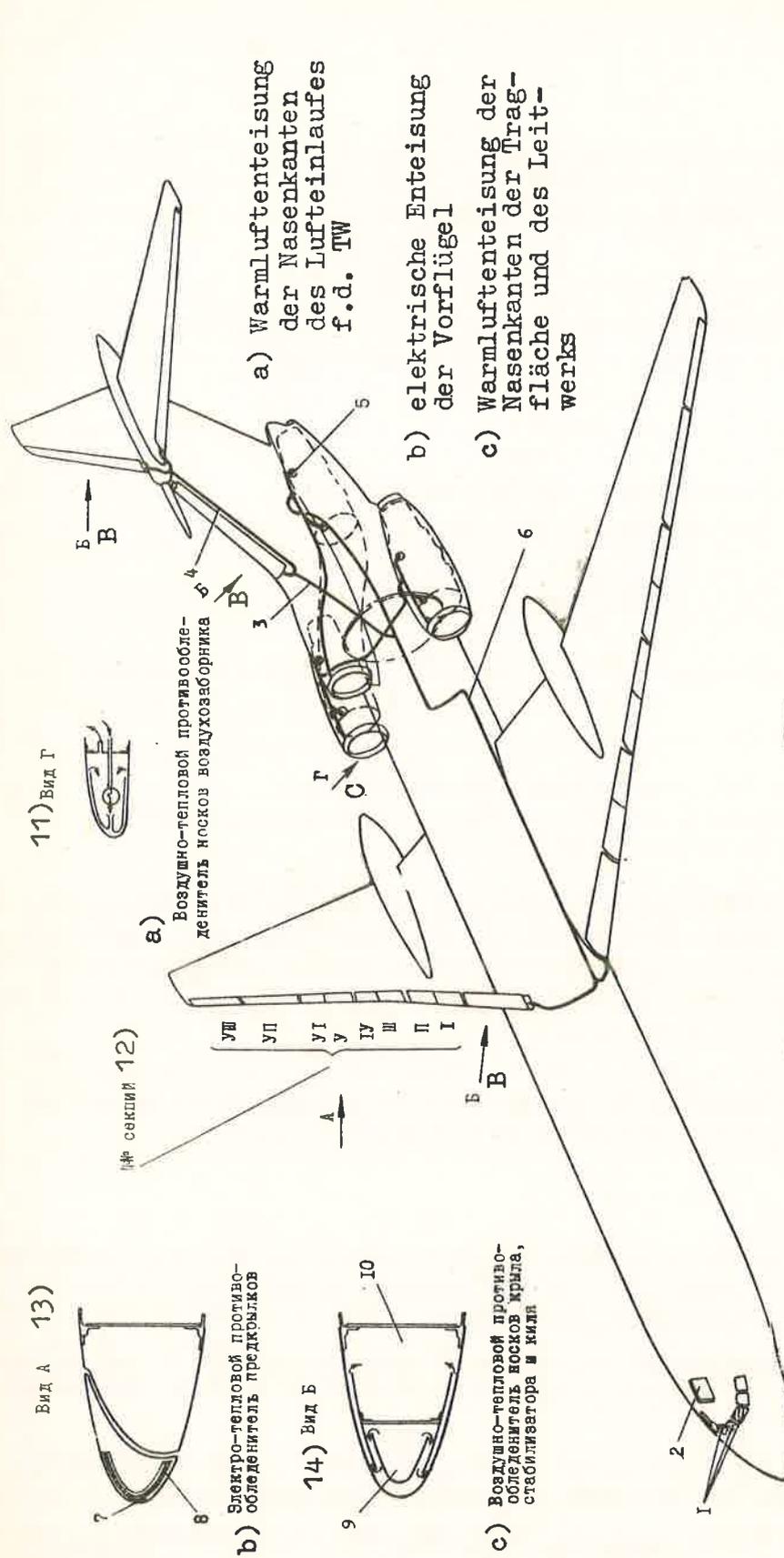
4.6. Enteisungsanlage

Zur Gewährleistung sicherer Flüge unter Vereisungsbedingungen sind die Nasenkanten der Flächen und des Leitwerks, die Triebwerkseinläufe und die Frontscheiben der Piloten mit Enteisungsvorrichtungen versehen.

Die Nasenkanten des Tragflächenmittelstückes (Bereich ohne Vorflügel), der Seiten- und Höhenflosse sowie die Nasenkanten der Triebwerkseinläufe besitzen Warmluftenteisung.

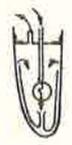
Die Heißluftentnahme zur Enteisung der Lufteinläufe jedes Triebwerks erfolgt von der 9. Verdichterstufe für jedes Triebwerk getrennt über eigene Kanäle.

Die Heißluftentnahme für die Enteisung der Nasenkanten erfolgt ebenfalls von der 9. Verdichterstufe (4500 kg/h.TW). Alle 3 Zapfstellen fördern über Rückschlagven-



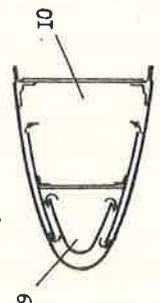
Вид А 13)

11) Вид Г



б) Электро-тепловой противолодочный обогреватель предкрылков

14) Вид Б



в) Воздушно-тепловой противолодочный обогреватель носков крыла, стабилизатора и киля

а) Warmluftenteisung der Nasenkanten des Lufteinlaufes f.d. TW

б) elektrische Enteisung der Vorflügel

в) Warmluftenteisung der Nasenkanten der Tragfläche und des Leitwerks

Abb. 4.8. Enteisungsanlage
 1- Heizung der Frontscheiben der Piloten; 2- Bedienelemente und Kontrollgeräte der Enteisung; 3- Heizleitung für die Seitenflüsse; 4- Heizleitung für die Höhenflüsse; 5- Stützen für die Luftentnahme am Verdichter der Triebwerke; 6- Heizleitung für die Tragfläche; 7- Wärmemesser; 8- Enteisungselemente mit zyklischer Arbeitsweise; 9- Strömungsraum der Warmluft; 10- Raum für die Ableitung der Enteisungsheizluft; 11- Ansicht C; 12- Nr. der Sektionen; 13- Ansicht A; 14- Ansicht B

tile in eine Verbundleitung, damit auch bei Ausfall eines Triebwerkes die Enteisung weiterhin gewährleistet ist. Diese Anlage ist elektrisch vom Pult des Bordingenieurs aus einzuschalten.

In den Leitungen sind Regimebrenner vorgesehen. Bei geöffneten Abblaseklappen ist auch die Heißluftzufuhr voll geöffnet, bei schließenden Abblaseklappen wird automatisch der Querschnitt verändert. Wegen der hohen Temperatur ist zusätzlich ein Injektor für Kaltluftmischung vorgesehen, um gefährliche Temperaturen zu vermeiden.

Die Vorflügel sind mit elektro-thermischen Enteisungsvorrichtungen ausgerüstet. Sie bestehen aus Einzelementen (je 8 Sektionen pro Flächenhälfte) mit zyklischem Betrieb und Einzelementen für ständigen Betrieb.

Die Gesamtleistung, die für den Betrieb der Vorflügelenteisung vom Wechselstromnetz 115 V, 400 Hz entnommen wird, beträgt 43,4 KVA. Diese Enteisung wird vom Bordingenieur bedient.

Die Vereisungsgefahr für das Flugzeug wird durch einen radioaktiven Geber signalisiert.

Die Frontscheiben der Besatzungskabine besitzen eine Scheibenheizung, die übrigen Scheiben werden durch Warmluft, die aus der Klimaanlage entnommen wird, eisfrei gehalten.

Zur Verhinderung eines Überheizens der Frontsichtscheiben ist eine automatische Regelung der vorgewählten Scheibentemperatur installiert.

Zur Gewährleistung der erforderlichen Sicht für die Besatzungen bei Regen und Schnee sind die Frontsichtscheiben des Flugzeuges mit elektro-mechanisch angetriebenen Scheibenwischern ausgerüstet.

5. Triebwerke und Triebwerksanlagen

5.1. Das Triebwerk HK-8-2

Das Triebwerk HK-8-2 ist ein Zweikreis-Turbinenluftstrahltriebwerk mit Strahlmischung (typisches Bypass-Triebwerk).

Es ist in Zweiwellenbauweise ausgeführt.

Die einstufige Hochdruckturbinen treibt den sechsstufigen Hochdruckverdichter und die zweistufige Niederdruckturbinen den vierstufigen Niederdruckverdichter.

Die Zweiwellenbauweise führt zu günstigen Betriebscharakteristika des Triebwerkes, das Anlassen wird erleichtert und die Beschleunigung des Triebwerkes verbessert.

Die Zweikreisauslegung des Triebwerkes und die hohen Wirkungsgrade seiner Baugruppen garantieren gute Wirtschaftlichkeit in allen Flugregimen, die Senkung des Lärmpegels und die Kühlung des Mantels des Innenkreises.

Zur Verbesserung der Landecharakteristika des Flugzeuges wurden die Außentriebwerke mit einer Schubumkehrvorrichtung versehen.

Die Anordnung der Aggregate an der Unterseite des Triebwerkes gewährleistet bequeme und leichte Zugänglichkeit bei der Wartung des Triebwerkes.

Alle Aggregate des Schmierstoffsystems einschließlich Schmierstoffbehälter und Kraftstoff-Schmierstoff-Wärmetauscher befinden sich unmittelbar am Triebwerk. Die Reduzierung der Schmierstoff- und Kraftstoff-Leitungssysteme erhöht die Zuverlässigkeit des Triebwerkes.

Das Vorhandensein spezieller mehrstufiger und Kontaktdichtungen in der Triebwerkskonstruktion erlaubt vom Triebwerk medizinisch einwandfreie Zapflucht für die Belange der Klimaanlage ohne Druckverluste abzunehmen.

5.1.1. Technische Daten des Triebwerkes HK-8-2 (Angaben für Standardatmosphäre am Boden)

Typ	Zweistromtriebwerk, Zweiwellenbauart, Strahlmischung
Geometrische Daten	
- Länge	
Äußere Triebwerke (mit Schubumkehr)	5287 mm
mittleres Triebwerk (ohne Schubumkehr)	4761 mm
Durchmesser	1442 mm
- Gewichte	
Trockengewicht (ohne Schubumkehr)	2100 kp
Trockengewicht (mit Schubumkehr)	2350 kp
Nebenstromverhältnis	1
Luftdurchsatz	210 kg/s
Schübe	
- Standschub	9500 kp
- Leerlaufschub	600 kp
Einheitsmasse (mit Schubumkehr)	0,248 $\frac{kg}{kp}$
Spezifischer Kraftstoffverbrauch	
- bei 9500 kp Schub, $v = 0$, $H = 0$	0,58 $\frac{kg}{kp \cdot h}$
- bei 1800 kp Reiseschub, $v = 850$ km/h, $H = 11000$ m	0,76 $\frac{kg}{kp \cdot h}$

Baugruppen	
Verdichter	Axialverdichter, getrennt in Hoch- und Niederdruckteil
- Niederdruckverdichter	4-stufig, davon 2 Stufen als Gebläse
- Hochdruckverdichter	6-stufig
- Gesamtverdichtungsverhältnis	10
- Drehzahlen:	
Niederdruckverdichter	5170 min ⁻¹
Hochdruckverdichter	6900 min ⁻¹
Leerlauf (HD-Rotor)	4000 min ⁻¹
Brennkammer	Ringbrennkammer
	Ungleichmäßigkeit der Verbrennung ± 25 °C (50 °C max.)
	139 Einspritzdüsen, davon 35 für Anlaßeinspritzung
Turbine	Axialturbine, getrennt in Hoch- und Niederdruckteil
- Niederdruckturbine	2-stufig
- Hochdruckturbine	1-stufig
- Turbinenausstrittstemperatur	1170 °K, gemessen im Leitkrenz der 1. Turbinenstufe
Schubumkehr	am 1. und 3. Triebwerk 3000 kp/TW bei 0,8 Ne
	Zeit bis zum vollen Umkehrschub 8 Sekunden
Anlaßsystem	Preßluftanlaßsystem, versorgt durch Bordhilfsaggregat TA-6
Beschleunigungszeit	
- am Boden	15 s
- in der Luft	10 s
Laufzeiten	
- Gesamtlaufzeit	10000 Fh
- Zwischenlaufzeit (die ersten 3 Jahre)	2000 Fh
- Zwischenlaufzeit (ab 1972)	5000 Fh
Betriebsstoffe	
- Kraftstoffe	T1, TS-1, T-7 (TS-1G)
- Schmierstoffe	MK-8, MK8- II
	synthetisches Öl BHMHHH-50-1-4 Ⓢ

5.1.2. Kraftstoffanlage

Alle Aggregate der Kraftstoffanlage befinden sich direkt am TW. Es sind dies:

- eine Vordruckpumpe, die einen Druck von 2 at vor dem Eingang in die Hauptpumpe erzeugt;
- ein Feinfilter (24 Mikron);
- ein Drehzahlregler;
- ein Kommandogerät;
- die Einspritzdüsen.

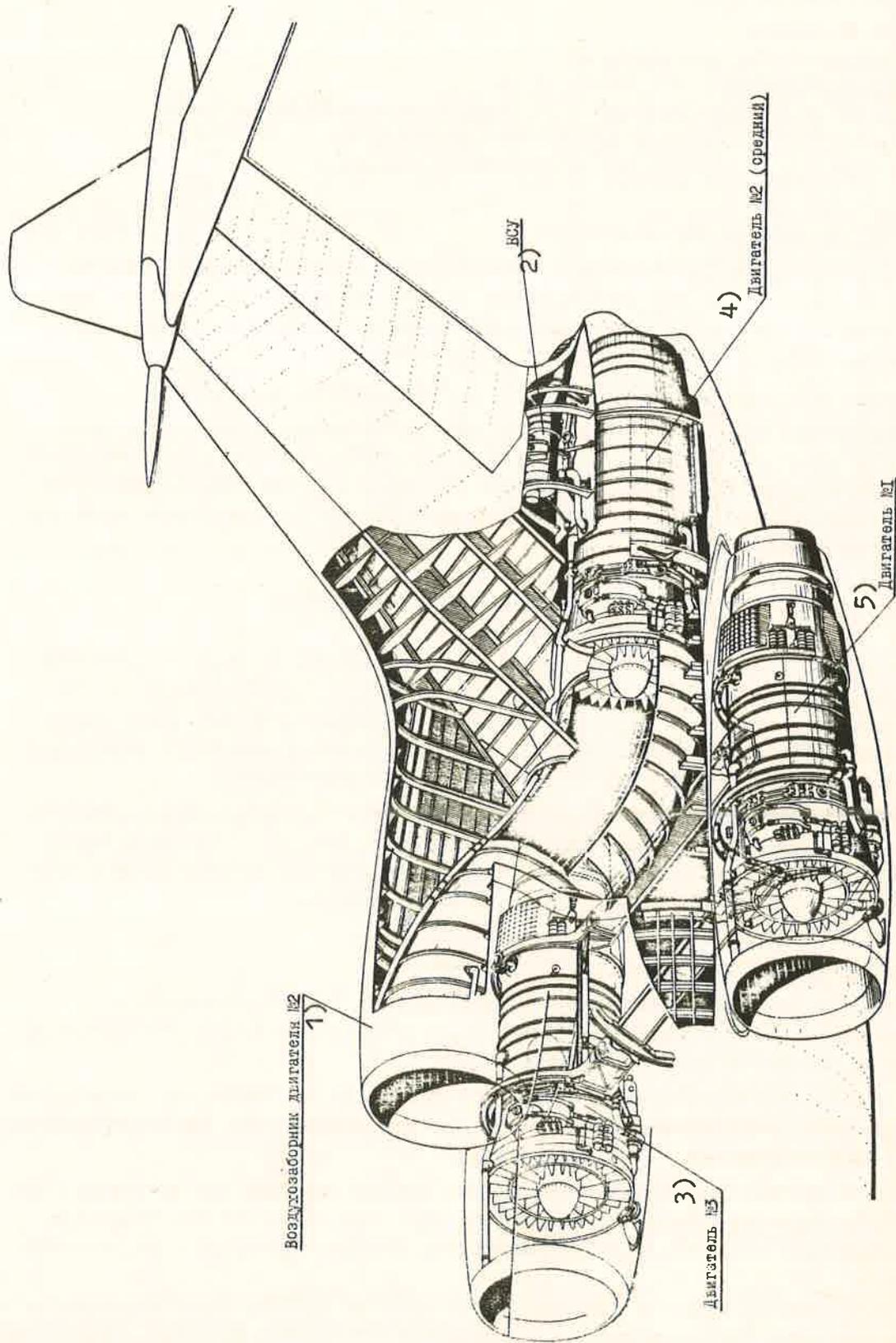


Abb. 5.1. Anordnung der Triebwerke und der Hilfsenergieanlage im Flugzeug
 1- Lufteinlauf des TW Nr.2; 2- Hilfsenergieaggregat; 3- TW Nr. 3; 4- TW Nr. 2 (mittleres); 5- TW Nr. 1

5.1.3. Geräteantriebe

Für den Generatorantrieb steht ein druckluftgesteuertes Gleichdrehzahlgetriebe zur Verfügung. Die Luft wird der 5. Stufe des HD-Verdichters entnommen.

Weiterhin sind angeflanscht:

- 2 Hydraulikpumpen;
- 2 Drehzahlgeber (HD- und ND-Rotor);
- 2 Schwingungsmeßgeber;
- 1 Geber für Stellungsanzeige des Vorleitapparates des HD-Verdichters;
- 1 Geber für Stellungsanzeige des Luftüberströmventils;
- 1 Geber für Klappenstellung der Schubumkehrvorrichtung.

5.1.4. Schmierstoffsystem

Das Schmierstoffsystem des Triebwerks ist als geschlossener Kreislauf ausgeführt, d.h. der Schmierstoff fließt während seiner Zirkulation nicht durch den Behälter. Vom Behälter aus werden nur die verbrauchten Schmierstoffmengen zugeführt, sodaß die sich im Kreislauf befindliche Menge konstant bleibt.

Der normale Druck beträgt $4 \pm 0,5$ kp/cm², der Minimaldruck 2,3 kp/cm².

Die Betankung mit Schmierstoff erfolgt für alle 3 Triebwerke zentral über einen Stutzen, der sich auf der linken Heckseite in einer Höhe von 1,60 m befindet. Bei Überfüllung schließt ein Ventil automatisch die weitere Zufuhr. Unmittelbar neben dem Betankungsstutzen ist die Anzeige angebracht. Sie ist in drei Farbbereiche gegliedert. Es bedeuten:

- | | |
|-------------|-----------------------------------|
| - grün | Behälter voll; |
| - grün/gelb | nicht starten, bremsen gestattet; |
| - rot | nicht anlassen. |

Der Schmierstoffbehälter ist so ausgelegt, daß unter Berücksichtigung des tatsächlichen Verbrauches von etwa 200 g/h die volle Reichweite ohne Nachtanken für Hin- und Rückflug einschließlich einer ausreichenden Sicherheit geflogen werden kann. Sein Fassungsvermögen beträgt etwa 35 l. In der Verkleidung sind Luken derart angebracht, daß Behälter und Geber leicht gewechselt werden können.

Die indirekte Berührung von Schmierstoff und Kraftstoff im Wärmetauscher machte es erforderlich, für den Fall, daß durch Undichtigkeiten Kraftstoff in den Schmierstoffkreislauf gelangt, eine Warnanlage für die Zunahme der Schmierstoffmenge vorzusehen, bei deren Ansprechen das Triebwerk abzustellen ist.

5.2. Anordnung und Befestigung der Triebwerke

Die Triebwerke des Flugzeuges TU-154 befinden sich im Heckteil des Rumpfes.

2 Triebwerke in Gondeln an horizontalen Stielen seitlich vom Rumpf, das dritte innerhalb des Heckteils des Rumpfes selbst (Abb. 5.1.).

Die o.a. Anordnung der Triebwerke garantiert eine Reihe von Vorteilen, insbesondere geringere Lärm- und Vibrationspegel in den Passagierkabinen, was für die Passagiere höheren Komfort bedeutet.

Die Befestigung der Triebwerke in den Gondeln erfolgt mit Hilfe von 6 Streben, die beim Triebwerkswechsel leicht zu demontieren sind. Die in der Triebwerksverkleidung vorhandenen Luken und Deckel gewährleisten bequemen Zugang zu allen Wartungsstellen.

Die Außentriebwerke sind in leicht wechselbaren Triebwerksgondeln untergebracht, was ihren Wechsel zusammen mit den kompletten Gondeln gestattet und dadurch die Standzeit des Flugzeuges für anfallende Triebwerkswechsel bedeutend reduziert.

Der Triebwerks-Wechsel ohne Gondel beansprucht eine Zeit von 6 Stunden, während beim Wechsel mit Gondel eine Verkürzung der Zeit auf 3,5 Stunden erreicht wird.

Das mittlere Triebwerk sitzt genau auf der Längssymmetrieachse und ist ebenfalls mit 6 Streben elastisch aufgehängt. Beim Wechsel wird das Triebwerk durch eine auf der Unterseite des Hecks befindliche Luke hindurchgeführt. Besondere Schwierigkeiten bereitete die Auslegung des S-förmigen Einlaufes hinsichtlich der Geschwindigkeitsverteilung, konnte jedoch zur Zufriedenheit gelöst werden. Der Einlauf selbst ist in 3 Ebenen befestigt.

Die Sicherung gegen das Auftreten und Ausbreiten von Bränden im Bereich der Triebwerksgondeln wird erreicht durch die Anbringung von Brandschotten aus Titanblech und das Vorhandensein eines effektiven Feuerlöschsystems.

5.3. Anlaß-System

Das Druckluft-Anlaßsystem der Triebwerke arbeitet automatisch und wird von der Hilfsenergieanlage gespeist. Diese Hilfsenergieanlage befindet sich im Rumpfeck und liefert die erforderliche Druckluft zum Betreiben der Anlaßturbinen in den Haupttriebwerken. Jede Anlaßturbine besitzt eine Leistung von 150 PS.

Das Anlassen kann aber auch von einer Bodenstation über einen nach internationalen Standards ausgeführten Stutzen erfolgen, der sich im Rumpfeckteil befindet. Der gesamte Anlaßprozeß ist automatisiert.

Der Luftbedarf beträgt 1,14 kg/s bei 2,9 at. Nach Erreichen einer Drehzahl von 1200 min^{-1} (HD-Rotor) beginnt die Kraftstoffeinspritzung über die Anlaßdüsen und die Arbeit der beiden Anlaßzündkerzen. Bei 3800 bis 4000 min^{-1} ist die Leerlaufdrehzahl erreicht.

Die Dauer des Anlaßvorganges für 1 Triebwerk beträgt nicht mehr als 80 s. Nach Anlassen eines Triebwerkes erfolgt das Anlassen der übrigen mittels Druckluft vom arbeitenden Triebwerk.

5.4. Triebwerksbedienung

Die Einstellung der gewünschten Arbeitsregime des Triebwerks erfolgt über die Leistungswahlhebel, die sich am zentralen Triebwerksbedienpult der Piloten und am Arbeitspult des Bordingenieurs befinden. (Abb. 5.2.).

Jedes Triebwerk wird über seinen eigenen Leistungswahlhebel bedient. Die Übertragung erfolgt durch Seile und Gestänge, die auf das Bedienelement der Kraftstoffdosierungsautomatik wirken.

Das erforderliche Arbeitsregime des Triebwerkes am Boden und in der Luft wird mit Hilfe des Leistungswahlhebels eingestellt und automatisch in allen Flughöhen und bei allen Geschwindigkeiten konstant gehalten. Die Arbeit der Triebwerke wird mittels besonderer Geräte verfolgt und kontrolliert. Diese Geräte befinden sich an den Gerätebrettern der Piloten und des Bordingenieurs.

Das Einschalten der Schubumkehr für die beiden äußeren Triebwerke erfolgt über einen speziellen Schubumkehrhebel, der unmittelbar am Leistungswahlhebel dieser Triebwerke angebracht ist.

Das Abstellen der Triebwerke erfolgt mittels Abstellhebel, die beim Abstellen des Triebwerkes in die äußerste hintere Lage zu bringen sind.

Die Abstellhebel der Triebwerke befinden sich am Triebwerksbedienpult der Piloten und des Bordingenieurs.

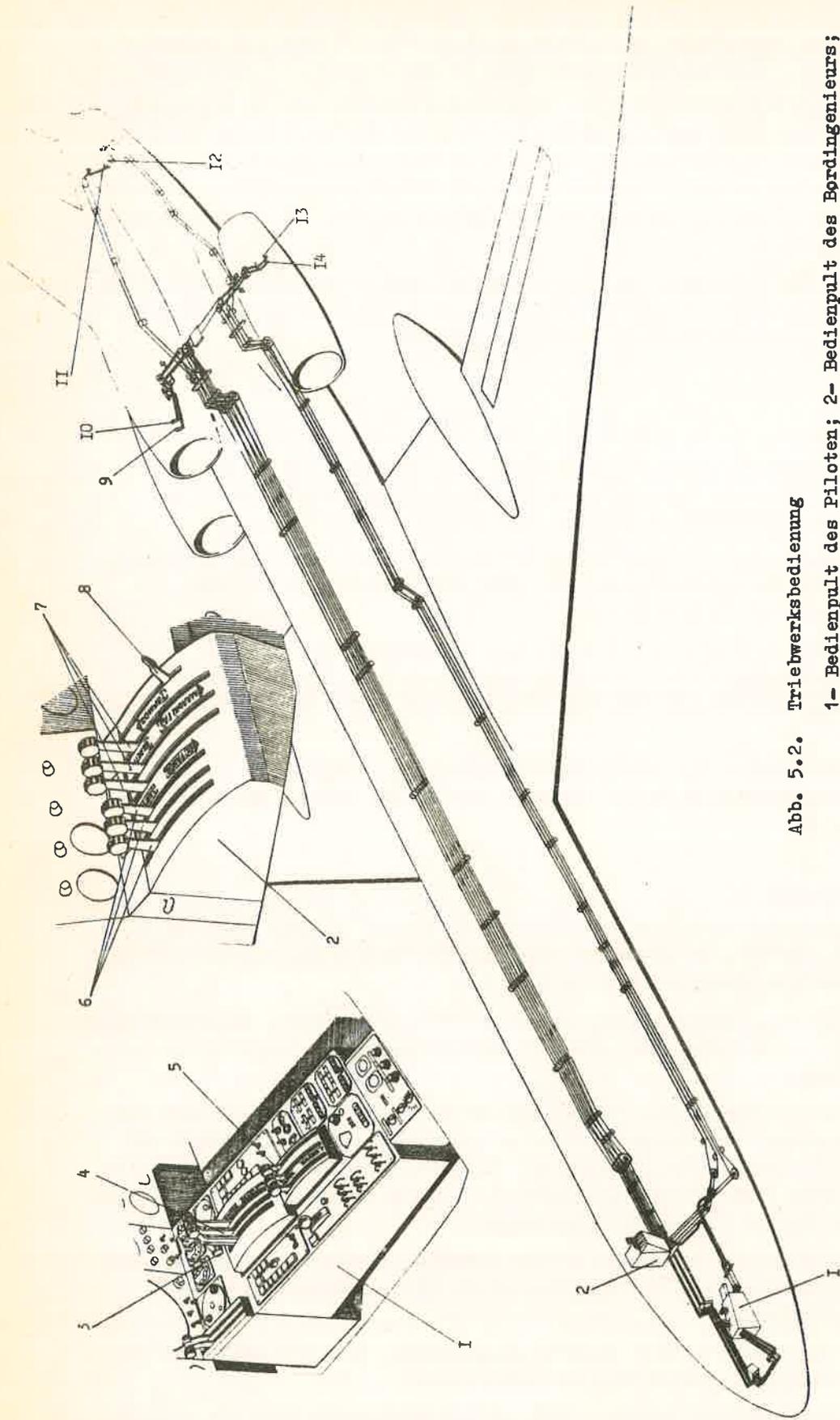


Abb. 5.2. Triebwerksbedienung

1- Bedienpult des Piloten; 2- Bedienpult des Bordingenieurs;
 3- Hebel zur Bedienung der Schubumkehr; 4, 7- Leistungswahl-
 hebel; 5, 6- Arretierungshebel; 8- Seilführung für das Abstellen der
 Triebwerke; 9-12-14- Seilführung für die Leistungswahlhe-
 bel

5.5. Hilfsenergieaggregat TA-6

Das Hilfsenergieaggregat befindet sich über dem mittleren Triebwerk und wiegt 250 kp. Als Triebwerk findet eine kleine Gasturbine Verwendung, die von den Bordakkus angeschlossen wird. Sie treibt einen Wechselstromgenerator mit einer Leistung von 40 kVA, einen Gleichstromstartergenerator von 12 kW und einen überdimensionierten dreistufigen Diagonal-Verdichter, der 1,2 kg/s Druckluft mit 4 bis 4,5 kp/cm² erzeugt.

Das Hilfsenergieaggregat gewährleistet:

- die Möglichkeit der Überprüfung aller Bordsysteme und der Flugzeugsteuerung ohne Außenbordquellen für Elektro- und Hydraulik-Energie;
- die autonome Speisung der Klimaanlage am Boden bei abgestellten Triebwerken während des Rollens, des Starts und der Landung;
- das Anlassen der Triebwerke mit Druckluft;
- die Versorgung des Elektrobordnetzes des Flugzeuges mit Wechsel- und Gleichstrom (bei nichtarbeitenden Generatoren der Haupttriebwerke) während des Fluges in Höhe von 0 bis 3000 m.

Die Bedienung und Steuerung des Hilfsenergieaggregats erfolgt vom Arbeitsplatz des Bordingenieurs.

Die Laufzeit des TA-6 wurde zunächst auf 200 Stunden festgesetzt, soll aber im Verlauf der ersten Betriebsjahre weiter erhöht werden.

5.6. Feuerlöschsystem

Im Flugzeug TU-154 werden verschiedene konstruktive Maßnahmen verwirklicht, die die Entstehung und Ausbreitung von Bränden verhindern sollen. Zu den Maßnahmen, die bei der Brandbekämpfung passiven Charakter tragen, gehören:

- die weitgehende Verwendung nicht brennbarer Werkstoffe bei der Ausstattung der Passagierkabinen;
- die Anwendung hitzebeständiger Isolierungen für die elektrischen Kabelsysteme;
- die Anbringung feuerfester Brandschotte zwischen Triebwerken und Rumpf;
- eine solche konstruktive Ausführung der Triebwerksgondeln, daß die Ansammlung ausgelaufenen Kraftstoffes verhindert wird.

Zu den Einrichtungen für das effektive Löschen entstandener Brände, die also aktiven Charakter bei der Brandbekämpfung tragen, gehören zwei selbständige Feuerlöschsysteme:

- innerhalb der Triebwerksgondeln und für das Hilfsenergieaggregat;
- innerhalb der Triebwerke selbst.

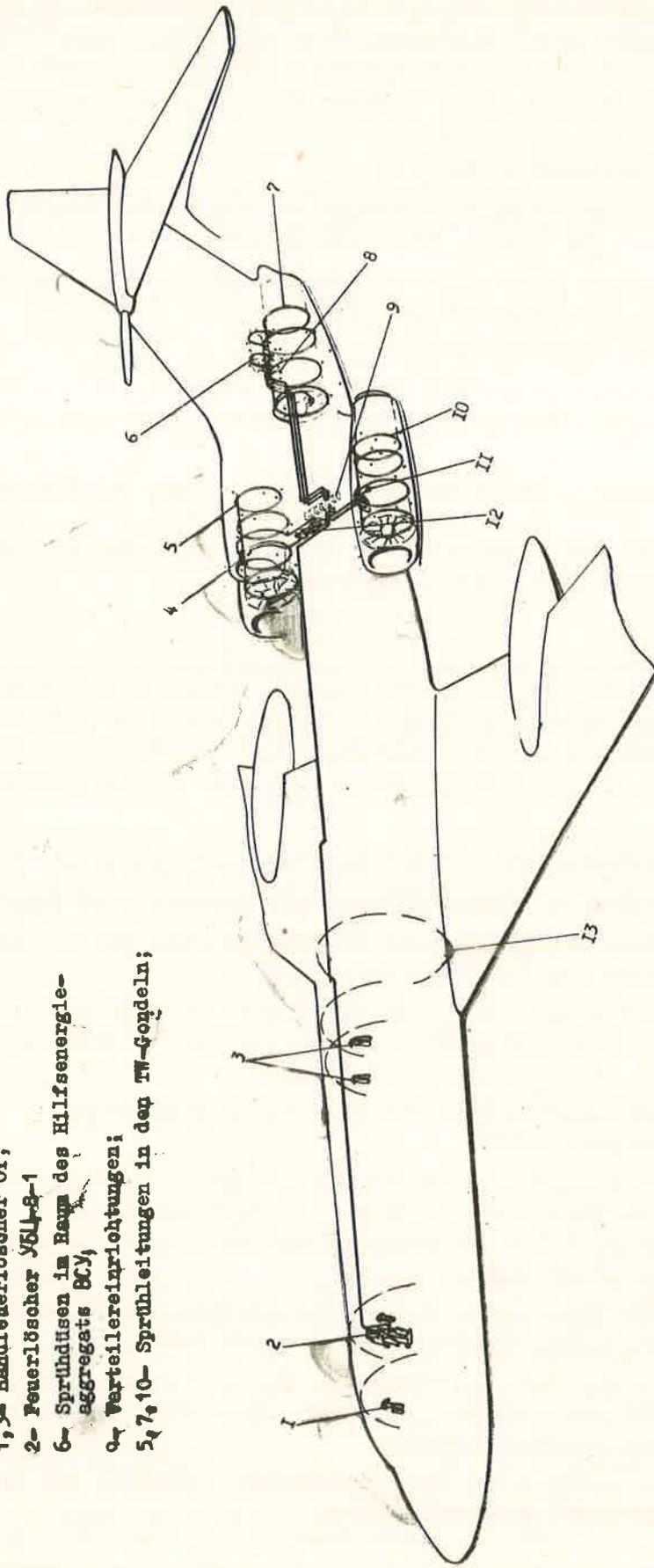
Ausgelöst werden die Feuerlöschsysteme durch die Brandsignalisation, wobei gleichzeitig auch eine Signalisation bei den Piloten und beim Bordingenieur vor sich geht. Die technische Anlage der Brandsignalisation besteht aus den Gebern vom Typ CC II 12A und den Verstärkerblöcken.

Von diesen Gebern sind jedem Triebwerk zwölf und dem Hilfsenergieaggregat neun zugeordnet, womit die wichtigsten Gefahrenzonen erfaßt werden.

Zum Feuerlöschsystem innerhalb der Triebwerksgondeln und für das Hilfsenergieaggregat gehören 6 Feuerlöschbehälter mit je 8 Liter Inhalt. Diese 6 Behälter sind in 3 Gruppen von je 2 Behältern unterteilt.

Zum Feuerlöschsystem innerhalb der Triebwerke gehören 2 Behälter mit je 2 l Inhalt, unterteilt in 2 Gruppen von je einem Behälter.

- 1, 3- Handfeuerlöscher OY;
- 2- Feuerlöscher V6L-2-1
- 6- Sprühdüsen im Raum des Hilfsenergie-
aggregats BCY,
- 9- Verteilereinrichtungen;
- 5, 7, 10- Sprühleitungen in den TW-Gondeln;



4, 8, 11- Zuleitungsstutzen in das TW-
innere für die Feuerlöschflüs-
sigkeit

12- Feuerlöscher V6LW-2-1;

13- Aufschlagmechanismus

Abb. 5.3. Feuerlöschausrüstung

Das Auslösen der Feuerlöscher der ersten Gruppe beider Systeme erfolgt automatisch über das Signalisationssystem.

Die Auslösung der zweiten und dritten Gruppe wird von Hand durch Betätigung der entsprechenden Knöpfe am Steuerpult des Feuerlöschsystems beim Bordingenieur vorgenommen. Dort erfolgt auch die Überwachung der Geber, Pyropatronen und Hähne. Die Behälter der beiden Feuerlöschsysteme sind mit der Feuerlöschflüssigkeit Freon 114 B₂ gefüllt. Die Verteilereinrichtungen befinden sich im Heckteil in der Nähe der Triebwerke.

Zur Bekämpfung von Bränden in den Passagierkabinen oder in der Besatzungskabine ist das Flugzeug mit 4 Handfeuerlöschern ausgerüstet.

Zur Vermeidung von Bränden in den Triebwerksgondeln bei eventuellen Notlandungen des Flugzeuges mit eingefahrenem Fahrwerk ist die automatische Notauslösung von 6 Feuerlöschern vorgesehen, die über einen Aufschlagmechanismus im Rumpfheckteil erfolgt.

6. Elektro-, Geräte- und Funkausrüstung

6.1. Allgemeines

Das Flugzeug TU-154 ist, soweit bisher erkennbar, hinsichtlich seiner Ausrüstung auf einem hohen technischen Stand konzipiert.

Die Hauptmerkmale sind:

- hoher Automatisierungsgrad der Flugzeugführung;
- hohe Zuverlässigkeit der lebenswichtigen Ausrüstungen und Systeme;
- autonome Navigationsmittel;
- Wechselstrombordnetz;
- Funkausrüstung, die die internationalen Normen erfüllt und vom konstruktiven Stand her bei den meisten Anlagen dem Weltstand entspricht.

Die bisher gegebenen Auskünfte lassen jedoch nur völlig ungenügende Aussagen über die Wartungsreife der Ausrüstung, die Philosophie für den Navigations- und Landekomplex und das Wartungssystem zu. Erkennbar ist, daß eine ganze Reihe von Maßnahmen getroffen werden, um der Besatzung maximale Arbeitserleichterung zu schaffen und die Stärke der Besatzung zu reduzieren (Navigationsrechner mit Programmierung der Strecke und Führungsgrößengewinnung aus autonomen Navigationsmitteln, Projektionskarten- Navigationsgerät, Tageslichtsichtgerät des Bordradar, hochstabiles Festfrequenzsystem der HF-Funkanlage, Einbau von Eigenkontrollschaltungen in den elektronischen Geräten u.a.).

Das Flugregelsystem ist so konzipiert, daß der Erweiterung der zunächst zu erwartenden Zulassung den Kategorie-II-Betrieb (30 m / 400 m) auf Kategorie IIIa keine grundsätzlichen Schwierigkeiten im Wege stehen.

6.2. Elektroausrüstung

6.2.1. Stromversorgung des Flugzeuges

6.2.1.1. Primärnetz

Das Primärnetz ist ein Dreiphasen-Wechselstromnetz einer Spannung von 200/115 V und einer Frequenz von 400 Hz \pm 1 %. Die Speisung erfolgt durch 3 Generatoren IT 40 IM 6 von je 40 kVA, von denen je einer an jedem Triebwerk angebracht ist, so daß insgesamt 120 kVA zur Verfügung stehen.

Die 3 Generatoren, deren Drehzahl durch Gleichdrehzahlgetriebe geregelt wird, arbeiten nach Synchronisation parallel auf ein gemeinsames Netz, oder sie arbeiten getrennt auf unabhängige Netze im Inselbetrieb. Im letzten Fall speist das Netz vom Generator II lediglich die Enteisung der Vorflügel, während die Netze der Generatoren I und III alle übrigen Verbraucher versorgen.

Als Notstromquelle für das Primärnetz dient der Generator IT 40 IM 6 des Hilfsenergieaggregats, so daß auch hier 40 kVA zur Verfügung stehen. Dieser Generator kann nicht mit anderen synchronisiert werden, so daß hier nur getrennter Betrieb möglich ist.

Die Bodenstromversorgung mit Dreiphasen-Wechselstrom 200/115 V wird über die Steckdose ВРАИ 400 3 ϕ vorgenommen. Die Anordnung der Versorgungssteckdosen an der Maschine ist aus der schematischen Darstellung für die Bodenabfertigung ersichtlich.

6.2.1.2. Sekundärnetze

In der Maschine sind 2 Sekundärnetze installiert, die über nichtrotierende Umformer vom Dreiphasen-Wechselstrom-Primärnetz versorgt werden.

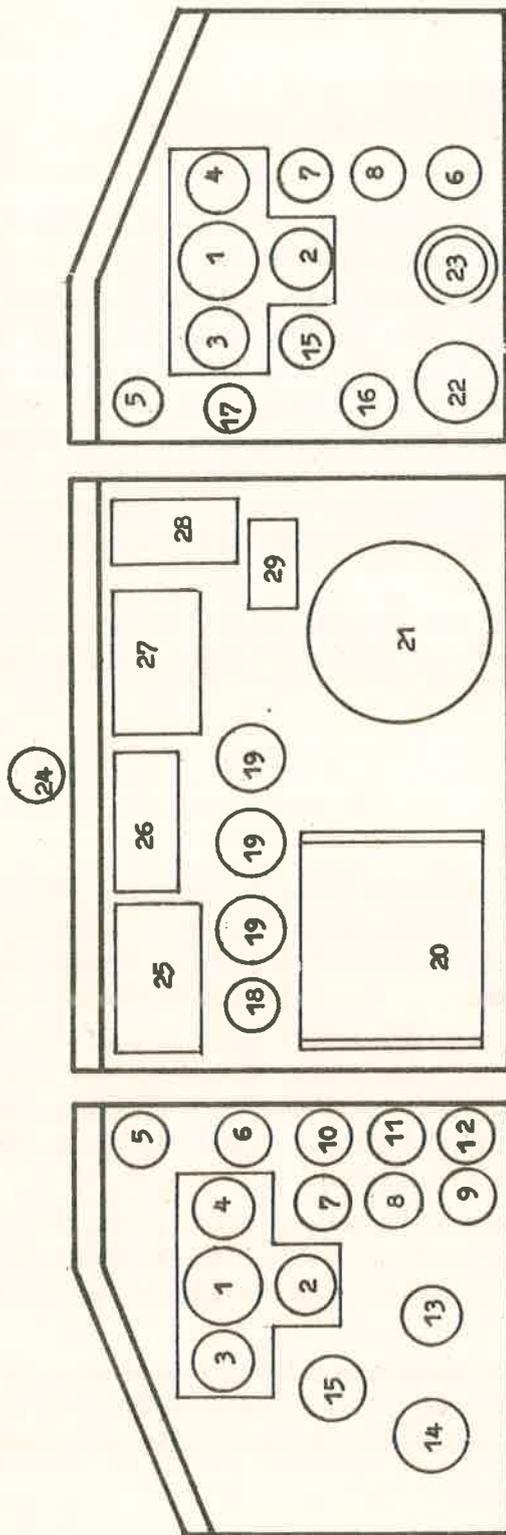


Abb. 6.1. Gerätetafel der Atrappe

- 1- Kommandogerät;
- 2- Navigationsgerät;
- 3- Komb. Fahrtmesser KYC 730/1100
- 4- Variometer BAP-30M
- 5- Anzeiger für krit. Anstellwinkel und Lastvielfaches γ_{all}
- 6- Funkhöhenmesser PB-5
- 7- Höhenmesser YB0 (OBC)
- 8- PMM - 1A
- 9- Wendezeiger γ_{WU} -53
- 10- Feet-Höhenmesser BM Φ -50

- 11- Höhenmesser BM-15
- 12- Außenlufttemperatur-Anzeiger
- 13- Notsinkvariometer BAP-75M
- 14- Nothorizont AIP-144
- 15- Machmeter
- 16- Uhr
- 17- Abdrift (Doppler)
- 18- Stabilisator-Stellung
- 19- Drehzahlanzeiger
- 20- Kartenprojektionsgerät

- 21- Sichtgerät TPO3A
- 22- Korrekturmehanismus KM-4 (bei TKC)
- 23- Geschwindigkeitsvorwahl
- 24- Notkompaß KM-13
- 25- Warn- und Signalisationstafel
- 26- Warn- und Signalisationstafel ABCY
- 27- Signalisationstafel für Dämpfer
- 28- Sobauzeichen
- 29- Fahrwerk-Anzeige

a) Dreiphasen-Wechselstromnetz 36 V

Als Spannungsquellen dienen 2 Transformatoren 200/36 V mit einer Leistung von je 3 kVA. Davon stellt einer die Reserve dar und wird bei Bedarf automatisch eingeschaltet. Die Transformatoren werden aus der Schiene für den Navigationskomplex gespeist und können somit sowohl aus dem Primärnetz I als auch III versorgt werden.

b) Gleichstromnetz 27 V

Die Speisung dieses Netzes erfolgt durch 2 Trafo-Gleichrichter-Blöcke BTB-6 B von denen jeder 6 kW liefert. Einer davon dient als Reserve. Der Reserveblock wird bei Ausfall des Betriebsblockes automatisch an das Netz geschaltet. Als weitere Reservespannungsquelle dient der Startergenerator PC-12T0 des Hilfsenergieaggregats, der eine Leistung von 12 kW abgibt.

Zwei Akkumulatoren 12 CAM-28 dienen zum Anlassen des Bord-Hilfsenergieaggregates und zur Pufferung der Gleichrichterblöcke BTB-6 B. Im Haveriefall übernehmen die Akkumulatoren die Versorgung einer begrenzten Anzahl der für den Sinkflug der Maschine notwendige Verbraucher bis zu der Höhe von 3000 m, in der dann das Hilfsenergieaggregat angelassen werden kann. Die Unterbringung der Akkumulatoren ist im nicht hermetisch abgeschlossenen Heckteil des Flugzeuges vorgesehen.

Zum Anschluß einer Außenbordgleichstromquelle an die Maschine ist eine Steckdose vom Typ ИПАИ -500 vorgesehen, die sich ebenfalls am Heck links befindet.

6.2.1.3. Energiebilanz

Wie schon erwähnt, werden im Einzelbetrieb von den Generatoren der Triebwerke I und III alle Verbraucher bis auf die Enteisierung der Vorflügel versorgt. Fällt einer dieser beiden Generatoren aus, kann der Generator von Triebwerk II seine Funktion übernehmen, falls keine Enteisierung der Vorflügel notwendig ist. Ist die Enteisierung notwendig, wird sie weiter vom Generator II abgedeckt, und der verbleibende der beiden anderen Generatoren nimmt die ganze Belastung auf, die sich vorher auf die Generatoren I und III verteilte.

Bei Ausfall zweier Generatoren, übernimmt der dritte die gesamte Belastung und die Enteisierung der Vorflügel wird von dem anzulassenden Hilfsenergieaggregat abgedeckt. In diesem Falle werden alle entbehrlichen elektrischen Verbraucher, wie Bordbuffet und Beleuchtung der Passagierkabine selbständig abgeschaltet.

Beim Parallelbetrieb sind diese Umschaltungen der drei Hauptgeneratoren nicht notwendig, da sie auf ein gemeinsames Netz arbeiten. Lediglich die Enteisierung muß wieder auf das Hilfsenergieaggregat geschaltet werden, wenn zwei Generatoren ausfallen.

Alle hier angeführten Umschaltungen gehen automatisch vor sich und werden vom Steuerungsblock durchgeführt. Der durch die Umschaltzeit bedingte Ausfall der Stromversorgung übersteigt 0,3 bis 0,4 Sekunden nicht.

6.2.1.4. Regel- und Schutzrichtungen

Für die Aufgaben der Sicherung, Steuerung und Einhaltung der vorgegebenen Betriebsparameter sind jedem Generatorsatz folgende Apparaturen zugeordnet:

- 1 Sicherungs- und Steuerblock, Typ ESJ
- 1 Block zur Frequenzstabilisierung, Typ EAV
- 1 Block zur Spannungsstabilisierung, Typ EAH

Der Block E3Y hat folgende Funktionen:

- Zuschaltung des Generators zum entsprechenden Netz im Einzelbetrieb;
- Zuschaltung des Generators zum Parallelbetrieb bei Zusammenfall der Phasen unter Berücksichtigung der entsprechenden Toleranzen;
- automatische Abschaltung des Generators beim Abweichen seiner Spannung und Frequenz nach oben oder unten vom vorgegebenen Toleranzbereich, bei Kurzschluß im Generator oder seinen Schienen (die Überwachung von Spannung und Frequenz wird durch Geber gewährleistet, die Wirk- und Blindleistungen berücksichtigen);
- durch eine in diesem Block befindliche Reservestromquelle werden die Übergangspausen bei kurzzeitigen Schaltvorgängen im gesamten Steuerungs- und Energiesystem überbrückt.

Der Block EA4 regelt die Frequenz in Zusammenarbeit mit dem Gleichdrehzahlgetriebe auf eine Genauigkeit von $\pm 1\%$. Bei Ausfall dieser Feinregulierung tritt eine Grobregulierung direkt am Gleichdrehzahlgetriebe ein mit einer Genauigkeit von $\pm 2\%$, die noch für die Parallelarbeit der Generatoren ausreicht.

Der Block BAH regelt die vom Generator abgegebene Spannung in den vorgegebenen Grenzen.

Die Linienverzweigung jeder Phase ist beim Dreiphasen-Netz zweifach abgesichert mit Netzsicherungen vom Typ A3Φ.

Die einzelnen Dreiphasen-Stromverbraucher werden mit Sicherungsautomaten vom Typ A33 abgesichert.

Beim Gleichstromnetz wurde in jeder Linienverzweigung eine zweifache Absicherung mit Sicherungsautomaten vom Typ A3Π vorgenommen.

6.2.2. Die Stromverteilung im Flugzeug

Jede Phase des in Sternschaltung verlegten Dreiphasen-Wechselstrom-Netzes ist dreifach verzweigt. Der Sternpunkt liegt an Masse.

Bei Einzelbetrieb der Generatoren bestehen zwei verschiedene Netze, gespeist jeweils von den Generatoren der beiden äußeren Triebwerke. Es existiert eine spezielle Navigationsschiene, die vom Netz I (gespeist vom Generator des linken Triebwerks) versorgt wird.

Bei der Verteilung der Verbraucher wurde grundsätzlich so verfahren, daß zwei Verbraucher, die eine gegenseitige Reserve darstellen, an verschiedene Netze angeschlossen werden.

Das Gleichstrombordnetz 27 V ist als in sich geschlossenes Ringnetz mit vierfacher Unterteilung zur Reservebildung ausgeführt.

6.2.3. Stromverbraucher

Eine Übersicht über die elektrischen Verbraucher liegt noch nicht vor.

Elektromechanische Antriebe betätigen:

- Höhenflossenverstellung;
- Vorflügel (Drehstrommotoren);
- Scheibenwischer.

Die Pumpen des Kraftstoffsystems werden durch Drehstrommotoren angetrieben. Die Enteisung der Vorflügel erfolgt mit Wechselstrom 115 V/ 43,4 kVA. Weiterhin werden, wie üblich, die Frontsichtscheiben der Besatzungskabine elektrisch geheizt.

In Erfahrung gebracht wurde, daß als Scheinwerfer die bekannten Typen ПРФ -4 installiert sein werden. Als Antikollisionsleuchte wurde der Typ CMW-6 und als Positionsbeleuchtung BAHO-57 bekannt.

5.2.4. Betriebsüberwachung und Wartung

Die Kontrolle der Arbeit des Energiesystems geschieht durch den Bordingenieur mit Hilfe folgender Meßinstrumente und Kontrolleuchten, die auf einer Kontrolltafel untergebracht sind:

Dreiphasen-Wechselstromnetz 200/115 V

- a) Voltmeter mit entsprechendem Umschalter zur Spannungsmessung an jedem Generator und jeder Phase;
- b) Amperemeter mit entsprechendem Umschalter zur Strommessung an jedem Generator und in jeder Phase;
- c) Frequenzmesser mit entsprechendem Umschalter (gekoppelt mit dem Umschalter des Voltmeters) zur Frequenzmessung im Punkte der Spannungsmessung;
- d) Kontrolllampen zur Signalisation des Abschaltens oder Ausfalls von Generatoren.

Gleichstromsystem 27 V:

Zur Messung der Betriebswerte jedes Transformator-Gleichrichter-Blockes sind ein Volt- und ein Amperemeter vorgesehen.

Dreiphasen-Wechselstromnetz 36 V

Zur Spannungsmessung in jeder Phase ist ein Voltmeter vorgesehen.

Die zentrale Verteilertafel und die Regulierungseinrichtungen für das Bordnetz befinden sich im Durchgang von der Passagierkabine zu den Toiletten. Damit ist eine gute Zugänglichkeit gewährleistet.

Die Verteilerschienen und Kabel sind zur Vermeidung von Kurzschlüssen und zum Schutze des Bedienungspersonals entsprechend isoliert und abgesichert.

Die Laufzeiten der Hauptaggregate werden im Durchschnitt mit 2000 Stunden angegeben. Zur bodenseitigen Kontrolle und Wartung aller an der Elektroanlage beteiligten Systeme wurde eine spezielle Prüfanlage geschaffen. Diese Apparatur wird über Adapter an die Maschine angeschlossen und kontrolliert ein automatisches Abfrageprogramm die verschiedenen Elektrosysteme.

Die Auswertung erfolgt in Form von Ja - Nein - Entscheidungen durch Aufleuchten von Kontrolllampen auf einem speziellen Pult der Prüfanlage.

6.3. Flugregelsystem und Komplex der Navigationsausrüstung

Zu diesem Problemkreis waren nur äußerst lückenhafte Informationen zu erhalten, die sowohl hinsichtlich der Darlegung der Grundauffassungen als auch der Einzelaufgaben unbedingt der Ergänzung und Präzisierung bedürfen.

6.3.1. Flugregelsystem ABCY-154

Das Flugregelsystem erfüllt folgende Funktionen:

- Verbesserung der Stabilitäts- und Steuerbarkeitscharakteristika des Flugzeuges bei manueller Steuerung;
- automatische Stabilisierung des Flugzeuges um alle drei Achsen;
- automatische Stabilisierung der Flughöhe;
- Ausführung von koordinierten Kurven, Steig- und Sinkflug nach den am Bedienpult eingestellten Sollwerten;
- automatische und halbautomatische Flugzeugführung auf der Strecke nach Führungssignalen aus dem Navigationskomplex;

- automatische und halbautomatische Durchführung der Manöver vor dem Landeanflug nach Führungssignalen aus den Bord-Funknavigations-Anlagen;
- automatisches Einleiten der 4. Kurve und automatisches Einfliegen in den Anflugleitstrahl;
- automatischer und halbautomatischer Anflug bis 30 m Höhe und 400 m Horizontalsicht (ICAO-Kat. II) nach Führungsgrößen aus dem Leitstrahl-landesystem und Weiterführung der Landung bis zum automatischen Aufsetzen (Kat. III);
- automatische Verhinderung kritischer Flugzustände hinsichtlich Anstellwinkel und Überbelastung sowohl bei automatischer als auch bei manueller Steuerung;
- Anzeige der Fluglage und Flugkommandos auf den Kommandohorizonten und Navigationsanzeigergeräten:
 - Schräglage,
 - Kurs,
 - Sollkurs,
 - Sollwegwinkel,
 - Schieben,
 - Ablage vom Sollflugpfad vertikal und horizontal,
 - Nickwinkel,
 - Abdriftwinkel.

Über die Struktur und den Aufbau des Systems besteht noch keine Übersicht. Aus der Auslegung der Steuerung des Flugzeuges darf gefolgert werden, daß ein System mit 3-facher Redundanz zum Einsatz gelangt. Auch bei manueller Steuerung ist das elektronische System in die Steuerung eingeschaltet und korrigiert das Steuerbarkeitsverhalten des Flugzeuges (Überziehwarnung, 3-Achsendämpfung, Begrenzung von Überbelastung und Anstellwinkel).

Zum System gehört nach bisheriger Übersicht u. a.:

- Autopilot für 3 Achsen;
- Vortriebsregelung;
- Zustands- und Flugzustandsüberwachungssystem;
- Flugkommandoanlage;
- Koppler aus Navigationskomplex (Führungsgrößen von Navigationsrechner, von Kurzstreckennavigationsystem, Funkhöhenmesser und Luftdatenrechner).

Nach dieser Übersicht darf gefolgert werden, daß das System von vornherein für die vollautomatische Landung vorgesehen ist und die Zulassung für Kat.-IIIa-Betrieb bordseitig nach ausreichender Betriebserfahrung ohne wesentliche Änderungen oder Ergänzungen des Systems möglich sein wird.

6.3.2. Komplex der Navigationsausrüstung

Der Komplex der Navigationsausrüstung gruppiert sich um einen zentralen Navigationsrechner, der seine Führungsgrößen aus dem Dopplerabtaster, dem Trägheitssystem (bzw. Kurssystem) und aus dem zentralen Luftdatenrechner erhält. Die Korrektur der ermittelten Navigationsdaten erfolgt teilautomatisch aus den Bordanlagen für die bodengestützten Funknavigationsmittel und dem Bordradar.

Die Ausgabe des Rechners erfolgt an ein Projektionskarten-Navigationsgerät (zwischen den beiden Flugzeugführern installiert), an Einzelanzeiger, an das Bedienteil des Rechners und in das Flugregelsystem (Führungsgrößen für den automatischen Streckenflug).

Die gerätetmäßige Abgrenzung zwischen dem Navigationskomplex und dem Flugregelsystem ist noch nicht klar erkennbar (gemeinsame Funktionen des Rechners für beide Systeme,

Zurverfügungstellen der Vertikalreferenz u.a.). Ebenso sind die nachstehenden Typenangaben (außer Funknavigationsmittel) noch keinesfalls als endgültig zu betrachten.

6.3.2.1. Navigationsrechner BHIIK

Der Rechner ist eine Digital-Analog-Anlage zur automatischen Lösung der Navigationsaufgaben. Seine hauptsächlichsten laufenden Eingangsinformationen erhält er aus dem Trägheitssystem, dem Dopplerabtaster und dem Luftdatensystem. Zur Korrektur des mit der Zeit ansteigenden absoluten Navigationsfehlers werden in erster Linie Informationen aus dem Kursstreckennavigationssystem "3AMOK" bei Bedarf eingegeben. Eine weitere Möglichkeit der teilautomatischen Korrektur bietet das Bordradar. Der Rechner gewährleistet:

- den automatisierten Streckenflug mit bis zu 16 Wendepunkten und automatischem Übergang von einem Streckenabschnitt zum anderen;
- die Berechnung der Orthodromen-Koordinaten und des Orthodromen-Kurses und die Steuerung des Navigations-Kartenprojektionsgerätes mit diesen Daten;
- die automatische Steuerung der Anflugmanöver in der Vertikalen und Horizontalen;
- die Steuerung der RMI, der Flugkommando-Anzeige und der Anzeige am Bedienteil des Rechners (Ziffernanzeige der orthodromen Navigationsdaten).

Zur Zuverlässigkeitserhöhung ist eine Doppelinstallation des Rechners vorgesehen.

Nach mündlicher Auskunft soll der Rechner in Verbindung mit den autonomen Navigationsmitteln eine Navigationsgenauigkeit beim Streckenflug von 10 km in 95 % aller Fälle (2σ) gewährleisten. Die Korrektur aus bodengestützten Navigationssystemen soll nicht häufiger als aller 500 km erfolgen müssen. Sie ist vollautomatisiert.

Die bisher vorliegenden mündlichen und schriftlichen Auskünfte lassen noch keine Aussage zu einer Reihe wesentlicher Fragen zu. Die mündlichen Auskünfte ließen erkennen, daß die endgültige Konzipierung des Navigationskomplexes offensichtlich noch von der rechtzeitigen Bereitstellung von neuentwickelten Ausrüstungen durch die elektronische Industrie abhängt.

So kann damit gerechnet werden, daß bis zum Beginn der Exportlieferungen das Flugzeug mit einem Digitalrechner "BHIIK" ausgerüstet wird.

Ebenso ist noch nicht endgültig entschieden, inwieweit ein gesonderter Restflugweitenrechner CPPIIB installiert wird. Es wird angestrebt, diese Funktion einem künftigen universelleren zentralen Bordrechner mit zu übertragen.

6.3.2.2. Navigations-Kartenprojektionsgerät "BHIIH"

In ein auf eine Mattscheibe projiziertes Kartenbild des überflogenen Geländes wird eine Standortmarke und der Kursvektor, gesteuert vom Navigationsrechner, eingeblendet. Gleichzeitig lassen sich noch Wegwinkel und Entfernung zu einem beliebig einstellbarem Orientierungspunkt darstellen.

Der Anzeigefehler soll $\approx 2\%$ betragen.

Als Karte wird ein speziell gefertigter Mikrofilm benutzt, der unterschiedliche Maßstäbe für Strecke und Nahverkehrsbereich zuläßt. Das Gerät ist neben dem Sichtgerät des Bordradars am mittleren Gerätebrett installiert, sodaß es von beiden Flugzeugführern gut eingesehen werden kann.

Es befindet sich ein weiteres Gerät in Entwicklung, das günstigere Einbaumaße und kleinere Masse aufweisen soll. Einzelheiten waren nicht zu erfahren.

6.3.2.3. Autonome Navigationsmittel

Zur laufenden Speisung des Navigationsrechners mit Primär Navigationsdaten ist ein Doppler-Abtaster zuzüglich Kreiselkurssystem oder ein Doppler-Trägheitssystem vorgesehen. Nach den Auskünften wird zur Zeit von seiten des OKB einem doppelten Doppler-Trägheitssystem der Vorzug gegeben.

Über die ökonomischen Konsequenzen wurden keine Aussagen gemacht.

6.3.2.3.1. Dopplerabtaster "MAUTA-1"

Das Gerät gibt Weggeschwindigkeit und Abdriftwinkel an ein Anzeigegerät und an den Navigationsrechner aus.

Hauptdaten:

Einsatzhöhe	15 bis 15000 m,
Betriebsfrequenz	8,8 GHz,
Meßbereich	
der Weggeschwindigkeit	180 bis 1300 km/h,
des Abdriftwinkels	$\pm 30^\circ$
Meßfehler (2σ)	
der Weggeschwindigkeit	$\leq 0,35\%$ der laufenden Geschwindigkeit,
des Abdriftwinkels	$\leq 0,25^\circ$
Stromversorgung	115 V/400 Hz \approx 200 VA, 27 V Gleichspannung

Unter der Typenbezeichnung wird wahrscheinlich ein doppelter Satz verstanden.

6.3.2.3.2. Kreisel-Trägheitssystem TMC-1

Dieses System gibt Vertikalreferenz, Kursreferenz und Beschleunigungswerte aus. Die Vertikalreferenz wird mit einer Genauigkeit von $12'$ angegeben. Weiterhin wurde mitgeteilt, daß der Fehlerkreisradius in 7 bis 8 Stunden Flugzeit $\approx 0,6\%$ der zurückgelegten Strecke betragen soll. Die Kursgenauigkeit ohne Berichtigung durch andere Navigationshilfen wurde mit $0,25^\circ$ für 6 bis 7 Stunden angegeben. Andere Genauigkeitsangaben waren nicht zu erfahren. Die Einlaufzeit (Abstimmzeit) des Systems vor dem Start soll 5 min nicht übersteigen.

6.3.2.4. Kreiselgeräte für Vertikalreferenz und Kurs

Über die Ausrüstung mit Kreiselgeräten liegen keine endgültigen Angaben vor. Bei Einbau des Kreiselträgheitssystems TMC-1 werden aus diesem die Kurs- und Vertikalreferenz und die Beschleunigungswerte bezüglich der Plattformachsen angegeben.

Eine andere Version der Navigationsausrüstung sieht ein Kurssystem TKC in Miniaturbauweise als Kursreferenzgeber vor.

Für die Vertikalreferenz sind dann nach Typ nicht bekannte Kreiselvertikalen vorgesehen.

Als Nothorizont ist ein Gerät AFP -154 vorgesehen. Nähere Angaben fehlen.

Weiterhin finden Kreisel-Winkelgeschwindigkeits- und -Beschleunigungsmesser im System Verwendung

6.3.2.5. Luftdatensystem CBC- IIH-15-4

Der zentrale Luftdatenrechner versorgt das Flugregelsystem, den Navigationskomplex, den Bordtransponder und das Datenregistriergerät mit elektrischen Signalen über:

- wahre Fluggeschwindigkeit,
- absolute barometrische Höhe,
- relative barometrische Höhe,
- Machzahl.
- angezeigte Fluggeschwindigkeit,

Die gegebenen Auskünfte ließen erkennen, daß die endgültige Typenwahl noch nicht getroffen ist. Es war nicht ausreichend erkennbar, inwieweit der naheliegende Schritt verwirklicht wird, die Anzeige der Luftdaten an den Gerätebetreibern bis auf die unumgängliche Notinstrumentierung durch elektrische, vom Luftdatenrechner gesteuerte Anzeigegeräte vorzunehmen. Bekannt wurde, daß in den Gerätetafeln der Piloten lediglich die beiden Höhenmesser VBO vom Luftdatenrechner gespeist werden.

6.3.2.6. Kurzstrecken-Navigations- und Landesystem " ZAMOK "

Das System besteht aus folgenden Anlagen:

- Kurzstreckennavigationsanlage PC BH- III,
- Kurzstreckennavigationsanlage KYPC-M II -2,
- Entfernungsmesser CLK-67T.

Entsprechend dieser Zusammenstellung ermöglicht das System:

- Die Kurzstreckennavigation nach den Funknavigationen "СВОД", " ДРОГА", "VOR", "VORTAC" und "VOR/DME";
- den Landeanflug nach den Leitstrahlverfahren ILS, ЧП - 50M und ЧП -50.

6.3.2.6.1. Kurzstreckennavigationsanlage PCBH- III

Es handelt sich um eine aus der Bordanlage PCBH-2C weiterentwickelte Anlage mit teilweiser Doublierung im Empfangsteil für das sowjetische dm-Wellen-Polarkoordinatennavigationssystem (Bodenanlagen " СВОД ", " ДРОГА").

Hauptdaten

Genauigkeit der Azimutmessung	$\pm 0,25^\circ$
der Entfernungsmessung	$\pm 200 \text{ m} \pm 0,03 \% \text{ der angezeigten Entfernung}$
Betriebsfrequenz	dm-Bereich (UHF)
Kanalzahl	88
Masse	53 kg
Leistungsaufnahme	600 VA
Ausgänge für digitale und analoge Weiterverarbeitung der Information	

6.3.2.6.2. Kurzstreckennavigationsanlage KYPC-M II -2

Die Anlage ist eine Weiterentwicklung der Anlage KYPC-M II -1 und ermöglicht wie diese den Empfang von Signalen des Kurzstreckennavigationssystems VOR und der Leitstrahl-landesysteme ILS, ЧП-50 und ЧП-50M. Sie besteht aus 2 gleichartigen, unabhängig betreibbaren Halbsätzen.

Die hauptsächlichlichen Veränderungen der Anlage gegenüber ihrem Vorläufer betreffen:

- Verringerung des Kanalabstandes auf 50 kHz;
- Verbesserung der AVR-Charakteristik und Empfindlichkeit des VHF-Navigationsempfängers und damit Reichweitenverbesserung (380 bis 400 km in 10 km Höhe);
- Verringerung der Fehler bei VOR-Empfang;
- Verbesserung der Stördämpfung;
- Erhöhung der MTBF.

Hauptdaten

Kursempfänger	Frequenzbereich	108 bis 117,95 MHz
	Kanalzahl	200
	Empfindlichkeit	$\leq 5 \mu\text{V}$ (AVR voll wirksam)
	AVR-Charakteristik	Ausgangsspannungsänderung $\leq 1,5 \text{ dB}$ im Eingangsspannungs-

			bereich von 7,5 μ V bis 100 mV
	Störsignaldämpfung		≥ 70 dB
Gleitempfänger	Frequenzbereich		329,3 bis 335 MHz
	Kanalzahl		20
	Empfindlichkeit		≤ 20 μ V (AVR voll wirksam)
	AVR Charakteristik		Ausgangsspannungsänderung $\leq 1,5$ dB im Eingangsspannungsbereich 50 μ V bis 100 mV
	Störsignaldämpfung		≥ 60 dB
Marker-Empfänger	Empfindlichkeit		$\approx 0,15$ mV in der empfindlichen Stellung "Strecke" ≈ 1 mV in der unempfindlichen Stellung "Landung"
VOR-Betrieb	Fehler der Selektoreinstellung		$\leq 2^\circ$
	Fehler der Azimutanzeige		$\leq \pm 2^\circ$
	Anzeigeempfindlichkeit der Ablageanzeige		250 μ A ± 10 % bei 10° Ablage vom Sollazimut bezogen auf Einzelan- zeiger
	Ansprechempfindlichkeit der Blinker (über alles)		≤ 5 μ V Eingangsspannung am VHF-Empfänger
IIS-Betrieb	Nulltoleranz Kurs (DDM=0)		≤ 5 μ A
	Kurssektorbreite (DDM=4 dB)		150 μ A ± 10 %
	Ansprechempfindlichkeit der Kursblinker		≤ 5 μ V Eingangsspannung am VHF- Empfänger
	Nulltoleranz Gleitweg (DDM=0)		≤ 4 μ A
	Gleitsektorbreite (DDM=2 dB)		132 μ A ± 10 %
	Ansprechempfindlichkeit der Gleitblinker		≤ 50 μ V Eingangsspannung am Gleitempfänger
SP-50-Betrieb	Anzeigeempfindlichkeit des Kurskanals		250 μ A ± 10 % bei $m = 17,5$ % der Wechselphase und $m = 30$ % der Bezugsphase
	Stromversorgung		115 V/400 Hz 240 VA 27 V Gleichspannung 150 W
Betriebsbedingungen	Temperatur		- 50 bis + 50 $^\circ$ C
	relative Luftfeuchtigkeit		98 bis 100 % bei $t = 35$ $^\circ$ C
	Höhe		≤ 15 km
	Rüttelfestigkeit (10 bis 200 Hz)		5 g
	Stoßfestigkeit		5 g
Betriebszeit	MTBF = 2000 Std.		
Hauptteile und Massen	Kursempfänger KPH-200П	2 Stck	je 4 kg
	Navigationsauswerter VPH- 2П	2 Stck	je 3,4 kg
	Gleitwegempfänger IPH-20 1П	2 Stck	je 3,4 kg
	Marker-Empfänger MPH-3П	2 Stck	je 2,3 kg

Signalisationsblock ECT	2 Stck	je 1,5 kg
Aufnahmerahmen mit Anschlüssen	2 Stck	je 6,1 kg
Bedienteil (Kanalwahlschalter)	2 Stck	
Azimutselektor (RMS) CMK	2 Stck	je 1,4 kg
Peilanzeiger PMW-1A	2 Stck	
Betriebsartenwähler	1 Stck	1,36 kg
Umschaltblock	1 Stck	
C П-50-Balanceblock	1 Stck	0,4 kg

6.3.2.6.3. DME-Bordanlage" CMK-67T"

Die Anlage dient zur Entfernungsmessung in Verbindung mit DME-, VORTAC- oder TACAN-Bodenstellen.

Nach mündlicher Auskunft soll sie den Spezifikationen des ICAO-Annex 10 voll entsprechen und die Spezifikation ARINC 521D erfüllen.

Der Sender-Empfänger der Anlage ist zur doppelten Installation vorgesehen. Die Anlage stellt eine Neuentwicklung dar. Es werden in größerer Zahl Dünnschichtschaltkreise eingesetzt. Die Entfernungsmessschaltung arbeitet digital. Die Umschaltungen erfolgen überwiegend ohne mechanische Kontakte.

Hauptdaten

Abfragefrequenzbereich	1025 bis 1150 MHz
Senderleistung	126 Kanäle mit 1 MHz Kanalabstand ≥ 1,25 kW
Folgefrequenz	30 ± 6 Hz
Empfangsfrequenzbereich	962 bis 1213 MHz
Empfindlichkeit	252 Kanäle mit 1 MHz Kanalabstand ≥ 116 dB/W
Kodierung	≥ ICAO - Spezifikation
Frequenzstabilität	100 kHz
Suchzeit	≤ 3 s
Genauigkeit	± (150 m + 0,05 % der angezeigten Entfernung)
Fluggeschwindigkeit	≤ 3500 km/h
Masse des doppelten Satzes	ca 23 kg
Garantiezeit	3000 Flugstunden

6.3.2.7. Funkhöhenmesser PB-5

Die Anlage ist die Neuentwicklung eines Präzisions-Landehöhenmessers. Sie soll künftig als Standardtyp für Verkehrsflugzeuge eingesetzt werden. Sie ist mit Höhengsignalisator, Ausfallüberwachung und -Anzeige und Eigenkontrolleinrichtung ausgestattet. Die Aufschaltung auf das Flugregelsystem ist vorgesehen.

Hauptdaten

Höhenmeßbereich	0 bis 750 m
Frequenz	4,4 GHz-Bereich (international zugewiesen für Flugnavigations-Funkdienst)
Meßgenauigkeit	
im Bereich 0 bis 10 m	± 0,3 m
im Bereich 10 bis 750 m	± 3 % der Anzeige
Masse	8 kg
Stromversorgung	115 V/400 Hz 75 VA

6.3.2.8. Funkkompaß APK-15

Die Anlage ist eine Neuentwicklung mit Festrahmen und Festfrequenzsystem.

Hauptdaten

Frequenzbereich	150 bis 1800 kHz (\cong ICAO)
Frequenzgenauigkeit	\pm 100 Hz
Kanalabstand	500 Hz
Grenzempfindlichkeit	
für Leiten	25 μ V/m
für Peilen	50 μ V/m
Peilgenauigkeit	\pm 2°
Mittlere Einlaufgeschwindigkeit der Peilung	30 °/s
Stromversorgung	27 V, 27 W, 36 V/400 Hz, 3,6 VA

6.3.2.9. Empfangsanlage für bodengestützte Langstreckennavigationsverfahren

Auf Anfrage wurde erklärt, daß eine serienmäßige Ausrüstung mit Empfangsanlagen für bodengestützte Langstreckennavigationsverfahren z.Zt. nicht vorgesehen ist. Es waren auch keine Verfahrens- oder Typenbezeichnungen zu erhalten. Die Fragestellung wurde sinngemäß so beantwortet, daß bei Notwendigkeit auch derartige Anlagen zur Verfügung ständen.

6.4. Geräteausrüstung

Dieser Gliederungsabschnitt beinhaltet die Beschreibung von Geräten und Anlagen, die in ihren Funktionen weitgehend unabhängig sind. Die Anlagen zur automatischen Flugzeugführung und der Komplex der Navigationsausrüstung wurden sinnfällig im Abschnitt 6.3. zusammengefaßt und sind dort als einheitliches System beschrieben.

6.4.1. TW-Überwachungsgeräte

Zur Überwachung der TW-Parameter gelangen Geräte und Anlagen herkömmlicher Bauart nach bekannten Meßprinzipien und Fernübertragungssysteme zum Einsatz. Außer den drei Drehzahlanzeigern sind alle anderen Anzeigegeräte auf der Geräte-tafel des Bordingenieurs installiert.

Die TW-Vibration wird durch die Anlage MB-200 oder eine Modifikation der Anlage überwacht. Dabei konnte noch nicht genau festgestellt werden, ob die Anzeige ständig auf den Geräten liegt, oder durch ein Umschalten von Hand die einzelnen TW kontrolliert werden.

Der Späneabrieb der Rotorlagerungen und Triebe wird bei Überschreitung eines bestimmten Quantum durch induktive Geber signalisiert und auf der zentralen Warn-tafel angezeigt. Die Bezeichnung der Anlage konnte noch nicht in Erfahrung gebracht werden.

Die Kraftstoffvorratsmessung im Zusammenhang mit dem System der KS-Entnahmesteuerung erfolgt vorab nach den bekannten kapazitiven und induktivem Verfahren, wobei sich für eine zukünftige Ausrüstung bereits abzeichnet, diese Anlagen zu einem Komplex der "Automatik zur Zentrierung des Flugzeuges" (Schwerpunktberechnung) zusammenzufassen. Diese zukünftige Anlage wurde als System ALLT bezeichnet.

Weiterhin wird eine Anlage zur Messung des KS-Momentan-Verbrauchs und des Gesamt-verbrauchs zum Einsatz gelangen. Genauere Ausführungen darüber sind jedoch heute noch nicht möglich.

Die Schmierstoff-Vorratsanzeige erfolgt von außen an farbigen Sichtmarken. Diese Anzeige wird nicht fernübertragen.

6.4.2. Stellungsanzeigen von Zellensystemen und Bedienungseinrichtungen

Diese Anzeigen erfolgen durch herkömmliche Fernübertragungssysteme mit bekannten Geberelementen. Eine Beschreibung an dieser Stelle erübrigt sich deshalb.

6.4.3. Zentrales Warn- und Signalisationssystem

Die allgemeine Konzeption zur Schaffung eines zentralen Warn- und Signalisationssystem wurde weitgehend durchgesetzt. Neben den Haupt-Sichttafeln im Mittelfeld der Gerätetafel, wo die wichtigsten Signale für gefährliche Flugzustände und Ausfälle von Anlagen global für die Flugzeugführer angezeigt werden, erfolgt an einer Tafel am Platz des Bordingenieurs eine detaillierte Anzeige über die Störung in den jeweiligen Einzelsystemen bzw. Baugruppen. Eine endgültige Aussage über die Gestaltung der Anzeigefelder und die Auswahl der Signale kann jedoch gegenwärtig nicht gegeben werden.

Durch die Vereinigung der Signalisationen auf den zentralen Tafeln in Verbindung mit einer klaren Gesamtgestaltung der Instrumententafel gewinnt man einen optisch ruhigen Eindruck; die Übersichtlichkeit konnte eindeutig verbessert werden. Einen Überblick über die Instrumententafelgestaltung der Atrappe gibt Abbildung 6.1.

6.4.4. Beleuchtung der Instrumententafeln

Die Geräteskalen, Bedienelemente und Beschriftungen sind durchweg mit inaktiven Farbmassen ausgelegt. Ein Nachleuchteffekt wird bei den verwendeten Materialien nicht erreicht. Die Instrumentenbeleuchtung erfolgt durch direkte Anstrahlung mittels Lampenleisten, die durch Abdeckungen blendfrei am oberen Rand der Gerätetafeln angeordnet sind. Das in seiner Helligkeit regelbare Licht kann wahlweise weiß oder rot eingeschaltet werden. Eine gewünschte Mischung von weißem und rotem Licht ist möglich. Darüber hinaus besitzen einige Instrumente individuelle Beleuchtungseinrichtungen mit Helligkeitsregelung.

6.5. Funkverbindungs- und Funkmeßausrüstung

Die in diesem Abschnitt aufgeführte Funkmeßausrüstung umfaßt nur Anlagen, die funktionell relativ selbständig sind, während Anlagen, die funktionell dem Flugregelsystem oder dem Navigationskomplex zugeordnet sind, dort aufgeführt wurden. Insofern erhebt die angewandte Aufteilung keinen Anspruch darauf, gleichzeitig eine Aussage über die zweckmäßigste Zuordnung der Anlagen in der Wartung zu treffen.

5.5.1. HF-Funkanlage "ММКРОН "

Die Anlage ist eine Neuentwicklung, die als künftige Standardanlage für Verkehrsflugzeuge vorgesehen ist. Sie kann im Einseitenbandbetrieb arbeiten. Durch den Einsatz eines Festfrequenzsystems extrem hoher Frequenzgenauigkeit ergeben sich wesentliche Bedienungsvereinfachungen für die Besatzung. Es gelangen weitgehend Halbleiterelemente, hermetisierte Moduln und elektronische Kontaktschaltungen zum Einsatz, sodaß mit hoher Zuverlässigkeit gerechnet werden darf.

Die Daten der Anlage sollen den einschlägigen Forderungen der ICAO und ITU voll entsprechen und die Spezifikation ARINC-533 erfüllen. Betrieb mit Selektivrufzusatz ist möglich (SEICAL lt. Annex 10)

Hauptdaten

Frequenzbereich	2 bis 24 MHz
Kanalabstand	0,1 kHz (Festraster)
Kanalzahl	220 000

Frequenzgenauigkeit		$0,5 \cdot 10^{-6}$
Senderleistung an 50 Ohm-Last		≥ 400 W bei A3A und A3I ≥ 100 W bei A1, A3 und F1
Sender-Klirrfaktor		≤ 7 %
Betriebsarten		A M Telegraphie A1, F M Telegraphie F1, ESB-Funksprech mit oberem Seitenband und Unterdrückung des Trägers A3I, mit reduziertem Träger A3A, Zweiseitenband AM Funksprech A3
Empfindlichkeit	bei A1, F1, A3A u. A3I bei A3	≤ 1 μ V ≤ 3 μ V
Kanalwahlzeit	für Sender-Empfänger für Antennenabstimmteil	≤ 8 s ≤ 15 s
Stromversorgung	27 V Gleichspannung 115/200 V /400 Hz	150 W ≤ 1100 VA (bei Senden)
Höhenfestigkeit		≤ 10 km
Temperaturbereich		- 55 bis + 50 °C
Masse ohne Kabel		35 kg
MTBF		1000 h
Kühlung		Zwangskühlung individuell oder zentral

6.5.2. VHF-Funkanlage "ЛАНДЫН "

Die Anlage ist eine Neuentwicklung, die als künftiges Standardgerät für Verkehrsflugzeuge verwendet werden soll. Ihre wesentlichen Merkmale sind:

- erhöhte Zuverlässigkeit;
- Erfüllung der ICAO - Forderungen;
- Einsatz von Transistoren (bis auf Leistungsröhren im Sender);
- elektronische Abstimmung der Verstärkerkreise;
- elektronische Umschaltung der Steuerquarze;
- hochwirksame Rauschunterdrückerschaltung im Empfänger.

Hauptdaten

Frequenzbereich	118 bis 135,975 MHz
Kanalzahl	720
Kanalabstand	25 kHz
Betriebsart	A3 - Simplex
Senderleistung	≥ 20 W
Frequenzstabilität	$30 \cdot 10^{-6}$
Empfindlichkeit	≤ 3 μ V bei Signal-Rauschverhältnis 3 : 1
Bandbreite	40 kHz
Selektivität	100 dB Abfall gegenüber Mittenspannung bei 100 kHz Verstimmung
Störsignaldämpfung	≥ 60 dB
Stromversorgung	27 V ± 10 % 200 W bei Senden 100 W bei Empfang
Höhenfestigkeit	115 V/400 Hz 50 VA 10 km

Temperaturbereich	- 40 bis + 50 °C
Masse	12 kg
MTBF	1000 h

6.5.3. Selektivrufzusatz

Für alle Funkstationen gemeinsam kann ein Selektivrufzusatz, der den Spezifikationen für SELCAL gemäß Annex 10 der ICAO entspricht, installiert werden.

6.5.4. Bord - Ela - Anlage " BENAHME "

Die Anlage vereinigt in sich alle an Bord eines modernen Flugzeuges installierten elektroakustischen Anlagen in einem komplexen System:

EIV-Anlage, Passagieransprechanlage, Passagierunterhaltungsanlage, Aufzeichnungsanlage für den Sprechverkehr (Cockpit-Sprachregistriergerät).

Sie sichert der Besatzung günstige Arbeitsbedingungen bei der Abwicklung des Nachrichtenverkehrs durch Konzentration der Bedienorgane für die Funkausrüstung auf den Teilnehmertafeln.

Zur Anlage gehören:

- 2 Teilnehmertafeln für die Flugzeugführer;
- 1 Teilnehmertafel für den Navigator;
- 1 Teilnehmertafel für den Bordingenieur;
- Teilnehmertafeln für die Stewardessen.

Die Anlage gewährleistet:

- bequeme Bedienung der Funkstation;
- Mithören zusätzlicher Empfänger;
- Eigenverständigung;
- getrennte Lautstärkeregelung in den Kanälen für Eigenverständigung, Funkverbindung, Mithören;
- Passagieransprechen;
- breitbandige Wiedergabe von Musikprogrammen von einem Magnettongerät in die Passagiersalons;
- Verständigung bei technischen Arbeiten und bei der Abfertigung über zusätzliche Anschlußstellen (untereinander und mit der Besatzung);
- ununterbrochene Aufzeichnung aller Dienstgespräche im internen und äußeren Netz auf einem Magnettongerät mit Drahtspeicher.

Die Anlage wird durch leichte, hochqualitative, kleine Sprechgeschirre mit Niederohmhörern und elektrodynamischen Mikrofonen komplettiert.

Zur Prüfung der Anlage im eingebauten Zustand gibt es ein spezielles transportables Prüfgerät.

In ihren elektrischen und mechanischen Kenndaten entspricht die Anlage den Luftfahrttauglichkeitsforderungen.

6.5.5. Bordradar "TPO3A "

Die Anlage ist eine Neukonstruktion, die als künftige Standardanlage für Verkehrsflugzeuge eingesetzt werden soll. Sie findet als Wetter- und Übersichtsradar Verwendung. Es gelangen weitestgehend Transistoren und integrierte Schaltkreise zur Anwendung. Die Anlage weist folgende wesentlichen Besonderheiten auf:

- Minimum an Bedienorganen, die am Sichtgerät angeordnet sind;
- großes Tageslichtsichtgerät mit Polarisationsfilter;
- automatische, hydraulische kreiselgestützte Kompensation der Roll- und Nicklage;

- 3-Pegel-Videoverstärker;
- Schaltung zur Kontrasterhöhung bei Gewitterortung;
- in Verbindung mit dem Navigationsrechner und dem Flugregelsystem ist automatisches Umfliegen von Gewittern möglich .

Hauptdaten

Frequenz	X - Band
Impulsdauer	2 μ s
Impulsleistung	12 kW
Impulsfolgefrequenz	400 Hz
Empfindlichkeit	\approx 100 dB/mW
Reichweite	300 bis 370 km gegenüber Großstädten 200 bis 250 km gegenüber mittleren Städten
Entfernungs - Meßbereiche	20, 50, 125, 250, 375 km
Azimutaler Abtastbereich	\pm 100° bezüglich der Flugzeuglängsachse
Antennendiagramm	Betriebsartabhängig umschaltbar cosec ² oder Bleistiftdiagramm
Betriebsarten	1. Panoramabetrieb 2. Gewitterortung 3. Gewitterortung mit eingeschalteter Kontrasterhöhungsschaltung (Iso-Echo) 4. Arbeit mit Navigationsrechner - halbautomatische Korrektur des Navigationsrechners nach Radarorientierungspunkt - Einblenden der Radardaten in das Kartenprojektionsgerät 5. " ONM". Betriebsart für das Umfliegen von Radarzielen, z.B. Gewittern. Dazu wird eine Lichtmarke auf das Zentrum des zu umfliegenden Gebietes gestellt. Das Ausgangssignal steuert dann über den Navigationsrechner und das Flugregelsystem das Flugzeug.

6.5.6. Bord-Transponder COM-64 und CO-63-403

In das Flugzeug kann wahlweise der Transponder COM-64 oder der Transponder CO-63-403 eingebaut werden.

Der Transponder CO-63-403 ist eine Modifikation des COM-64, der nur für den Betrieb nach ICAO-Standard vorgesehen ist. Alle Baugruppen und Blöcke, die bei der Anlage COM-64 dem Betrieb nach sowjetischen Standard dienen, sind weggelassen worden. Die Baugruppen sollen zwischen COM-64 und CO-63-403 austauschbar sein. Die Höheneinspeisung erfolgt aus dem Luftdatensystem. Doppelinstallation der Anlagen ist vorgesehen.

Hauptdaten

	COM-64	CO-63-40
	1	2
1. Betrieb nach ICAO-Standard		
Empfangsfrequenz	1030 MHz	1030 MHz
Sendefrequenz	1090 MHz	1090 MHz
Empfindlichkeit	\geq 100 dB/W	\geq 100 dB/W
Senderleistung	0,25 bis 1 kW	0,25 bis 1 kW

	1	2
Nebenzipfelunterdrückung	2-fach und 3-fach-Impuls	2-fach und 3-fach-Impuls
Abfrage-Modi	4 (A,B,C,D)	4 (A,B,C,D)
Informationskapazität	4096 Zahlen Höhe bis 15,3 km in 100 ft-Schritten	4096 Zahlen Höhe bis 15,3 km in 100 ft-Schritten
2. Betrieb nach UdSSR-Standard		nicht vorgesehen
a) Betrieb in Verbindung mit Übersicht radar		
Empfangsfrequenz	837,5 MHz	-
Sendefrequenz	740 MHz	-
Empfindlichkeit	84 dB/W	-
Senderleistung	0,2 bis 0,8 kW	-
Nebenzipfelunterdrückung	3-fach-Impuls	-
Abfragecoden	2	-
Antwortcoden	3	-
Informationskapazität		
Zahlen	100000	-
Höhe	bis 15000 m mit 10 m Unterteilung	-
Kraftstoffvorrat	12 Stufen	-
b) Betrieb in Verbindung mit Landeradar		
Empfangsfrequenz	9370 MHz	-
Empfindlichkeit	62 dB/W	-
Nebenzipfelunterdrückung	3-fach-Impuls	-
Abfragecoden	1	-
Antwortcoden	2	-
3. Sonstige Daten		
Masse	ca 27,5 kg	ca 13,5 kg
Stromversorgung		115 V/400 Hz 80 VA 27 V/Gleichspannung 10 W

6.6. Datenregistriergerät, Wartungselektronik

Über die Installation eines Vielkanal-Datenregistriergerätes für die Aufzeichnung von Wartungs- und Havariedaten wurden bisher keine Angaben gemacht.

Ein integriertes Borddatensystem befindet sich in Entwicklung. Es wird gerechnet, daß es in 3 bis 4 Jahren verfügbar sein wird. Zur Aufzeichnung von Havariedaten ist zur Zeit das Gerät MCPH -12 vorgesehen.

Es ist über dem mittleren Triebwerk untergebracht. Die Aufnahme der zwölf aufzeichnenden Daten erfolgt zum Teil über spezielle Geber; die Luftdaten liefert das zentrale Luftdatensystem CBC- IH-15-4.

Folgende Parameter sind zur Registrierung vorgesehen:

- 1 Kanal Barometrische Höhe, 250 bis 13000 m;
- 1 Kanal Fluggeschwindigkeit, 80 bis 800 km/h;
- 1 Kanal vertikale Überbelastung, -2g bis +5 g;
- 1 Kanal Winkelausschlag des Höhenruders;

- 1 Kanal Winkelausschlag des Seitenruders;
- 1 Kanal Winkelausschlag des Querruders;
- 3 Kanäle Stellung der Leistungswahlhebel der Triebwerke;
- 3 Kanäle Triebwerksdrehzahlen;

Zusätzlich wird eine Zeitmarke aufgebracht.

7. Passagierkabine und Gepäckräume

7.1. Allgemeines

Die Passagierkabine ist durch das vor dem Tragflächenbereich angeordnete zentrale Bordbüfett in eine vordere und hintere Passagierkabine aufgeteilt.

Jede Kabine verfügt über eine davor liegende Einstiegtür mit den Abmessungen 1750 x 800 mm, die jeweils in einen Vorraum mit kleiner Garderobe führt.

Im vorderen Einstiegraum befindet sich links neben der Einstiegtür eine Kleiderablage für die Besatzung und gegenüber dem Einstieg neben der Garderobe für die Passagiere der vorderen Kabine eine Toilette.

Am Ende der hinteren Passagierkabine sind 3 Toiletten angeordnet.

Die Beladung des Bordbüfetts erfolgt über eine unmittelbar im Bordbüfett auf der rechten Rumpfseite angeordnete Tür mit den Abmessungen 1280 x 610 mm.

7.2. Auslegungsvarianten (Abb. 7.2.)

Vorgesehene Grundvarianten sind:

- a) Die Ökonomievariante mit 158 Sitzplätzen bei einem einheitlichen Sitzabstand von 750 mm. In der vorderen Kabine befinden sich für 54 Passagiere 9 Sitzreihen mit je 3 Sitzen auf beiden Seiten des Mittelganges. In der hinteren Kabine befinden sich für 104 Passagiere 16 Sitzreihen mit je 3 Sitzen und hinten 2 Sitzreihen mit je 2 Sitzen auf beiden Seiten des Mittelganges. Zwischen der 1. und 2. Sitzreihe ist in beiden Kabinen ein Mitteltisch angeordnet. Das bedeutet, bis auf jeweils die 1. Reihe sind alle Sitze in Flugrichtung angeordnet.
- b) Die Ökonomievariante mit 164 Sitzplätzen für Kurzstrecken bei einem einheitlichen Sitzabstand von 750 mm. Der einzige Unterschied zur Ökonomievariante mit 158 Plätzen besteht in der Verkleinerung des Bordbüfetts um 1000 mm. Dadurch wird in der vorderen Kabine eine Sitzreihe zusätzlich aufgestellt. Es verbleibt ein Zwischenraum von 350 mm zwischen dieser Reihe und der Trennwand zum Bordbüfett. Bei Kurzstrecken wird damit gerechnet, nur kalte Speisen zu servieren.
- c) Die Gemischvariante mit 128 Sitzplätzen, davon 24 in der 1. Klasse und 104 in der Ökonomiekategorie.
Die erste Klasse ist in der vorderen Kabine untergebracht, das Bordbüfett wurde um 440 mm nach vorn verlängert.
In der 1. Klasse sind 6 Sitzreihen mit je 2 1. Klasse-Sitzen auf beiden Seiten des Mittelganges mit einem Sitzabstand von 1020 mm in Flugrichtung angeordnet. Die hintere Kabine bleibt gegenüber den Ökonomievarianten mit 158 bzw. 164 Passagieren unverändert.
- d) Die Touristenvariante mit 146 bis 152 Sitzplätzen bei einem Sitzabstand von 810 bis 840 mm.
In der vorderen Kabine sind für 48 Passagiere 8 Sitzreihen mit je 3 Sitzen auf beiden Seiten des Mittelganges angeordnet. Bei Kurzstreckeneinsätzen und Verkürzung des Bordbüfetts um 1000 mm kann eine weitere Sitzreihe mit 6 Sitzen eingebaut werden.
In der hinteren Kabine befinden sich für 98 Passagiere 15 Sitzreihen mit je 3 Sitzen und hinten 2 Sitzreihen mit je 2 Sitzen auf beiden Seiten des Mittelganges. Die Mitteltische zwischen der 1. und 2. Sitzreihe beider Kabinen wurden wie bei der Ökonomievariante beibehalten.

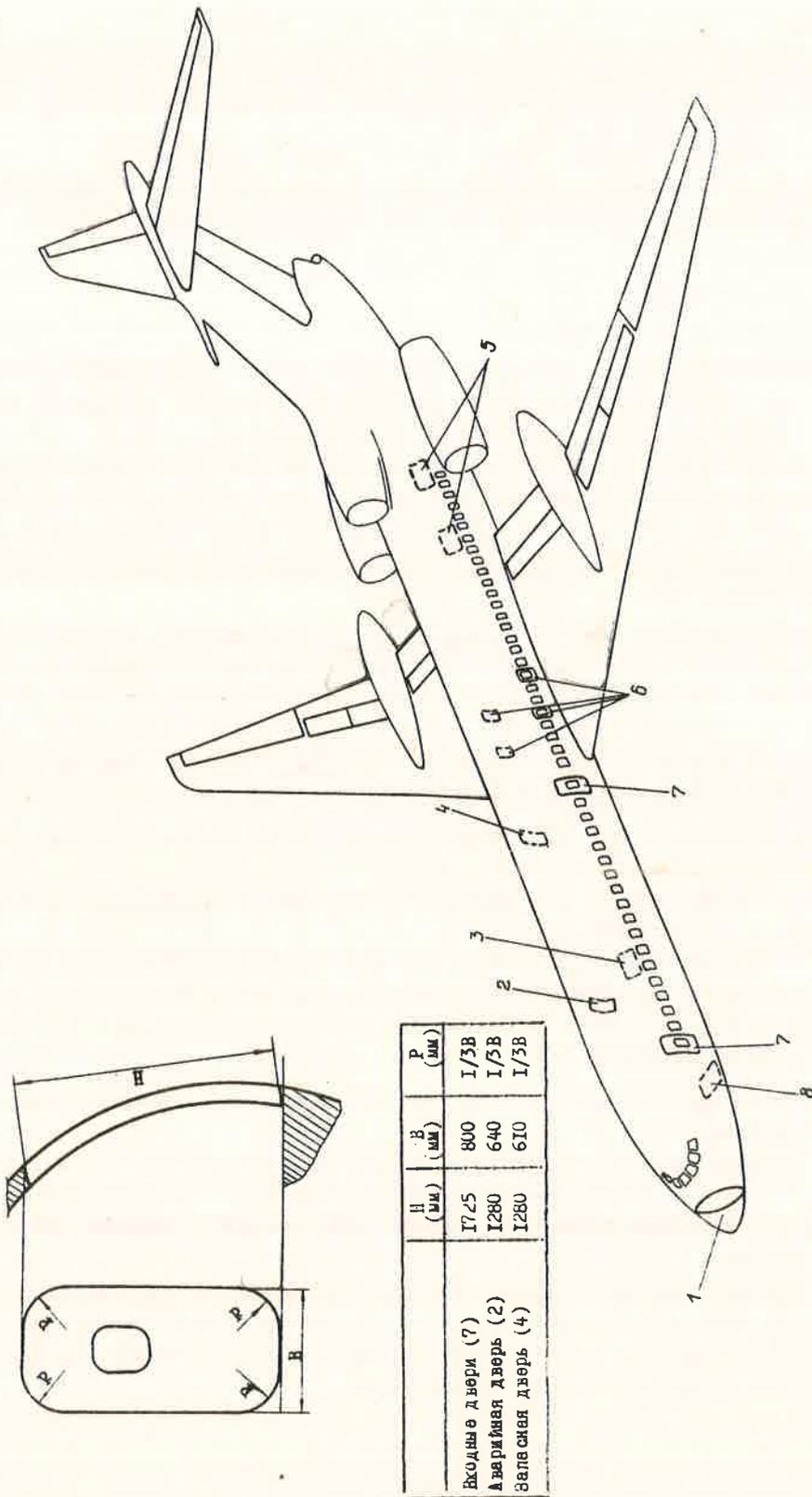


Abb. 7.1. Türen und Luken

1 - abklappbare Antennenverkleidung; 2 - Notausstiegür an der rechten Bordseite; 3 - Gepöckluke rechts; 4 - Bordbuffettür an der rechten Bordseite; 5 - Notausstiege an der rechten und linken Bordseite; 7 - Einstiegstür; 8 - Wartungsluke.

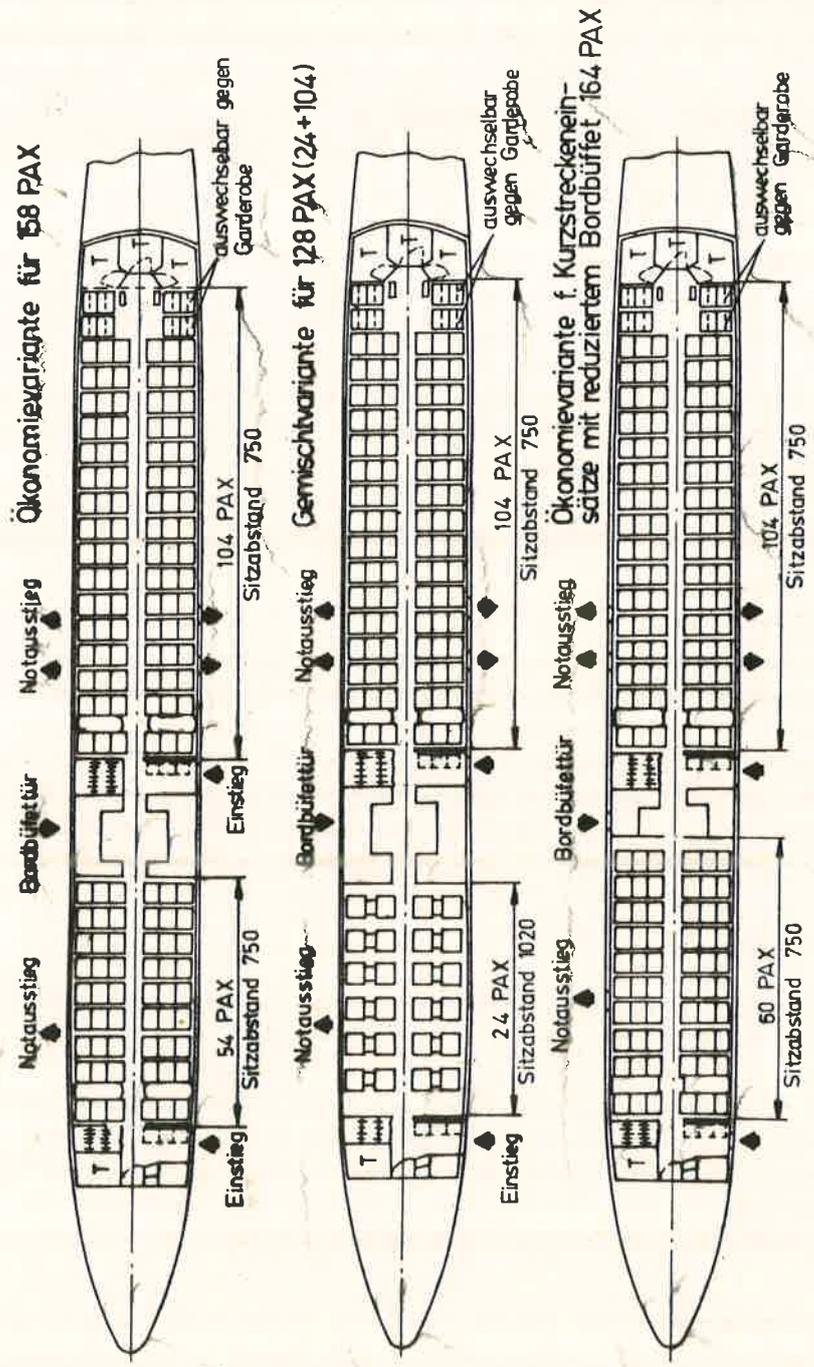


Abb. 7.2. Auslegungsvarianten der Passagierkabine

7.3. Umrüstungsmöglichkeiten

Alle Kabinentrennwände sind Festwände, mit Ausnahme der vorderen Trennwand des Bordbüfets und der zwei Halbtrennwände, die eine zusätzliche einbaufähige Garderobe vor den Toiletten der hinteren Kabine abgrenzen. Diese wechselbaren Trennwände sind an vorhandenen Schraubanschlüssen zu befestigen. Die Vergrößerung bzw. Verkleinerung des Bordbüfets kann in den Längenabmessungen von 1470 mm, 2470 mm und 2510 mm von der hinteren Bordbüfettrennwand nach vorn durch Verschiebung der vorderen Trennwand erfolgen.

Für die Umrüstung in die einzelnen Varianten lassen sich die Tableaus über den Passagiersitzen (mit Leselampe, Rufknopf, Frischluftdusche und beleuchtender Reihenummer), die in Schienen unter der Gepäckablage gehalten sind, entsprechend verschieben. Die Anschlußmöglichkeiten für jedes Tableau sind vorhanden.

7.4. Passagiersitze

Für alle Passagiersitze wurde eine neuartige raumsparende Konstruktion mit großer Beinfreiheit unter und hinter den Sitzen mit von selbst hochklappenden Sitzteilen und nach vorn und hinten klappbaren Rückenlehnen angewandt. Die Armlehnen sind hochklappbar.

Die Befestigung erfolgt in den Sitzschienen mit einer Teilung von 30 mm mit üblicher Verriegelung. Dabei wurden die Festigkeitsvorschriften nach BCAR-Normen eingehalten. Der Sitzschienenabstand beträgt 508 mm.

Alle Sitze sind mit Klapptischen (Knopfbetätigung) und daneben angeordneten Kleiderhaken ausgerüstet. Die Anschnallgurte sind wie bei der TU-134 ausgeführt.

7.4.1. Ökonomieklassesitze

Für die angegebenen Ökonomie- und Touristenvarianten finden die gleichen Sitzblöcke mit 3 Sitzen, bzw. 2 Sitzen bei den letzten beiden Reihen der hinteren Kabine Anwendung.

Die Verstellbarkeit der Rückenlehnen erfolgt durch ein Kugelschloß in 4 Stellungen bis 26° Rücklage. Das gilt bei allen angegebenen Auslegungsvarianten bis auf die letzten Sitze der hinteren Kabine (Neigungsbegrenzung durch Trennwand).

Bei jedem Sesselblock sind in den Armlehnen 2 Aschenbecher eingebaut.

7.4.2. 1.Klasse-Sitze

Jeder Sitzblock besteht aus 2 Sitzen. Dazwischen befindet sich ein ausziehbares Tischchen mit 235 mm Breite und darunter 1 offenes und 1 verschließbares Ablagefach.

Während für die 1. Reihe ein Klapptisch an der vorderen Trennwand vorgesehen ist, werden in den anderen Reihen die Klapptische in den Rückenlehnen benutzt.

Die Verstellbarkeit der Rückenlehnen erfolgt durch ein Kugelschloß in 6 Stellungen bis etwa 45° Rücklage.

Je Sitz ist ein Aschenbecher in den Armlehnen eingebaut.

7.4.3. Stewardessensitze

In beiden Einstiegräumen ist an den hinteren Trennwänden je eine herausklappbare Sitzbank mit Anschnallgurten für 3 Stewardessen (insgesamt für 6 Stewardessen) angebracht.

7.4.4. Babykörbchen

Die Anbringung von Babykörbchen kann wie bei der TU-134 an jeder beliebigen Stelle der Vorderkante der Gepäckablage vorgenommen werden.

7.5. Gepäckablage

Über die gesamte Passagierkabine sind an beiden Seitenwänden durchgehende Gepäckablagen ohne Zwischenstege für kleines Handgepäck angeordnet.

Die Vorderkante der Gepäckablage kann als Handlauf benutzt werden und ist für eine senkrechte Belastung von 80 kp ausgelegt.

An der Unterseite befinden sich für jede Sitzreihe die Passagiertableaus mit Luftduschen, Leselampen, Rufknopf und Leuchtanzeige der Reihenummer. Sie sind wie bereits erwähnt, bei Umrüstung verschiebbar.

7.6. Kabinenfenster

In der gesamten Kabine beträgt der Fensterabstand nur 500 mm. Die Fenster sind rechteckig mit den ungefähren Abmessungen 225 x 350 mm, an den Ecken abgerundet. Gardinen werden nicht verwendet. Als Sonnenschutz besitzt jedes Fenster ein hinter der Seitenwandverkleidung geführtes Sichtfilter aus Plexiglas, das mittels Griff heruntergezogen wird. Es ist ein UV-Filter, dessen Absorptionsgrad etwa dem einer Sonnenbrille entspricht.

7.7. Kabinenbeleuchtung

Die Kabinenbeleuchtung ist völlig neuartig. Sie kann entweder als Einzelbeleuchtung oder auch gemeinsam angewendet werden und besteht aus den in der Mitte angeordneten Deckenleuchten, als durchgehendes Leuchtband mit Leuchtstoffröhren ausgebildet, und den auf der Innenseite der Gepäckablage zwischen den Tableaus sowie hinter den Seitenwänden zwischen Gepäckablage und Frischluftaustritten angeordneten Leuchtstoffröhren.

Als Not- bzw. Dienstbeleuchtung dienen Glühlampen, die in Abständen von jeweils 1 m in dem durchgehenden Leuchtband der Decke angeordnet sind.

7.8. Kabinenverkleidungen und Materialien

Für die Kabinenverkleidung und -ausstattung werden weitgehend Plaste und textile Werkstoffe aus synthetischen Fasern verwendet.

Die Seiten- und Deckenverkleidungen werden aus gelochten Blechfeldern bestehen, die mit Leichtkunstleder (Pavinol) bespannt sind.

Die Seitenverkleidungen im Fensterbereich (ab Höhe Sitzkissen bis Frischluftaustritt unterhalb der Gepäckablage) sind später als versteifte Plastplatten vorgesehen, die mittels patentierter Schnellverschlüsse befestigt werden und bedingungslos untereinander austauschbar sind.

Die Kabinenzwischenwände werden in Sandwichbauweise bei einer Dicke von 24 mm aus Schaumkunststoff mit je einer Lage perforiertem Sperrholz, aufgeklebtem Propoplast und Leichtkunstleder (Pavinol) bestehen. Die Einfassung erfolgt mittels Holzleiste und eloxiertem Aluprofil darüber.

Die Leuchtenabdeckungen unterhalb der Gepäckablage und über den Frischluftschlitzen bestehen aus lichtdurchlässigem, gewelltem Kunststoff. Ebenso bestehen die Tableaus unter den Gepäckablagen aus Kunststoff.

Die Vorderkante der Gepäckablage sowie die Abdeckung des Frischluftkanals, seitlich unter der Gepäckablage bestehen aus eloxiertem Blech.

Für das Sitzgestell werden Stanzteile als Magnesiumlegierung verwendet. Die Sitzpolster bestehen aus Polyurethan und Propoplast (Schaumstoffe).

Als Sitzbezüge werden "Kapron" und "Lawsan" verwendet. Die Klapptische in den Rückenlehnen werden aus lackiertem Blech und später aus Plaste bestehen.

Als Wandverkleidung für die Eingangsräume, Toiletten, Garderoben und das Bordbüfett wird ebenfalls leicht abwaschbares Leichtkunstleder (Pavinol) verwendet.

Der Fußboden der Passagierkabine ist mit Teppich aus synthetischen Fasern (Kapron auf Gummiunterlage) ausgelegt, die sonstigen Räume und die Toiletten sind mit Plastfußbodenbelag versehen.

Als Vorhänge werden Stoffe aus "Acetochlorin" verwendet.

7.9. Garderoben

In beiden Einstiegsräumen ist gegenüber der Einstiegtür je eine mit Vorhang abgetrennte Garderobe mit 2 Garderobenstangen und 1 Hutablagefach fest eingebaut. Die vordere ist für 24 Mäntel und die mittlere für 34 Mäntel vorgesehen.

Links vor der vorderen Einstiegtür befindet sich eine abgeschlossene Garderobe für 3 Besatzungsmitglieder.

Im Winterhalbjahr kann durch Ausbau der letzten beiden Sitzreihen (8 Sitze) in der hinteren Passagierkabine durch Einbau von Halbtrennwänden (Anschlüsse für Schraubverbindungen sind vorgesehen) eine auswechselbare Garderobe für weitere 100 Wintermäntel eingebaut werden.

7.10. Toiletten

Gegenüber der vorderen Einstiegtür befindet sich eine Toilette für die vordere Passagierkabine, und hinten in der hinteren Kabine befinden sich 3 Toiletten, die nach üblichen Gesichtspunkten bisheriger sowjetischer Passagierflugzeuge ausgerüstet sind und jeweils mit Toilettenbecken, Waschbecken, Spiegel, 2 Abfallbehältern, 3 Ablagen für Papier (Toilettenpapier, Papierhandtücher, Papierauflage für Toilettenbrille) Kleiderhaken, Haltegriff, Rufknopf und Steckdose 120 V versehen werden. Die Anordnung der Toilettenausstattung ist bei der vorderen und den beiden seitlichen hinteren Toiletten gleich. Die Toilettentüren sind wie üblich als Falttüren ausgebildet.

Der Wasserhahn über dem Waschbecken wird durch Druck von Hand betätigt. Es kann nur kaltes oder warmes Wasser mit ca 45 °C austreten, eine Mischung ist nicht möglich. Der Entnahme von Trinkwasser dienen wie bei der TU-134 Thermosgefäße mit Pappbecherhalterung.

Die Toilettenanlage entspricht in ihrer Konstruktion und Auslegung im Prinzip den bisherigen Anlagen in anderen sowjetischen Passagierflugzeugen. Benutztes Toilettenpapier soll jedoch nicht in das Toilettenbecken, sondern in einen verschließbaren Behälter geworfen werden, weil das von der Aeroflot verwendete Toilettenpapier von der Spülflüssigkeit nicht zersetzt wird und die Anlage verstopfen kann.

Die Betankung und Entleerung der Toiletten erfolgt von außen auf der rechten Seite über spezielle Bedieneinrichtungen. Die Anschlußstutzen entsprechen den ISO-Normen.

7.11. Kabinenbeschriftung

Die Beschriftung der Kabine soll weitgehend durch Sinnbilder erfolgen.

7.12. Bordbüfett

Das Bordbüfett wurde aus Gründen einer besseren Servierttechnologie, günstigen Be- und Entladung, geringeren Lärmbelastigung für Stewardessen, Abteilung der vorderen Kabine (1. Klasse bzw. Salonvariante) und besserer Schwerpunktlage für alle Auslegungsvarianten zentral und fest zwischen vorderer und hinterer Kabine angeordnet.

Für die Grundvariante mit 158 Passagieren in der Ökonomiekategorie ist das Bordbüfett bei einer Gesamtlänge von 2470 mm wie folgt ausgerüstet:

26 Tablettcontainer	420 x 300 x 560 mm
1 Kühlschrank	XIII -100 mit 100 Liter
10 heizbare Flüssigkeitscontainer	KV -27 bzw. KV -200
1 Warmwasserbehälter für Spülwasser	3T -9
3 Heizschränke	IIIЭД-200/115
4 Heizplatten	П3С-200/115
12 Thermocontainer für warme Speisen	K-104 A
Abfallbehälter für Feststoffe	160 l
1 elektrisch beheizte Wärmekanne	K3-200/115

Dabei wurde eine solche Aufteilung gewählt, daß in Flugrichtung links die eigentliche Küche mit Heizschränken, Heizplatten und Kühlschrank und rechts das Büfett angeordnet ist.

Für die Gemischvariante mit 128 PAX kann das Bordbüfett durch Einbau je eines Containergestells beidseitig vom Mittelgang mit insgesamt 14 zusätzlichen Tablettcontainern (2 Containerreihen hintereinander) um 440 mm verlängert werden. Die vordere Trennwand ist nicht mit den Containergestellen verbunden.

Bei der Ökonomievariante mit 164 PAX (Kurzstrecke) wird das Bordbüfett gegenüber der gleichen Variante für 158 PAX um 1000 mm verkürzt. Es ist dann nur für die Aufnahme kalter Speisen und von Getränken vorgesehen.

Die Tablettcontainer wurden nach Vorstellungen der Aeroflot steifer ausgelegt und um etwa 50 mm gegenüber der bisherigen Norm verbreitert. Sie können 8 bis 12 Tablettts der Abmessungen 275 x 398 mm aufnehmen, statt je eines solchen Tablettts können auch jeweils 2 kleine Tablettts oder 4 Teetablettts aufgenommen werden. Neues Geschirr wurde dafür durch die Aeroflot entwickelt (für 1. Klasse Porzellan). Diese Container können auch mit Separatoren für Flaschen, Geschirr und Gläser versehen werden.

Der Kühlschrank stellt eine Neuentwicklung für die Aeroflot dar. Er besteht aus 2 Teilen mit je einer Tür. In den einen Teil kann ein normaler Tablettcontainer eingeschoben werden. Ein Tiefkühlfach existiert nicht. Die heizbaren und auswechselbaren Flüssigkeitscontainer stellen Verbesserungen der bekannten Typen VЭK-2 (II-18) dar. Sie sind mit wechselbaren Oberteilen für die Spannungen 200 V, bzw 27 V vorgesehen. Für die Ausrüstung der Aeroflot sind 6 Stück KV-27 und 4 Stück KV-200 vorgesehen.

Warmwasserbehälter für Spülwasser und für warme Speisen, die Thermocontainer sind die gleichen Typen wie bei der TU-134.

Etwa in Kopfhöhe befindet sich im Bordbüfett ein Luftabzug.

Die Be- und Entladung des Bordbüfetts erfolgt durch eine Tür auf der rechten Rumpfsseite nahe der hinteren Trennwand. Davor ist eine abklappbare Arbeitsfläche angebracht.

7.13. Gepäckräume

Die TU-154 besitzt drei Gepäckräume. Die Gepäckräume Nr. 1 und Nr. 2 mit einem Gesamtvolumen von 38 m³ befinden sich im druckdichten Rumpfteil unter dem Fußboden der Passagierkabine. Der Gepäckraum Nr. 3 mit einem Volumen von 5 m³ befindet sich außerhalb der Druckkabine im Heck des Rumpfes. Die Beladung der Gepäckräume Nr. 1 und Nr. 2 kann mit oder ohne Spezialcontainer vorgenommen werden. Für den Gepäckraum Nr. 3 sind keine Container vorgesehen.

Im Gepäckraum Nr. 1 lassen sich 7 Container und im Gepäckraum Nr.2 6 Container unterbringen. Die Beladung erfolgt durch eine Spezialladevorrichtung an den Frachtluken. Die Beförderung der Container innerhalb der Frachträume Nr. 1 und Nr. 2 erfolgt über einen Transportwagen, der in seitlichen Führungsschienen läuft und durch eine elektrische Winde befördert wird. Die Container werden am Standort

abgesetzt und verriegelt. Für die Beladung ohne Container sind Beschläge und Netze zur Verzerrung vorgesehen.

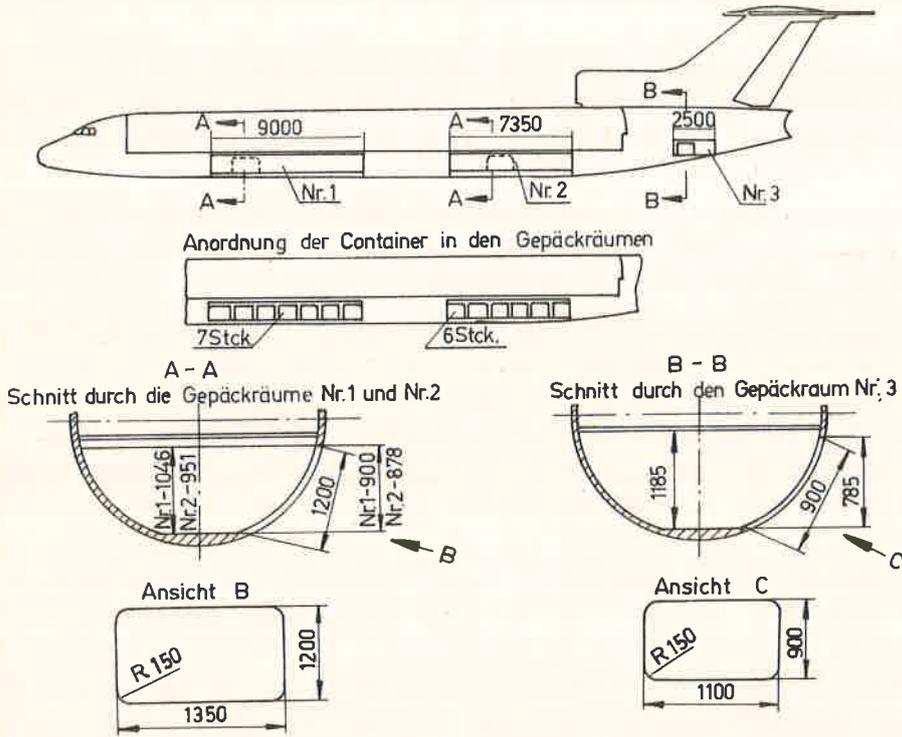


Abb. 7.3. Gepäckräume

Volumen der Gepäckräume

Gepäckräume	Containerlose Beladung				Containerbeladung					
	Volumen m ³	Fußboden- fläche m ²	Zuläss. Boden- belastg. kg/m ²	max. mögl. Zuladung kg ^x	Masse bei Beladung mit		Anzahl der Contai- ner	Volu- men d. Con- tainer m ³	Masse bei Beladung mit	
					Gepäck kg	Post kg			Fracht kg	Gepäck kg

Nr. I
inner-
halb
der
Druck-
kabine

21,5 21,5 600 12900 2580 5810 6450 7 11,2 1350 3025 3360

Nr. II
inner-
halb
der
Druck-
kabine

16,5 17,3 600 10400 1980 4460 4950 6 9,6 1150 2600 2880

Nr. III.
außer-
halb
der
Druck-
kabine

5,0 5,5 600 3300 600 1350 1500 - - 1350 1500

Gesamt 43,0 42,5 - - 5160 11620 12900 13 20,8 2500 6975 7740

x) die maximale Zuladung wird begrenzt durch die maximal mögliche kommerzielle Zuladung des Flugzeuges von 20 t

7.14. Volumen - Analyse der Nutzlast

$$G_{\text{NUTZ}} = 75 \cdot n + 20 \cdot n + G_{\text{POST}} + G_{\text{FRACHT ZUL.}} + G_{\text{LEBENSMITTEL}}$$

a) bei normaler (containerloser) Beladung der Gepäckräume $V = 43 \text{ m}^3$

Anzahl der PAX n	Masse der PAX (75 kg pro PAP) kg	Masse des PAX-Gepäcks (20 kg pro PAP) kg	Masse der Post kg	erforderl. Volumen für das Gepäck m^3	erforderl. Volumen für Post und Gepäck m^3	mögl. Zuladung an FRACHT in die Gepäckräume		Lebensmittel kg	mögliche kommerzielle Zuladung kg
						in der Druckkabine kg	überhalb der Druckkabine kg		
128	9600	2560	3000	21,3	32,3	1710	1500	230	18600
158 Grundvariante	11850	3160	3000	26,3	37,3	210	1500	280	20000
164	12300	3280	3000	27,3	38,3	-	1370	50	20000

Anmerkung: bei der Berechnung galt: 1. Wichte des Gepäcks 120 kg/m^3
 2. Wichte der Post 270 kg/m^3
 3. Wichte der Fracht 300 kg/m^3

b) bei Containerbeladung der Gepäckräume Nr. 1 und Nr. 2 lassen sich in ihnen 2500 kg Gepäck unterbringen (aus der Rechnung 15-20 kg/pro Passagier)

Anmerkung: Bei Containerbeladung der Gepäckräume zählt die Masse der Beladeeinrichtungen und deren Container von 1300 kg als kommerzielle Zuladung.

8. Not- und Rettungseinrichtungen

8.1. Verlassen des Flugzeuges in Notfällen

Das Verlassen des Flugzeuges in Notfällen kann durch folgende Ausstiege erfolgen:

Auf der linken Seite	Durch die 2 Einstiegtüren (800 x 1725 mm) und 2 Notausstiege (480 x 900 und 480 x 1070 mm) über der Tragfläche
Auf der rechten Seite	Durch die Bordbüfettür, eine Notausstiegtür in der vor- deren Kabine (beide 640 x 1280 mm) und 2 Notausstiege über der Tragfläche (480 x 900 mm und 480 x 1070 mm)

Neben beiden Einstiegtüren ist je eine aufblasbare Notrutsche TH-3 hinter einer Klappe angebracht. Neben der Bordbüfettür und über der Notausstiegtür der vorderen Kabine ist je eine Notrutsche mit Rettungsleine angebracht, die an Haltepunkten der Türrahmen befestigt werden kann.

Im Rumpfvorderteil sind für Havariefälle die Einschlagstellen zum Auftrennen des Rumpfes gelb gekennzeichnet mit Markierung der Ecken.

8.2. Vorkehrungen und Ausrüstung für den Notfall bei Flügen über unwirtlichem Gebiet und offener See

Als weitere Ausrüstung befinden sich an Bord:

- 2 Notfunksender (Typ noch nicht spezifiziert);
- 6 Rettungsleinen (an allen Notausstiegen im Gepäcknetz);
- 4 Handfeuerlöcher (je 2 in Garderoben der Einstiegräume);
- 4 Äxte (1 in der Besatzungskabine, 2 in Garderobe des vorderen und 1 in Garderobe des hinteren Einstiegraumes);
- 2 Kappmesser;
- 2 Jagdgewehre mit Munition (Besatzungskabine).

Bei Flügen über offener See gehören zusätzlich zur Rettungsausrüstung:

- 4 Rettungsflöße IICA-25;
- Schwimmwesten für jeden Passagier und jedes Besatzungsmitglied.

Die Rettungsflöße sind für 30 Mann ausgelegt. 2 Stück sind in den Fahrwerksgondeln hinten und 2 Stück im oberen Bereich des TFM unmittelbar am Rumpf in Luken untergebracht. Die Rettungsflöße sind bei Notwasserung automatisch abwerfbar und mit Stickstoff aufblasbar. Eine Leine verhindert ein Abtreiben vom Flugzeug. Bei Beförderung von mehr als 120 Menschen sollen in der Kabine in den Einstiegräumen noch zusätzliche Flöße oder Schlauchboote untergebracht werden.

Die Schwimmwesten für jeden Passagier werden an den Sitzen untergebracht. In der Garderobe für die Besatzung sind 6 Schwimmwesten und in der Garderobe des hinteren Einstiegraumes 3 Schwimmwesten untergebracht.

Bei einer Notwasserung wird das Flugzeug lange Zeit zuverlässig schwimmfähig bleiben mit ausreichender Längs- und Querstabilität.

Die Notausstiege liegen über der Wasserlinie.

8.3. Sauerstoffausrüstung

Das Flugzeug TU-154 ist mit Niederdruck-Sauerstoffanlagen ausgerüstet. Für die Besatzung wird eine Anlage mit Lungenautomat mitgeführt. Die Passagiere werden mit transportablen Geräten versorgt.

Der Sauerstoffvorrat gewährleistet:

- die Versorgung des 1. Piloten mit Sauerstoff während des gesamten Flugverlaufes, die der übrigen Besatzungsmitglieder und der Stewardessen für eine Stunde zur

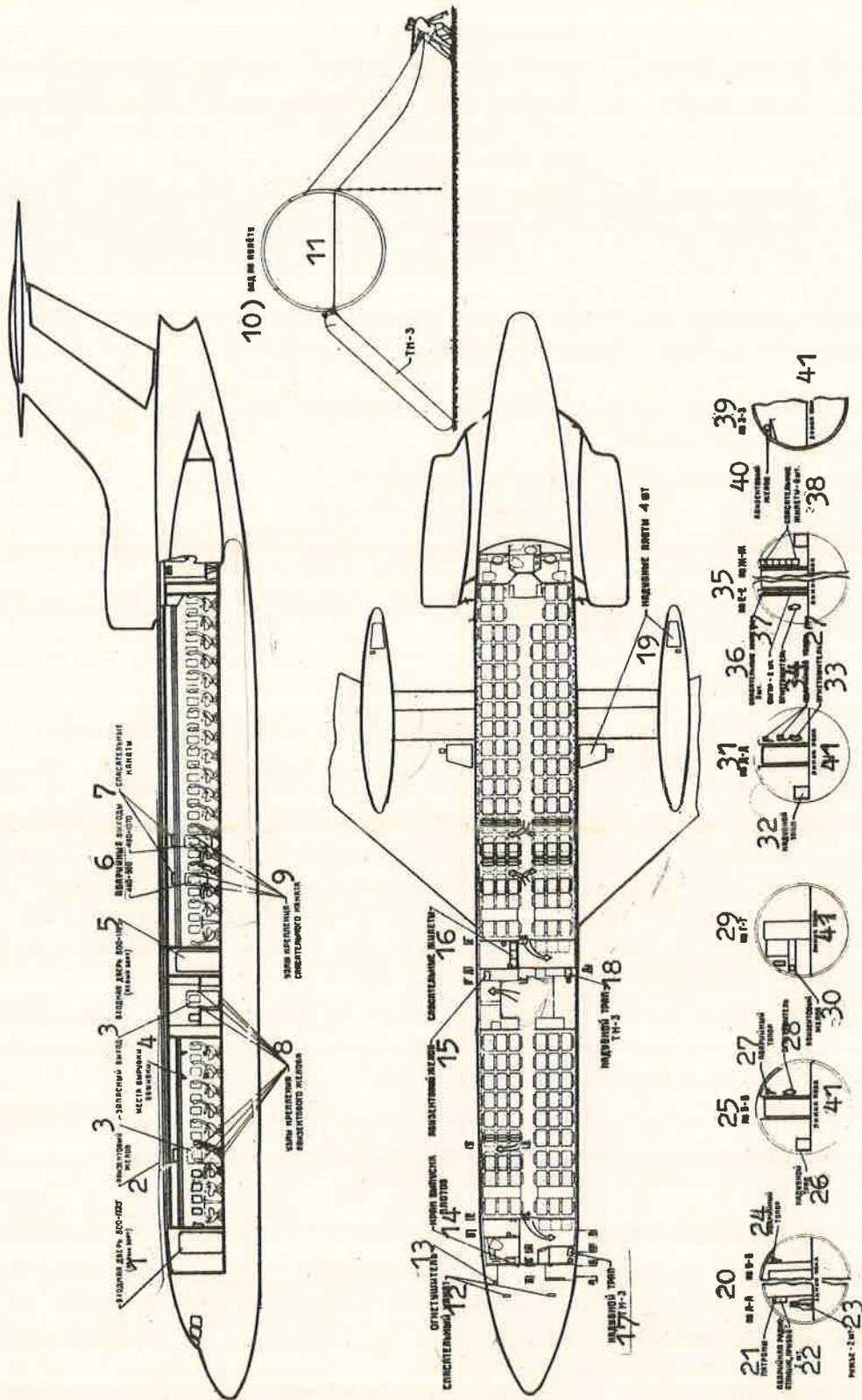


Abb. 8.1. Not- und Rettungsrichtungen

Legende zur Abb. 8.1.

1 - Einstiegtür 800 x 1725 (linke Seite); 2 - Notrutsche; 3 - Notausstiegtür; 4 - Stellen zum Einschlagen der Beplankung; 5 - Einstiegtür 800 x 1725 (linke Seite); 6 - Notausstiege 480 x 900 und 480 x 1070;
7 - Rettungsselle; 8 - Befestigungspunkte der Notrutsche; 9 - Befestigungspunkte der Rettungsselle; 10 - Ansicht in Flugrichtung; 11 - Fußboden; 12 - Rettungssell; 13 - Feuerlöscher; 14 - Hahn zum Auswerfen der Flöße;
15 - Notrutsche; 16 - Schwimmwesten; 17 - aufblasbare Notrutsche TH-3; 18 - aufblasbare Notrutsche TH-3;
19 - aufblasbare Flöße, 4 Stück; 20 - Schnitt A-A, B-B; 21 - Patronen; 22 - Notfunkstation; 23 - Gewehre, 2 Stück; 24 - Art; 25 - Schnitt B-B; 26 - aufblasbare Notrutsche; 27 - Art; 28 - Feuerlöscher; 29 - Schnitt I-I;
30 - Notrutsche; 31 - Schnitt II-II; 32 - aufblasbare Notrutsche; 33 - Feuerlöscher; 34 - Art; 35 - Schnitt E-E, X-X; 36 - Schwimmwesten, 3 Stück; 38 - Schwimmwesten, 6 Stück; 39 - Schnitt 3-3; 40 - Notrutsche; 41 - Fußbodenlinie.

Vorbeugung gegen übermäßige Ermüdung;

- die Versorgung der Passagiere, die während des normalen Fluges unter Sauerstoffarmut leiden.

Die festinstallierte Sauerstoffanlage zur Versorgung der Besatzung besteht aus:

- der Auffülltafel mit Stutzen nach internationalem Standard und Druckminderventil zur Reduzierung des Betankungsdruckes von 150 auf 30 kp/cm²;
- aus einem Sauerstoffbehälter mit einem Volumen von 92 l und einem Fülldruck von 30 kp/cm²;
- 5 Lungenautomaten КП 24 М, die sich unmittelbar an den Arbeitsplätzen der Besatzungsmitglieder und der Stewardessen befinden;
- einem Betankungsschlauch für das Auffüllen der transportablen Behälter.

Die transportable Sauerstoffausrüstung besteht aus:

- 9 transportablen Geräten КП 21 mit Behältern für je 1,8 l Fassungsvermögen und einem Fülldruck von 30 kp/cm²;
Sie sind für die Versorgung der Passagiere und Stewardessen mit Sauerstoff vorgesehen. Die Behälter selbst befinden sich in 3 Containern in der Passagierkabine.
- 1 transportablen Gerät КП -19 mit einem 7,5 l fassenden Behälter und einem Fülldruck von 30 kp/cm², vorgesehen für die Versorgung der Besatzung mit Sauerstoff. Dieses Sauerstoffgerät befindet sich in der Besatzungskabine.

Die transportablen Sauerstoffbehälter können bei Bedarf auch während des Fluges über die stationäre Sauerstoffanlage neu gefüllt werden.

9. Abfertigung des Flugzeuges

9.1. Bewegung des Flugzeuges auf dem Abfertigungsvorfeld

Das Flugzeug benötigt durch die konstruktive Auslegung der Hauptfahrwerke als 6-Rad-Wagen eine verhältnismäßig geringe Befestigung der Rollbahnen bzw. der Betonfläche des Abfertigungsvorfeldes.

Der spezifische Bodendruck beträgt 8 bis 9 kp/cm², damit ist eine Betondecke von 20 cm ausreichend.

Die Hauptabmessungen des Flugzeuges zeigt Abb. 2.7. Die Spurweite des Hauptfahrwerkes beträgt 11,5 m, der Radabstand ca 20 m.

Die Lenkung des Flugzeuges erfolgt hydraulisch über das Bugfahrwerk. Der normale Einschlagwinkel des Bugfahrwerkes beträgt 55°, das ergibt einen Rollradius ohne Reifenantrieb von ca 16 m. Das Flugzeug kann damit auf einer Fläche von 50 m Breite wenden.

Der Flächenbedarf beim Wenden ist in Abb. 9.1. dargestellt.

Die Höhe der Tragflächenenden über Boden beträgt 2,00 m.

Das Schleppen des Flugzeuges erfolgt über eine Schleppstange, die am Bugfahrwerk befestigt wird. Für den Schleppvorgang kann das Bugfahrwerk durch die Besatzung auf das Lenksystem frei orientierbar geschaltet werden.

Das maximale Schleppgewicht beträgt bei voller Zuladung in der Grundvariante 84 t, für bestimmte Modifikationen erhöht es sich auf 90 t.

Ein Vorwärts- und Rückwärtsschleppen des Flugzeuges über das Bugfahrwerk ist möglich.

Die Lärmentwicklung des Flugzeuges am Boden ist abhängig von der jeweiligen Triebwerksleistung und beträgt bei 0,6 Ne - 96 bis 88 PN dB sowie bei 1,0 Ne - 108 bis 96 PNdB.

Diese Werte treten in unmittelbarer Nähe der Triebwerke auf.

Einzelheiten über die Lärm- und Abgasentwicklung des Flugzeuges beim Rollen in bestimmten Abständen hinter dem Triebwerksauslaß wurden von sowjetischer Seite nicht gemacht.

Der Leerlaufschub eines Triebwerkes beträgt 600 kp.

Als Schleppgeräte sind die Schleppfahrzeuge JA3-214 und der KPA3-214 vorgesehen.

9.2. Kommerzielle Abfertigung des Flugzeuges

Für den Ein- und Ausstieg der Passagiere sind zwei Einstiegtüren an der linken Rumpffseite vorgesehen. Die Türen, die sich nach außen öffnen lassen, liegen vor den Tragflächen. Die Höhe der Schwelle der Einstiegtür über Boden beträgt 3,10 m und kann mit der selbstfahrenden Gangway CHT-104 oder CHT-114 erreicht werden. Durch die beiden Türen können die 158 PAX der Grundvariante das Flugzeug bei einer normalen Abfertigung in 5 min betreten bzw. verlassen.

Eingebaute Passagiertreppen sind nicht vorgesehen, lediglich Notleitern stehen im Bedarfsfall zur Verfügung.

Für die Beladung mit Gepäck und Fracht stehen 3 Gepäckräume zur Verfügung. Die Gepäckräume I und II befinden sich unter dem Fußboden der Passagieräume im druckdichten Teil des Rumpfes, der Gepäckraum III liegt zwischen Spant 68 und 73 im Heckteil des Rumpfes außerhalb der Druckkabine. Die Höhe der Schwellen der Gepäckluken über Boden beträgt ca 1,5 m.

Zur Erzielung kürzester Abfertigungszeiten für Gepäck und Fracht sind die Gepäckräume I und II mit einem System zur mechanisierten Be- und Entladung mit Containern

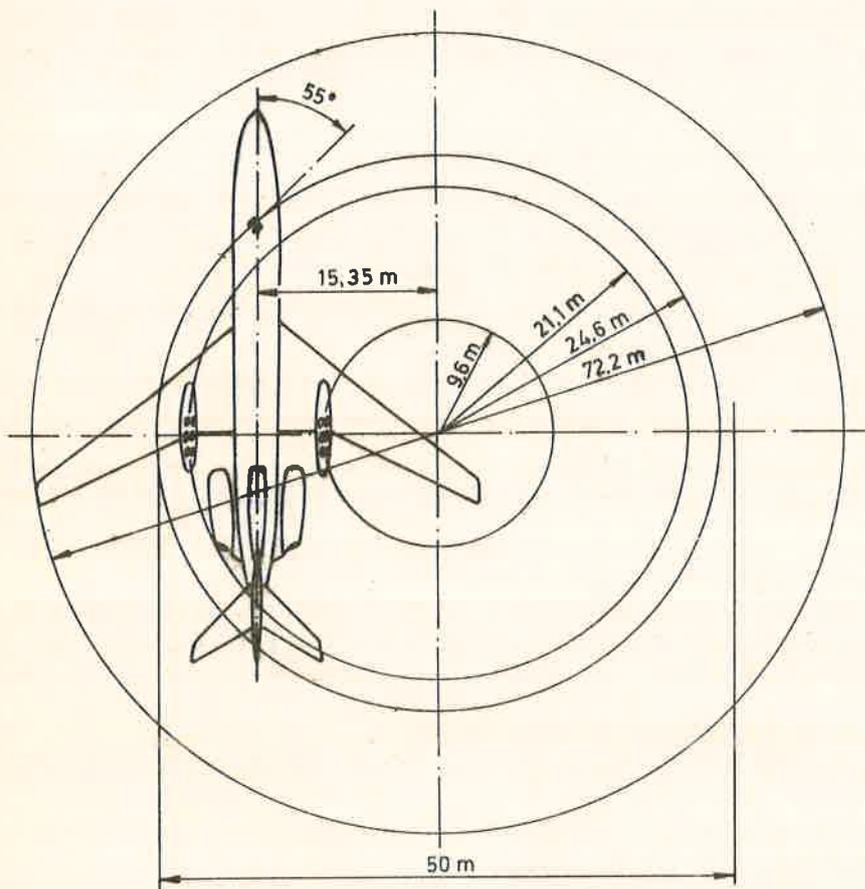


Abb. 9.1. Wendekreis der TU - 154

sowie deren Transport und Fixierung innerhalb der Frachträume ausgestattet (siehe Abb. 9.2.)

Die Container sind in ihrer Form den Konturen des Frachtraumes angepaßt und haben bei 54 kg Leergewicht ein Fassungsvermögen von $1,6 \text{ m}^3$. Das Höchstgewicht eines Containers darf 600 kg nicht überschreiten. Insgesamt fassen die Gepäckräume 13 Container, davon können 7 Container im vorderen Gepäckraum sowie 6 Container im hinteren Gepäckraum verladen werden. Zur Beladung steht eine kombinierte Hub- und Transporteinrichtung für jeden Gepäckraum zur Verfügung. Diese Vorrichtung wird im Flugzeug mitgeführt und bei der Be- und Entladung aus der Ladeluke ausgefahren und über Zugstreben am Rumpf abgespannt. Durch eine eingebaute elektrisch betriebene Seilwinde wird der Container um ca 560 mm vom Transportfahrzeug in die Führungsbahn der Wagenträger gehoben. Der Container wird dann durch die Luke in den Frachtraum eingefahren und mechanisch durch einen Förderwagen an seinen Verstauplatz gefahren und automatisch fixiert.

Im Bedarfsfall kann auch auf einen Containertransport verzichtet werden. Für den Transport der Container von und zum Flugzeug ist ein einfacher Plattenwagen vorgesehen. Durch die mechanisierte Containerbeladung wird neben der Zeiteinsparung, eine Schonung des Fluggastgepäcks sowie eine Reduzierung des Beladepersonals auf 2 AK pro Gepäckraum erwartet. In 11 Minuten soll eine Be- und Entladung abgeschlossen sein.

Das in der Mitte des Rumpfes gelegene Bordbüfett kann durch eine an der rechten Rumpffseite befindliche Diensttür beladen werden. Die Höhe der Diensttür über Grund entspricht der Schwellenhöhe der Haupteinstiegtüren. Zur Be- und Entladung des Bordbüfetts ist der Einsatz des Hubwagens AII-2 vorgesehen. Die Abfertigung des Bordbüfetts soll nach ca 11 min abgeschlossen sein.

9.3. Technische Abfertigung des Flugzeuges

9.3.1. Betankung mit Kraftstoff

Das Flugzeug besitzt für seine 5 Kraftstoffbehälter eine zentrale Druckbetankung. Der Anschluß wurde dazu im unteren Teil der Nase der rechten Tragfläche in Nähe des Rumpfes installiert (Abb. 8) und ist ohne Hilfsmittel durch eine Arbeitskraft vom Boden aus zu erreichen.

Der Betankungsanschluß besteht aus zwei Betankungsstützen, über die eine gleichzeitige Betankung möglich ist. Die maximale Durchflußmenge beträgt pro Betankungsstützen ca 1200 l/min. Somit kann bei einer Betankung über beide Stützen die vom Flugzeug maximal aufzunehmende Kraftstoffmenge von 41500 l in 25 min aufgetankt werden.

Der Betankungsdruck soll $4,5 \text{ kp/cm}^2$ nicht überschreiten.

Die Überwachung und Steuerung des Betankungsprozesses kann an einem Betankungspult vorgenommen werden, das sich in unmittelbarer Nähe des Betankungsanschlusses befindet. Die benötigte Kraftstoffmenge wird über einen speziellen Geber am Betankungspult eingestellt. Der Betankungsvorgang wird dann automatisch abgebrochen, wenn die am Pult eingestellte Kraftstoffmenge aufgetankt wurde.

Für eine Fallbetankung sind an der Oberseite der Tragfläche ebenfalls Einfüllstützen vorhanden.

Der Betankungsstützen ist in seinen Abmessungen standardisiert und entspricht den internationalen Normen.

Das Entleeren der Kraftstoffbehälter kann am Boden durch Absaugen über den Druckbetankungsstützen, durch Ablassventile an jedem Behälter oder durch einen zentralen Ablasshahn in der Rohrleitung des TFM erfolgen.

Legende zur Abb. 9.2.

1- Unterbringung der Container in den Gepäckkrümen; 2- Bezeichnung der Spante; 3- Frachtraum Nr. 2; 4- Frachtraum Nr. 1; 5- Volumen eines Containers..... 1,6 m³, Masse eines Containers 56 kg, maximale Beladung des Containers 500 kg; 6- Fixierung des Containers im Gepäckraum; 7- Befestigungspunkt des Auslegers; 8- Gestänge; 9- Winde; 11- Bühne; 12- Container; 13- Hebebühne in Verschiebestellung; 14- Hebebühne in Arbeitsstellung; 15- Winde; 16- Steuerpult; 17- Antrieb

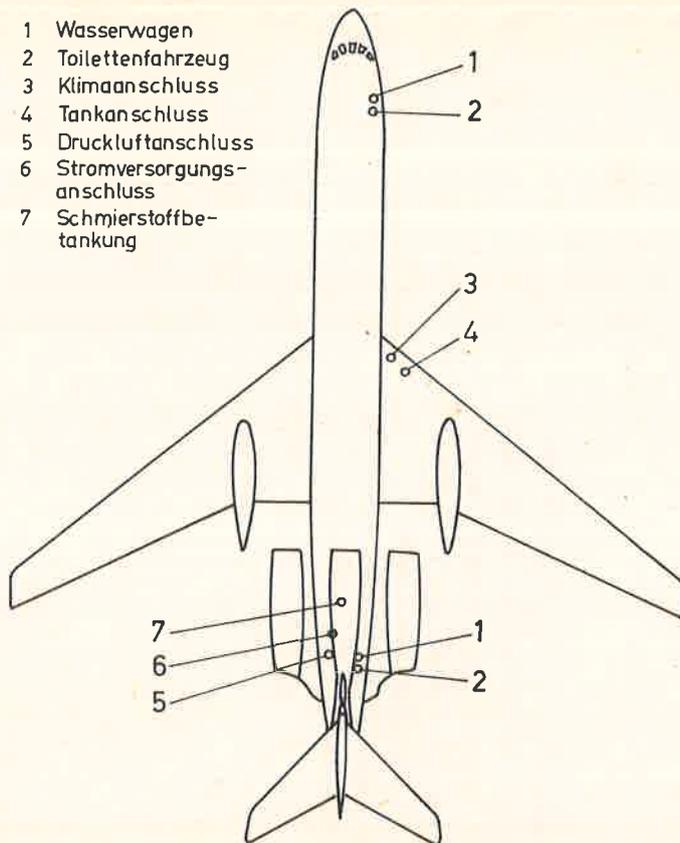


Abb. 9.3. Versorgungsanschlüsse

Minuten	2'	5	10	15	20
Abstellen der TW					
Aussteigen der Passag.		5 min			
Reinigung der Kabine			10 min		
Abfertigung des Bordbüfetts		10 min			
Toilettendienst			10 min		
Kraftstoffbetankung			15000 l - 10 min		
Zwischenflugkontrolle			15 min		
Entladen der Gepäckräume		11 min			
Beladen der Gepäckräume			11 min		
Einsteigen der Passagiere				5 min	
Anlassen der TW					

Abb. 9.4. Zeitplan der Abfertigung

Das für die Betankung vorgesehene Tankfahrzeug muß einen Filterungsgrad von 5 bis 10 μ garantieren.

Erforderliche Kraftstoffsorten: T-1, TC-1, TC-1G

9.3.2. Betankung mit Schmierstoff

Das Betanken der an den drei Triebwerken sitzenden Schmierstoffbehälter erfolgt über einen zentralen Anschluß. Dieser Anschluß befindet sich an der linken Rumpfseite unter dem äußeren Triebwerk und ist ohne Hilfsmittel erreichbar. Neben dem Anschluß befindet sich ein Kontrollpult, an dem über einem 3-farbig gestalteten Kontrollinstrument der jeweilige Füllungszustand der Schmierstoffbehälter abgelesen werden kann. Das Fassungsvermögen der Behälter mit 35 l wurde so ausgelegt, daß eine Schmierstoffbetankung bei Zwischenlandungen nicht erforderlich ist.

Als Tankfahrzeug für die Schmierstoffanlage ist das Fahrzeug M3-51M vorgesehen.

9.3.3. Anlassen der Triebwerke

Für das Anlassen der Triebwerke NK-8 ist in der TU-154 ein Druckluft-Anlaßsystem installiert. Die benötigte Druckluft für die Anlaßturbinen des Triebwerkes kann von der eingebauten Hilfsenergieanlage TA-6E entnommen werden. Für das Anlassen des Triebwerkes vom Boden aus ist an der linken Rumpfunterseite im Triebwerksbereich ein dem internationalen Standard angepaßter Außenbordanschluß vorgesehen (Abb. 9.3.).

Als bodengebundenes Anlaßgerät ist ebenfalls das TA-6E vorgesehen, das zu diesem Zweck auf einem Kraftfahrzeug installiert wurde.

Die autonome Energieanlage TA-6E kann immer dann eingesetzt werden, wenn kein bodengebundenes Anlaß- bzw. Stromversorgungsaggregat zur Verfügung steht.

Der gesamte Anlaßprozeß ist automatisiert. Durch einen luftbetriebenen 150 PS-Luftgenerator wird das Triebwerk auf die erforderliche Anlaßdrehzahl hochgedreht. Die erforderliche Luftmenge für den Luftgenerator beträgt 1,14 kg/s, bei einem Druck von 3,9 at.

Die maximale Anlaßzeit beträgt für ein Triebwerk bei Temperaturen unter 0 °C 80 s, die minimale Anlaßzeit liegt bei 35 bis 40 s.

Nach dem Anlassen von einem Triebwerk kann aus diesem die benötigte Druckluft zum Anlassen der anderen Triebwerke entnommen werden.

Die Hilfsenergieanlage wird über den Startergenerator TC-12TO, 12 kW, 27 V angelassen. Die Anlaßenergie kann 2 bordseitigen Akkumulatoren 12CAM-28 entnommen oder über eine Außenbordstromquelle eingespeist werden.

Ein 27 V Anschluß ist in der Außenbordsteckdose vom Typ PA -500 installiert.

9.3.4. Die Stromversorgung des Flugzeuges am Boden

Die Stromversorgung des Flugzeuges baut sich auf ein Hauptelektrosystem mit Dreiphasen-Wechselstrom, (Spannung von 200/115 V und eine Frequenz von 400 Hz) auf.

Als Sekundärelektrosystem ist das Dreiphasenwechselstromsystem 36 V/400 Hz sowie das Gleichstromsystem 27 V vorgesehen. Die Sekundärsysteme werden aus dem Hauptsystem durch Transformatoren bzw. Transformatoren-Gleichrichter-Blöcke versorgt. Die Stromversorgung kann am Boden von Bord durch einen 40 kVA Wechselstromgenerator, der von der Hilfsenergieanlage angetrieben wird, im wesentlichen gesichert werden.

Für den Betrieb der Elektroanlage vom Boden aus ist im hinteren Rumpfabschnitt unter dem Triebwerk ein Außenbordanschluß vorgesehen. Der Anschluß besteht aus der Steckdose vom Typ III PA-400-3 Φ für die Wechselstromversorgung 200/115 V/400 Hz und aus der Steckdose vom Typ III PA -500 für die Gleichstromversorgung 27 V.

Die Steckdosen entsprechen dem internationalen Standard und sind vom Boden aus ohne Hilfsmittel durch das Bedienpersonal zu erreichen.

Die erforderliche Anschlußleistung für den Betrieb der E.-Anlagen am Boden beträgt 40 bis 60 kVA.

Als Stromversorgungsgerät wird vom Flugzeughersteller das Stromversorgungsfahrzeug ANA-50 angegeben.

9.3.5. Toilettendienst und Wasserversorgung

Die Toiletten befinden sich im Bugteil und im Heckteil des Flugzeuges. Ein zentraler Anschluß ist nicht vorhanden. Entsprechend der Lage der Toiletten sind auch die Außenbordanschlüsse für die Betankung mit Wasser und für die Entleerung sowie das Spülen und Auffüllen der Toilette mit Flüssigkeit angeordnet. Die Anschlüsse entsprechen dem internationalen Standard und sind von außen ohne Hilfsmittel zu erreichen.

Für die Betankung des Wassersystems ist ein herkömmlicher Wasserwagen vorgesehen. Das Entleeren der Toilettenbehälter, ihre Spülung mit Wasser und die Betankung mit Toilettenflüssigkeit kann mit dem Spezialfahrzeug MA-7M vorgenommen werden. Als Abfertigungszeit für den Toilettendienst werden ca 10 min angegeben.

9.3.6. Klimatisierung des Flugzeuges

Die Klimatisierung der Kabine im Sommer und Winter kann bei abgestelltem Triebwerk am Boden durch die Hilfsenergieanlage TA-6E erfolgen.

Steht ein Bodenklimagerät zur Verfügung, so kann es über einen Anschlußstutzen, der sich an der Unterseite der rechten Tragflächennase in Nähe des Rumpfes befindet, mit der Kommunikationsanlage des Klimasystems verbunden werden.

9.3.7. Auffüllen von Sauerstoff

Die Sauerstoffausrüstung des Flugzeuges sieht eine transportable und eine stationäre Anlage vor.

Die transportable Ausrüstung setzt sich aus 9 transportablen Behältern mit je 1,8 l Inhalt und 30 kp/cm² Arbeitsdruck zusammen. Das Auffüllen dieser Anlage kann durch einen Betankungsschlauch aus der stationären Anlage erfolgen. Für die Besatzung steht eine stationäre Sauerstoffausrüstung mit 5 Lungenautomaten KI -24M zur Verfügung. Als Entnahmebehälter für diese Anlage ist ein Behälter mit einem Inhalt von 92 l und 30 kp/cm² Arbeitsdruck vorgesehen.

Die Betankung dieses Behälters erfolgt über ein Betankungspult mit Stutzen nach unten. Für die Reduzierung des Betankungsdruckes von 150 kp/cm² auf 30 kp/cm² ist ein Druckminderventil eingebaut.

Als Bodengerät sind die Sauerstoffauffüllanlagen AK3C-40 oder AK3C-75 vorgesehen.

10. Wirtschaftlichkeitsbetrachtungen

Die Wirtschaftlichkeitsbetrachtungen für das Flugzeug TU-154 sind für zwei Varianten angestellt worden:

- für die Grundvariante mit einem Startgewicht von 84 t;
- für die Variante mit erhöhtem Startgewicht von 90 t.

Die Wirtschaftlichkeitsparameter sind in den Diagrammen der Veränderung der direkten Flugbetriebskosten (PER) pro Flugzeug-, Sitz- und Tonnenkilometer über der Nonstopreichweite dargestellt (siehe dazu die Abb. 10.4. und 10.5).

Die direkten Flugbetriebskosten sind nach der Methode ATA-60 berechnet worden unter voller Ausnutzung der ihr zugrundeliegenden Normativwerte.

Die Reichweitenberechnung wurde für die Bedingungen völliger Windstille durchgeführt. ++

Die direkten Flugbetriebskosten sind dargestellt für den Flugzeugeinsatz auf internationalen Linien.

Ausgangsdaten, die für die Berechnung der Wirtschaftlichkeit der Grundvariante angenommen wurden

Startmasse, [t]	84
Betriebsleermasse, [t]	43,5
Schub eines Triebwerkes, [kp]	9500
Gesamtkaufpreis des Flugzeuges ⁺ , Mill. Rbl.	4,05
Preis eines Triebwerkes ⁺ , T Rbl.	270
Preis des Flugzeuges ohne Triebwerke ⁺ , Mill. Rbl.	3,24
Jährliche Nutzungsintensität des Flugzeuges, [Fh]	3000
Lohnkosten, Rbl./h	2,7
Besatzung	3
Koeffizient für den Preis der Ersatzteile	1,0
Zwischenlaufzeit des Triebwerkes, [h]	4000

Anmerkungen: 4000 Flugstunden TW-Zwischenlaufzeit entsprechen 0,8 der Werksgarantie. In Zukunft sind 5000 Fh zu erwarten. Es sind zwei Grundüberholungen notwendig 4000 - 3000 - 3000 Fh. Zur Zeit sind die TW nur für 2000 Fh bis zur 1. Grundüberholung zugelassen.

Verhältnis des Preises der Ersatzteile zum Kaufpreis

des Flugzeuges ohne Triebwerke	0,1
Koeffizient für Triebwerksersatzteile	0,5
angenommene Einsatzzeit, Jahre	
für das Flugzeug	10
für das Triebwerk	7
angenommenes Gewicht pro Passagier mit Gepäck	95

Anmerkung: Der Preis der Grundüberholung der Zelle beträgt ca 12 % des Anschaffungspreises. Der Preis der Grundüberholung des Triebwerkes beträgt ca 20 % des Anschaffungspreises. Die Wartungskosten (Material) betragen 2 % des Anschaffungspreises des Flugzeuges je 1000 Fh. Die Wartungskosten (Lohn) betragen 7 Arbeitsstunden/Fh (reine Arbeitszeit an der Maschine).

Die direkten Flugbetriebskosten pro Sitzkilometer sind für die Grundvariante der Auslegung der Passagierkabine dargestellt (150 Sitze).

Als Formel für die Berechnung der direkten Flugbetriebskosten des Flugzeuges TU-154 gilt:

$$a' \text{ Flugz. -km}'' = \frac{380}{P} + 0,049 + 0,0439 \frac{G_T}{L} \left(\frac{\text{Rbl.}}{\text{Flzg. -km}} \right)$$

Dabei bedeuten:

V_P - Reisefluggeschwindigkeit, [km/h];

G_T - Reiseflugkraftstoff, [kg].

L - Reichweite [km]

Die Werte für V_P , G_T und L sind in den Diagrammen 11.1. bis 11.4. dargestellt.

+) Die endgültigen Werte der Preise werden von Aviaexport festgelegt.

++) Außer der Navigationsreserve ist Kraftstoff für die Überwindung möglichen Gegenwindes von $W = 50$ km/h vorgesehen.

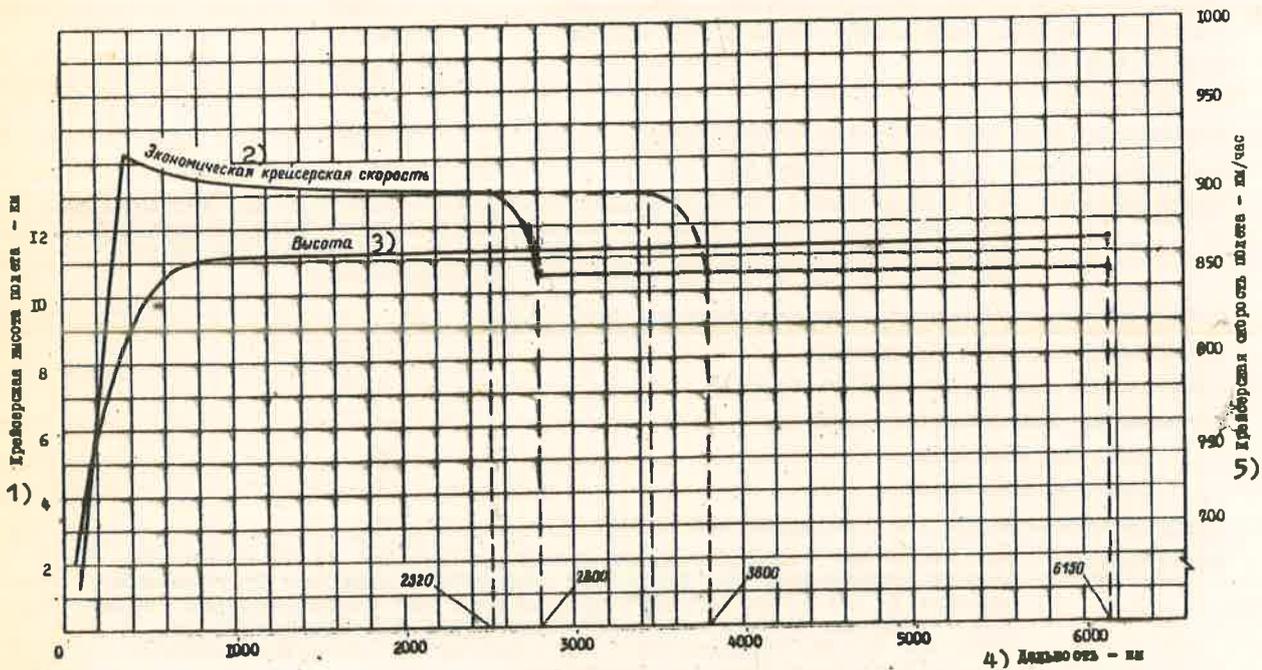


Abb. 10.1. Ökonomische Reisefluggeschwindigkeit und Flughöhe in Abhängigkeit von der Entfernung

1- Reiseflughöhe (km); 2- ökonomische Reisefluggeschwindigkeit; 3- Flughöhe;
4- Entfernung; 5- Reisefluggeschwindigkeit (km/h)

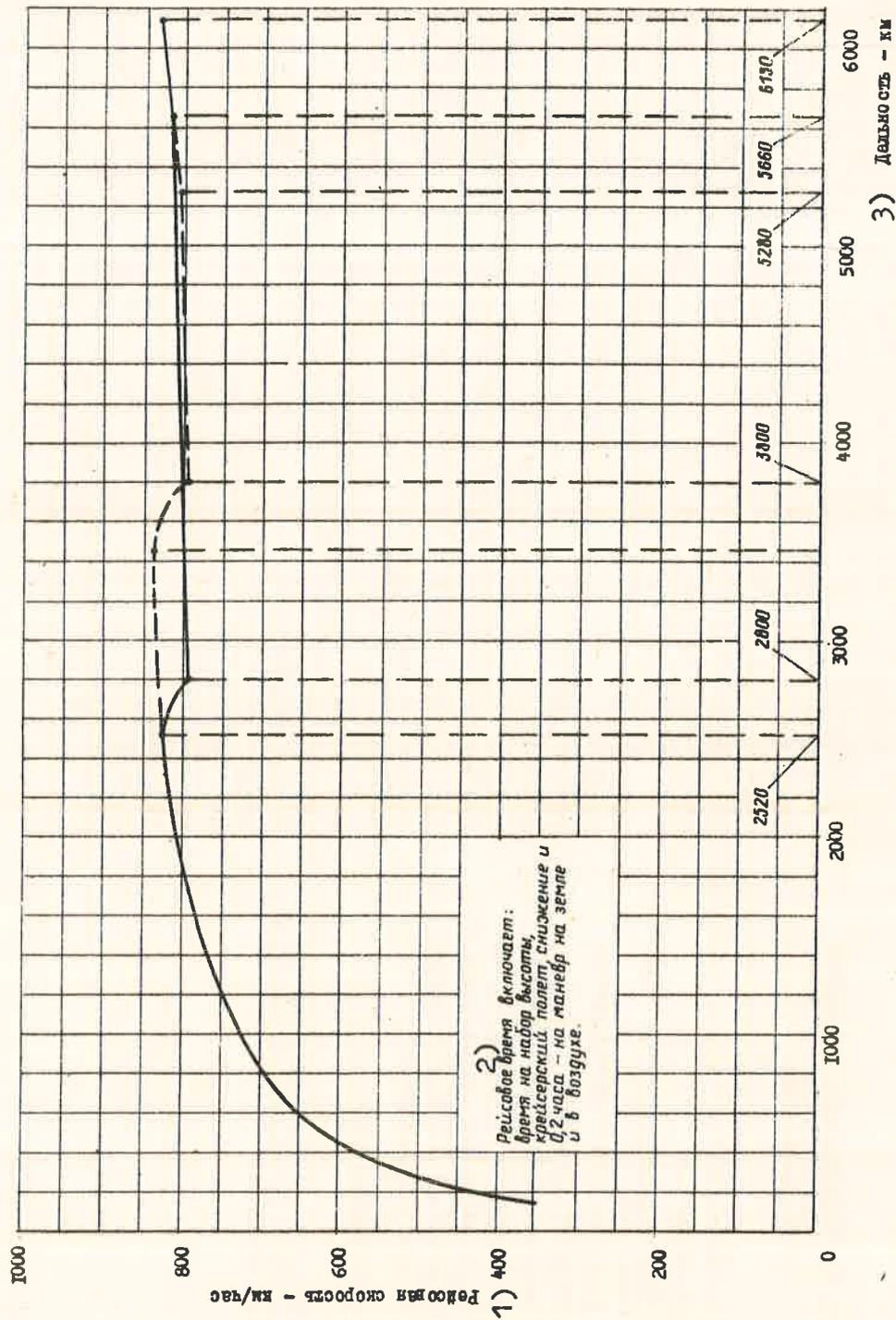


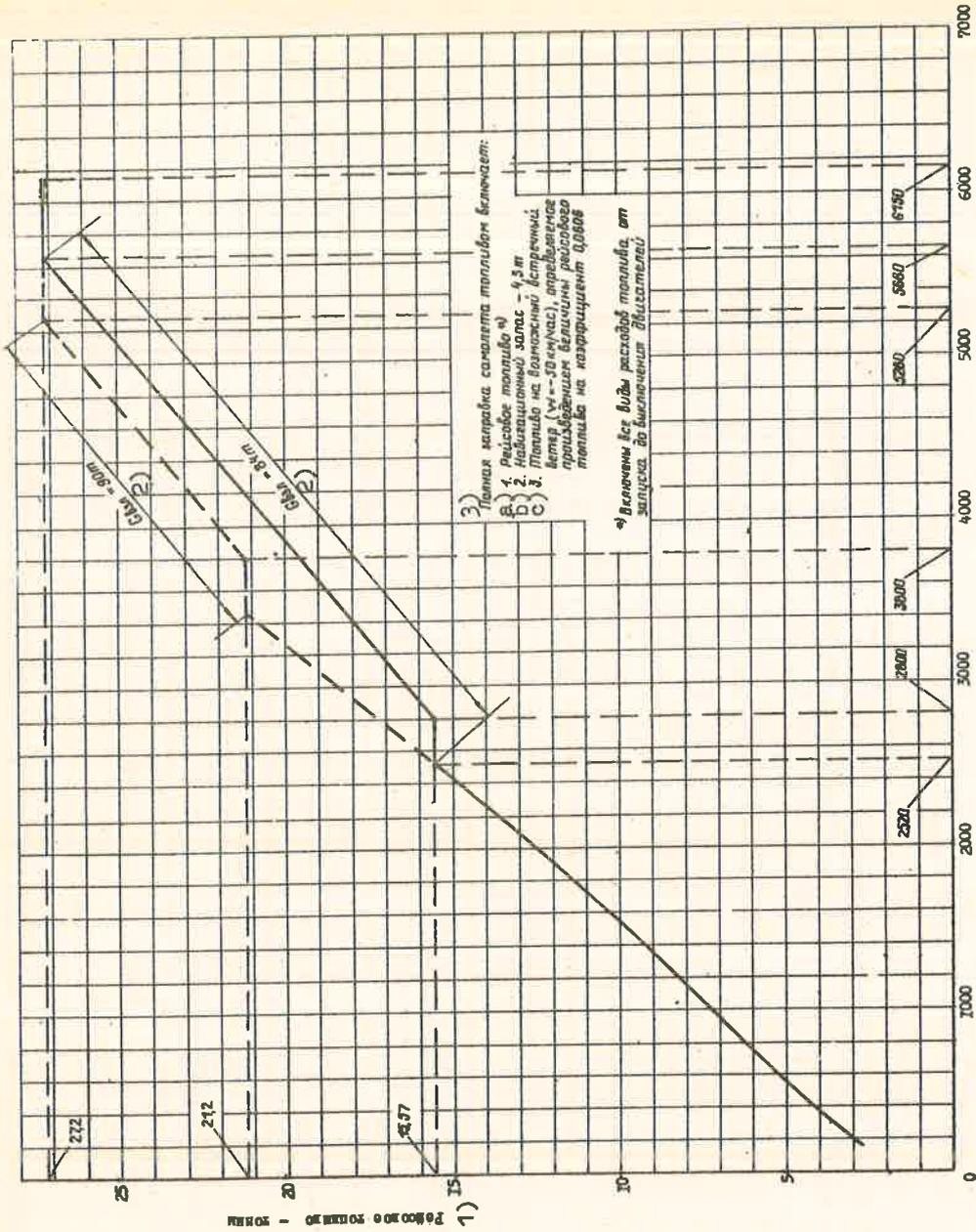
Abb. 10.2. Abhängigkeit der Blockgeschwindigkeit von der Flugentfernung
 1- Reisefluggeschwindigkeit (km/h); 2- die Reiseflugzeit beinhaltet: Steigflugzeit, Reiseflug und 0,2 Std.
 für Manöver am Boden und in der Luft; 3- Reichweite

Abb. 10.3. Abhängigkeit des Kraftstoffvorrates von der Flugentfernung

- 1- Reiseflugkraftstoff¹⁾ (t)
- 2- Startgewicht
- 3- der Kraftstoffvorrat setzt sich zusammen aus:
 - a) Kraftstoff für den Reiseflug
 - b) Navigationsreserve - 4,3 t
 - c) Kraftstoff für möglichen Gegenwind ($W = 50 \text{ km/h}$), der aus dem Produkt des Reiseflugkraftstoffes mit dem Koeffizienten 0,0606 bestimmt wird

4- Flugentfernung (km)

1) hierin ist der Verbrauch vom Anlassen bis zum Abstellen der Triebwerke enthalten



4) Дальность - км

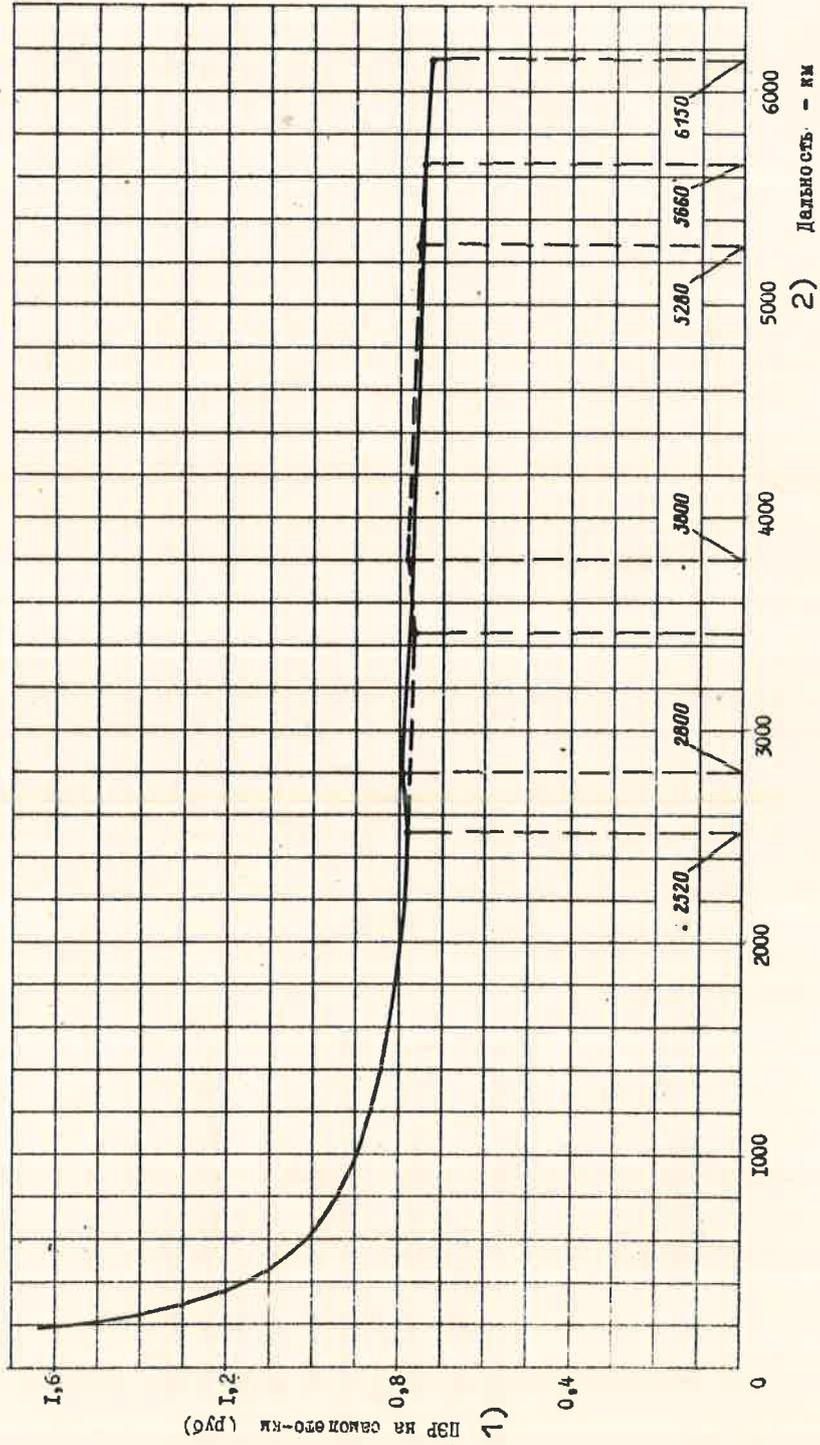


Abb. 10.4. Abhängigkeit der direkten Flugbetriebskosten von der Flugentfernung (nach АТА - 60)
 1- direkte Flugbetriebskosten pro Flugzeug (Rbl./km); 2- Flugentfernung (km)

Abb. 10.5. Abhängigkeit der direkten Flugbetriebskosten von der Flugentfernung (nach ATA-60)

- 1- direkte Flugbetriebskosten pro tkm (Kop.)
- 2- direkte Flugbetriebskosten pro tkm
- 3- direkte Flugbetriebskosten pro Pkm
- 4- Startgewicht
- 5- Reichweite (km)
- 6- direkte Flugbetriebskosten pro Pkm (Kop.)

