

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

Tu-134

Lehrschriften für die Aus-und Weiterbildung
des Personals der Zivilen Luftfahrt der DDR

AERODYNAMIK

INTERFLUG

Gesellschaft für internationalen Flugverkehr m. b. H.

Aerodynamik der TU-134 (A)



von
Flugkapitän Dipl.-Ing. Klaus Petzold

INTERFLUG

zweite, berichtigte Auflage

- Als Manuskript vervielfältigt -

Für die Betriebschule der INTERFLUG erarbeitet und für Schulungszwecke bestimmt.

Die Lehrschrift besitzt keine Gültigkeit im Sinne von technischer Dokumentation und Betriebsdokumentation.

Nicht zum Verkauf im öffentlichen Buchhandel zugelassen. Nachdruck - auch auszugsweise - nur mit Genehmigung des Verfassers bzw. des Herausgebers.

Herausgeber: INTERFLUG - Technische Dokumentationsstelle
Berlin - Schönefeld
Oktober 1969

Ordnungs-Nummer: EB-TU 134-4/104

Ag/130/41/70 TDZL

0. Vorwort

Vorliegendes Material wurde als Grundlage für den Unterricht "Aerodynamik des Flugzeuges TU-134" für die Umschulungslehrgänge der Flugzeugführer geschaffen. Es erhebt keinen Anspruch auf Vollständigkeit und darf ebensowenig als endgültig angesehen werden, da Flugzeuge und Betriebsanleitungen ständigen Veränderungen unterworfen sind.

Für die Flugleistungsdiagramme wurde zum Teil veraltetes Quellenmaterial unterschiedlichster Herkunft benutzt. Die eingefügten Diagramme über Flugeigenschaften und Flugleistungen dienen deshalb nur der Erläuterung des Textes und dürfen nicht zur Leistungsermittlung im Flugbetrieb verwendet werden.

Die theoretischen Ausführungen, die der Beschreibung des Flugzeuges beigelegt sind, setzen bereits Grundkenntnisse der Aerodynamik voraus und dienen nur der Auffrischung alten Wissens. Sie können deshalb in keiner Weise vollständig sein, da im Rahmen des vorliegenden Materials nur Ableitungen bzw. Gesetze Aufnahme finden konnten, die zum Verständnis wichtiger Eigenschaften des Flugzeuges oder einzelner Betriebsbeschränkungen unbedingt erforderlich sind. Für ein intensiveres Studium wird die Literatur des Quellenverzeichnisses empfohlen.

Das Maßsystem und die verwendeten Formelzeichen entsprechen den gesetzlich vorgeschriebenen Normen. An einzelnen Stellen wurden hierzu Erläuterungen eingefügt, um die zur Zeit noch ungebräuchlichen Bezeichnungen oder Definitionen verständlich zu machen.



Ihr Flugkapitän Dipl.-Ing. Klaus Petzold
INTERFLUG

0.	Vorwort	3
1.	Theoretische Grundlagen	9
1.1.	Der Verlauf der Parameter Druck, Temperatur, Luftdichte und Schallgeschwindigkeit in der Normalatmosphäre	9
1.1.1.	Der Druckverlauf über der Höhe in der Normalatmosphäre	9
1.1.2.	Der Verlauf der Temperatur über der Höhe in der Normalatmosphäre	12
1.1.3.	Der Verlauf der Luftdichte über der Höhe in der Normalatmosphäre	12
1.1.4.	Die Schallgeschwindigkeit über der Höhe in der Normalatmosphäre	13
1.1.4.1.	Die Kompressibilität der Luft	13
1.1.4.2.	Die Schallgeschwindigkeit	14
1.2.	Staudruck und Fluggeschwindigkeit	16
1.2.1.	Die Geschwindigkeit gegenüber der Luft nach TGL 177-001	16
1.2.2.	Die Korrektur der Fahrtmesseranzeige	17
1.3.	Die Besonderheiten der Überschallströmung	20
1.3.1.	Bernoullische Gleichung	20
1.3.2.	Das Verhalten der Gasparameter in der Überschallströmung	21
1.3.3.	Der Verdichtungsstoß	22
1.3.4.	Die Umströmung des Profils bei verschiedenen Machzahlen	24
1.4.	Der Pfeilflügel	26
1.4.1.	Wellenwiderstand	26
1.4.2.	Der schiebende Flügel	27
1.4.3.	Vor- und Nachteile des Pfeilflügels	29
1.5.	Die Besonderheiten der Antriebsart	31
1.5.1.	Schub und spezifischer Brennstoffverbrauch des Strahltriebwerks	31
1.5.2.	Der Strahlwirkungsgrad	33

	<u>Seite</u>
2. Aerodynamische und flugmechanische Besonderheiten des Flugzeugmusters TU-134	35
2.1. Allgemeine Charakteristik des Flugzeugs	35
2.1.1. Entwurfskonzeption	35
2.1.2. Geometrische Angaben	38
2.1.2.1 Tragflügel	38
2.1.2.2. Bodenfreiheit des Rumpfes und des Tragflügels	39
2.1.2.3. Leitwerk	39
2.1.3. Die Polare des Flugzeugs	42
2.1.4. Die Betriebsbeschränkungen des Flugzeugs	43
2.1.4.1. Die Beschränkungen des Anstellwinkels	43
2.1.4.2. Die Beschränkungen des Flugzeugs bezüglich des Staudrucks und der Machzahl	46
2.1.4.3. Die Beschränkungen der Flugzeugmasse	47
2.1.4.4. Der zulässige Schwerpunktbereich des Flugzeugs	52
2.1.4.5. Das zulässige Lastvielfache n_z	53
2.2. Die Besonderheiten der Flugdurchführung	56
2.2.1. Die Besonderheiten des Starts	56
2.2.2. Steig- und Horizontalflug	57
2.2.2.1. Die Kurven des verfügbaren und des erforderlichen Schubs über der Geschwindigkeit	57
2.2.2.2. Der Steigflug	59
2.2.2.3. Der Horizontalflug	59
2.2.3. Der Kurvenflug	64
2.2.4. Die Besonderheiten des Sinkfluges	66
2.2.5. Landeanflug, Landung und Durchstarten	66
2.2.6. Gefährliche Fluglagen	69
2.2.6.1. Ausfall eines Triebwerks	69
2.2.6.2. Vereistes Höhenleitwerk	70
2.2.6.3. Hydrogleiten bei der Landung	70
2.2.6.4. Flug unter Turbulenzbedingungen	71

	<u>Seite</u>
2.3. Stabilität und Steuerbarkeit	71
2.3.1. Steuerung und Stabilität des Flugzeugs um die Querachse (Längsstabilität)	71
2.3.2. Steuerung und Stabilität des Flugzeuges um die Hoch- und um die Längsachse (Seitenstabilität)	76
Quellenverzeichnis	83

1. Theoretische Grundlagen

1.1. Der Verlauf der Parameter Druck, Temperatur, Luftdichte und Schallgeschwindigkeit in der Normalatmosphäre (INA)

Dieser Abschnitt dient der kurzgefaßten Einführung in das gesetzlich vorgeschriebene Maßsystem sowie der Erläuterung des Verlaufs der genannten Gasparameter über der Höhe, soweit dies zum Verständnis der nachfolgenden Ausführungen erforderlich ist.

1.1.1. Der Druckverlauf über der Höhe in der Normalatmosphäre

Der Normaldruck: Als Normaldruck (Druck in der Höhe Null) wurde in der INA-Atmosphäre der Druck einer 760 mm hohen Quecksilbersäule auf ihre Unterlage (bei einer Dichte des Quecksilbers von $\rho = 13,59 \cdot 10^3 \text{ kg/m}^3$) festgelegt.

Der Druck ist definiert als Kraft pro Flächeneinheit. Die Kraft wird in Newton (N) angegeben und ist eine von der Grundeinheit Masse abgeleitete Einheit. Ein Newton ist die Kraft, die erforderlich ist, um der Masse von 1 kg die Beschleunigung von 1 m/s^2 zu geben.

$$1 \text{ N} = 1 \frac{\text{kg} \cdot \text{m}}{\text{s}^2} \quad (1)$$

$$9,81 \text{ N} = 1 \text{ kp} \quad (2)$$

Die Dimension des Druckes muß demzufolge Newton pro Quadratmeter (N/m^2) lauten. Neben dieser Einheit ($10^5 \text{ N/m}^2 = 1 \text{ bar}$) sind die Einheiten kp/cm^2 (technische Atmosphäre = at) sowie Torr und die physikalische Atmosphäre (atm) weiterhin zulässig. Die Druckeinheit mm Hg oder mmQS darf nicht mehr verwendet werden.

Den Zusammenhang zwischen den einzelnen genannten Einheiten zeigt die folgende Berechnung des Normaldruckes:

$$\text{Druck} = \frac{\text{Kraft}}{\text{Fläche}} \quad p = \frac{F}{A}$$

$$p = \frac{F}{A} = \frac{m \cdot g}{A} = \frac{V \cdot \rho \cdot g}{A} = \frac{h \cdot A \cdot \rho \cdot g}{A} = h \cdot \rho \cdot g \quad | \quad h = \text{Höhe der Säule}$$

Der Druck einer 760 mm hohen Quecksilbersäule von der Dichte $13,59 \cdot 10^3 \text{ kg/m}^3$ (INA-Normaldruck) beträgt dann:

$$p_0 = 0,76 \text{ m} \cdot 13,59 \cdot 10^3 \cdot \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} = 1,01325 \cdot 10^5 \left[\frac{\text{kg} \cdot \text{m}}{\text{m}^2 \cdot \text{s}^2} \right]$$

Mit (1) kann die Dimension $\left[\frac{\text{kg} \cdot \text{m}}{\text{m}^2 \cdot \text{s}^2} \right]$ in $\left[\frac{\text{N}}{\text{m}^2} \right]$ umgeformt werden. $10^5 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$ sind aber als ein Bar definiert. Damit beträgt der INA-Normaldruck

$$p_0 = 1,01325 \text{ bar} = 1013,25 \text{ mbar} = 1 \text{ phys. Atm} = 1 \text{ atm} \quad 1 \text{ Pa} = 1 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$$

Aus (2) leitet sich die Beziehung für ein Newton zu $1 \text{ N} = \frac{1 \text{ kp}}{9,81}$ ab.

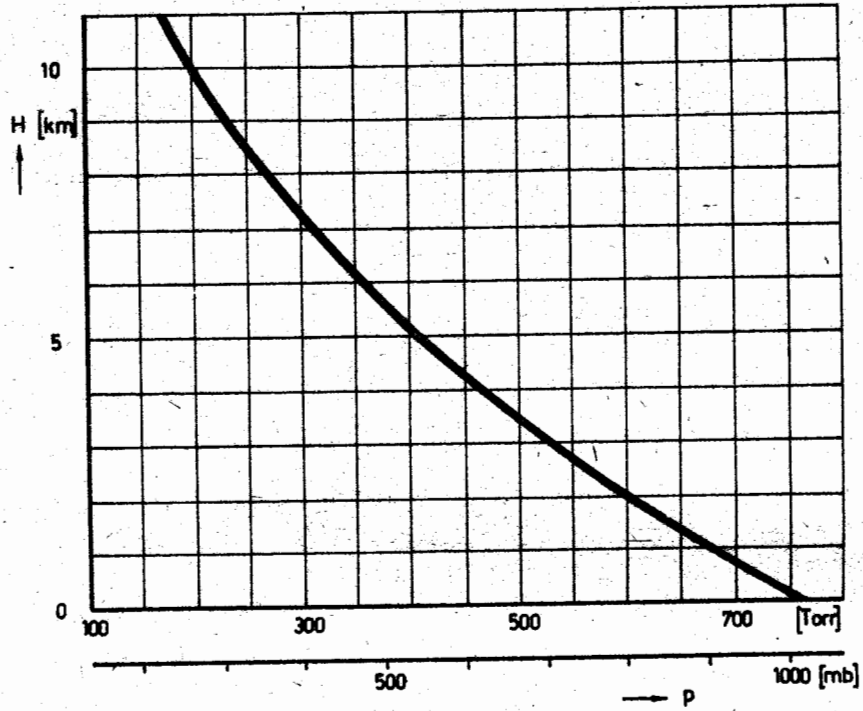


Abb. 1

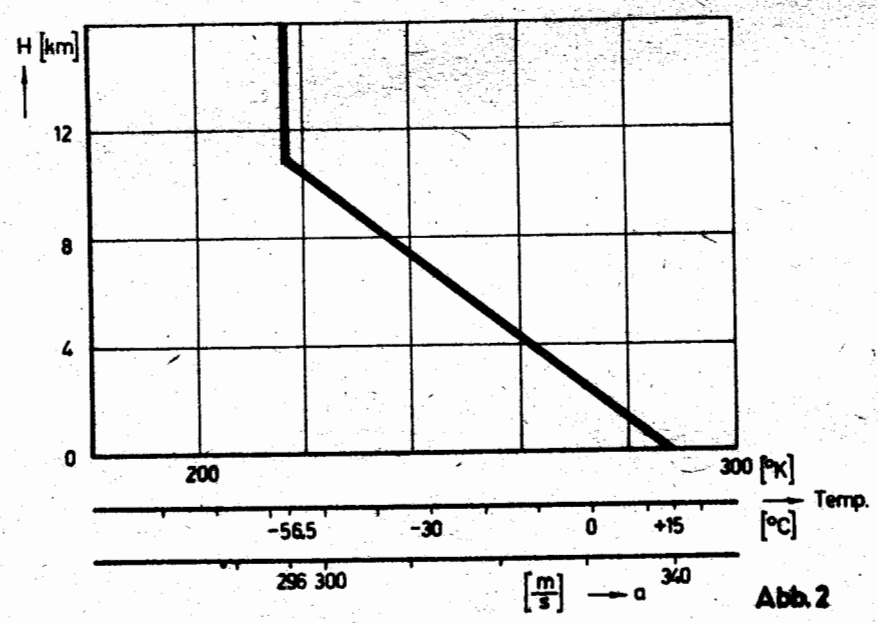
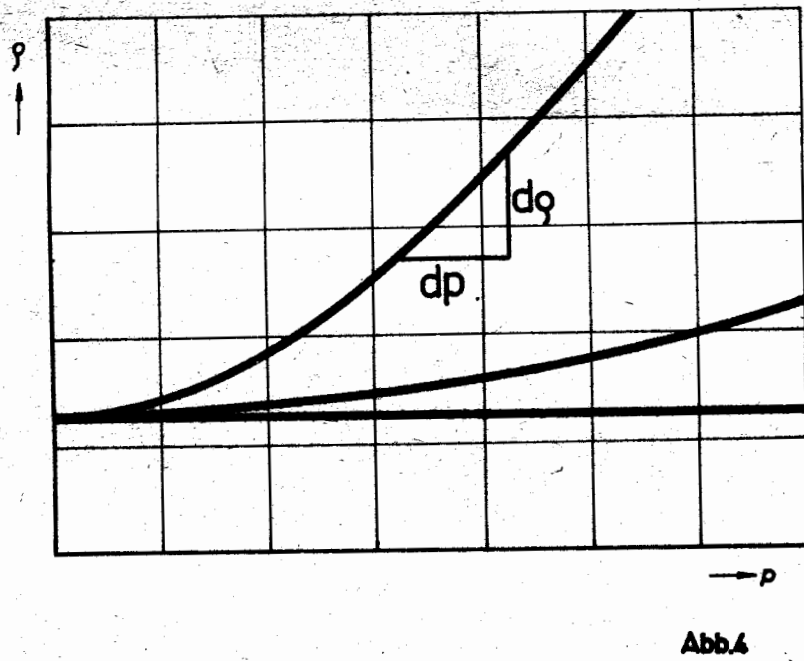
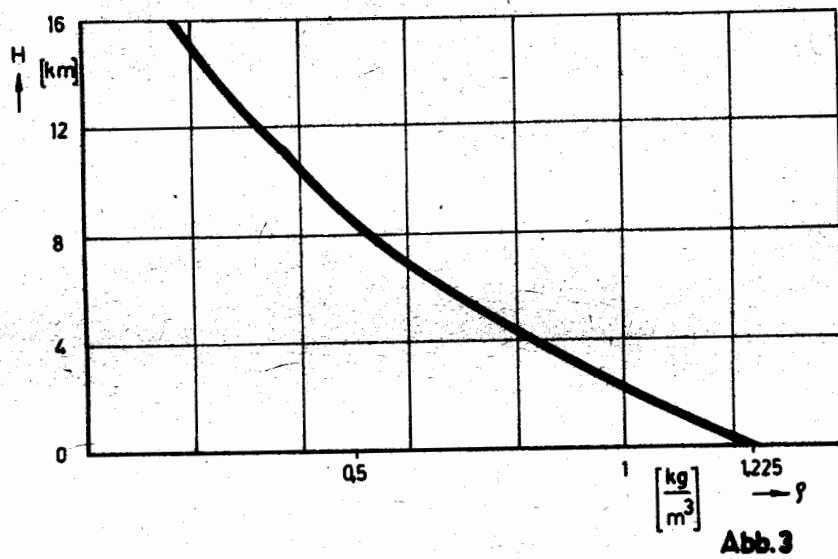


Abb. 2



JUA-Zeich:

Damit ergibt sich

$$p_0 = \frac{1,01325 \cdot 10^5}{9,81} \left[\frac{\text{kp}}{\text{m}^2} \right] = 1,033 \cdot 10^4 \left[\frac{\text{kp}}{\text{m}^2} \right]$$

Die technische und die physikalische Atmosphäre lautet dann definitionsgemäß:

$p = 760 \text{ Torr}$
 $= 1013,25 \text{ mbar}$

$$10^4 \cdot \frac{\text{kp}}{\text{m}^2} = 1 \frac{\text{kp}}{\text{cm}^2} = 1 \text{ at (techn. Atmosphäre)}$$

$$1,033 \text{ at} = 1 \text{ atm (physikalische Atmosphäre)}$$

Zur besseren Übersicht sind die gefundenen Werte in nachstehender Tabelle zusammengefaßt (senkrecht untereinander stehende Größen entsprechen dem gleichen Druck in einer anderen Einheit):

Einheit			
Torr	760	750,06	735,56
techn. Atm. (at) kp/cm^2	1,033	1,019	1
phys. Atm. (atm)	1	0,986	0,967
Bar ($10^5 \text{ N}/\text{m}^2$)	1,01325	1	0,98

Den Verlauf der Kurve des Luftdruckes in der Normalatmosphäre zeigt Abb. 1.

1.1.2. Der Verlauf der Temperatur über der Höhe in der Normalatmosphäre

Den Verlauf der Kurve der Lufttemperatur in der Normalatmosphäre zeigt Abb. 2. Die Normaltemperatur am Boden beträgt 15°C oder 288°K . Den exakten Zusammenhang zwischen Grad Celsius und Grad Kelvin findet man über die Beziehung:

$T = 288,16^\circ\text{K}$
 $= 15^\circ\text{C}$

$$T = t + 273,16 \quad (3)$$

Die Abnahme der Temperatur je 1000 m Höhe beträgt bis 11 km Höhe 6,5 Grad. Darüber (bis 35 km) wurde die Temperatur als konstant angenommen.

1.1.3. Der Verlauf der Luftdichte über der Höhe in der Normalatmosphäre

Aus dem Verlauf der Parameter Druck und Temperatur läßt sich der Abfall der Luftdichte mit der Höhe in der INA berechnen. Die allgemeine Zustandsgleichung für Gase (nach Boyle-Mariotte und Gay-Lussac) lautet:

$$p \cdot V = m \cdot R \cdot T \quad (4)$$

Darin bedeutet R die sogenannte Gaskonstante, die

$$R = 29,29 \frac{\text{m} \cdot \text{kp}}{\text{kg} \cdot \text{Grad}} \quad \text{oder}$$

$$R = 287 \frac{\text{N} \cdot \text{m}}{\text{kg} \cdot \text{Grad}} \quad \text{beträgt.}$$

$\text{kg} \cdot \text{K}$

$1 \text{ Joule} = 1 \text{ Nm} \cdot 10^{-3}$
 $1 \text{ kg} = 1 \text{ Nm}$

Da die Luftdichte als das Verhältnis der Luftmasse zum eingenommenen Volumen definiert ist,

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (5)$$

erhält man nach Umstellung der Zustandsgleichung

$$p = \frac{m}{V} \cdot R \cdot T = \rho \cdot R \cdot T$$

$$\rho_0 = 1,225 \text{ kg m}^{-3}$$

die folgende Beziehung für die Luftdichte:

$$\rho = \frac{p}{R \cdot T} \quad (6)$$

Die Bodenluftdichte in der Normalatmosphäre ergibt sich mit

$$p_0 = 10330 \frac{\text{kp}}{\text{m}^2} \quad \text{und} \quad T_0 = 288 \text{ }^\circ\text{K} \quad \text{zu}$$

$$\rho_0 = \frac{10330 \text{ kp} \cdot \text{kg} \cdot \text{Grad}}{29,29 \cdot 288 \cdot \text{m} \cdot \text{kp} \cdot \text{Grad} \cdot \text{m}^2} = 1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

Aus den Kurven der genormten Druck- und Temperaturverläufe läßt sich die Dichtekurve berechnen (Abb. 3). Mit der Abnahme des Druckes und der Temperatur fällt die Dichte bis 11 km Höhe stetig ab. Danach verringert sich die Dichte auf Grund der konstanten Temperatur schwach.

1.1.4. Die Schallgeschwindigkeit über der Höhe in der Normalatmosphäre

1.1.4.1. Die Kompressibilität der Luft

Die Änderung der Dichte eines Mediums unter dem Einfluß eines Druckes ist ein Maß für seine "Kompressibilität". Als Maß dieser Kompressibilität kann der Anstieg der Dichtekurve über dem Druck (oder die Neigung der Tangente an diese Kurve - $\frac{d\rho}{dp}$ -) verwandt werden. Wie aus Abb. 4 ersichtlich ist, steigt diese Kurve bei Gasen, die besonders leicht zu verdichten sind, steil an und das Verhältnis $\frac{d\rho}{dp}$ wird groß (hohe Verdichtbarkeit oder Kompressibilität).

Erfolgt die Verdichtung eines Gases sehr langsam, kann die entstehende Verdichtungs-wärme an die Umgebung abgeführt werden und die Temperatur bleibt konstant (isotherme Verdichtung). Bei schnellen Verdichtungs Vorgängen kann die entstehende Wärme nicht oder nur unvollständig abgeführt werden. Unter dem Einfluß der erhöhten Temperatur nach der Verdichtung erhöhen sich Dichte und Druck zusätzlich und die Verdichtung wird erschwert (adiabatischer Verdichtungs Vorgang).

Für den isothermen Verdichtungs Vorgang gilt nach Boyle-Mariotte:

$$\frac{p_1}{p_2} = \frac{V_2}{V_1}$$

Aus (5) folgt $V = \frac{m}{\rho}$ und unter der Voraussetzung konstanter Masse erhält man:

$$\frac{p_1}{p_2} = \frac{\frac{m}{\rho_2}}{\frac{m}{\rho_1}} = \frac{\rho_1}{\rho_2}$$

Da p_2 bzw. ρ_2 jeweils um dp oder $d\rho$ gegenüber p_1 und ρ_1 verändert wurden, erhält man folgende Form der Gleichung der isothermen Verdichtung:

$$\frac{p}{p + dp} = \frac{\rho}{\rho + d\rho} \quad \boxed{\frac{d\rho}{dp} = \frac{\rho}{p}} \quad \text{Kompressibilität bei isothermer Verdichtung}$$

Die Verdichtung beim adiabatischen Verdichtungsprozeß ist aus den genannten Gründen erschwert und die Kompressibilität (Verdichtbarkeit) ist herabgesetzt. Beim rein adiabatisch verlaufenden Prozeß ist die Kompressibilität 1,4 mal kleiner als beim isothermen Prozeß (gültig für Luft):

$$\boxed{\frac{d\rho}{dp} = \frac{\rho}{\gamma p}} \quad \text{Kompressibilität bei adiabatischer Verdichtung} \quad (7) \quad \gamma = 1,4 \quad \text{Adiabatenkoeffizient}$$

Die meisten in der Aerodynamik vorkommenden Verdichtungsprozesse verlaufen in einer Weise, die der adiabatischen nahekommt.

1.1.4.2. Die Schallgeschwindigkeit

Schallgeschwindigkeit ist die Fortpflanzungsgeschwindigkeit von Störungen, die von kleinen Druckschwankungen hervorgerufen werden.

Abb. 5 veranschaulicht das nachstehende Gedankenexperiment, mit dessen Hilfe die Größe der Schallgeschwindigkeit berechnet werden soll.

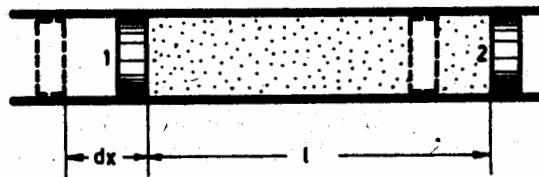


Abb. 5

Der Kolben (1) sei im Rohr um die Strecke dx bewegt worden, wobei sich zunächst der Druck des eingeschlossenen Volumens um dp erhöhen wird. Erst nach der Zeit t wird sich die Druckerhöhung (die sich mit Schallgeschwindigkeit fortpflanzt) dem Kolben (2) mitgeteilt haben und diesen ebenfalls um dx bewegen. Die Geschwindigkeit der Druckfortpflanzung beträgt dann

$$a = \frac{l}{t} .$$

In der gleichen Zeit t bewegt sich jedoch die Gassäule nur um den Weg dx . Die Geschwindigkeit der Gassäule beträgt dann:

$$w = \frac{dx}{t} .$$

Die Beschleunigung der Gassäule beträgt:

$$b = \frac{w}{t}$$

Dieser Ausdruck kann mit Hilfe der Beziehungen für $t = \frac{l}{a}$ wie folgt verändert werden:

$$b = \frac{\frac{dx}{l/a}}{\frac{1}{a}} = \frac{a^2 \cdot dx}{l^2}$$

Da die Kraft das Produkt aus Masse und Beschleunigung ist, erhält man für die Kraft

$$F = m \cdot \frac{a^2 \cdot dx}{l^2}$$

Diese ursprüngliche Druckkraft, die zur Verschiebung des Kolbens und zum Druckanstieg dp führte, muß gleich sein der Kraft

$$F = dp \cdot A \quad | \quad A = \text{Rohrfläche}$$

Nach Gleichsetzen erhält man:

$$dp \cdot A = m \cdot \frac{a^2}{l^2} \cdot dx$$

Die Gasmasse, die zwischen den Kolben eingeschlossen ist, hat die Größe:

$$m = A \cdot l \cdot \rho$$

Nach Einsetzen dieser Masse erhält man:

$$dp \cdot A = A \cdot l \cdot \rho \cdot \frac{a^2}{l^2} \cdot dx$$

$$dp = \rho \cdot \frac{a^2}{l} dx$$

Die Dichteänderung dp muß sich zur Dichte verhalten wie die Längenänderung dx zur Länge l :

$$\frac{p}{dp} = \frac{l}{dx}$$

Damit erhält man:

$$a^2 = \frac{dp}{d\rho} \quad \text{und mit Hilfe der Gleichungen (7) und (6)}$$

$$a^2 = 1,4 \cdot \frac{p}{\rho} = 1,4 \cdot R \cdot T$$

D. h. die Schallgeschwindigkeit in einem Medium ist ausschließlich von der Kompressibilität dieses Mediums und damit nur von seiner Temperatur abhängig.

Nach Einführung der Konstanten erhält man für die Schallgeschwindigkeit

$$a = \sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot T \cdot \frac{\text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{Grad}}{\text{kg} \cdot \text{Grad}}} \quad | \quad 1 \text{ N} = 1 \frac{\text{kgm}}{\text{s}^2}$$

$$a = 20,1 \sqrt{T \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]}$$

(8)

Die Schallgeschwindigkeit bei 15 °C (INA-Normalwert) ergibt sich zu

$$a_0 = 20,1 \sqrt{288} = \boxed{340 \text{ m/s}}$$

und bei -56,5 °C (INA-Wert für 11 km Höhe) zu

$$a_{11} = 20,1 \sqrt{216,5} = \boxed{296 \frac{\text{m}}{\text{s}}}$$

Die Abnahme je km Höhe beträgt demzufolge 4 m/s. Den Verlauf der Schallgeschwindigkeit in der Normalatmosphäre zeigt Abb. 2.

Als Machzahl "M" wurde das Verhältnis der Fluggeschwindigkeit "v" zur Schallgeschwindigkeit "a" definiert:

$$\boxed{M = \frac{v}{a}}$$

(9)

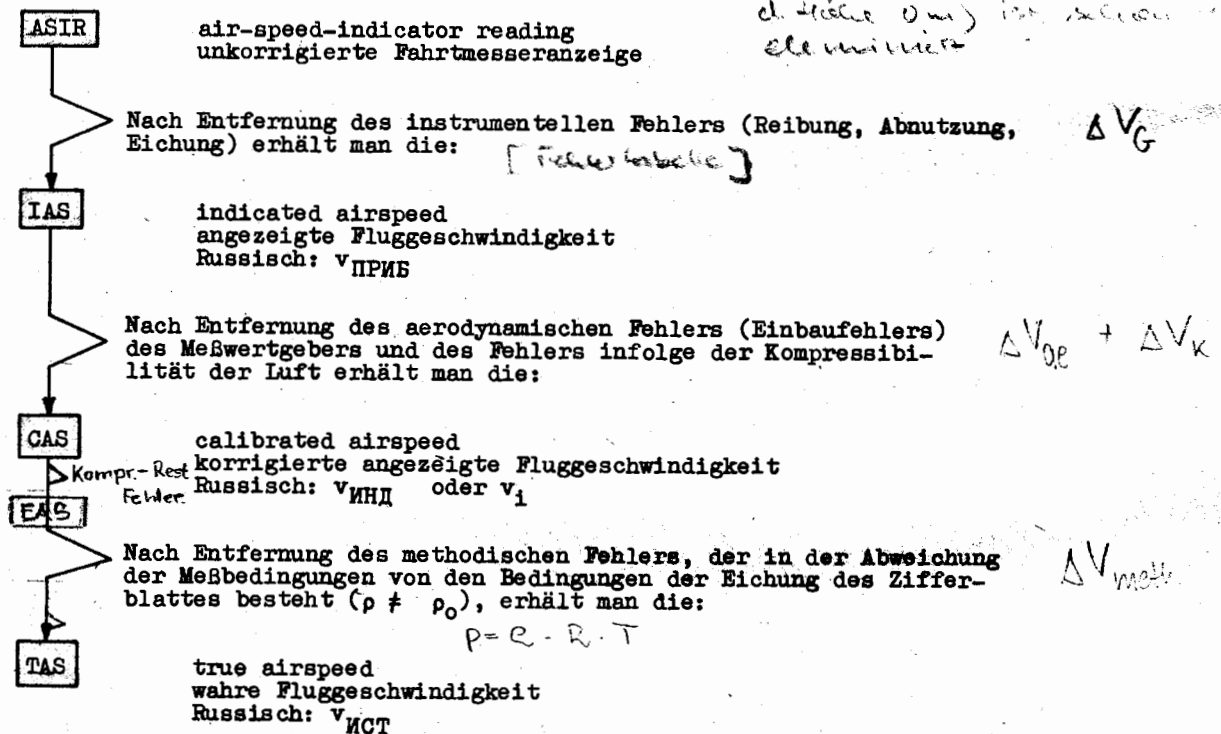
1.2. Staudruck und Fluggeschwindigkeit

23171-01

1.2.1. Die Geschwindigkeit gegenüber der Luft nach TGL 477-001

Im Normblatt 177-001 werden die folgenden Bezeichnungen der einzelnen Geschwindigkeiten von Luftfahrzeugen für verbindlich erklärt:

Der Hauptfehler (methodischer Fehler) ist durch die Kompressibilität der Luft eliminiert



Anmerkung: Beide Zeiger des Fahrtmessers KVC -1200 unterliegen den genannten Fehlern. Die Differenz zwischen der wahren Fluggeschwindigkeit (TAS) und der unkorrigierten Fahrtmesseranzeige (ASIR) ist beim schmalen Zeiger geringer, da durch eine zusätzliche Korrektur der methodische Fehler verringert wurde (der hier nur noch in der Abweichung der Temperatur von der Normalatmosphäre besteht) und der Kompressibilitätsfehler ausgeschaltet wurde.

1.2.2. Die Korrektur der Fahrtmesseranzeige

Die folgenden Rechenbeispiele sollen veranschaulichen, daß herkömmliche Fahrtmesser an Flugzeugen, die in großen Flughöhen mit hoher Geschwindigkeit fliegen, sehr großen Fehlern unterliegen. Die Berechnungen dienen dem Verständnis der Ausführungen des Abschnitts Staudruck- und Machzahlbeschränkungen des Flugzeugs.

Der breite Zeiger des kombinierten Fahrtmessers liefert stets Anzeigen, die dem gemessenen Staudruck proportional sind. Für den Staudruck gilt:

$$q = \frac{\rho \cdot v^2}{2} \quad (10)$$

Die Skala des Gerätes ist jedoch nicht in $\left[\frac{\text{N}}{\text{m}^2}\right]$ oder in $\left[\frac{\text{kp}}{\text{m}^2}\right]$ sondern in km/h geeicht.

Die Umrechnung des Meßwertes Staudruck erfolgt mit der konstanten Bodenluftdichte $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$. Eine der Staudruckbegrenzungen des Flugzeugs TU-134 beträgt:

$$q_{\text{max}} = 1740 \frac{\text{kp}}{\text{m}^2} \approx 17100 \frac{\text{N}}{\text{m}^2} \approx 17069,4 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$$

$$q = \frac{\rho \cdot v^2}{2}$$

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 17100}{1,225} \cdot \frac{\text{N} \cdot \text{m}^3}{\text{m}^2 \cdot \text{kg}}}$$

$$v = \sqrt{27600 \frac{\text{kg} \cdot \text{m} \cdot \text{m}^3}{\text{s}^2 \cdot \text{m}^2 \cdot \text{kg}}} = 166,2 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 600 \frac{\text{km}}{\text{h}} = 600,97798 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$

Die Begrenzung von 1740 kp/m^2 entspricht also einer Anzeige des breiten Zeigers von 600 km/h. Diese Anzeige ist aber nur zu erwarten, wenn der Staudruck genau 1740 kp/m^2 beträgt, die Normalatmosphäre vorliegt, der instrumentelle Fehler Null ist und das Flugzeug in der Höhe Null fliegt (ASIR = IAS = CAS = TAS).

In 8500 m Höhe herrschen in der Normalatmosphäre folgende Bedingungen:

$$\rho = 0,495 \text{ kg/m}^3 \quad T = 232,75 \text{ }^\circ\text{K} \quad a = 1102 \text{ km/h} \quad p = 3375 \text{ kp/m}^2$$

$$a = 306,11 \text{ m/s}$$

Unter diesen atmosphärischen Bedingungen erhält man beim gleichen Staudruck von 1740 kp/m^2 in 8500 m Höhe eine Geschwindigkeit von 945 km/h:

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot 17100 \text{ m}^2}{0,495 \text{ s}^2}} = 262 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 945 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$

Für navigatorische Zwecke ist der breite Zeiger, der beim vorliegenden Staudruck weiterhin 600 km/h anzeigt, nunmehr unbrauchbar geworden. Seine Bedeutung reduziert sich auf die Messung von Staudrücken (angezeigt in Geschwindigkeitswerten, die mit der Normdichte am Boden errechnet wurden), die für die Einhaltung der Festigkeitsbeschränkungen des Flugzeugs von Wichtigkeit sind.

Die Anzeige des schmalen Zeigers unterliegt einem geringeren methodischen Fehler, da mit Hilfe einer zusätzlichen bärmetrischen Dose der Luftdruck eingeführt wird. Da aber mit der Messung des statischen Druckes allein die Luftdichte noch nicht bestimmt ist, wird die fehlende Temperatur durch den in der Normalatmosphäre zum gemessenen

Druck gehörenden Temperaturwert ersetzt. In der Normalatmosphäre ist demzufolge der methodische Fehler des schmalen Zeigers Null:

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho}} \quad \rho = \frac{p}{R \cdot T} \quad \text{nach (6)}$$

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot q \cdot R \cdot T}{p}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1740 \cdot 287 \cdot 232}{3375} \frac{\text{kg Nm} \cdot \text{Grad} \cdot \text{m}^2}{\text{m}^2 \text{ kg} \cdot \text{Grad} \cdot \text{kg}}}$$

$$1 \text{ N} = 1 \frac{\text{kg} \cdot \text{m}}{\text{s}^2} \quad \text{nach (1)}$$

$$v = \sqrt{\frac{68750 \frac{\text{kg} \cdot \text{m} \cdot \text{m}}{\text{s}^2}}{\text{kg}}} = 262 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 945 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$

Bei einer INA-Abweichung der Temperatur von 4 % (in diesem Falle etwa 9 Grad) wird die Geschwindigkeitsanzeige des schmalen Zeigers nur um 2 % verfälscht. Das entspricht beim gewählten Beispiel einem methodischen Fehler des schmalen Zeigers von weniger als 20 km/h (man vergleiche damit den methodischen Fehler des breiten Zeigers in der Normalatmosphäre).

Auf der Korrekturskala KUS des Rechenschiebers NR-10 kann diese Korrektur nachgeprüft werden.

Alle oben durchgeführten Berechnungen gehen von einer fehlerfreien Ermittlung des Staudruckes aus, was jedoch in Wirklichkeit nicht der Fall ist. Durch den festen Einbau des Staurohrs, durch seine Abhängigkeit von der Umströmung des Flugzeuges und von seinem Anstellwinkel sowie durch den Einfluß der Kompressibilität der Luft unterliegt die Staudruckermittlung durch den Meßwertgeber (Staurohr) ebenfalls Fehlern, die bisher nicht berücksichtigt wurden.

Fehler, die im Einbauort des Staurohrs und in seiner Anstellwinkelabhängigkeit begründet liegen, können durch Messungen am Flugzeug ermittelt und mit Hilfe einer Korrekturtabelle erfaßt werden (siehe [7]).

Die Fehler ^{die} infolge Kompressibilität der Luft ^{aufziehen} können, werden einer Graphik entnommen.

In Abb. 63 (Anhang) wird für die Höhe 8500 m und für die IAS=600 km/h ein Fehler $\Delta V_{\text{kompr.}} = 30 \text{ km/h}$ gefunden. Mit Hilfe der korrigierten IAS von 570 km/h wird auf dem Rechenschieber NR-10 die TAS von 895 km/h in der üblichen Weise errechnet. D.h. der vom Staurohr gemessene Staudruck ergibt unter dem Einfluß der Kompressibilität einen zu hohen Geschwindigkeitswert.

Durch die Konstruktion des Fahrtmessers KUS wird dieser Fehler beim schmalen Zeiger berücksichtigt.

Erstes Beispiel: $M = 0,2$

Nach (14) gilt: $\frac{dv}{v} = -0,04 \frac{dv}{v}$

Das bedeutet, daß sich bei einem Geschwindigkeitsanstieg von 1% die Dichte nur um den vernachlässigbar kleinen Betrag von 0,04% vermindert.

Nach (15) gilt: $\rho \cdot A \cdot v = \text{const.}$

Da die Dichte nahezu unverändert bleibt, kann der Geschwindigkeitsanstieg nur durch Verringerung der Fläche A herbeigeführt werden.

Soll eine Unterschallströmung beschleunigt werden, so muß der Querschnitt verkleinert werden.

Verlauf der Gasparameter in einem Venturirohr bei reiner Unterschallströmung:

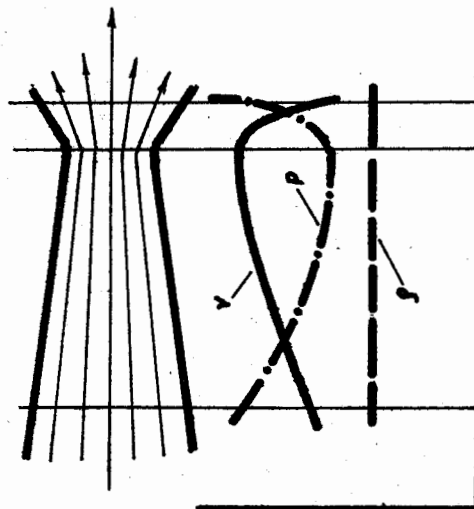


Abb. 6a

Zweites Beispiel: $M = 2$

Nach (14) gilt: $\frac{dv}{v} = -4 \frac{dv}{v}$

Das bedeutet, daß sich bei einem Geschwindigkeitsanstieg von 1% die Dichte um 4% vermindert.

Nach (15) gilt: $\rho \cdot A \cdot v = \text{const.}$

Das konstante Produkt aus ρ , A und v kann in diesem Falle nur bei einer Vergrößerung der Fläche A erzielt werden, da der geringfügige Geschwindigkeitsanstieg bereits einen hohen Dichteabfall hervorgerufen hat.

Soll eine Überschallströmung beschleunigt werden, so muß der Querschnitt vergrößert werden.

Verlauf der Gasparameter in einer Lavaldüse bei Überschallgeschwindigkeit:

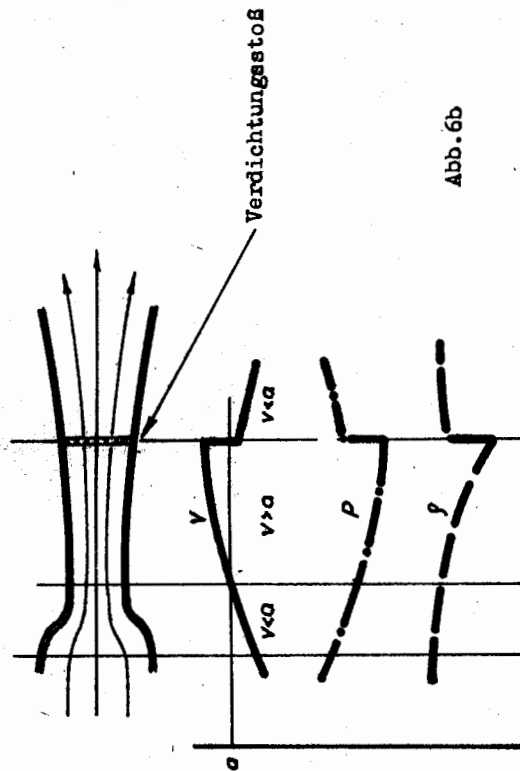


Abb. 6b

D. h. der vom Staurohr gemessene Staudruck ist infolge der Kompressibilität der Luft zu groß. Dieser Fehler wird jedoch erst mit größer werdenden Machzahlen spürbar. Bei Einhaltung einer konstanten IAS von 600 km/h während des Steigfluges wird der wahre Staudruck ständig geringer (von 1740 kp/m² in Bodennähe auf 1500 in 8500 m Höhe). Um den Flug mit konstanter Belastung der Konstruktion durchzuführen, müßte eine konstante CAS eingehalten werden. Da die Abweichung IAS - CAS aber nach der sicheren Seite auftritt, wird der Einfachheit halber eine konstante, höhenunabhängige Staudruckbegrenzung nach der IAS festgelegt. Nachstehende Berechnungen der TAS aus dem korrigierten Staudruck beweisen, daß damit nicht mehr als ca. 60 km/h in einer Höhe von 8500 m "verschenkt" werden:

$$v_{TAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 14700}{0,495} \frac{N \cdot m^3}{m^2 \cdot kg}} = \sqrt{59500 \frac{kg \cdot m \cdot m^3}{s^2 \cdot m^2 \cdot kg}} = 244 \text{ m/s} = 880 \frac{km}{h}$$

Zum gleichen Ergebnis gelangt der schmale Zeiger:

$$v_{TAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot q \cdot 287 \cdot T}{p}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1500 \cdot 287 \cdot 232}{3375} \cdot \frac{kp \cdot N \cdot m \cdot Grad \cdot m^2}{m^2 \cdot kg \cdot Grad \cdot kp}} = \sqrt{59500 \frac{m^2}{s^2}}$$

Die Differenz in der wahren Geschwindigkeit beträgt also 60 km/h (TAS bei konstanter CAS von 600 km/h beträgt 940 km/h und TAS bei konstanter IAS von 600 km/h beträgt 880 km/h). Die Differenzen zu den Angaben der Abb. 28 und 29 sind auf den hier nicht berücksichtigten musterabhängigen Staurohrfehler zurückzuführen. Die um den Kompressibilitätsfehler korrigierte TAS von 880 km/h läßt sich unschwer mit Hilfe des Rechenschiebers NR-10 nachprüfen:

Mit Hilfe der Abb. 25 der Anleitung zum Rechenschieber NR-10 ([2]) wird für die Höhe 8500 m und für die IAS=600 km/h ein Fehler $\Delta v_{\text{kompr}} = 30 \text{ km/h}$ gefunden. Mit Hilfe der korrigierten IAS von 570 km/h wird die TAS = 895 km/h auf der Skala R in der üblichen Weise errechnet. Die Abweichung von 15 km/h ist auf die näherungsweise Korrektur des Staudruckes zurückzuführen.

1.3. Die Besonderheiten der Überschallströmung

1.3.1. Bernoullische Gleichung

Innerhalb einer Gasmasse können die folgenden Energieformen auftreten:

1. Kinetische Energie

$$E_{\text{kin}} = \frac{m}{2} v^2$$

2. Druckenergie

$$E_{\text{dr}} = p \cdot A \cdot s \text{ (Druck} \times \text{Fläche} \times \text{Weg)}$$

$$E_{\text{dr}} = p \cdot V$$

$$E_{\text{dr}} = \frac{p \cdot m}{\rho}$$

3. Innere (Wärme-)Energie

$$E_i = m \cdot 715 \cdot T \quad \text{(nach [3])}$$

4. Potentielle Energie

5. Chemische Energie

6. Kernenergie

Diese Energien sollen in dieser Betrachtung keinen Veränderungen unterliegen.

1.2.3. Die Machzahlmessung

Aus der Definition der Machzahl $M = \frac{v}{a}$ ergibt sich mit (10), (6) und (8) folgende Formel:

$$M = \sqrt{\frac{2q \cdot \rho T}{p \cdot 1,4 \cdot \rho T}} = \sqrt{\frac{2q}{1,4 \cdot p}}$$

D.h. die Machzahl kann mit Hilfe des statischen Druckes und des Staudruckes ermittelt werden. Da dem Machmeter beide Werte zur Verfügung stehen, ist der methodische Fehler des Machmeters Null. Für das Beispiel auf S. 17 ergibt sich folgende Machzahl:

$$M = \sqrt{\frac{2 \cdot 1740 \text{ kp m}^2}{1,4 \cdot 3375 \text{ m}^2 \text{ kp}}} = \sqrt{0,74} = 0,86 \quad \text{bzw.}$$

$$M = \frac{v}{a} = \frac{945}{1102} \left[\frac{\text{km} \cdot \text{h}}{\text{h} \cdot \frac{\text{m}}{\text{s}}} \right] = 0,86$$

Für die um den Kompressibilitätsfehler berichtigte Geschwindigkeit von 895 km/h ergibt sich jedoch:

$$M = \frac{895}{1102} = 0,81$$

und mithin ein Fehler von 0,05.

Daraus leitet sich die Notwendigkeit ab, auch beim Machmeter den Kompressibilitätsfehler zu berücksichtigen.

1.3. Die Besonderheiten der Überschallströmung

1.3.1. Bernoullische Gleichung

Innerhalb einer Gasmasse können die folgenden Energieformen auftreten:

1. Kinetische Energie

$$E_{\text{kin}} = \frac{m}{2} v^2$$

2. Druckenergie

$$E_{\text{dr}} = p \cdot A \cdot s \quad (\text{Druck} \times \text{Fläche} \times \text{Weg})$$

$$E_{\text{dr}} = p \cdot V$$

$$E_{\text{dr}} = \frac{p \cdot m}{\rho}$$

3. Innere (Wärme-)Energie

$$E_i = m \cdot 715 \cdot T \quad (\text{nach [3]})$$

4. Potentielle Energie

5. Chemische Energie

6. Kernenergie

} Diese Energien sollen in dieser Betrachtung keinen Veränderungen unterliegen.

D. h. der vom Staurohr gemessene Staudruck ist infolge der Kompressibilität der Luft zu groß. Dieser Fehler wird jedoch erst mit größer werdenden Machzahlen spürbar. Bei Einhaltung einer konstanten IAS von 600 km/h während des Steigfluges wird der wahre Staudruck ständig geringer (von 1740 kp/m² in Bodennähe auf 1500 in 8500 m Höhe). Um den Flug mit konstanter Belastung der Konstruktion durchzuführen, müßte eine konstante CAS eingehalten werden. Da die Abweichung IAS - CAS aber nach der sicheren Seite auftritt, wird der Einfachheit halber eine konstante, höhenunabhängige Staudruckbegrenzung nach der IAS festgelegt. Nachstehende Berechnungen der TAS aus dem korrigierten Staudruck beweisen, daß damit nicht mehr als ca. 60 km/h in einer Höhe von 8500 m "verschenkt" werden:

$$v_{TAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 14700}{0,495} \frac{N \cdot m^3}{m^2 \cdot kg}} = \sqrt{59500 \frac{kg \cdot m \cdot m^3}{s^2 \cdot m^2 \cdot kg}} = 244 \text{ m/s} = 880 \frac{km}{h}$$

Zum gleichen Ergebnis gelangt der schmale Zeiger:

$$v_{TAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot q \cdot 287 \cdot T}{p}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1500 \cdot 287 \cdot 232}{3375} \cdot \frac{kp \cdot N \cdot m \cdot Grad \cdot m^2}{m^2 \cdot kg \cdot Grad \cdot kp}} = \sqrt{59500 \frac{m^2}{s^2}}$$

Die Differenz in der wahren Geschwindigkeit beträgt also 60 km/h (TAS bei konstanter CAS von 600 km/h beträgt 940 km/h und TAS bei konstanter IAS von 600 km/h beträgt 880 km/h). Die Differenzen zu den Angaben der Abb. 28 und 29 sind auf den hier nicht berücksichtigten musterabhängigen Staurohrfehler zurückzuführen. Die um den Kompressibilitätsfehler korrigierte TAS von 880 km/h läßt sich unschwer mit Hilfe des Rechenschiebers NR-10 nachprüfen:

Mit Hilfe der Abb. 25 der Anleitung zum Rechenschieber NR-10 ([2]) wird für die Höhe 8500 m und für die IAS=600 km/h ein Fehler $\Delta v_{\text{kompr}} = 30 \text{ km/h}$ gefunden. Mit Hilfe der korrigierten IAS von 570 km/h wird die TAS = 895 km/h auf der Skala R in der üblichen Weise errechnet. Die Abweichung von 15 km/h ist auf die näherungsweise Korrektur des Staudruckes zurückzuführen.

1.3. Die Besonderheiten der Überschallströmung

1.3.1. Bernoullische Gleichung

Innerhalb einer Gasmasse können die folgenden Energieformen auftreten:

1. Kinetische Energie

$$E_{\text{kin}} = \frac{m}{2} v^2$$

2. Druckenergie

$$E_{\text{dr}} = p \cdot A \cdot s \text{ (Druck x Fläche x Weg)}$$

$$E_{\text{dr}} = p \cdot V$$

$$E_{\text{dr}} = \frac{p \cdot m}{\rho}$$

3. Innere (Wärme-)Energie

$$E_i = m \cdot 715 \cdot T \quad (\text{nach [3]})$$

4. Potentielle Energie

5. Chemische Energie

6. Kernenergie

Diese Energien sollen in dieser Betrachtung keinen Veränderungen unterliegen.

Nach Bernoulli muß der Gesamtenergiegehalt einer Strömung konstant sein:

$$E_{\text{kin}} + E_{\text{dr}} + E_i = \text{const.}$$

$$m \cdot \frac{v^2}{2} + m \frac{p}{\rho} + m \cdot 715 \cdot T = \text{const.}$$

Unter der Voraussetzung, daß die Masse konstant ist, ergibt sich die folgende allgemein gültige Bernoulli-Gleichung:

$$\boxed{\frac{v^2}{2} + \frac{p}{\rho} + 715 T = \text{const.}} \quad (11)$$

Eine andere Form dieser Gleichung gewinnt man durch Bildung der Ableitung $\frac{dp}{dv}$:

$$p = C \cdot \rho - \frac{\rho \cdot v^2}{2} - \rho \cdot 715 T$$

$$\frac{dp}{dv} = - \rho \cdot v$$

$$\boxed{dp = - \rho \cdot v \cdot dv} \quad (12)$$

Unter Vernachlässigung der Kompressibilität und der Temperaturerhöhung in der Strömung (ρ und $T = \text{const.}$) erhält man aus (11) die folgende Bernoullische Gleichung:

$$\boxed{\frac{\rho \cdot v^2}{2} + p = \text{const.}} \quad (13)$$

1.3.2. Das Verhalten der Gasparameter in der Überschallströmung

Mit Hilfe der Gleichung (12) und der früher gefundenen Beziehung $a^2 = \frac{dp}{d\rho}$ kann der folgende Zusammenhang gefunden werden:

$$dp = a^2 \cdot d\rho$$

$$dp = - \rho \cdot v \cdot dv$$

$$a^2 \cdot d\rho = - \rho \cdot v \cdot dv$$

$$\frac{d\rho}{\rho} = - \frac{v}{a^2} \cdot dv = - \frac{v^2}{a^2} \cdot \frac{dv}{v} = - M^2 \cdot \frac{dv}{v}$$

$$\boxed{\frac{d\rho}{\rho} = - M^2 \cdot \frac{dv}{v}} \quad (14)$$

Die gefundene Gleichung (14) stellt die Dichteänderungen einer Strömung bei Veränderung der Geschwindigkeit unter Vernachlässigung der Temperaturschwankungen dar. Die Gleichung bestätigt die experimentell gefundenen Besonderheiten der Strömung bei verschiedenen Machzahlen. Diese Besonderheiten sollen im folgenden an einem Beispiel demonstriert werden.

Unter der Voraussetzung, daß die Masse in der Zeiteinheit ($\frac{m}{t}$) bei jedem Strömungsvorgang in den einzelnen Querschnitten konstant sein muß, kann gesagt werden:

$$\frac{m}{t} = \rho \cdot \frac{V}{t} = \text{const.}$$

$$\text{denn } m = \rho \cdot V$$

$$\frac{V}{t} = A \cdot v = \text{Fläche} \times \text{Geschwindigkeit} \left[\text{m}^2 \cdot \frac{\text{m}}{\text{s}} = \frac{\text{m}^3}{\text{s}} \right]$$

$$\boxed{\frac{m}{t} = \rho \cdot A \cdot v = \text{const.}}$$

(15)

Das heißt, die Masse in der Zeiteinheit $\frac{m}{t}$ ist gleich dem Produkt aus der Dichte, der Fläche und der Geschwindigkeit des strömenden Mediums. Dieses Produkt muß in jedem Strömungsvorgang konstant sein.

In Abb. 6 werden zwei Beispiele von Gasströmungen miteinander verglichen. Beispiel 1 betrachtet die reine Unterschallströmung in einem Venturirohr bei einer Machzahl von 0,2, während Beispiel 2 die Strömungsverhältnisse in einer Lavaldüse bei einer Machzahl von 2 untersucht.

Mit Hilfe der gefundenen Beziehungen (14) und (15) veranschaulichen die beiden Beispiele, daß bei Erweiterung des Querschnitts eine Unterschallströmung ihre Geschwindigkeit verringert, eine Überschallströmung dagegen an Geschwindigkeit zunimmt.

Die Geschwindigkeit der Überschallströmung kann nicht beständig anwachsen, da im unendlich großen Querschnitt bei unendlich geringer Dichte eine unendliche Geschwindigkeit anzutreffen wäre.

Die Verzögerung der Überschallströmung erfolgt jedoch sprunghaft, entlang eines sogenannten Verdichtungsstoßes. Dieser Verdichtungsstoß und der Verlauf der Gasparameter wurde in Abb. 6 ebenfalls dargestellt.

1.3.3. Der Verdichtungsstoß

Bei Machzahlen kleiner als 1 verringert sich die Strömungsgeschwindigkeit bereits weit vor dem Auftreffen auf ein Hindernis, da sich die eintretende Druckerhöhung, die sich mit Schallgeschwindigkeit fortpflanzt, der Umgebung (auch entgegen der Strömungsrichtung) mitteilen kann. Abb. 7 veranschaulicht den Verlauf des Druckes und der Geschwindigkeit in dem unendlich dünnen Stromfaden, der in der Mitte des angeströmten Hindernisses bis auf $v = 0$ verzögert wird.

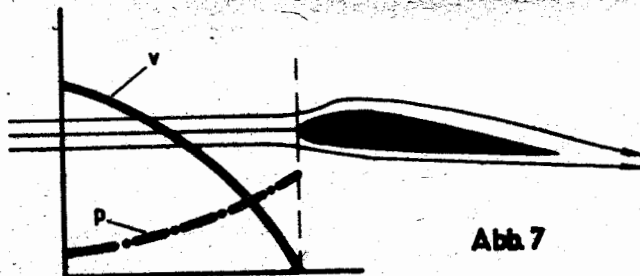


Abb 7

Bei Machzahlen $M > 1$ wird die Strömung an einem Hindernis ebenfalls verzögert und es entsteht wieder ein Druckanstieg. Dieser kann sich aber ebenfalls nur mit Schallgeschwindigkeit ausbreiten und ist damit langsamer als die anströmende Luftmasse, so daß er sich der Umgebung nicht mitteilen kann. Das führt zu einer weiteren Erhöhung des Druckes, da die ständig neu ankommenden Luftteilchen ebenfalls auf Null verzögert werden. Schließlich entsteht ein sehr hoher Druckanstieg, der in der Lage ist, sich mit einer Geschwindigkeit $v > a$ gegen die Strömung zu bewegen. Man spricht in diesem Falle von einer Störfront hohen Druckes, deren Geschwindigkeit sich allerdings mit wachsender Entfernung vom Hindernis verringert, um schließlich die Geschwindigkeit der Strömung zu erreichen. An dieser Stelle kommt die Störfront zum Stehen. Eine solche, von der Überschallströmung zum Stehen gebrachte Störfront, bezeichnet man als **V e r d i c h t u n g s s t o ß**. An dieser Stelle erfährt die Strömung eine stoßartige Erhöhung der Dichte, der Temperatur und des Druckes. Die Geschwindigkeit fällt ebenso plötzlich ab. Abb. 8 stellt diesen Vorgang dar.

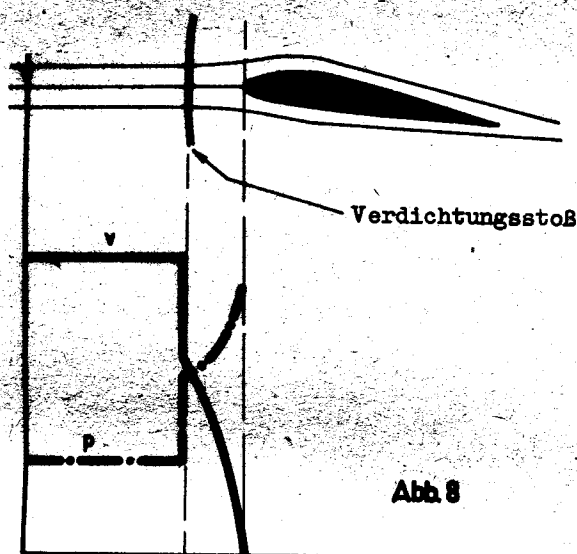
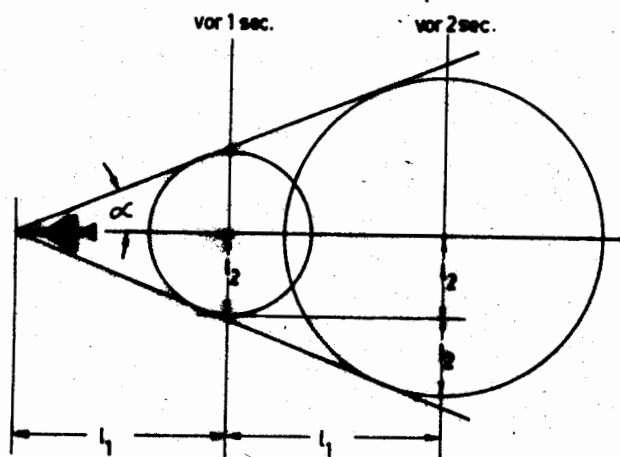


Abb. 8

Die stoßartige und starke Veränderung der Gasparameter führt zur bekannten Erscheinung des Überschallknalls, der solange und ununterbrochen entsteht, wie ein Flugkörper mit Machzahlen größer 1 fliegt. Am gezeichneten Profil (Abb. 8) entsteht ein gerader Stoß. An spitzen Vorderkanten entstehen schiefe Verdichtungsstöße, da die Stärke und die Geschwindigkeit der Störfront mit Abnahme des Winkels, unter dem die Strömung auf das Hindernis auftrifft, abnimmt. Je spitzer die Vorderkante eines Überschallströmungskörpers ist, um so schiefer der Stoß und um so geringer der Energieaufwand.

Machscher Kegel (s. Abb. 9):

Angenommen, ein Überschallflugzeug legt in der Sekunde die Strecke l_1 zurück, der Schall dagegen die Strecke l_2 . Von der Position aus, die das Flugzeug vor einer Sekunde innehatte, hat der Schall inzwischen den Raum einer Kugel vom Durchmesser l_2 ausgefüllt. Die Einhüllende aller dieser Kugeln stellt einen Kegel dar, dessen Öffnungswinkel um so spitzer ist, je schneller das Flugzeug fliegt. Außerhalb dieses Kegels können keinerlei vom Flugzeug ausgehende Störungen wahrgenommen werden.



$$\sin \alpha = \frac{l_2}{l_1} = \frac{a_1 t}{v_1 t} = \frac{1}{M}$$

Abb. 9

1.3.4. Die Umströmung des Profils bei verschiedenen Machzahlen

Abb. 10 stellt die Druckverteilung und die Luftkräfte an einem Profil bei verschiedenen Machzahlen dar. Mit steigender Machzahl verändert sich die Druckverteilung auch bei konstantem Staudruck in der gezeichneten Weise. Der Einfluß der Kompressibilität bringt eine Erhöhung des Druckes vor dem Profil mit sich, wodurch der Widerstand ansteigt und die Luftkraftresultierende eine größere Neigung erhält.

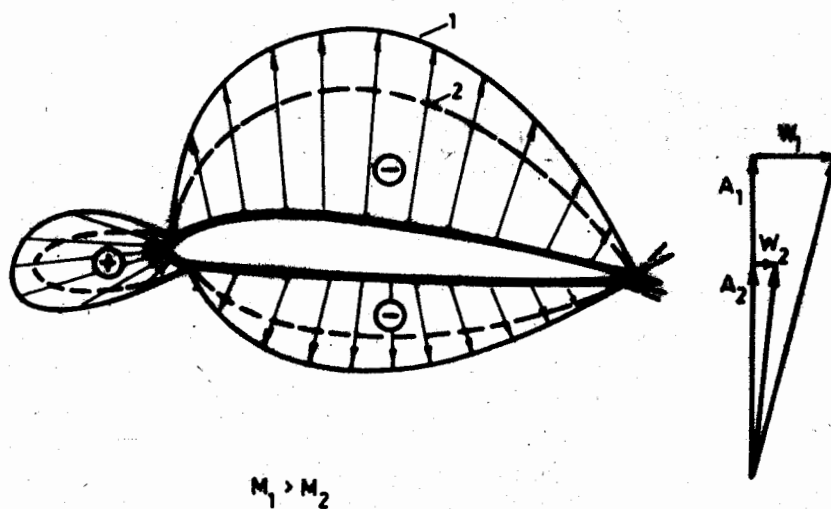
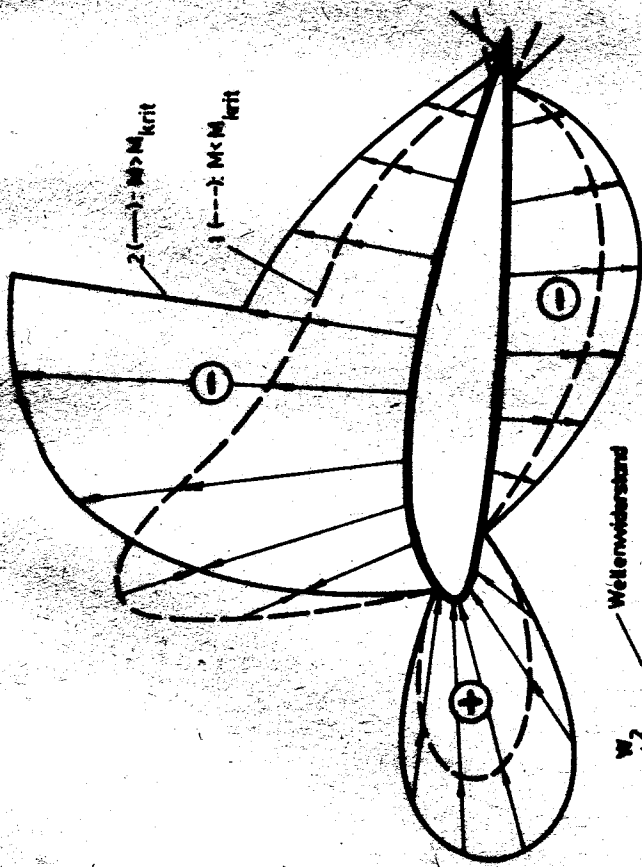


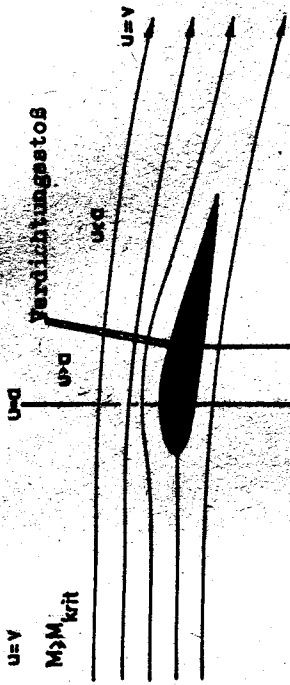
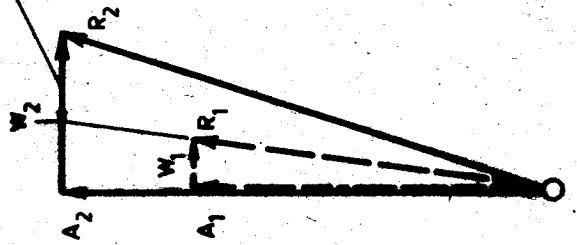
Abb. 10

Abb. 11 stellt die Umströmung eines Profils bei einer Machzahl größer der kritischen Machzahl dar. Die kritische Machzahl ist dadurch gekennzeichnet, daß die Strömung bereits örtlich Überschallgeschwindigkeit erreicht, obwohl sich das Flugzeug noch mit Unterschallgeschwindigkeit fortbewegt.

Der in Abb. 11 dargestellte Zustand wird als **Wellenkrisis** bezeichnet. Dieser Erscheinung ist mit einer Erhöhung des Widerstandes (Wellenwiderstand) verbunden, der durch die Veränderung der Druckverteilung, d. h. durch die größere Neigung



Wellenwiderstand



Unterschallbereich

Bei Verengung des Querschnitts (Abstand der Stromlinien verringert sich) erhöht sich die Geschwindigkeit der Strömung bis zur Schallgeschwindigkeit

Unterschallbereich

Entlang eines Verdichtungsstoßes verzögert sich die Strömungsgeschwindigkeit schlagartig, so daß hinter dem Stoß wieder Unterschallgeschwindigkeit herrscht

Überschallbereich

Bei Erweiterung des Querschnitts (Abstand der Stromlinien vergrößert sich) steigt die Geschwindigkeit der Überschallströmung weiter an

Abb. 11

Abb. 12

der Luftkraftresultierenden entsteht (s. Abb. 12). Außer der Größe ändert sich auch der Angriffspunkt der Luftkraftresultierenden, was zu einer starken und plötzlichen Lastigkeitsänderung des Flugzeugs beim Eintritt in die Wellenkrisis führen kann. Durch die sprunghaften Veränderungen beim Auftreten von Verdichtungsstößen werden die Umströmung und die Luftkräfte ebenfalls stark beeinflusst. Das macht die Annäherung an die kritische Machzahl außerordentlich gefährlich. Da die gleichen Erscheinungen auch am Leitwerk auftreten, kann das Überschreiten der zulässigen Machzahlen zum Verlust der Stabilität und zur Überlastung der Konstruktion führen. Aus diesem Grunde besitzen alle Flugzeuge, die auf Grund ihrer Entwurfskonzeption in der Lage sind, ihre kritische Machzahl zu erreichen, eine Machzahlbeschränkung. Die Einhaltung dieser Beschränkung schließt eine Annäherung an den kritischen Zustand aus.

1.4. Der Pfeilflügel

1.4.1. Wellenwiderstand

Durch das Auftreten des Wellenwiderstandes steigt der Gesamtwiderstand des Flugzeugs bei hohen Machzahlen plötzlich stark an. Die Überwindung dieses Widerstandes ist nur mit sehr starken Triebwerken möglich. Flugzeuge mit Kolbentriebwerken sind deshalb nicht in der Lage, Geschwindigkeiten zu erreichen, die 700 km/h wesentlich überschreiten.

Um die Geschwindigkeit des Flugzeugmusters IL-14 z. B. auf 800 km/h zu steigern, wären ca. 16 Triebwerke vom Typ Asch-82 mit einer Masse von je 1 t erforderlich (nach [5]).

Die Einführung der Strahltriebwerke mit ihren wesentlich höheren Schubleistungen bei gleichzeitig geringeren Massen konnte jedoch allein den Hochgeschwindigkeitsflug nicht ermöglichen.

Erst mit der Einführung des gepfeilten Flügels konnte der Widerstand der Flugzeuge bei hohen Fluggeschwindigkeiten herabgesetzt werden.

Abb. 13 veranschaulicht den Anstieg des Widerstandsbeiwertes c_w eines gepfeilten und eines ungepfeilten Flügels gleicher Profilform und gleicher Dicke bei höheren Machzahlen. Deutlich ist zu erkennen, daß der Anstieg des Widerstandes beim gepfeilten Flügel später erfolgt. Das ist auf das verzögerte Eintreten der Wellenkrisis am gepfeilten Flügel zurückzuführen.

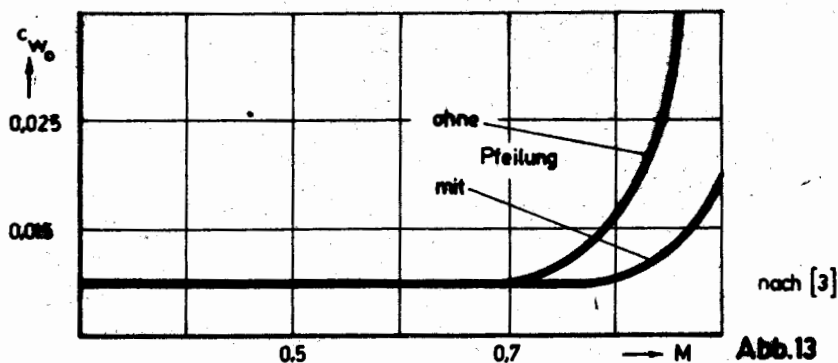
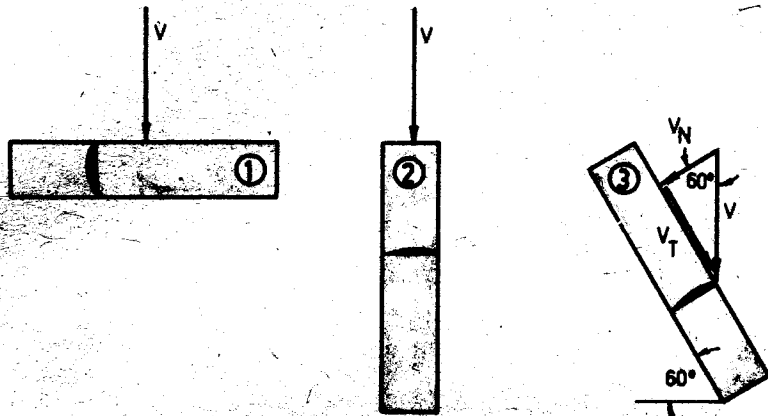


Abb.13

1.4.2. Der schiebende Flügel



$$A_1 > A_3 > A_2 = 0$$

Abb.14

In Abb. 14 sind die Anströmungsverhältnisse am schiebenden Flügel im Prinzip dargestellt. Der gezeichnete Flügel hat unter der Anströmungsrichtung 1 bei der Anströmgeschwindigkeit v den Auftrieb A_1 . Im Falle 2 wird der gleiche Flügel mit der gleichen Geschwindigkeit v unter einem Schiebewinkel von 90° angeströmt. Da eine Strömung längs eines Tragflügels keine Druckunterschiede zwischen Ober- und Unterseite hervorrufen kann, wird im Falle 2 kein Auftrieb entstehen ($A_2 = 0$). Im dritten gezeichneten Beispiel (3) beträgt der Schiebewinkel 60° und die Anströmgeschwindigkeit ebenfalls wieder v . Diese Geschwindigkeit läßt sich in die Komponenten v_N (senkrecht zur Flügelvorderkante) und v_T (parallel zur Flügelvorderkante) zerlegen. Da aber die tangentielle Komponente v_T keine Druckunterschiede am Flügel hervorrufen kann, ist sie an der Auftriebserzeugung unbeteiligt. Für die Entstehung des Auftriebs steht nur noch die Komponente v_N zur Verfügung, die jedoch beim Schiebewinkel von 60° nur noch die halbe Größe von v aufweist:

$$v_N = v \cdot \cos 60^\circ = \frac{v}{2}$$

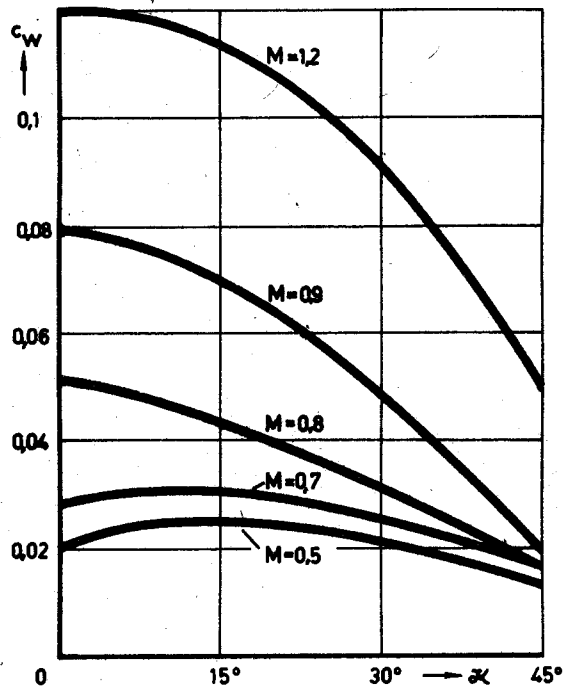
Damit muß selbstverständlich der entstehende Auftrieb wesentlich kleiner werden ($0 < A_3 < A_1$). Dennoch bringt das Schieben des Flügels einen großen Vorteil mit sich. In der gleichen Weise, wie die Komponente v_N gegenüber v kleiner wird, erhöht sich die kritische Machzahl dieses Flügels, da das Entstehen örtlicher Überschallgeschwindigkeit erst bei wesentlich höheren Fluggeschwindigkeiten v möglich ist.

Beispiel:

Der gerade Flügel in Abb. 14 hat die kritische Machzahl $M_{\text{krit}} = 0,8$. Im Falle III, da dieser Flügel unter einem Schiebewinkel von 60° angeströmt wird, erhöht sich M_{krit} auf 1,6:

$$\frac{M_{\text{krit-gerade}}}{M_{\text{krit-schieb.}}} = \frac{v_N}{v} = \frac{1}{2}$$

$$M_{\text{krit-schieb.}} = 2 \cdot M_{\text{krit-gerade}} = 2 \cdot 0,8 = 1,6$$



nach [3]

Abb. 15

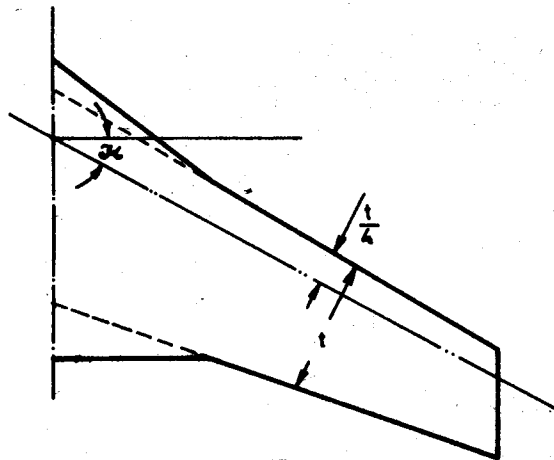


Abb. 16

Wie das berechnete Beispiel beweist, erreicht der schiebende Flügel erst bei $M = 1,6$ örtliche Schallgeschwindigkeit am maßgeblichen Flügelprofil. Diese Tatsache wird beim Pfeilflügel ausgenutzt.

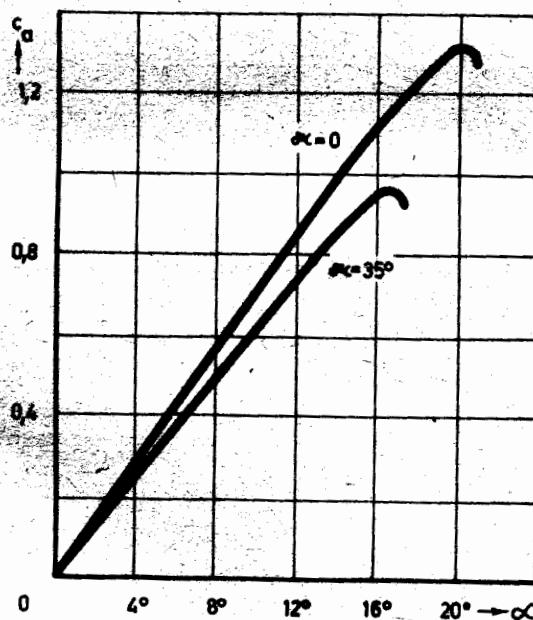
1.4.3. Vor- und Nachteile des Pfeilflügels

Vorteile:

- 1) Die kritische Machzahl wird wesentlich erhöht. Wie das berechnete Beispiel unter 1.4.2. bewies, kann ein schiebender (gepfeilter) Flügel in die Wellenkrisis eintreten, wenn das Flugzeug selbst bereits mit einer Geschwindigkeit $v > a$ fliegt.
- 2) Die Vorderkante des Pfeilflügels kann auch bei hohen Fluggeschwindigkeiten als stumpfe Unterschallkante ausgeführt werden, wodurch das Abreißverhalten bei niedrigen Geschwindigkeiten günstig beeinflusst wird. *200 + Lande ergebn sch aben*
- 3) Die Profildicke kann größer gewählt werden. Damit erhöht sich das mögliche Brennstoffbehältervolumen und sinkt das Konstruktionsgewicht.
- 4) Bei hohen Machzahlen verringert die Pfeilform den Widerstand des Tragflügels beträchtlich (siehe Abb. 15). Die Abb. 16 enthält die Definition des Pfeilwinkels κ .
- 5) Bei Flugzeugen, die oberhalb ihrer kritischen Machzahl fliegen (Überschallflugzeuge), bringt die gepfeilte Flügelvorderkante den Vorteil einer schrägen Kopfswelle (schiefer Stoß) mit sich.

Nachteile:

- 1) Mit der Verkleinerung der Komponente v_N gegenüber v sinken die Auftriebsbeiwerte des gepfeilten Flügels gegenüber denen des geraden Flügels (Abb. 17). In Abb. 17 verdienen die folgenden Besonderheiten Beachtung:



nach [3]

Abb.17

Wie das berechnete Beispiel beweist, erreicht der schiebende Flügel erst bei $M = 1,6$ örtliche Schallgeschwindigkeit am maßgeblichen Flügelprofil. Diese Tatsache wird beim Pfeilflügel ausgenutzt.

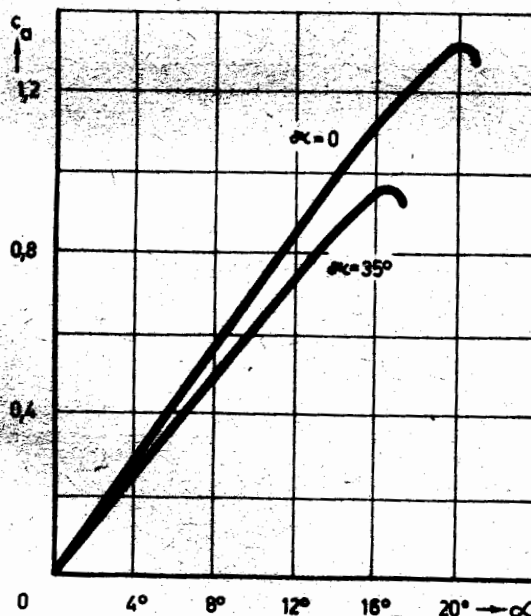
1.4.3. Vor- und Nachteile des Pfeilflügels

Vorteile:

- 1) Die kritische Machzahl wird wesentlich erhöht. Wie das berechnete Beispiel unter 1.4.2. bewies, kann ein schiebender (gepfeilter) Flügel in die Wellenkrisis eintreten, wenn das Flugzeug selbst bereits mit einer Geschwindigkeit $v > a$ fliegt.
- 2) Die Vorderkante des Pfeilflügels kann auch bei hohen Fluggeschwindigkeiten als stumpfe Unterschallkante ausgeführt werden, wodurch das Abreißverhalten bei niedrigen Geschwindigkeiten günstig beeinflusst wird. *Sach + Lande eigen schalten*
- 3) Die Profildicke kann größer gewählt werden. Damit erhöht sich das mögliche Brennstoffbehältervolumen und sinkt das Konstruktionsgewicht.
- 4) Bei hohen Machzahlen verringert die Pfeilform den Widerstand des Tragflügels beträchtlich (siehe Abb. 15). Die Abb. 16 enthält die Definition des Pfeilwinkels K .
- 5) Bei Flugzeugen, die oberhalb ihrer kritischen Machzahl fliegen (Überschallflugzeuge), bringt die gepfeilte Flügelvorderkante den Vorteil einer schrägen Kopfswelle (schiefer Stoß) mit sich.

Nachteile:

- 1) Mit der Verkleinerung der Komponente v_N gegenüber v sinken die Auftriebsbeiwerte des gepfeilten Flügels gegenüber denen des geraden Flügels (Abb. 17). In Abb. 17 verdienen die folgenden Besonderheiten Beachtung:



nach [3]

Abb.17

Um den gleichen Auftriebswert wie am geraden Flügel zu erzielen, sind am gepfeilten Flügel größere Anstellwinkel erforderlich.

Der $c_{a \max}$ -Wert verringert sich am gepfeilten Flügel gegenüber dem geraden Flügel. Das erfordert einen erhöhten Aufwand an auftriebserhöhenden Mitteln oder führt zu höheren Landegeschwindigkeiten.

- 2) In der gleichen Weise, wie die maßgebliche Komponente v_N gegenüber v abnimmt, verringert sich die Wirkung der Querruder. Das erfordert eine Vergrößerung der Rudertiefe und der Ruderspannweite (was infolge der notwendigen Spannweite der Landeklappen und der Verkleinerung des Querruderhebelarmes wenig sinnvoll ist) oder besondere konstruktive und aerodynamische Lösungen (Unterstützung der Querruder durch Spoiler im Langsamflug).

Am gepfeilten Flügel bringen die Querruderkräfte außerdem ein größeres Flügel-Torsionsmoment mit sich. Dieses Moment kann an Flügeln, die nicht torsionssteif genug sind, die Querruderwirkung aufheben oder sogar zur Ruderumkehr führen. Pfeilflügel erfordern deshalb eine besonders torsionssteife Ausführung (auch die Auftriebskräfte erzeugen ein Torsionsmoment am Flügel), womit sich das Konstruktionsgewicht erhöht.

- 3) Stark gepfeilte Flügel erfordern bei Tiefdeckerbauart größere Fahrwerksbauhöhen, da die erforderlichen Flügelanstellwinkel bei der Landung zu großen Rumpflängsneigungswinkeln führen.
- 4) Das Abreißverhalten des gepfeilten Flügels ist schlechter als des geraden Flügels. Durch Abwandern der Ablösungswirbel des Innenflügels mit der Komponente v_T nach außen wird der Auftrieb am Außenflügel verringert, der Auftriebsmittelpunkt verschiebt sich nach vorn und das Flugzeug bäumt sich beim Überziehen auf. Durch dieses Verhalten erfolgt das Abreißen der Strömung beim Überziehen eines Pfeilflügels sehr plötzlich (Gefahr des Trudelns).

Deshalb unterliegen diese Flugzeuge besonderen Beschränkungen, die ein Annähern an kritische Anstellwinkel verhindern sollen:

- a) Beschränkung der max. zulässigen Flughöhe (Verringerung der Anstellwinkelreserve).
- b) Beschränkung des zulässigen Anstellwinkels in Abhängigkeit von der Machzahl.
- c) Beschränkung des zulässigen Schwerpunktbereiches zur Gewährleistung der Höhenruderwirksamkeit beim Eintritt in Turbulenzonen.
- d) Beschränkung der zulässigen Minimalgeschwindigkeit in Abhängigkeit von Landeklappenstellung und Flugmasse.
- e) Festlegung höchstzulässiger Querneigungen in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit.

Die Einhaltung aller genannten Beschränkungen schließt jede Annäherung an kritische Anstellwinkel aus. Beim Flugzeug TU-134 wurde das Trudeln im Verlauf der Flugerprobung durchgeführt. Beim Training wird eine Einweisung in das Langsamflugverhalten nur im Bereich der zulässigen Minimalgeschwindigkeiten gestattet.

- 5) Gegen das Abwandern der Grenzschicht mit der Komponente v_T nach außen machen sich besondere konstruktive Maßnahmen erforderlich (Grenzschichtzäune oder Sägezahnflügel - siehe Abb. 18).

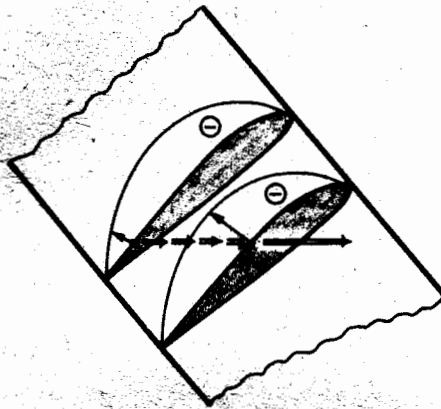


Abb. 18

Schwierigkeiten

- 6) Die Pfeilung des Flügels erhöht die Kursstabilität des Flugzeuges beträchtlich und setzt seine Steuerbarkeit herab, so daß sich oftmals eine negative V-Form erforderlich macht. Die negative V-Form verringert die Bodenfreiheit und erfordert größere Fahrwerksbauhöhen.
- 7) Die Pfeilung erhöht die Neigung des Flugzeugs zu Gierschwingungen.
- 8) Bei der Unterbringung des Brennstoffes im gepfeilten Flügel ruft sein Verbrauch während des Fluges (hoher Anteil an der Flugmasse!) erhebliche Schwerpunktwanderungen hervor. Damit wird der zulässige Bereich des Schwerpunktes für die Nutzmasse stark eingeschränkt.

1.5. Besonderheiten der Antriebsart

1.5.1. Schub und spezifischer Brennstoffverbrauch des Strahltriebwerks

Der Schub eines Strahltriebwerks ist gleich dem Produkt aus der Gasmasse, die das Triebwerk in der Zeiteinheit durchströmt und der Differenz aus Strahl- und Flugeschwindigkeit:

$$S = \dot{m} (w - v) \quad (16)$$

Abb. 19 stellt den typischen Verlauf der Faktoren dieser Formel dar. Die Gasmasse (\dot{m}), die das Triebwerk in der Zeiteinheit verarbeitet, ist dem Quadrat der Flugeschwindigkeit proportional, da die Verdichtung infolge Aufstauung mit wachsender Geschwindigkeit anwächst (der Staudruck ist dem Quadrat der Geschwindigkeit proportional). Die Strahlgeschwindigkeit, w , könnte in der gleichen Weise wie „ \dot{m} “ ansteigen, wenn der dazu erforderlichen Brennstoffgabe nicht Grenzen in der thermischen Belastbarkeit der Turbine gesetzt wären. Die gestrichelte Kurve zeigt den theoretischen Verlauf, die ausgezogene Kurve den Verlauf infolge der begrenzten Werkstofffestigkeit.

Nunmehr läßt sich der Verlauf der Kurve $(w-v)$ konstruieren. Das Produkt aus den entsprechenden Werten der Kurven $\dot{m} = f(v)$ und $(w-v) = f(v)$ stellt die gesuchte Funktion

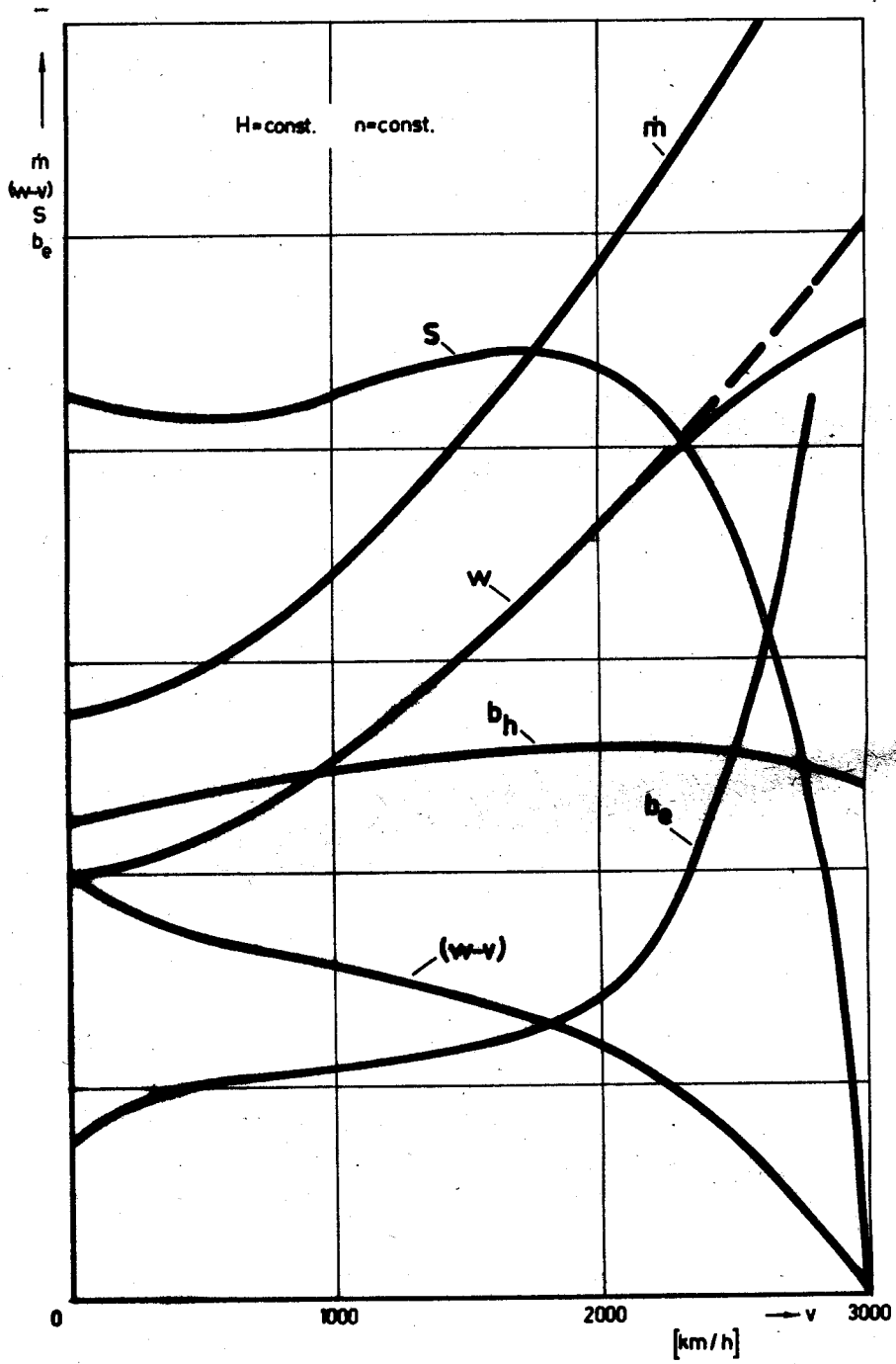


Abb. 19

$S = f(v)$ dar. Es ist zu erkennen, daß der Schub eines Strahltriebwerkes mit ansteigender Geschwindigkeit geringfügig abfällt (der Schubrückgang bei Luftschraubentriebwerken ist wesentlich größer), um danach bei ca. 1800 km/h ein Maximum zu erreichen. Der Standschub wird von guten Strahltriebwerken bei etwa 1000 km/h wieder erreicht. Durch die begrenzte maximale Strahlgeschwindigkeit beschränkt sich die Anwendbarkeit der Strahltriebwerke auf Geschwindigkeiten bis 3000 km/h, wie der Abb. 19 ebenfalls zu entnehmen ist.

Der spezifische Brennstoffverbrauch eines Strahltriebwerkes

$$b_e = \frac{b_h}{S} \left[\frac{\text{kg Brennstoff}}{\text{kp Schub} \times \text{Stunde}} \right] \quad (17)$$

läßt sich in der gleichen Weise konstruieren, wenn der von der Güte der Konstruktion abhängige stündliche Verbrauch b_h in der gezeichneten Weise angenommen wird. Mit den nunmehr bekannten Verläufen $b_h = f(v)$ und $S = f(v)$ ergibt sich durch Bildung der Quotienten der Verlauf der Kurve $b_e = f(v)$.

1.5.2. Der Strahlwirkungsgrad

Die Turbinenantriebe haben sich infolge ihrer großen Vorteile gegenüber den Kolben-triebwerken heute in der Luftfahrt allgemein durchgesetzt. Nach anfänglicher weiter Verbreitung der PTL-Triebwerke bedient sich das moderne Flugwesen immer mehr der reinen Strahltriebe, insbesondere der Zweistromtriebwerke (ZTL). Das hat seine Ursachen in der höheren Wirtschaftlichkeit dieser Antriebe bei den heute üblichen Reisegeschwindigkeiten. Auf die anderen Eigenschaften der Triebwerke (wie Zuverlässigkeit, Höhentauglichkeit oder Einfluß auf die Kurzstarteigenschaften der Flugzeuge) soll hier nicht eingegangen werden.

Die Überlegenheit der Zweistromtriebwerke im gebräuchlichsten Geschwindigkeitsbereich gegenüber den Luftschrauben- oder den reinen Strahlantrieben liegt im höheren Strahlwirkungsgrad dieser Triebwerke begründet.

Der äußere Wirkungsgrad des Strahlantriebs (Strahlwirkungsgrad) ist definiert als das Verhältnis der Arbeit des Schubs zum Energiegehalt (Arbeit) des Gasstrahls.

$$\text{Arbeit des Schubs} = \text{Schub} \times \text{Weg} = \dot{m} (w - v) \cdot s = \dot{m} \cdot (w - v) \cdot v \quad \text{nach (16)}$$

$$\text{Energie (kinetische) des Strahls} = \frac{\dot{m}}{2} w^2 - \frac{\dot{m}}{2} v^2 = \frac{\dot{m}}{2} (w^2 - v^2)$$

$$\eta_{\text{Strahl}} = \frac{\dot{m} \cdot (w - v) \cdot v}{\frac{\dot{m}}{2} (w^2 - v^2)} = \frac{2 \cdot v \cdot (w - v)}{(w + v)(w - v)} = \frac{2 \cdot v}{w + v}$$

$$\eta_{\text{Strahl}} = \frac{2}{1 + \frac{w}{v}} \quad (18)$$

Der Strahlwirkungsgrad ist also um so geringer, je größer das Verhältnis Strahlgeschwindigkeit zu Fluggeschwindigkeit ist. Von zwei Triebwerken mit gleichem Schub hat bei gleicher Fluggeschwindigkeit das den höheren Strahlwirkungsgrad, das eine größere Luftmasse erfaßt und diese auf eine geringere Strahlgeschwindigkeit beschleunigt.

Abb. 20 stellt die äußeren Wirkungsgrade (Strahlwirkungsgrade) der Triebwerksarten TL, PTL und ZTL über der Fluggeschwindigkeit dar. Es ist unschwer zu erkennen, daß für jeden Geschwindigkeitsbereich nur eine Triebwerksart vorteilhaft anwendbar ist. Im Reisegeschwindigkeitsbereich, für den das Muster TU-134 entworfen wurde, besitzen Zweistromtriebwerke die höchste Wirtschaftlichkeit.

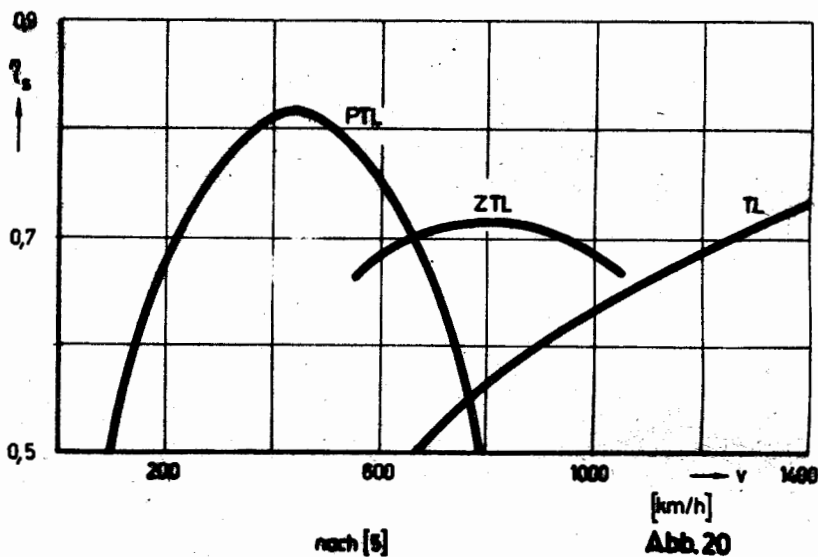


Abb. 20

2. Aerodynamische und flugmechanische Besonderheiten des Flugzeugmusters TU-134

2.1. Allgemeine Charakteristik des Flugzeugs

2.1.1. Entwurfskonzeption

Das Flugzeugmuster TU-134 stellt eine Variante des Musters TU-124 mit Hecktriebwerksanordnung dar. Verschiedene konstruktive sowie aerodynamische Unterschiede ergaben sich unmittelbar aus der unterschiedlichen Triebwerksunterbringung, wie die Veränderung des Leitwerkes oder der Landeklappen. Ein weiterer wesentlicher Unterschied zum Muster TU-124 besteht in der erhöhten Nutzlastkapazität, der vergrößerten Reichweite und der modernen Ausrüstung.

Das Muster TU-134 A weist neben verschiedenen konstruktiven Verbesserungen eine erhöhte Sitzplatzkapazität auf, besitzt eine modernere elektronische Ausrüstung und ist mit einer Hilfsenergieanlage sowie mit Triebwerken mit Schubumkehr ausgerüstet.

Die Vorzüge der Anordnung der Triebwerke am Rumpfheck:

1. Verminderung des Lärms in der Passagierkabine um 5 bis 9 dB im Mittel.
2. Die größere Höhe des Triebwerkseinlaufes über dem Boden schützt die Verdichter vor Fremdkörpern.
3. Der störende Einfluß von Triebwerksvibrationen auf die Passagierkabine verringert sich.
4. Bei Triebwerksschäden (austretende Verdichter- oder Turbinenschaufeln) besteht keine Gefahr für die Passagiere.
5. Das Fehlen störender Triebwerksanbauten am Flügel gestattet die Verwendung günstigerer Flügelprofile (sog. "reiner Flügel").
6. Geringer Einfluß asymmetrischen Schubs.
7. Größere Sicherheit bei Bränden am Triebwerk durch große Entfernung von den Brennstoffbehältern.

Die Nachteile der Anordnung der Triebwerke am Rumpfheck:

1. Der große Abstand der Schubachse über dem Schwerpunkt erzeugt eine größere Gaslastigkeit des Flugzeugs und erfordert besondere konstruktive Maßnahmen (Flossentrimmung).
2. Der kurze Abstand des Leitwerkes zum Schwerpunkt erfordert vergrößerte Leitwerkflächen, die Widerstand und Gewicht erhöhen.
3. Verschiedene Teile des Leitwerkes (insbesondere die Höhenruder) unterliegen dem Einfluß des Schalldrucks der Triebwerke. Um Zerstörungen vorzubeugen, machen sich Verstärkungen oder die Anordnung der Höhenflosse über dem Seitenleitwerk erforderlich, wodurch das Konstruktionsgewicht anwächst.
4. Die Versorgung der Triebwerke mit Brennstoff ist erschwert.
5. Bei der Verlagerung der Triebwerke aus der Flügelwurzel (TU-124) an das Rumpfheck steigt der Gesamtwiderstand des Flugzeugs an. Bei der Verlagerung der mit Hilfe von Stielen an den Flügeln befestigten Triebwerken an das Rumpfheck erhöht sich das Konstruktionsgewicht des Flügels, da die nunmehr verringerte Torsionsschwingungsdämpfung (Masseausgleich vor der elastischen Achse) einen steiferen Festigkeitsverband erfordert.
6. Die Rückverlagerung des Schwerpunktes bringt eine lange Rumpfnase mit sich, die die Windfahnenstabilität herabsetzt und die Gierschwingungen anfacht (eine vergrößerte

Seitenleitwerksfläche oder der Einbau eines Gierschwingungsdämpfers ist die Folge).

7. Die Triebwerkseinläufe liegen im Einflußbereich des Flügelabwindes, wodurch insbesondere bei ausgefahrener Landeklappen oder bei großen Anstellwinkeln beim plötzlichen Andrücken verwirbelte Luft in die Verdichter gelangen kann.
8. Bei großen Schiebewinkeln kann es im Windschatten des Rumpfes durch turbulente Strömung an den Triebwerkseinläufen ebenfalls zum Verdichterabriß kommen.
9. Hecktriebwerke beeinträchtigen die Umströmung des Höhenleitwerkes bei extrem großen Anstellwinkeln.

Die Auslegung des Tragflügels:

Das Flugzeug besitzt ein verhältnismäßig dickes Flügelprofil und im Vergleich zu ähnlichen Mustern eine relativ geringe Flächenbelastung.

Auf Grund der damit erreichbaren Langsamflugeigenschaften und der großen kritischen Anstellwinkel dieses Profils verzichtete man auf die Anbringung von Vorflügeln oder Nasenklappen. Zur Erhöhung der kritischen Machzahl wurde allerdings eine Flügelpfeilung von 35° erforderlich, die mit einer Reihe von Nachteilen verbunden ist. Außerdem führt diese Auslegung des Tragflügels zu ökonomischen Verlusten im Reiseflug infolge des erhöhten Widerstands. Die verminderte Querruderwirkung am stark gepfeilten Flügel machte die Anbringung tiefer Querruder von großer Spannweite erforderlich. Damit reduziert sich die Spannweite der Doppelspaltklappen, mit deren Hilfe ein maximaler Auftriebsbeiwert von 1,85 erreicht wird (zum Vergleich: TU-154 erreicht mehr als 2,3). Die ohnehin relativ hohen Minimalgeschwindigkeiten können für Start und Landung nicht zugelassen werden, da die Quersteuerbarkeit im Langsamflug infolge der Flügelpfeilung ungenügend ist (keine Unterstützung der Querruder durch Spoiler). Die festgelegten Abhebe- und Aufsetzgeschwindigkeiten liegen deshalb um einiges höher als die Minimalgeschwindigkeit. Daraus ergeben sich auf kurzen Landebahnen Einbußen an Startmasse.

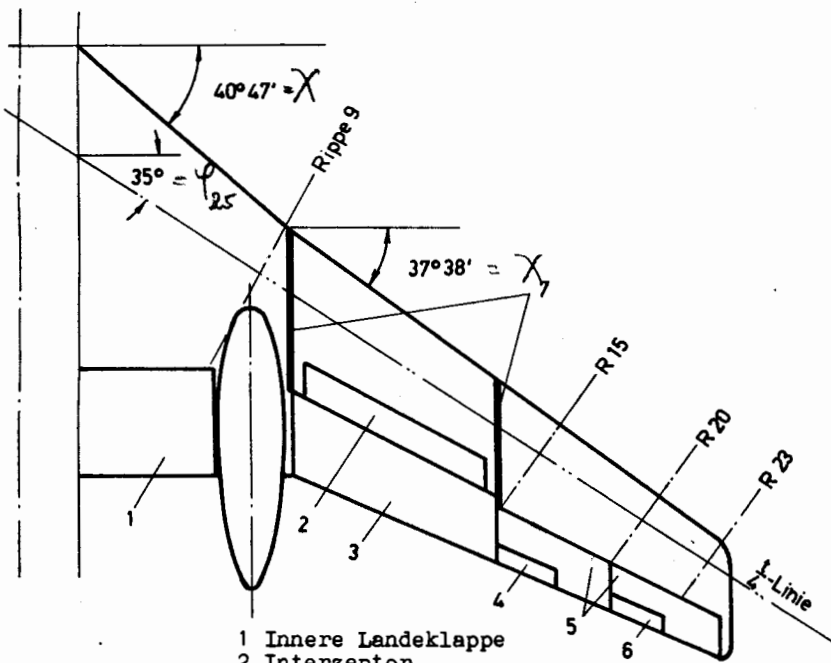
Die Auslegung des Rumpfes:

Kennzeichnend für das Flugzeug TU-134 ist der ungewöhnlich schlanke Rumpf, dessen maximaler Durchmesser von 2,9 m nur die Anordnung von 4 Passagiersitzen in einer Reihe gestattet. Der Raum unter dem Fußboden ist infolge seiner geringen Höhe nicht als Frachtraum zu nutzen. Die Gepäckräume befinden sich deshalb oberhalb des Fußbodens im vorderen und hinteren Teil des Rumpfes. Die Beladung des Flugzeuges mit Passagieren und Fracht ist durch die großen Schwerpunktabstände der Einzellasten besonders schwierig. Für das Einsteigen der Passagiere und für die Bodenabfertigung steht nur eine Einstiegstür zur Verfügung. Dadurch werden die Abfertigung erschwert und die Standzeiten erhöht. Das leere Flugzeug ist stark schwanzlastig und es besteht die Gefahr des Herabfallens des Rumpfhecks.

Beim Flugzeug TU-134 A wurde durch Verlängerung des Rumpfes um 2,1 m die Unterbringung einer größeren Anzahl Passagiere sowie die Vergrößerung des vorderen Gepäckraumes möglich.

Die Auslegung des Leitwerks und der Steuerung:

Das infolge der Hecktriebwerksanordnung notwendige gewordene T-Leitwerk weist gegenüber der TU-124 wesentliche Veränderungen auf. Infolge des verkürzten Hebelarmes mußten die



- 1 Innere Landeklappe
- 2 Interzeptor
- 3 Äußere Landeklappe
- 4 Trimmruder
- 5 Querruder
- 6 Hilfruder
- 7 Grenzschichtzaun

Spannweite: $b = 29\text{m}$
 Flügelfläche: $F = 115\text{m}^2$

Schränkung:

Rippe	Profil	d %	\bar{x}_D %	\bar{f} %	\bar{x}_F %	Einstellwinkel
0	$\Pi-36(\text{modif.})$	9,75	35	1,4	30	+ 1°
9	$\Pi-35-13\text{M}$	13	35	1,8	35	
20	CP-16M	12	35	0,8	35	
25	CP-16M	11	40	0,8	35	- 1,55°

V-Form:

0 - 15. Rippe :	- 1,5°
ab 15. Rippe :	+ 0,553°

Abb.21



Ruderflächen erheblich vergrößert werden. Zur Vergrößerung des zulässigen Schwerpunktbereiches sowie zur Kompensierung des kopflastigen Moments des Schubs (insbesondere beim Start) ist die Höhenflosse verstellbar ausgelegt. Trotz vergrößerter Seitenleitwerksfläche machte sich infolge des langen Rumpfbugs ein Gierschwingungsdämpfer erforderlich. Quer- und Höhenrudder werden durch Handkräfte betätigt. Das Seitenrudder besitzt eine Boostersteuerung, die insbesondere das Rollen bei Seitenwind wesentlich erleichtert, da die Bugradsteuerung mit den Seitenrudderpedalen gekoppelt ist.

Die Auslegung des Fahrwerks und der Bremsmittel:

Die Konstruktion des Fahrwerks ist neuartig und außerordentlich vorteilhaft. Sie verbindet die Vorzüge einer einfachen Einfahrkinematik mit ausgezeichneten Rolleigenschaften und hoher Arbeitsaufnahme. Die biegefreie Hauptfederstrebe und die Schwingenanordnung gewährleisten eine weiche Federung. Durch die Einleitung von Torsionsmomenten wird der Flügelfestigkeitsverband an der Arbeitsaufnahme beteiligt und die Landestöße werden besonders gut gedämpft. Während des Fluges werden die Fahrwerkswagen in Gondeln am Flügel eingezogen. Am Muster TU-134A machten sich infolge der erhöhten Flugzeugmasse konstruktive Veränderungen am Fahrwerk notwendig (Verstärkungen, veränderte Räder).

Das Flugzeug TU-134 muß nach der Landung nahezu ausschließlich durch die Radbremsen zum Stillstand gebracht werden. Die Wärmekapazität der Bremskörper reicht nur in Ausnahmefällen für zwei kurz aufeinander folgende Landungen aus. Zur Verbesserung der Bremswirkung der Räder unmittelbar nach dem Aufsetzen sind zur Störung des Auftriebs und zur Erhöhung der Belastung der Fahrwerke an den Oberseiten der Flügel Interzeptoren angebracht. Diese Störklappen können aus konstruktiven Gründen (Fehlen einer Notanlage für das Einfahren) nicht als Luftbremsen während des Fluges verwendet werden. Das Fehlen von Luftbremsen erschwert den Sinkflug aus großen Höhen beträchtlich. Beim extremen Sinken in Notfällen wird zur Erhöhung des Widerstandes das Fahrwerk ausgefahren. Zur Verkürzung der Ausrollstrecke auf nassen oder glatten Landebahnen besitzt das Flugzeug TU-134 einen Bremsschirm.

Unter dem Rumpf wurde eine zusätzliche Spreizklappe (Rumpfklappe) angebracht, die den Widerstand im Landeanflug erhöht und einen steilen Gleitflug ohne Triebwerksdrosselung gestattet.

2.1.2. Geometrische Angaben

2.1.2.1. Tragflügel

Der Grundriß und die geometrischen Angaben des Tragflügels wurden in Abb. 21 zusammengestellt. Gegenüber dem Muster TU-124 wurden Spannweite, Flügelfläche und V-Form verändert. Gegen die Abwanderung der Grenzschicht besitzt der Flügel auf den Oberseiten je zwei Grenzschichtzäune.

Die Pfeilung des Flügels beträgt einheitlich 35° , wie an der $\frac{t}{4}$ - Linie deutlich zu erkennen ist (die geknickte Vorderkante des Flügels ergibt sich durch die Ausführung einer geraden Hinterkante im Bereich des Innenflügels).

Abb. 22 stellt einen Querschnitt durch den Tragflügel bei voll ausgefahrenen Landeklappen dar. Eine federbelastete Verkleidung (2) verdeckt im eingefahrenen Zustand den Landeklappenspalt und verbessert im ausgefahrenen Zustand die Umströmung des Vorflügels der Klappe.

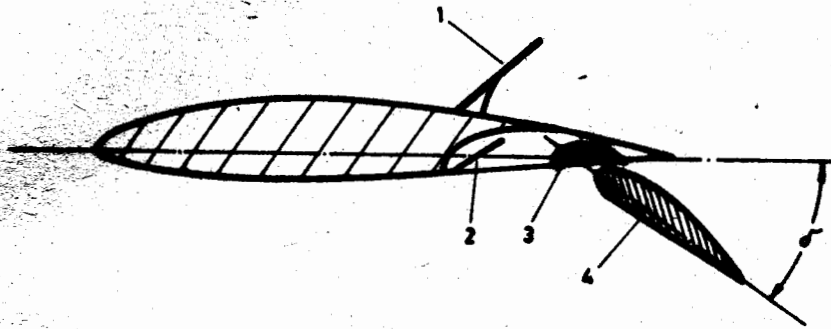


Abb.22 Querschnitt durch den Tragflügel bei voll ausgefahrenen Klappen

- 1-Interzeptor
- 2-Verkleidung
- 3-Vorflügel der Landeklappe
- 4-Landeklappe

Angaben über Landeklappen, Interzeptoren und Rumpfklappe:		
	Maximalausschlag	Fläche [m ²]
Innere Landeklappen	38°	10,34
Äußere Landeklappen	35°	12,16
Interzeptoren	52°±1	4,48
Rumpfklappe	40°±1	5,32

2.1.2.2. Bodenfreiheit des Rumpfes und des Tragflügels

Abb. 23 veranschaulicht die Bodenfreiheit bei verschiedenen Quer- und Längsneigungswinkeln des Flugzeugs. Die Angaben wurden ohne Berücksichtigung der Verformung des Flugzeugs unter den Luftkräften errechnet.

2.1.2.3. Leitwerk

Höhenleitwerk:

Fläche	30,68 m ² (davon Höhenflosse: 24,263 m ²)
Pfeilung	38°
Spannweite	11,8 m

	Einstellwinkel der Höhenflosse:	
	gegenüber Längsachse	nach Anzeigegerät (YHC)
Flugstellung	- 1,5°	0°
Startstellung	- 3°	1,5°
Maximalausschlag	- 4°	2,5°

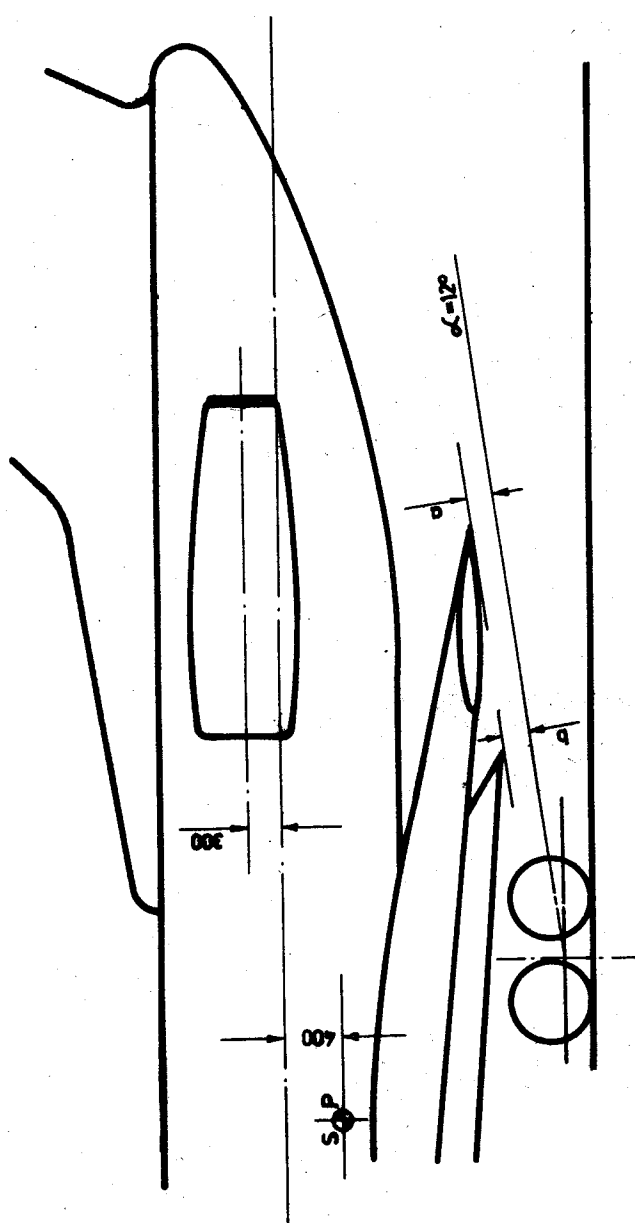


Abb.23 Bodenfreiheit des Flügels bei voll eingefedertem Fahrwerk, bei 3° Querneigung und bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 12^\circ$

Bodenfreiheit des Randbogens	a = 219 mm	Bodenfreiheit der voll ausgefahrenen Lendeklappe	b = 240 mm
------------------------------	------------	--	------------

Achtung! Unter den angenommenen Bedingungen berührt das voll ausgeschlagene Querruder den Boden, wenn der Anstellwinkel um weitere 2 Grad vergrößert wird.

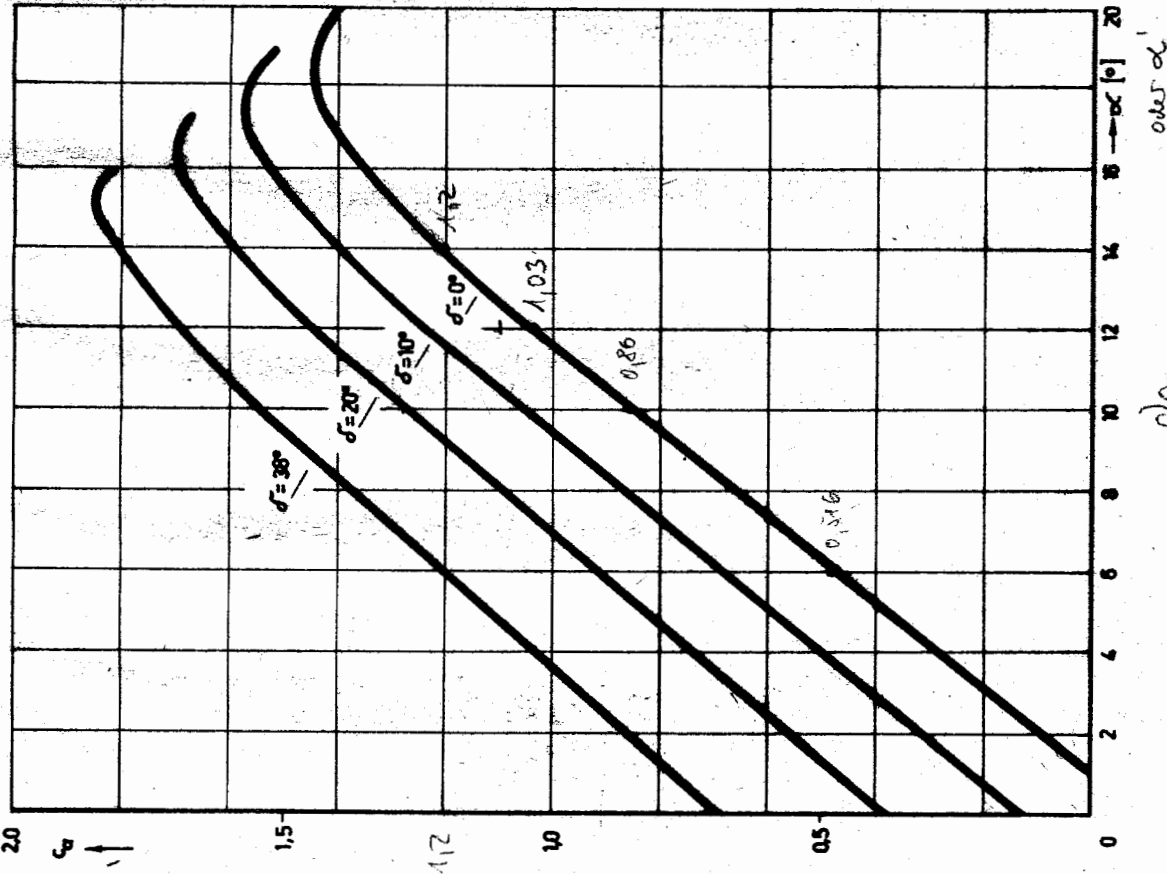


Abb. 24

$C_a = a \cdot \alpha$
 $a = \frac{\partial C_a}{\partial \alpha} = C_{A\alpha}$
 $a = 2\pi k_a$

$k_a = \frac{\Lambda}{\Lambda + 2}$
 $k_a \approx 0,785$
 $a \approx 4,93$

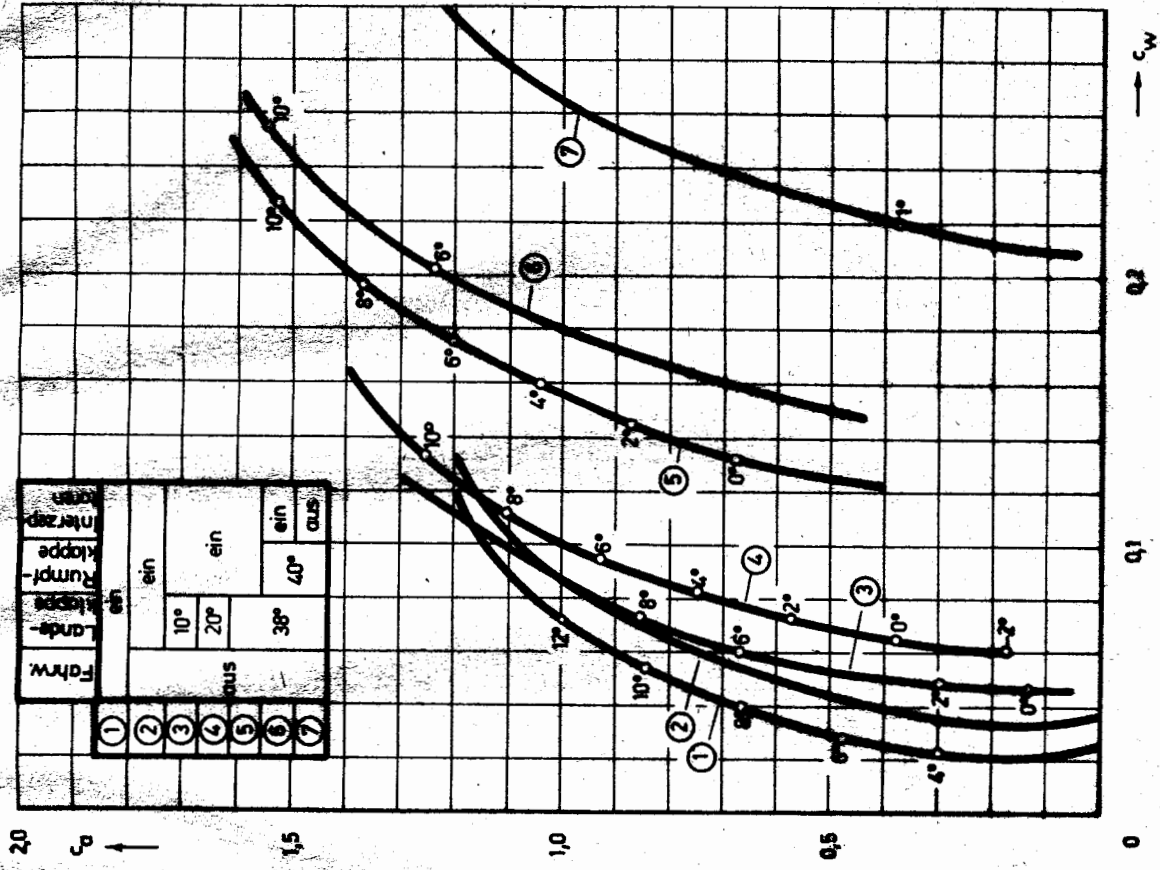


Abb. 25

$\Lambda = 7,31$

Seitenleitwerk:

Fläche

21,25 m² (davon Vorflosse 1,22 m²
und Seitenruder: 5,7 m²)

Pfeilung

40°

2.1.3. Die Polare des Flugzeuges

Abb. 24 stellt die Funktion $c_a = f(\alpha)$ und Abb. 25 die Polaren des Flugzeugs für verschiedene Landeklappenstellungen dar.

Nachstehende Tabelle weist die wichtigsten Grenzwerte dieser Kurven aus:

Fahrwerk	Landeklappenstellung	Rumpfkappenstellung	Interzept.	$c_{a_{max}}$	α_{krit}	c_{w_0}	Δc_w	K_{max}	α_{best}	α_0
ein	ein	ein	ein	1,45	18,4°	0,019		16,5	7°	+0,8°
aus	ein			1,45	18,4°	0,031	0,012	13,0	8°	+0,8°
	10°			1,57	17,5°			11,8	9°	-1,4°
	20°			1,7	16,4°			9,8	8°	-4,0°
	38°			1,85	15,2°			6,8	7,5°	-7,2°
	38°						0,032	6,2	8,5°	
	38°	aus	aus				1,67			

Einfluß der Machzahl auf die Polare:

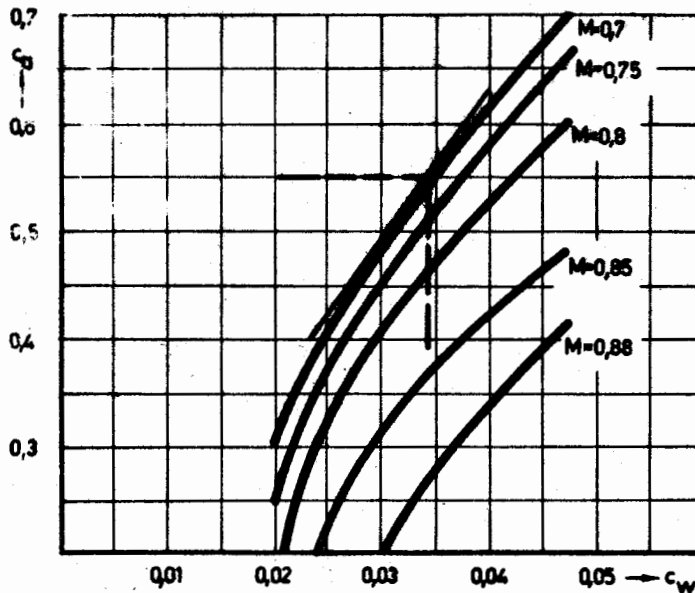


Abb. 26

Abb. 26 stellt die Polare des Flugzeugs bei verschiedenen Machzahlen dar. Deutlich ist zu erkennen, daß mit Anwachsen der Machzahl über 0,75 (das entspricht in 11000 m Höhe - 800 km/h) der Widerstandsbeiwert erheblich ansteigt. Diese Erscheinung ist auf das Auftreten des Wellenwiderstandes zurückzuführen. Mit Verschiebung der Polare nach rechts verschlechtert sich die Gleitzahl ϵ oder die Qualität K

$$\text{Länge } \epsilon = \left(\epsilon = \frac{c_w}{c_a} = \frac{1}{K} ; \quad \epsilon_{best} = \left(\frac{c_w}{c_a} \right)_{min} = \frac{1}{K_{max}} \right).$$

Das eingezeichnete Beispiel ergibt eine maximale Qualität von

$$K = \frac{C_L}{C_W}$$

$$K_{\max} = \frac{0,55}{0,034} = 15,9. = \frac{C_{L_{\max}}}{C_{W_{\max}}}$$

Mit steigender Machzahl verschlechtert sich K_{\max} wie folgt:

M	K_{\max}
0,7	15,9
0,75	15,1
0,8	13,6
0,85	10,8

wenn $C_W \uparrow \Rightarrow K \downarrow = S_{\text{eff}} \uparrow \Rightarrow D_{\text{km}} \uparrow$
 bei RW \downarrow
 $\Rightarrow V_{\text{min RW}} \approx 100 \text{ km/h} \approx V_{\text{max}}$

Die Abnahme der Qualität bei hohen Machzahlen bringt einen erhöhten Brennstoffverbrauch pro km mit sich, da sich mit der Erhöhung des Widerstandsbeiwertes der erforderliche Schub vergrößert. In den später zu besprechenden Reiseflugdiagrammen ist zu erkennen, daß die Geschwindigkeiten mit der größten Reichweite etwa 100 km/h unter den erzielbaren Maximalgeschwindigkeiten liegen.

2.1.4. Die Betriebsbeschränkungen des Flugzeugs

2.1.4.1. Die Beschränkungen des Anstellwinkels

Der maximale Auftriebsbeiwert läßt die in Abb. 27 dargestellten Minimalgeschwindigkeiten zu. Diese Ergebnisse lassen sich mit Hilfe der folgenden Rechnung nachprüfen:

$$A = c_a \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot F = G \quad (A=G - \text{gültig für Horizontalflug})$$

$$v_{s_0} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{c_{a_{\max}} \cdot \rho \cdot F}}$$

Für den maximalen Auftriebsbeiwert $c_{a_{\max}} = 1,85$ erhält man bei $G = 44 \cdot 10^3 \text{ kp}$ und $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$ folgende v_{s_0} :

$$v_{s_0} = \sqrt{\frac{2 \cdot 44 \cdot 000}{1,85 \cdot 1,225 \cdot 115}} \frac{\text{kp m}^2}{\text{kg m}^2}$$

$$v_{s_0} = \sqrt{337 \cdot 9,81 \frac{\text{kg m}}{\text{s}^2} \frac{\text{m}}{\text{kg}}} = \sqrt{3320} = 57,6 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 207 \frac{\text{km}}{\text{h}} \quad (\text{CAS=TAS})$$

Bei einem aerodynamischen Fehler $\delta v_a = -5 \text{ km/h}$ (nach [7]) erhält man für das gewählte Beispiel eine IAS von 202 km/h.

Abb. 27 enthält diese Geschwindigkeiten für verschiedene Klappenstellungen ausgedrückt in IAS. Aus Sicherheitsgründen wurden die zulässigen Aufsetz- und Abhebegeschwindigkeiten um ca. 30 km/h höher festgelegt (verminderte Quersteuerbarkeit bei niedrigen Geschwindigkeiten). Für die Flugdurchführung gelten die folgenden allgemeinen Beschränkungen bezüglich der Minimalgeschwindigkeit (mit Ausnahme des Starts und der Landung):

Klappenstellung	0°	10°	20°	35°
IAS _{zul_min} [km/h]	330	300 310	270 290	270

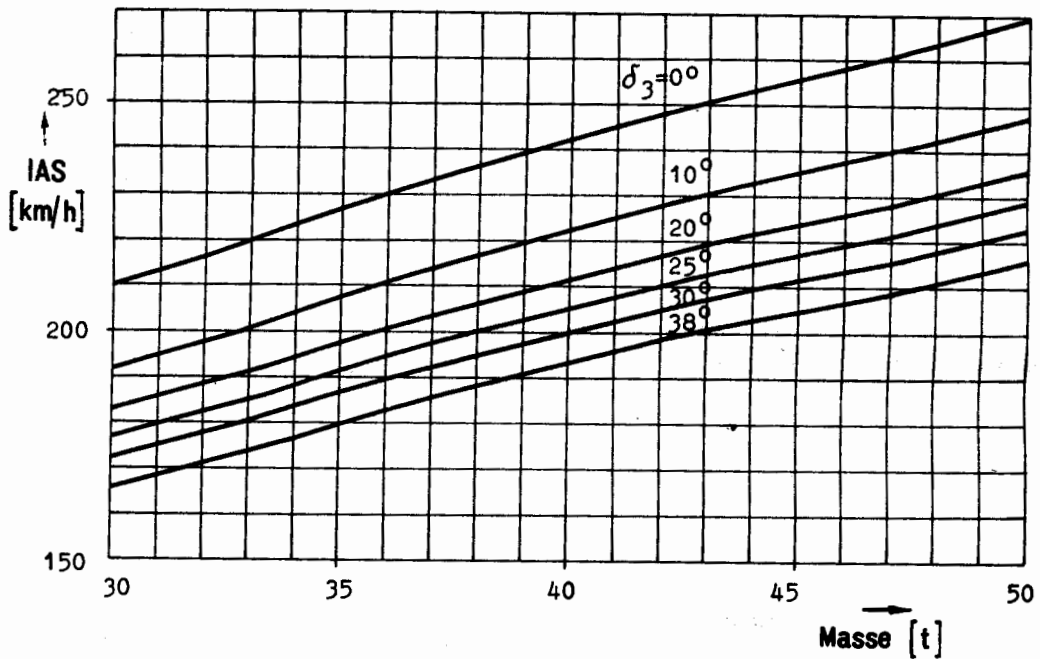


Abb. 27

Die Beschränkung der höchstzulässigen Flughöhen Flughandbuch dient ebenfalls der Einhaltung einer ausreichenden Anstellwinkelreserve.

Wie aus Abb. 26 zu entnehmen ist, verschlechtert sich die Polare des Flugzeugs mit zunehmender Machzahl. Es ist zu erkennen, daß sich auch die kritischen Anstellwinkel in Richtung kleinerer Werte verschieben. Beim Flug mit hohen Machzahlen verringert sich demzufolge die Sicherheit gegen Überziehen. Zur Warnung des Flugzeugführers vor Erreichen eines kritischen Zustandes wurde das Flugzeug mit der Warnanlage AYACH ausgestattet. Bei ausgefahrenen Landeklappen legt dieser Automat den Beginn des kritischen Bereichs bei $\alpha = 8,5^\circ$ konstant fest. Beim Überschreiten dieses Anstellwinkels spricht die optische Signalisation an. Im Reiseflug wird der Beginn des kritischen Anstellwinkelbereiches machzahlabhängig gesteuert.

Ebenfalls der Sicherung gegen das Erreichen kritischer Anstellwinkel dient die Beschränkung des Flugzeugs bezüglich der zulässigen Querneigungen μ im Kurvenflug gemäß nachstehender Tabelle:

IAS [km/h]	300	400	500	600
Höchstzulässiger Querneigungswinkel μ	20°	25°	35°	45°

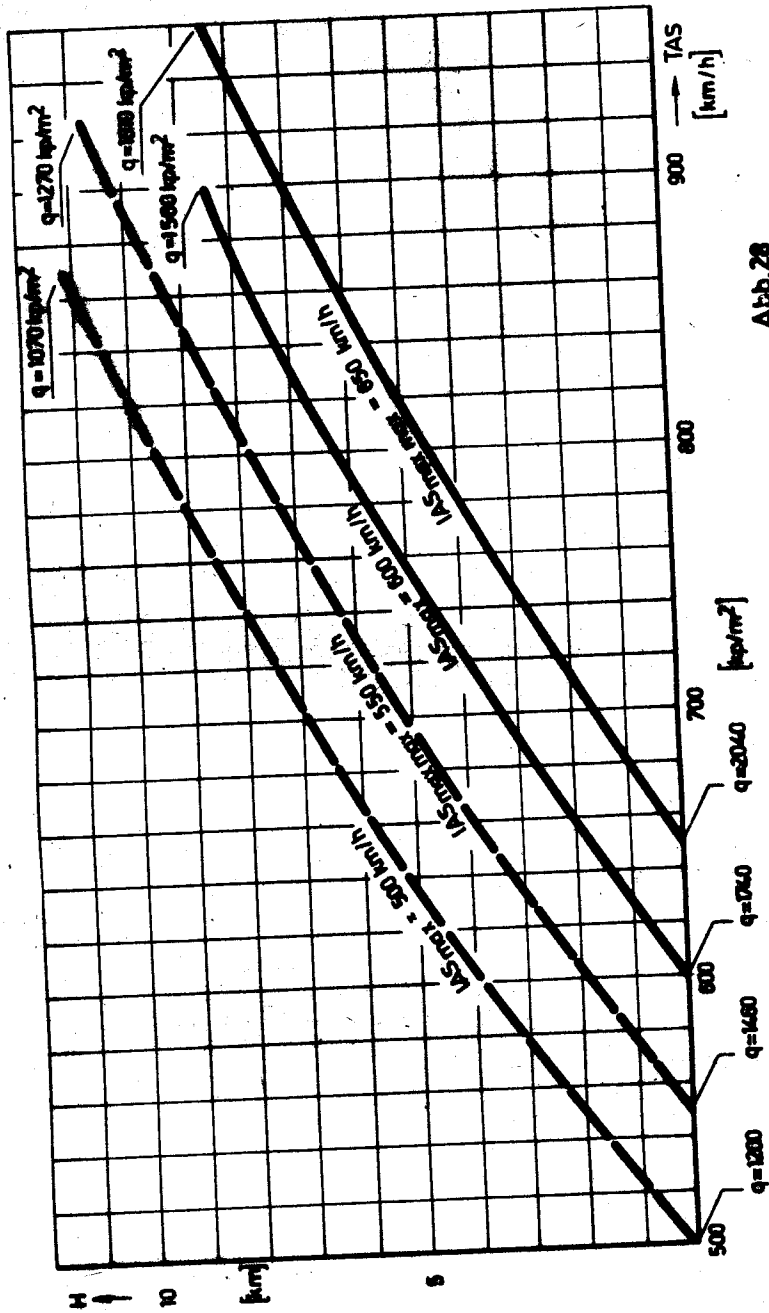


Abb. 28

2.1.4.2. Die Beschränkungen des Flugzeugs bezüglich des Staudrucks und der Machzahl

Staudruck:

Abb. 28 gibt eine Übersicht über die zulässigen Staudrücke, die den Festigkeitsberechnungen zugrunde gelegt wurden ($IAS_{max\ max}$) sowie über die Staudrücke, die beim Flug mit Passagieren höchstzulässig sind (IAS_{max}). Auf der Abszisse sind die entsprechenden TAS abgetragen. Da der Flug bei konstanter IAS in der Höhe infolge des Kompressibilitätsfehlers zu einer Abnahme der CAS führt, verringert sich mit steigender Flughöhe der wahre Staudruck, wie der Abbildung ebenfalls zu entnehmen ist. Die Differenzen zwischen IAS und CAS in den verschiedenen Flughöhen können Abb. 29 entnommen werden. Die gestrichelten Kurven stellen die Staudruckbegrenzung bei gefüllten Außenbehältern und die ausgezogenen Linien bei leeren Außenbehältern dar. Die zusätzliche Festigkeitsbeschränkung bei gefüllten äußeren Brennstoffbehältern, die auf erhöhte Schwingungsbelastung des Flügels zurückzuführen ist, bringt im allgemeinen keine Verringerung der Blockgeschwindigkeit mit sich, da der Vorrat der Außenbehälter bereits im Steigflug verbraucht wird. Zusätzlich gelten die folgenden Staudruckbeschränkungen in verschiedenen Flugphasen:

	IAS_{max} [km/h]
Aus- und Einfahren des Fahrwerks im normalen Flug LK $\leq 20^\circ$, Scheinwerfer beim Einleiten des extremen Sinkens	400
	600
Flug mit ausgefahrenem Fahrwerk, Scheibenwischer	450
Extremes Sinken mit ausgefahrenem Fahrwerk	600
Ausfahren der Landeklappen und Flug mit ausgefahrenen Klappen	
Landeklappen bis 20°	400
Landeklappen über 20°	340
Rumpfklappe	340
Verstellung der Höhenflosse und Flug mit Höhenflosse in Startstellung oder $\phi_{HLW} \neq 0$	400
Flug mit ausgefallenem Gierschwingungsdämpfer (A.P.-134 H)	550
Flug mit zugeschaltetem Querkanal (ω_x -Kanal) des Gierschwingungsdämpfers	400

mit FW aus
450 (max 600)

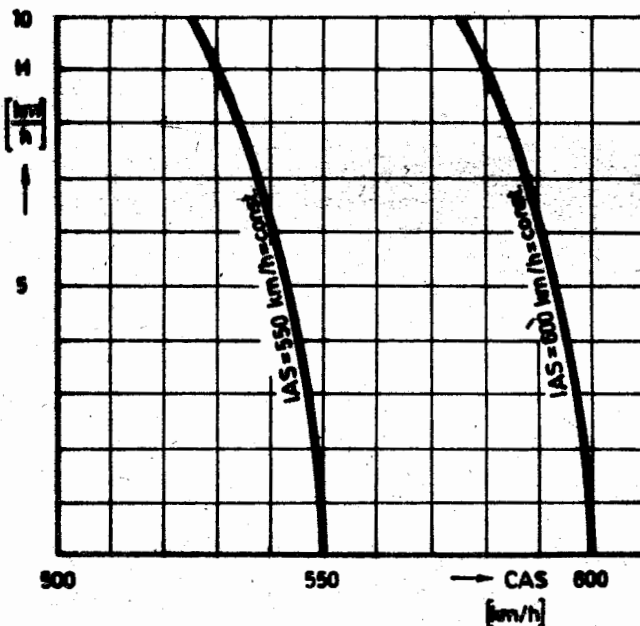


Abb. 29

Machzahl:

Die höchstzulässige Machzahl, die in keinem Falle überschritten werden darf, beträgt:

$$M_{\max \max} = 0,87.$$

Beim Flug mit Passagieren ist das Überschreiten der Machzahl

$$M_{\max} = 0,82$$

untersagt. Diese Festlegungen schützen das Flugzeug vor Erreichen seiner kritischen Machzahl.

Abb. 30 stellt die höchsten zulässigen TAS infolge der Machzahlbeschränkungen auf $M_{\max} = 0,82$ bzw. $M_{\max \max} = 0,87$ dar.

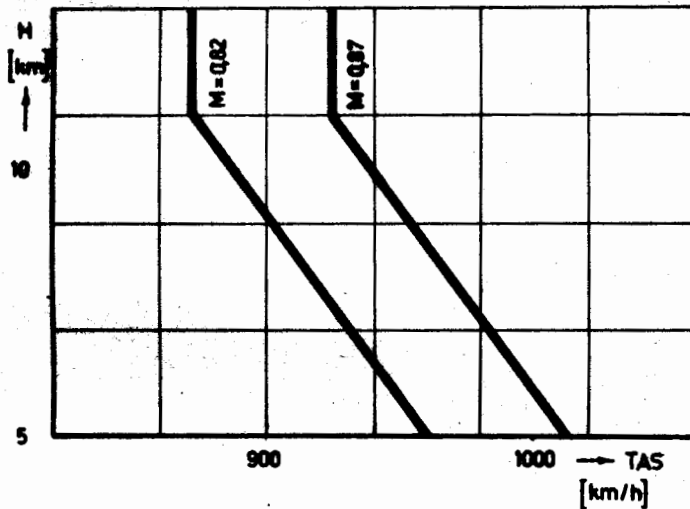


Abb.30

Geschwindigkeitsschaubild:

In Abb. 31 sind die Staudruck- und Machzahlbeschränkungen zusammengefasst. Durch die zusätzliche Einzeichnung der höchsten zu erzielenden Fluggeschwindigkeit v_{\max} und der zulässigen Mindestgeschwindigkeit erhält die Abbildung den Charakter eines Geschwindigkeitsschaubildes. Im Schnittpunkt der Machzahlbeschränkung 0,82 und der Staudruckbeschränkung von 600 km/h erhält man in einer Flughöhe von 8600 m die höchste zulässige TAS von etwa 900 km/h. Gestrichelt gezeichnete Linien stellen unzulässige Geschwindigkeiten infolge der Flughöhe dar.

2.1.4.3. Die Beschränkungen der Flugzeugmasse

Aus Festigkeitsgründen gelten beim Flugzeugmuster TU-134 die folgenden Beschränkungen der Flugzeugmasse:

2.
St
Al
nu
Pr
al
fo
ws
DD
un
T
J
I
r

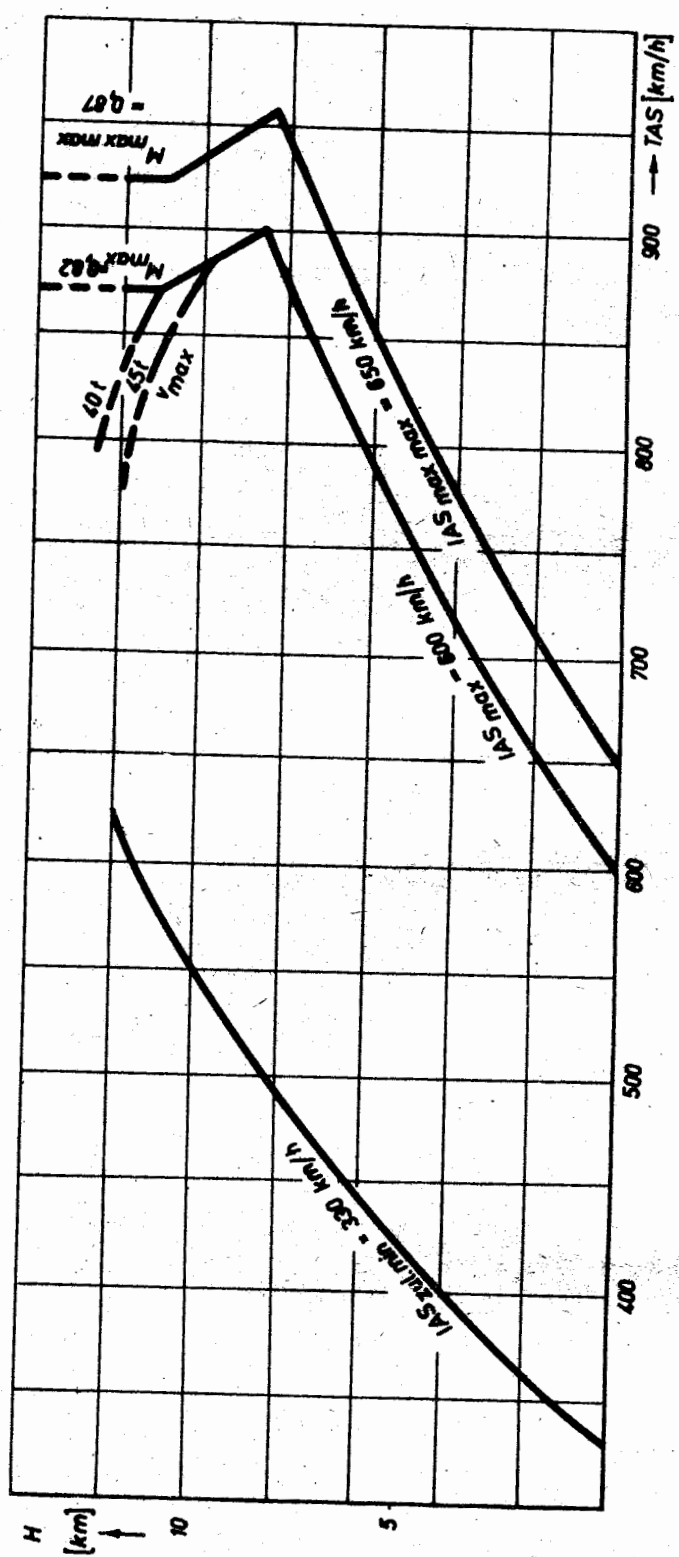


Abb. 31

	TU-134	TU-134A
Maximale Rollmasse	45,2	47,2
Maximale Startmasse	45,0	47,0
Maximal zulässige Landemasse (in Notfällen max. Startmasse)	40,0	43,0
Maximale Zuladung / Max. ZFW <i>zero fuel weight</i>	7,7/ca. 352	8,2/ca. 372
Maximal zulässige Last	im vorderen Gepäckraum	1,14
	im hinteren Gepäckraum	2,25
		1,92
		2,7

Zusätzlichen Einschränkungen unterliegt die Startmasse infolge der Startbedingungen (Luftdichte, verfügbare Startbahnlänge, Hindernisfreiheit im Startsektor). Mit der Verringerung der Luftdichte z. B. vermindert sich der verfügbare Triebwerksschub, die Abhebegeschwindigkeit erhöht sich und die erforderliche Startbahnlänge wächst an. Der mögliche Steigwinkel des Flugzeugs wird ebenfalls geringer. Aus diesen Gründen kann unter ungünstigen Startbedingungen eine Reduzierung der Startmasse notwendig werden. Den Flugleistungsberechnungen muß aus Sicherheitsgründen der Fall des Versagens eines Triebwerks während des Starts zugrunde gelegt werden. Die Startleistungsnomogramme der Flugbetriebsanleitung TU-134 berücksichtigen daher den Fall, daß der Start mit einem Triebwerk fortgesetzt werden muß. Es ist deshalb unzulässig, die Ergebnisse dieser Berechnungen aus der Anschauung heraus anzuzweifeln, da die in der Praxis angetroffenen Flugleistungen selbstverständlich wesentlich höher liegen müssen, solange der Triebwerksausfall nicht eintritt.

Zur Kennzeichnung der Leistungsfähigkeit eines Flugzeuges wurde der Steiggradient definiert. Als Steiggradient θ bezeichnet man den Sinus des Steigwinkels γ ausgedrückt in %.

$$\sin \gamma = \frac{h}{s} = \frac{V_v}{V}$$

$$\theta = \sin \gamma \cdot 100 \%$$

$$\theta = \frac{V_v}{V} \cdot 100 \%$$

Die Größe des Steiggradienten ist also ein Maß für den Schubüberschuß und somit für das Steig- oder Beschleunigungsvermögen eines Flugzeugs. Die Lufttüchtigkeitsnormen der einzelnen Staaten legen unterschiedliche Mindestgradienten für die einzelnen Flugphasen fest.

Die Lufttüchtigkeitsnormen, die den Startnomogrammen der Flugbetriebsanleitung TU-134 zugrunde liegen, fordern einen vollen Gradienten von 2,4 % im zweiten Abschnitt des Starts und von 1,2 % im 6. Abschnitt des Starts. Auch für die zulässige Landemasse gelten ähnliche Beschränkungen in Form von Mindestgradienten, da die Manövrierfähigkeit des Flugzeugs auch im Landeanflug gewährleistet sein muß.

Die Beschränkung der Startmasse infolge des Steiggradienten gilt unabhängig von der Länge der zur Verfügung stehenden Startstrecken. Eine zusätzliche Einschränkung kann die Startmasse durch kurze verfügbare Anroll- oder Startstrecken erfahren. In diese Berechnungen gehen noch der Einfluß des Windes und der Neigung der Startbahn ein. Für den ersten Fall ist der Wind belanglos, da er die Flugtüchtigkeit (Steiggradient) nicht beeinflusst. In nahezu allen Fällen macht es sich erforderlich, beide Kriterien nachzuprüfen, d. h. die Einschränkung durch den Steiggradienten und durch die Abflugbedingungen. Die Berechnungen werden durch verschiedene mögliche Klappenstellungen beim

Start sehr umfangreich. Durch Verringerung des Klappenausschlages beim Start verbessert sich der Gradient und verschlechtert sich das Startverhalten hinsichtlich der benötigten Strecken. Für jeden Start gibt es einen optimalen Klappenwinkel, der jedoch mit Hilfe der vorgeschriebenen Berechnungsmethode selten gefunden werden kann.

Die folgenden Definitionen sind für die Berechnung der Startmasse von Wichtigkeit:

- 1) **Startanlaufstr.** (длина разбега)
Strecke vom Startbeginn bis zum Abheben
- 2) **Startabbruchstrecke** (длина превранного взлета)
Strecke, die benötigt wird, wenn das Flugzeug nach Ausfall eines Triebwerks wieder bis zum Stillstand abgebremst werden muß.
- 3) **Startstrecke** (длина продолженного взлета = взлетная дистанция)
Strecke, die das Flugzeug zurücklegt, bis es die Höhe von 10,7 m bei $v = v_2$ erreicht.
- 4) **verfügbare Startanlaufstr.** (располагаемая длина разбега) (TORA)
benutzbare Länge der Startbahn
- 5) **verfügbare Startabbruchstrecke** (расп. длина превр. взлета) (ASDA)
Länge der Startbahn + Länge der dahinter liegenden Stoppfläche
- 6) **verfügbare Startstrecke** (располагаемая длина продолженного взлета) (TODA)
Länge der Startbahn + Länge der Freifläche (Fläche in Start-
richtung hinter der Startbahn, über der in niedriger Höhe Geschwindigkeit aufge-
holt werden kann)
- 7) v_1 = kritische Geschwindigkeit
Oberhalb dieser Geschwindigkeit darf bei Ausfall eines Triebwerks der Start nicht
mehr abgebrochen werden.
- 8) v_{PP} = Entscheidungsgeschwindigkeit
den Berechnungen wurde zugrunde gelegt, daß die Entscheidung über Fortsetzung oder
Abbruch spätestens 3 s nach Ausfall des Triebwerks erfolgt
- 9) v_2 = Sichere Geschwindigkeit = $1,2 \cdot v_g$
Geschwindigkeit, mit der der Steigflug nach Ausfall eines Triebwerkes durchgeführt
werden darf bzw. auf die das Flugzeug beschleunigt werden muß.
Bei TU-134: $v_2 = v_{LOF}$
- 10) v_R
Bugradabhebegeschwindigkeit (gleichzeitig größte zulässige v_1).

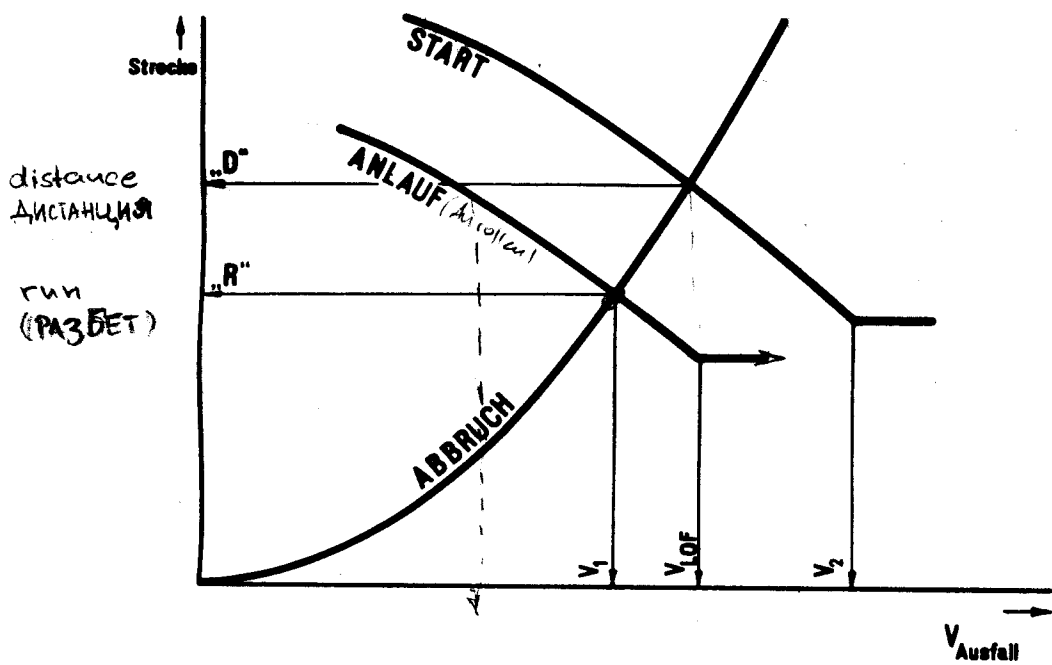
In Abb. 32 wurde der Versuch unternommen, die wichtigsten Definitionen zeichnerisch darzustellen.

Die Durchführung dieser Berechnungen, auf die hier nicht eingegangen werden soll (siehe Flugbetriebsanleitung), gewährleistet die Sicherheit sowohl bei Abbruch als auch bei Fortsetzung des Starts unter den folgenden Bedingungen:

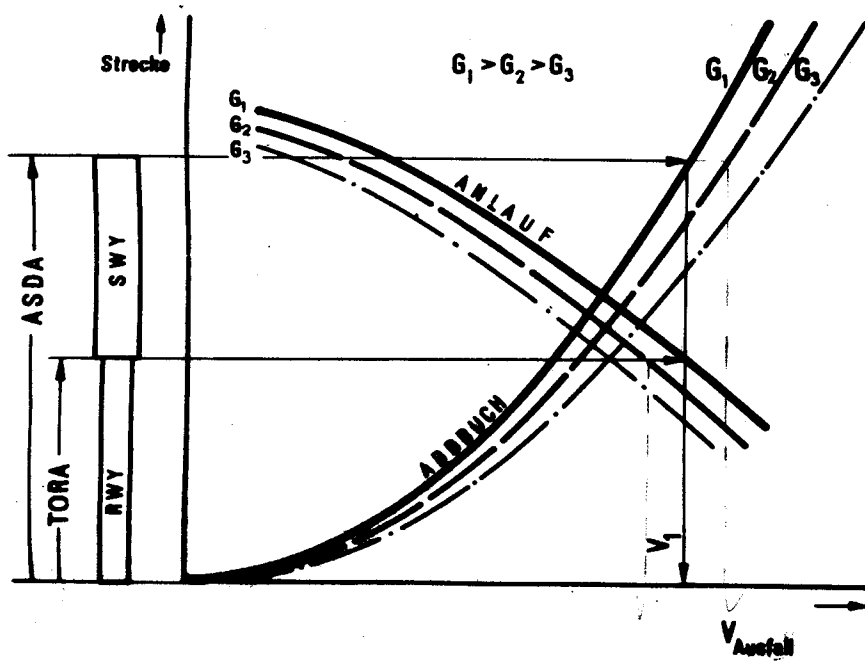
- 1) Die errechnete maximale Startmasse wurde nicht überschritten.
- 2) Die Entscheidung über Fortsetzung oder Abbruch des Starts wurde nicht später als 3 s nach Ausfall des Triebwerks gefällt.
- 3) Die Entscheidung über Abbruch oder Fortsetzung des Starts in Abhängigkeit von der kritischen Geschwindigkeit wurde richtig gefällt:

$v \leq v_1$ Start muß abgebrochen werden (andernfalls ist keine Gewähr dafür gegeben, daß die verfügbaren Anroll- oder Startstrecken ausreichen)

$v > v_1$ Start muß fortgesetzt werden (andernfalls reicht die verfügbare Anrollbremsstrecke nicht aus, um das Flugzeug am Ende der Stoppfläche zum Stehen zu bringen).

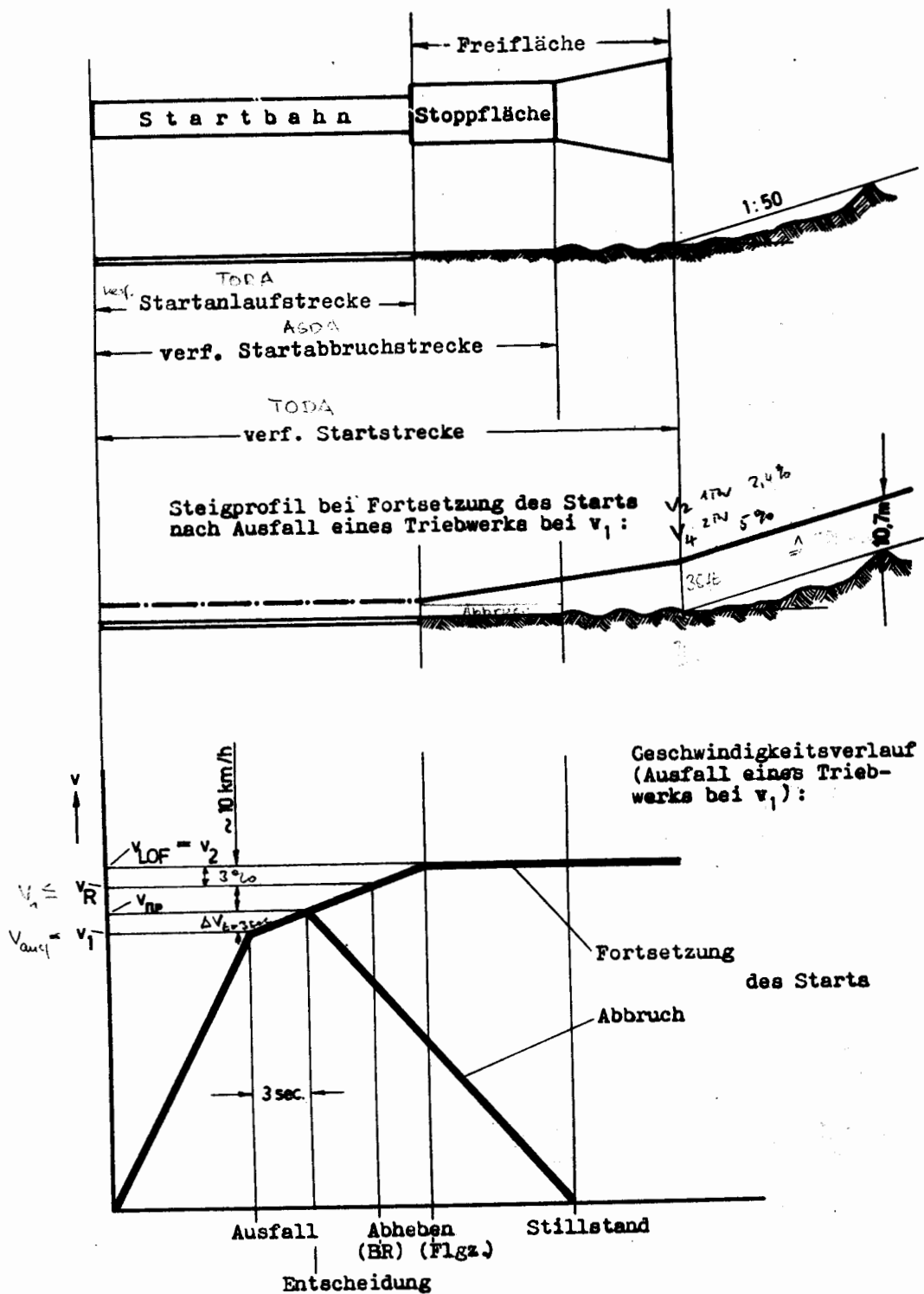


a)



b)

Abb. 32



c)

Abb.32

Anmerkung: Bei schwierigem Gelände (Hindernisse im Abflugsektor) gibt die Flugbetriebsanleitung die Möglichkeit, durch zusätzliche Berechnungen das Steigprofil und die sich ergebende Sicherheitshöhe zu ermitteln. Außerdem besteht die Möglichkeit, große Hindernisse zu umfliegen (die Berechnungsgrundlagen für diese Methode können ebenfalls der Flugbetriebsanleitung entnommen werden).

2.1.4.4. Der zulässige Schwerpunktbereich des Flugzeugs

Der zulässige Schwerpunktbereich eines Flugzeugs wird begrenzt durch die Größe des Höhenleitwerksmoments, das auch bei geringen Geschwindigkeiten ausreichen muß, das statische Längsgleichgewicht herzustellen. Beim Flugzeug TU-134 wurde dieser Bereich zwischen 26 und 38 % l_p , beim Flugzeug TU-134A zwischen 21 und 38 % l_p ermittelt.

Für die Berechnung der Schwerpunktlage werden in der Flugbetriebsanleitung die Entfernungen der Einzellasten von einem Bezugspunkt (Trennsparnt der Passagierkabine bzw. zweiter Flügelholm) angegeben. Dieser Bezugspunkt liegt 322 mm hinter dem Beginn der mittleren Flügelsehne. Abb. 33 stellt die Lage des Bezugspunktes dar. Die Schwerpunktabstände vor dem Bezugspunkt haben ein negatives Vorzeichen und ergeben demzufolge negative Momente. Die Summe aller Momente wird durch die Summe aller Lasten geteilt und man erhält den Abstand des Gesamtschwerpunktes vom Bezugspunkt:

$$\frac{\sum M}{\sum G} = x_o \text{ ges} \quad [\text{Meter}]$$

Der gefundene Abstand in Metern soll in Prozent der mittleren Flügeltiefe ausgedrückt werden. Dazu wird der gefundene Abstand $x_o \text{ ges}$ um 322 mm vergrößert (Abstand des Bezugspunktes vom Beginn der mittleren Flügelsehne) und das Ergebnis ins Verhältnis zur Länge der mittleren Flügeltiefe gesetzt:

$$\frac{(x_o \text{ ges} + 0,322) \text{ m}}{4,318 \text{ m}} \cdot 100 = x \quad [\%]$$

Das Ergebnis muß für alle im Fluge möglichen Brennstoffmengen im zulässigen Bereich liegen. Die Verschiebung des Schwerpunktes durch den Verbrauch von Brennstoff an einem Flugzeug mit 4 t Nutzlast stellen Abb. 34 und Abb. 34a dar. Aus den Abbildungen geht hervor, daß sich trotz der programmierten Brennstoffentnahme während des Fluges der Gesamtschwerpunkt aus dem zulässigen Bereich bewegt, sofern nicht der nutzbare Bereich für die anderen Zuladungen eingeschränkt wird.

Durch die relativ großen Schwerpunktwanderungen beim Verbrauch des Brennstoffes aus einem stark gepfeilten Flügel ist es nur schwer möglich, den Brennstoffvorrat in die Schwerpunktberechnung einzubeziehen. Ebenfalls unmöglich ist die Anwendung der bisher an geraden Flügeln üblichen Methode, den Bezugspunkt der Berechnung in den Brennstoffschwerpunkt zu legen. Man entschloß sich deshalb zu einer Berechnungsmethode, bei der die Brennstoffmenge nicht berücksichtigt wird, dafür der zulässige Bereich der sonstigen Lasten eingeschränkt ist (Zone a in Abb. 34/34a. Abb. 35 stellt das Berechnungsblatt für den Schwerpunkt des Flugzeugs TU-134 dar. (TU-134A siehe Anlage)). Der nutzbare Bereich (nicht schraffierte Fläche) besitzt noch eine zusätzliche Einschränkung Raum (B). Diese Fläche darf nur genutzt werden, wenn die Gesamtbetankung des Flugzeuges vor dem Start unter 10,3 t liegt. Wie Abb. 34 zu entnehmen ist, bringt das Entnahmeprogramm bei 11,3 t die kopflastigste Schwerpunktlage mit sich. Bei Betankungen über 10,3 t würde der zulässige Bereich überschritten, falls die ganze Zone a zur Verfügung stünde. Zur näheren Erläuterung der Benutzung der Schwerpunktgraphik wird auf die Beladeinstruktion des Flugzeuges verwiesen.

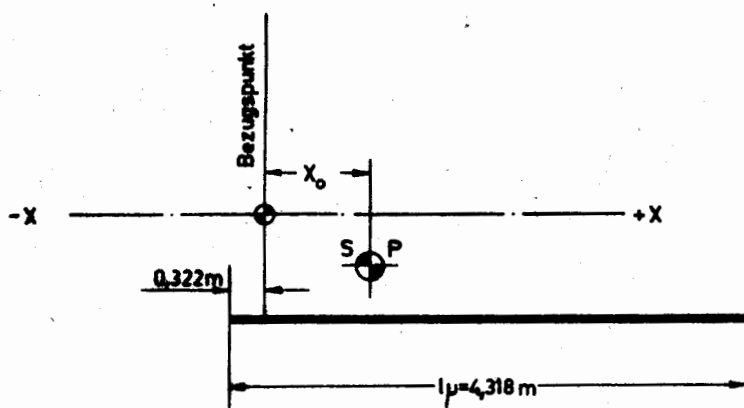


Abb. 33

Am Flugzeug TU-134 verdient noch ein weiterer Umstand im Zusammenhang mit der Beladung Beachtung. Das leere Flugzeug besitzt eine Schwerpunktlage von 45 bis 47 %, während die Lage des Hauptfahrwerksdrehpunktes zwischen 51 und 53 % je nach Belastung liegt. Daraus geht hervor, daß für das völlig leere (unbetankte) Flugzeug die Gefahr des Umklippens besteht. Abb. 36 dient der Ermittlung der Reserve bei der Be- und Entladung des Flugzeuges. Aus Sicherheitsgründen ist für das Muster TU-134 deshalb grundsätzlich vorgeschrieben, den vorderen Gepäckraum zuerst zu beladen und zuletzt zu entladen.

2.1.4.5. Das zulässige Lastvielfache n_z

Aus Festigkeitsgründen darf während des Betriebes das vertikale Lastvielfache n_z den Wert 2,5 nicht überschreiten. Am Gerät der Warnanlage AVACN werden aus Sicherheitsgründen bereits alle Lastvielfachen $n_z > 2$ optisch signalisiert.

Das vertikale Lastvielfache n_z ist definiert als das Verhältnis der Auftriebskräfte zum Fluggewicht:

$$n_z = \frac{A}{G} = \frac{c_a \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot F}{G}$$

Das maximal mögliche Lastvielfache ist also abhängig von der Fluggeschwindigkeit, der Flughöhe, dem Fluggewicht und dem maximal möglichen Auftriebsbeiwert. Mit einer langsamen Erhöhung des Anstellwinkels kann aber der maximale Auftriebsbeiwert nicht erfliegen werden. Das Flugzeug geht in den Steigflug bei verminderter Geschwindigkeit über. Das Lastvielfache, das sich beim langsamen Übergang in den Steigflug einstellt, kann gering sein.

Ein schneller und großer Höhenruderausschlag dagegen kann das Lastvielfache sehr stark erhöhen, da sich infolge der Trägheit des Flugzeugs die Geschwindigkeit nicht sofort verringert und der Steigflug verzögert einsetzt. Schnelle und große Ruderausschläge erfordern aber sehr hohe Ruderkräfte, so daß dem maximal möglichen Lastvielfachen

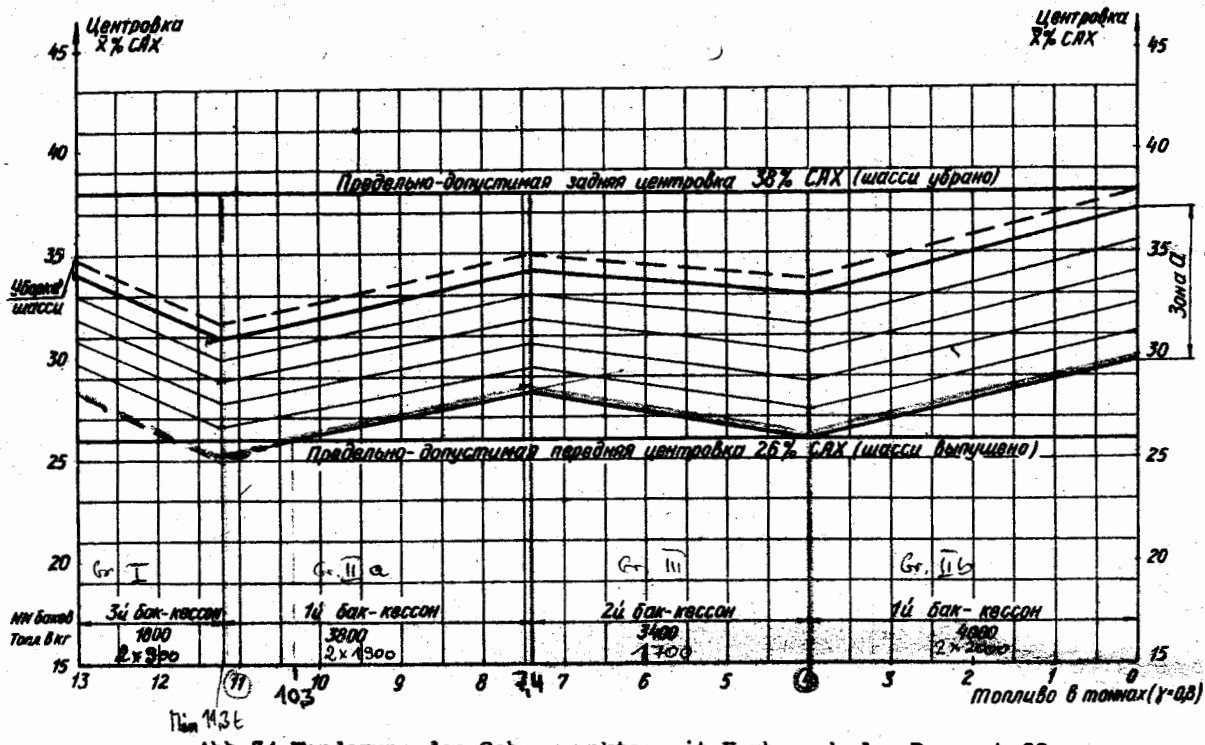


Abb. 34 Wanderung des Schwerpunktes mit Verbrauch des Brennstoffs

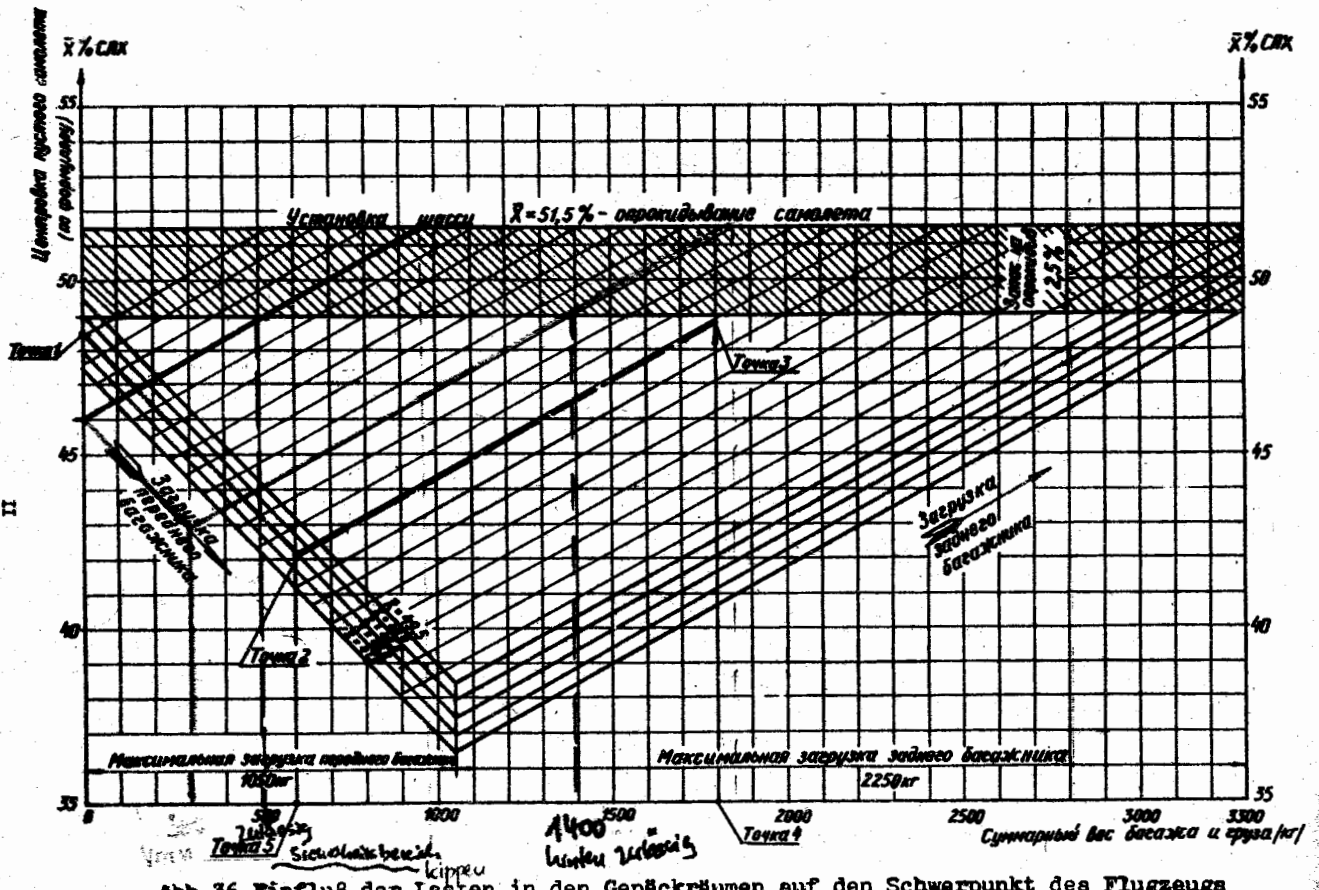


Abb. 36 Einfluß der Lasten in den Gepäckkrämen auf den Schwerpunkt des Flugzeugs

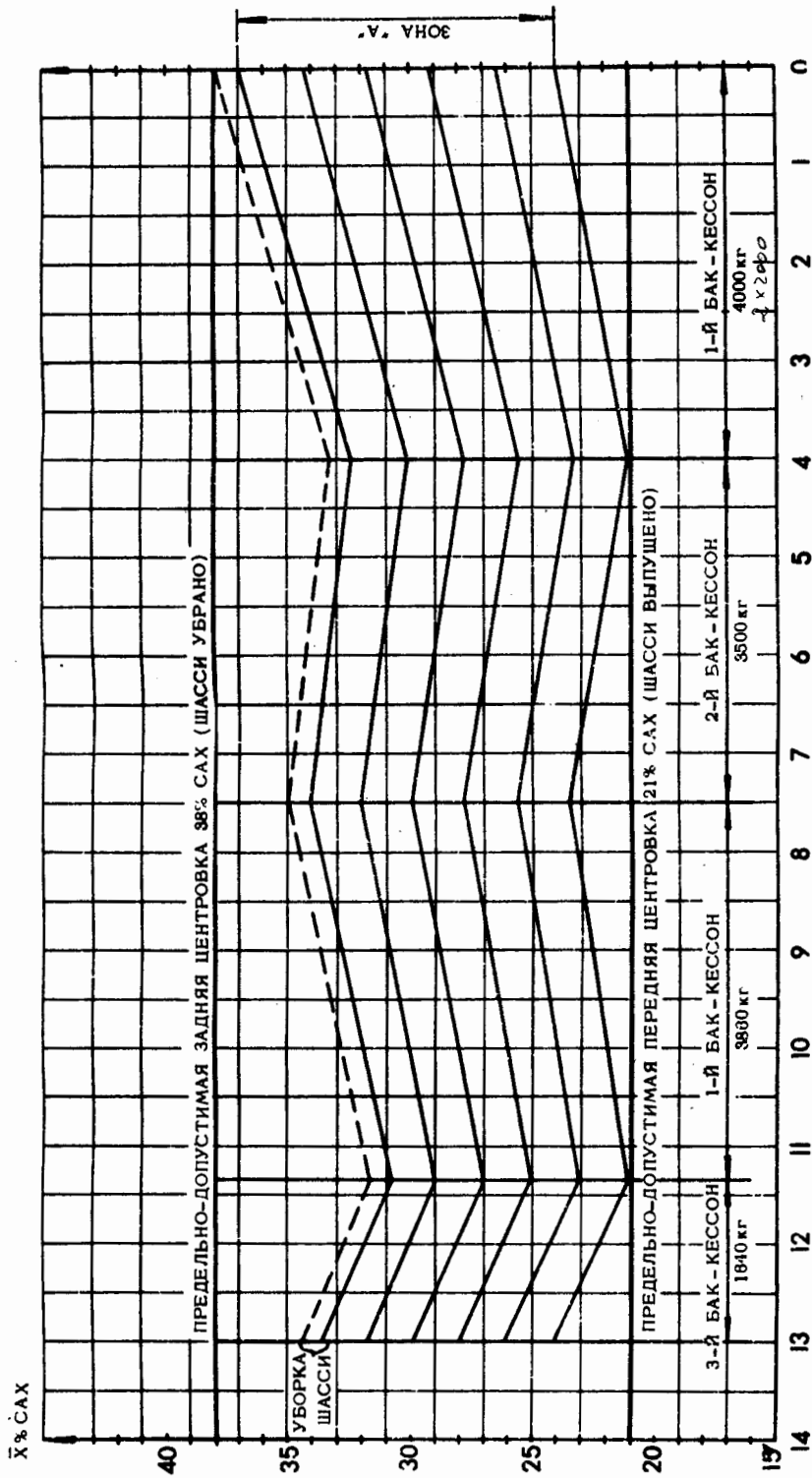


Abb. 34a Wanderung des Schwerpunktes mit Verbrauch des Kraftstoffes beim Flugzeug TU-134A (nach [7])

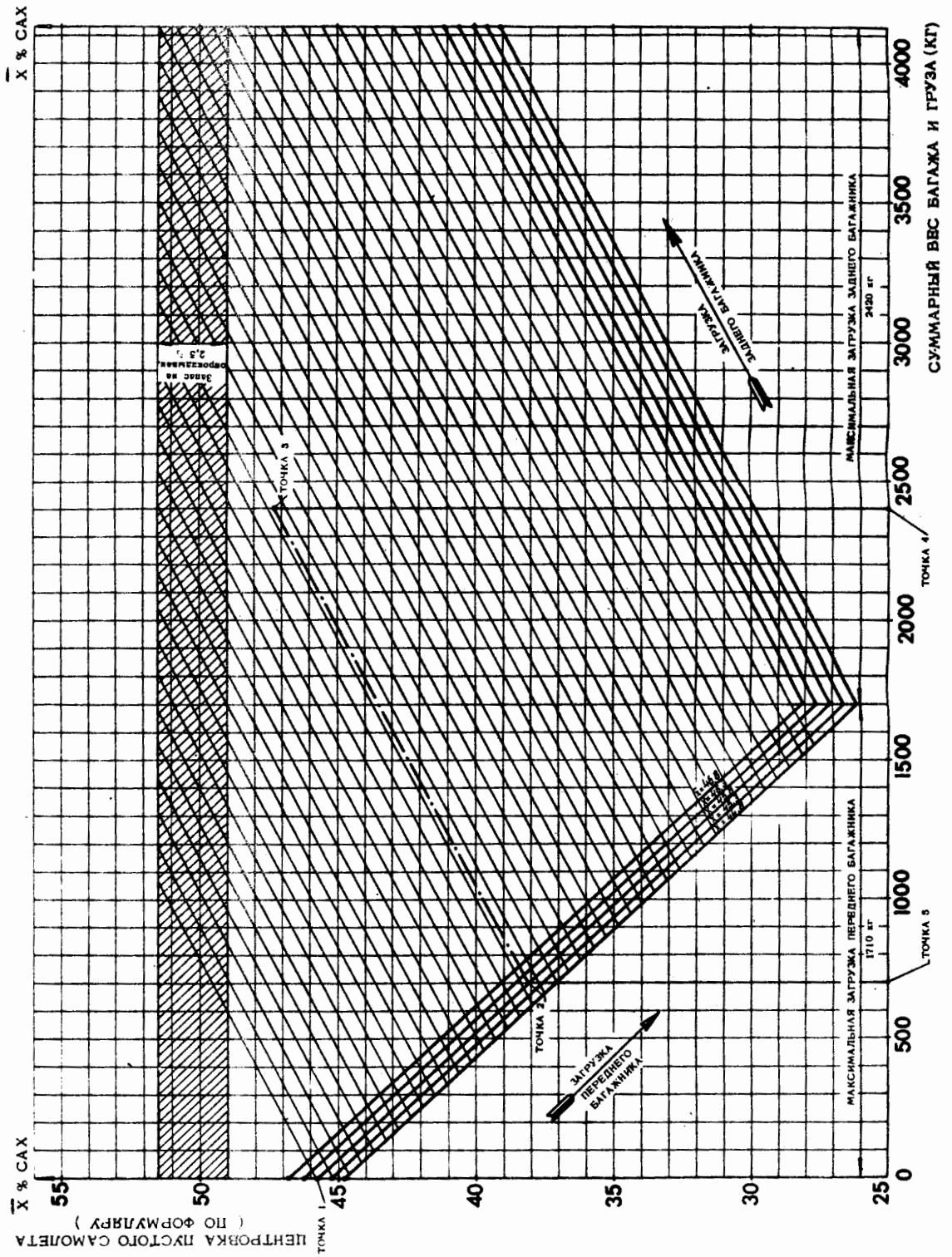


Abb. 36a Einfluss der Lasten in den Gepäckräumen auf den Schwerpunkt des Flugzeuges TU-134A (nach [7])



INTERFLUG

BALANCE-CHART TU-134

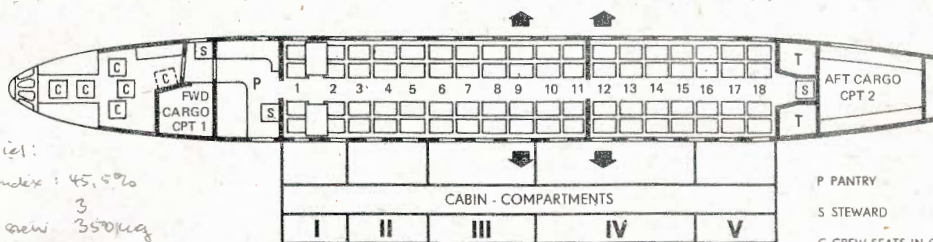
DATE:

FL. N°:

STN:

A/C: DM-SC

CAPT:



Beispiel:
 Basic-Index: 45,0%
 CREW: 3
 Pantry + crew: 350kg
 Passagiere: 200 kg
 ZFW: 28,2 t

BASIC-INDEX



WEIGHT (KG)	N°
-------------	----

COCKPIT-CREW

1 PERS.

PANTRY & STEW.

100 KG

72 PASSENGERS

5 4 0 0 72

CPT. I

4 PERS.

6 0 0 8

CPT. II

4 PERS.

9 0 0 12

CPT. III

4 PERS.

1 2 0 0 16

CPT. IV

NO SCALE

1 8 0 0 24

CPT. V

4 PERS.

9 0 0 12

AFT CARGO 2

100 KG

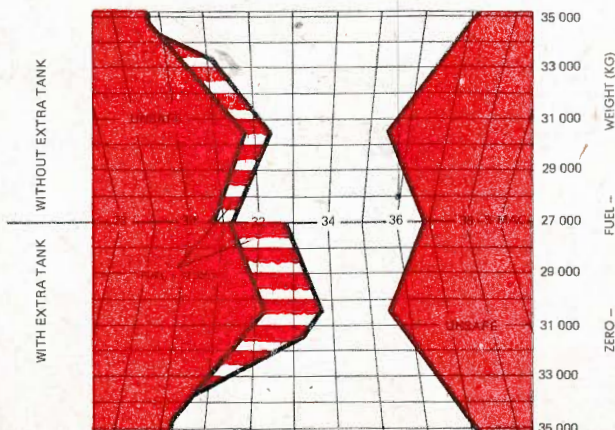
2 2 5 0

FWD CARGO 1

100 KG

1 1 4 0

Maximum weight and all passengers in compartment. Please fill toward an air seat or in cabin compartment.



I hereby certify, that this aircraft has been loaded in accordance with the written instructions of INTERFLUG

Traffic Officer:

Captain:



INTERFLUG

BALANCE-CHART TU-134A

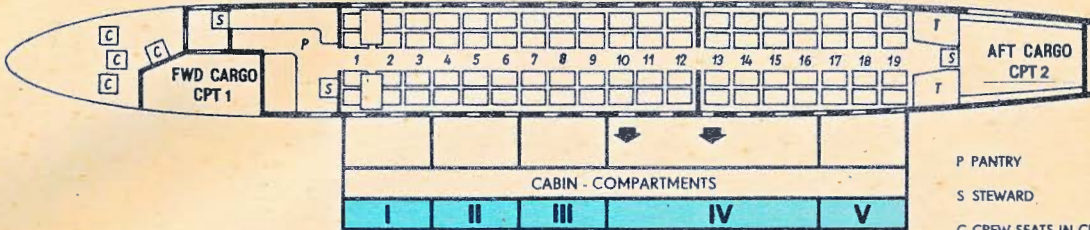
DATE:

FL. N°:

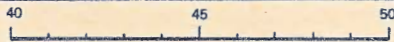
STN:

A/C: DM-SC

CAPT:



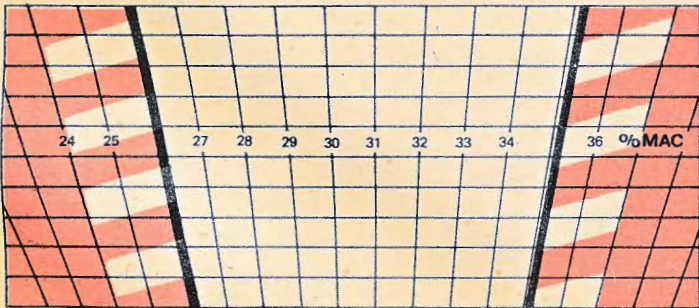
BASIC-INDEX



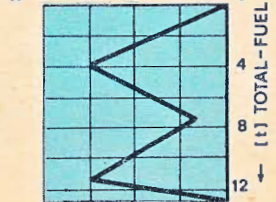
WEIGHT (KG)	N°
-------------	----

COCKPIT-CREW	1 PERS.	3 2 0 4
PANTRY & STEW.	100 KG	2 ²
76 PASSENGERS		5 7 0 0 76
CPT. I	4 PERS.	9 0 0 12
CPT. II	4 PERS.	9 0 0 12
CPT. III	4 PERS.	9 0 0 12
CPT. IV	NO SCALE	2 1 0 0 28
CPT. V	4 PERS.	9 0 0 12
AFT CARGO 2	100 KG	2 7 0 0
FWD CARGO 1	100 KG	1 9 2 0

Maximum weight and of passengers in compartment.
Place third steward on rear seat of in cabin compartment.



INDEX-CORRECTION



I hereby certify, that this aircraft has been loaded in accordance with the written instructions of INTERFLUG

Traffic Officer:

Captain:

durch die möglichen Handkräfte Grenzen gesetzt sein können. Beim Flugzeug TU-134 sind nach [6] 35 bis 60 kp notwendig, um das Lastvielfache um 1 zu erhöhen.

Abb. 37a stellt die möglichen Lastvielfachen des Musters TU-134 dar. Es ist zu erkennen, daß das maximal zulässige Lastvielfache von 2,5 in Höhen über 10 km durch Ruder-ausschläge nicht mehr zu erreichen ist.

Die Erhöhung des Auftriebsbeiwertes kann aber auch durch Böen während des Fluges hervorgerufen werden. Den Festigkeitsberechnungen des Flugzeuges liegen deshalb noch höhere Lastvielfache zugrunde, um die Sicherheit beim Flug in Turbulenzonen zu gewährleisten (für eine Flugmasse von 44 t bei einer IAS = 600 km/h beträgt das sichere Lastvielfache 2,93 und das Bruchlastvielfache 4,4).

In Abb. 37b sind die vertikalen Böengeschwindigkeiten über der Machzahl aufgetragen, die im sicheren Festigkeitsbereich des Flugzeugs liegen.

2.2. Die Besonderheiten der Flugdurchführung

2.2.1. Besonderheiten des Starts

1) Beim Start bleibt das Bugrad nahezu bis zum Erreichen der Abhebegeschwindigkeit am Boden ($v_R \approx v_{abh} - 10 \text{ km/h}$). Diese Starttechnik wird durch die Hecktriebwerksanordnung notwendig. Durch das kopflastige Moment des Schubes und den verkürzten Hebelarm des Höhenleitwerks reicht die Höhenrunderwirksamkeit erst bei größeren Geschwindigkeiten zum Abheben des Bugrades aus. Zur Erhöhung der Höhenrunderwirkung trägt die Flossentrimmung bei (Einstellung der Höhenflosse vor dem Start auf -3° d. h. $1,5^\circ$ nach VNC). Die Gefahr des Überziehens des Flugzeugs beim Start ist nicht größer als bei der bisher üblichen Startmethode, da der Schubüberschuß und die Reserve gegenüber der Minimalgeschwindigkeit groß sind.

Diese Startmethode hat den Vorteil des geringeren Luftwiderstandes beim Anrollen und vermindert die Gefahr des zu frühen Abhebens.

2) Die vorgeschriebenen Abhebegeschwindigkeiten (siehe [7]) dürfen auf keinen Fall unterschritten werden, da die am Pfeilflügel bei geringen Geschwindigkeiten unzureichende Querruuderwirkung zur Bodenberührung einer Tragfläche führen kann.

3) Die Wirksamkeit des Seitenruders beginnt bei einer Geschwindigkeit von ca. 150 km/h. Bis zum Erreichen dieser Geschwindigkeit wird die Richtung mit Hilfe der Bugradlenkung und falls erforderlich unter Zuhilfenahme der Bremsen gehalten.

4) Die zulässige Seitenwindkomponente beim Start beträgt 14 m/s. (TU-134A: 20 m/s)

5) Die Flügelpfeilung führt beim Start mit Seitenwind zu einer unterschiedlichen Auftriebsverteilung, da infolge der Schräganblasung des Flugzeuges eine unterschiedliche effektive Pfeilung eintritt. Während die verminderte Pfeilung zu einer Erhöhung der Auftriebsbeiwerte an dem Flügel führt, der dem Wind zugewandt ist, bringt die erhöhte effektive Pfeilung am anderen Flügel ein weiteres Absinken von c_a mit sich. Das aus diesem Grunde entstehende Rollmoment muß durch einen Querruderausschlag bereits während des Anrollens kompensiert werden.

6) Mit der Berechnung der zulässigen Startmasse und der kritischen Geschwindigkeit wird gleichzeitig der optimale Landeklappenwinkel für den Start festgelegt. Die Flugbetriebsanleitung gibt die Möglichkeit, zwischen den Klappenausschlägen 10° , 20° , 25° und 30° zu wählen. Je nach den Bedingungen des Starts (Luftdichte, verfügbare Streck-

ken)ist d e r Klappenausschlag zu wählen, der die höchste Startmasse zuläßt. Bei Beschränkung der Startmasse infolge des Steiggradienten bei niedriger Luftdichte (niedriger Luftdruck und hohe Temperatur) und ausreichend langer Start- sowie Abhebestrecke empfiehlt sich eine Verringerung des Klappenwinkels auf 10° . Auf sehr kurzen Startbahnen wird die höchste Startmasse durch Vergrößerung des Klappenausschlags erzielt, da die Abhebegeschwindigkeit und damit die Anrollstrecke verringert werden. Die volle Startmasse wird in diesen Fällen jedoch infolge der Abnahme des Steiggradienten nur in seltenen Fällen (hohe Luftdichte) zu erreichen sein.

2.2.2. Steig- und Horizontalflug

2.2.2.1. Die Kurven des verfügbaren und des erforderlichen Schubs über der Geschwindigkeit

Die Funktion $S_{\text{verf.}} = f(v)$ wird vom Triebwerkshersteller in Flugversuchen ermittelt. Den typischen Verlauf einer solchen Kurve zeigt Abb. 19. Der erforderliche Schub wird aus der Polare des Flugzeugs unter der Voraussetzung ermittelt:

$$S_{\text{erf.}} = W = c_w \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot F$$

\swarrow \searrow \swarrow \searrow
 $f(\alpha)$ $f(H)$ $f(\alpha)$ const.

Die Funktion $S_{\text{erf.}} = W = f(v)$ läßt sich punktweise aus der Flugzeugpolare errechnen, wie an folgendem Beispiel gezeigt wird:

$$A = G = c_a \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot F \quad (\text{gültig für Horizontalflug})$$

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{c_a \cdot \rho \cdot F}}$$

$$W = c_w \cdot \frac{\rho}{2} \cdot F \cdot \frac{2 \cdot G}{c_a \cdot \rho \cdot F} = \frac{c_w}{c_a} \cdot G$$

<u>Beispiel:</u>	G	= 44 000 kp	c _a	= 0,6	}	aus der Reise- flugpolare
	H	= 0	c _w	= 0,035		
	ρ ₀	= 1,225 kg/m ³				

$$W = \frac{0,035}{0,6} \cdot 44\,000 = \underline{\underline{2560 \text{ kp}}}$$

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot 44\,000 \text{ kp} \cdot \frac{\text{m}^3}{\text{kg}}}{1,225 \cdot 115 \cdot 0,6 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}}} \quad \left| \quad 1 \text{ kp} = 9,81 \frac{\text{kg} \cdot \text{m}}{\text{s}^2} \right.$$

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot 44\,000 \cdot 9,81 \cdot \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2}}{1,225 \cdot 115 \cdot 0,6}} \approx 100 \text{ m/s}$$

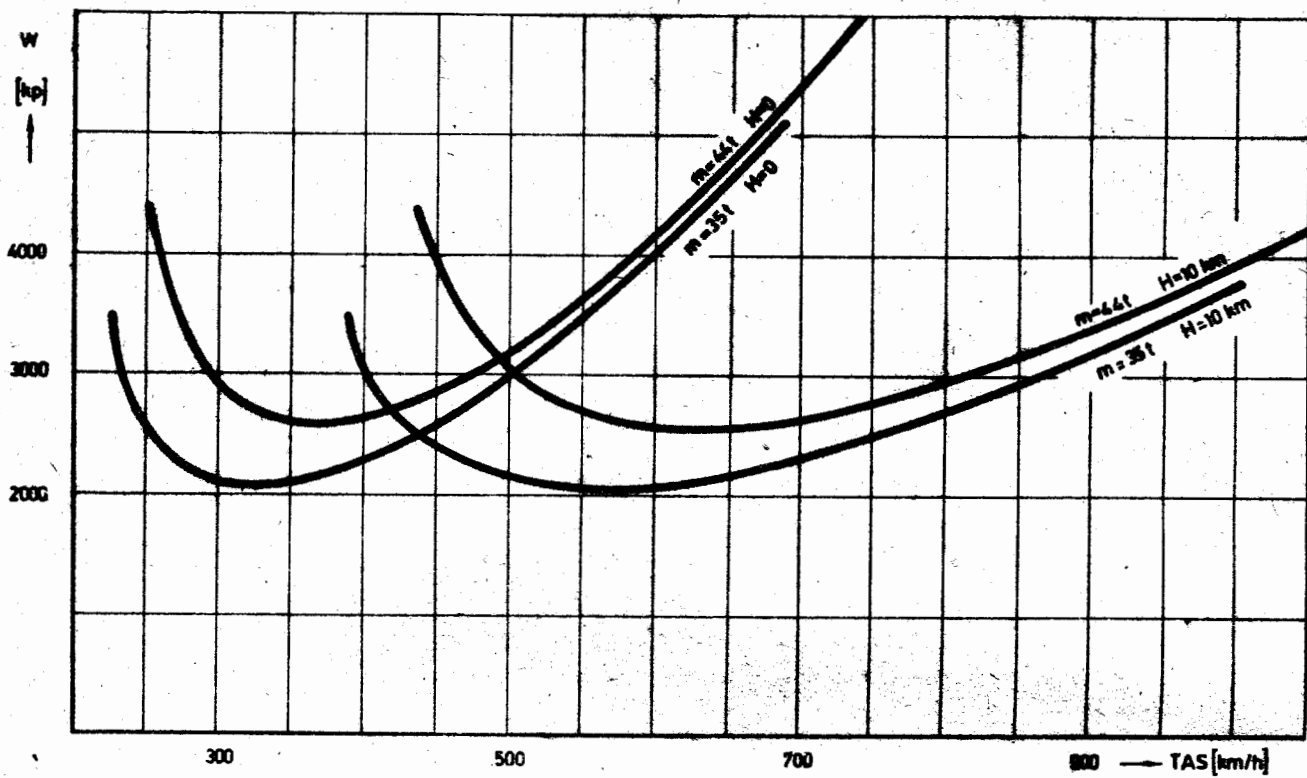


Abb. 38

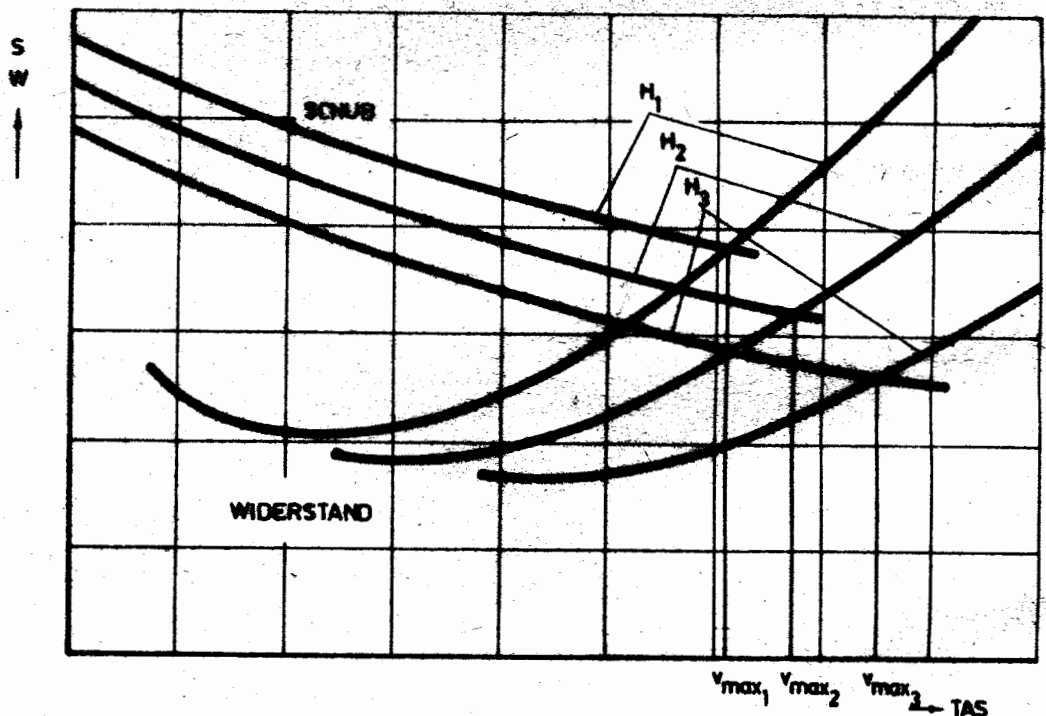


Abb. 39

In dieser Weise läßt sich der Verlauf der Widerstandskurve $W = S_{\text{erf}} = f(v)$ punktweise bestimmen. Abb. 38 zeigt den Verlauf dieser Kurve für die Flugmassen 44 t und 35 t sowie für die Flughöhen 0 und 10 km. Es ist zu erkennen, daß sich die Widerstandskurven mit wachsender Flughöhe nach rechts und mit abfallender Flugmasse nach unten verschieben.

Aus der Zusammenfassung der Funktionen $S_{\text{verf}} = f(v)$ und $S_{\text{erf}} = f(v)$ zum Schub-Widerstands-Schaubild nach Abb. 39 lassen sich eine Reihe wichtiger Flugleistungen ermitteln. Abb. 39 zeigt, wie mit Hilfe dieses Schaubildes z. B. die Höchstgeschwindigkeit ermittelt werden kann.

2.2.2.2. Der Steigflug

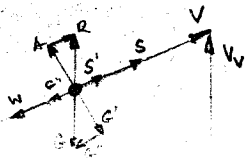
Für den Steigwinkel gilt:

$$\sin \gamma = \frac{S - W}{G} = \text{Steiggradient} \quad (18)$$

Der maximale Steigwinkel wird also an der Stelle des größten Schubüberschusses $S - W$ erzielt. Das Schub-Widerstands-Schaubild gibt über die Differenz zwischen verfügbarem Schub und Widerstand (für den Horizontalflug erforderlicher Schub) Auskunft und darf deshalb auch zur Ermittlung des Steigwinkels benutzt werden.

Auch die mögliche Vertikalgeschwindigkeit V_v ergibt sich aus diesem Diagramm:

$R = G$
 $A = G'$
 $S' = G''$
 $S = G''' + W$



$$\sin \gamma = \frac{V_v}{v} = \frac{S - W}{G}$$

$$\text{da } \sin \gamma = \frac{V_v}{v}$$

$$\Rightarrow V_v = \frac{(S - W) \cdot v}{G} \Rightarrow \text{Steigflugpolare} \quad (19)$$

(aus Schub-Widerstands-Schaubild)

Die Geschwindigkeit der größten Vertikalgeschwindigkeit liegt demzufolge an der Stelle des größten Produktes $(S - W) \cdot v$. Für jede Fluggeschwindigkeit läßt sich jetzt die maximale Vertikalgeschwindigkeit und damit die sogenannte Steigpolare (Abb. 40) ermitteln. Dieser Polare ist zu entnehmen, daß der Flug bei größtem Steigwinkel in der Nähe der zulässigen Minimalgeschwindigkeit durchgeführt werden muß, während die größte Vertikalgeschwindigkeit an der Stelle der horizontalen Tangente an die Kurve erzielt wird. Diese Geschwindigkeit bietet ökonomische Vorteile und wird von der Flugbetriebsanleitung für den Steigflug empfohlen. Auf kurzen Flugstrecken kann selbstverständlich zur Verkürzung der Gesamtflugzeit der Steigflug auch mit dem höchstzulässigen Staudruck durchgeführt werden.

2.2.2.3. Der Horizontalflug

Um die Daten des Horizontalfluges wie z. B. die Geschwindigkeiten der größten Flugweite oder der größten Flugdauer zu erhalten, ist es zweckmäßig, die Kurven des Schub-Widerstands-Schaubildes abermals umzuformen.

Der stündliche Verbrauch b_h lautet nach (17):

$$b_{h_{\text{min}}} = b_e \cdot S_{\text{erf}} \left[\frac{\text{kg}}{\text{h}} \right]$$

Durch Einsetzen des erforderlichen Schubs erhält man den geringstmöglichen stündlichen Verbrauch im Horizontalflug. Durch Einsetzen des Schubs bei maximaler oder bei Nenndrehzahl erhält man den stündlichen Verbrauch im Horizontalflug in diesen Leistungsstufen.

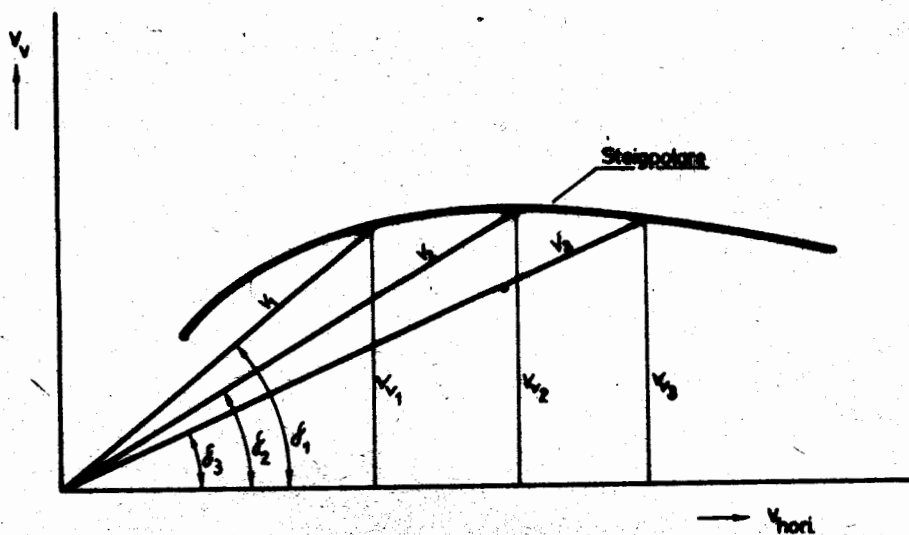


Abb 40

Aus den nunmehr gewonnenen Kurven $b_h = f(v)$ läßt sich Abb. 41 zeichnen. In diesem Diagramm findet man

1. die Geschwindigkeit der maximalen Flugzeit (an der Stelle der horizontalen Tangente an die Verbrauchskurve des Horizontalfluges- d. h. an der Stelle des minimalen stündlichen Verbrauchs bei dem ein Horizontalflug möglich ist) ($b_e = b_{\min}$).
2. die höchste erreichbare Geschwindigkeit bei der vorausgesetzten Drehzahl (im Schnittpunkt beider Kurven) und $b_{h_{\min}} = b_{e_{\max}}$
3. die Geschwindigkeit der maximalen Flugweite. ($\alpha = \alpha_{\min}$)

Die Geschwindigkeit der maximalen Flugweite wird an der Stelle des Berührungspunktes der Tangente aus dem Koordinatenursprung gefunden, da

$$\tan \alpha = \frac{b_h}{v} \left[\frac{\text{kg/h}}{\text{km/h}} \right]$$

Damit aber ist der Tangens des Winkels α dem Verbrauch pro Flugstrecke b_{km} gleichzusetzen. Das Minimum dieses Verbrauchs liegt an der Stelle des kleinsten Winkels α , d. h. an der Stelle der eingezeichneten Tangente.

Um die Funktion $b_{km} = f(v)$ zu finden, wird der stündliche Verbrauch durch die Geschwindigkeit dividiert und man erhält eine Kurve gemäß Abb. 42. Diese Kurve besitzt wie erwartet ihr Minimum an der Stelle der Geschwindigkeit der maximalen Flugweite.

Die Flugbetriebsanleitung enthält Reiseflugdiagramme, die den Kehrwert des Verbrauchs $b_{km} \left[\frac{\text{kg}}{\text{km}} \right]$ enthalten. Dieser Kehrwert hat die Dimension $\left[\frac{\text{km}}{\text{kg}} \right]$ und wird als relative Reichweite bezeichnet (d.h. Reichweite in km je kg Brennstoff). Abb. 43 erläutert die Anwendung der Reiseflugdiagramme, die die Ermittlung der folgenden Flugleistungen gestatten:

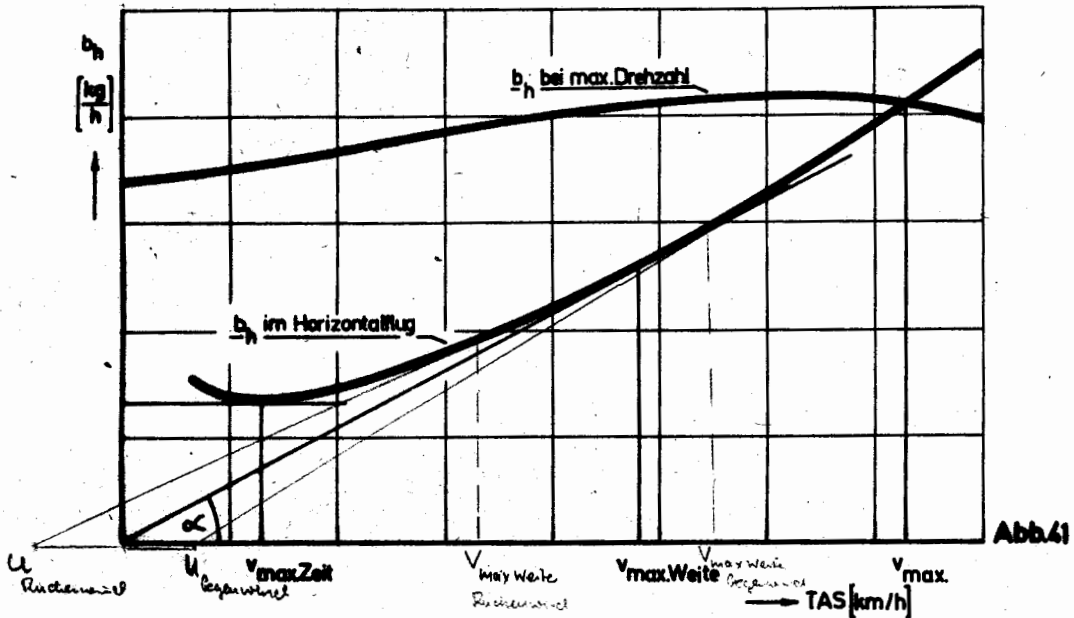


Abb.41

1) Fluggeschwindigkeit in Abhängigkeit von n , H und T . und m

Beispiel:

Gesucht sind Fluggeschwindigkeit, Machzahl und Reichweite bei folgenden Ausgangsdaten:

Temperatur	INA+10°
Höhe (Druckhöhe)	11 km
Drehzahl	10 900 min ⁻¹ \cong 94 %
Flugmasse	40 t

Lösung: Vom Schnittpunkt der Linie $n = 10\ 900\ INA + 10^\circ$ mit der Linie der Flugmasse 40 wird eine horizontale Linie nach links und eine vertikale Linie nach unten gezeichnet. Im Schnittpunkt mit der Ordinate erhält man die relative Reichweite von 0,335 km/kg und im Schnittpunkt mit der Abszisse die Machzahl 0,796. Die Fluggeschwindigkeit ergibt sich im Schnittpunkt der senkrechten Bestimmungslinie mit der Abszisse INA+10° zu 865 km/h.

Anmerkung: Weicht unter den gleichen Bedingungen die Temperatur um +20 °C von der Normalatmosphäre ab, verringert sich die Fluggeschwindigkeit auf 825 km/h und erhöht sich die Reichweite um ca. 8 % auf 0,363 km/kg.

Die Verbesserung der Reichweite ist auf die Vergrößerung der Dichtehöhe mit ansteigender Temperatur bei konstanter Druckhöhe zurückzuführen (bei einer Druckhöhe von 11 km und einer Temperaturabweichung von der Normalatmosphäre von +20 °C beträgt die Dichtehöhe bereits 11,55 km).

2) Geschwindigkeit und Drehzahl des Horizontalflugs der größten Reichweite

Beispiel:

Gesucht sind die Fluggeschwindigkeit und die Drehzahl der größten Reichweite bei folgenden Ausgangsdaten:

Temperatur	INA
Höhe	11 km
Flugmasse	40 t

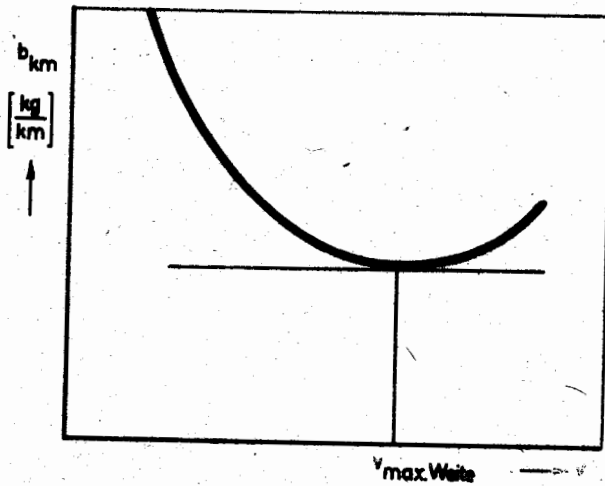


Abb.42

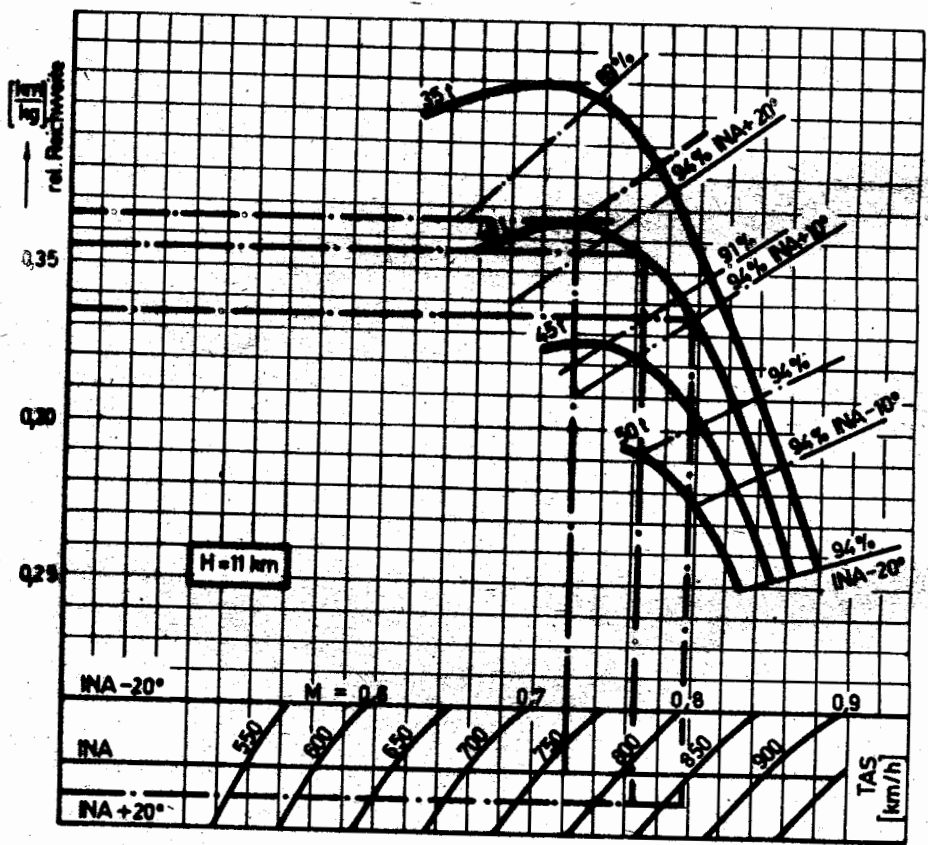


Abb.43

Lösung: An die Kurve der Flugmasse 40 t wird die horizontale Tangente gezeichnet. Diese Tangente schneidet die vertikale Reichweitenleiter bei einer relativen Reichweite von 0,365 km/kg. Senkrecht unter dem Berührungspunkt der Tangente erhält man die Machzahl 0,72 und die Fluggeschwindigkeit 762 km/h. Durch Interpolation findet man eine dazugehörige Drehzahl von ca. 90 %. Es ist zu erkennen, daß diese Geschwindigkeit etwa 100 km/h unter der Maximalgeschwindigkeit liegt (s.2.1.3.).

3) Reichweite in Abhängigkeit von G, H, T und v

Beispiel:

Gesucht ist die Reichweite bei folgenden Ausgangsdaten:

Temperatur	INA+10°
Höhe	11 km
Flugmasse	40 t
TAS	830 km/h

Lösung: Vom Schnittpunkt der Abszisse INA+10° mit der Linie der Geschwindigkeit TAS = 830 km/h wird eine Senkrechte nach oben gezeichnet. Diese schneidet die Flugmassenkurve 40 t an der Stelle der relativen Reichweite von 0,355 km/kg.

Beträgt die im Horizontalflug zurückzulegende Strecke z. B. 1000 km, so wird unter den genannten Bedingungen während des Horizontalfluges die folgende Brennstoffmenge B verbraucht:

$$B = \frac{1000 \frac{\text{km}}{\text{kg}}}{0,355 \frac{\text{km}}{\text{kg}}} = 2820 \text{ kg} = 2816,9014 \text{ kg}$$

Umgekehrt läßt sich die mögliche Strecke des Horizontalfluges berechnen, wenn dafür beispielsweise 6000 kg Brennstoff zur Verfügung stehen:

$$L = 6000 \text{ kg} \cdot 0,355 \frac{\text{km}}{\text{kg}} = 2130 \text{ km.}$$

4) Stündlicher Brennstoffverbrauch

Der stündliche Brennstoffverbrauch b_h kann aus relativer Reichweite und Fluggeschwindigkeit ermittelt werden. Für das Beispiel unter 3) beträgt der stündliche Verbrauch:

$$b_h = \frac{\text{Geschwindigkeit}}{\text{rel. Reichweite}} \left[\frac{\text{km/h}}{\frac{\text{km}}{\text{kg}}} \right]$$

$$b_h = \frac{830}{0,355} \left[\frac{\frac{\text{km}}{\text{h}} \cdot \text{kg}}{\text{h} \cdot \text{km}} \right] = 2340 \frac{\text{kg}}{\text{h}}$$

5) Drehzahl

Die Reiseflugdiagramme enthalten Temperaturabweichungen nur für Nominaldrehzahlen. Für alle anderen Triebwerksleistungen muß die ermittelte Drehzahl nach folgender Formel auf die aktuelle Luftdichte umgerechnet werden:

$$n = n_{\text{INA}} \cdot \sqrt{\frac{T}{T_{\text{INA}}}} \leq n_{\text{nom.}}$$

Zu beachten ist, daß die korrigierte Drehzahl die zulässige Nominaldrehzahl nicht überschreitet.

Der Einfluß des Windes auf die Geschwindigkeit der maximalen Flugweite:

Der Verbrauch je km Flugstrecke ergibt sich aus dem stündlichen Verbrauch nach Division durch die Fluggeschwindigkeit. Vergrößert oder verringert sich die Geschwindigkeit um die Längswindkomponente, so erhält man:

$$b_{km} = \frac{b_h}{v + u}$$

Da der Gegenwind die Reichweite verringert, ist es zweckmäßig, in diesem Falle die Flugzeit und damit die Rückdrift zu verkürzen, d.h. mit einer höheren Geschwindigkeit zu fliegen. Die graphische Lösung beweist das sehr anschaulich (Abb. 41). Die Geschwindigkeit der größten Reichweite liegt an der Stelle des kleinsten Verhältnisses b_h/v :

$$\frac{b_h}{v} = b_{km} \quad \left[\frac{kg/h}{km/h} \right] = \left[\frac{kg}{km} \right]$$

Das kleinste Verhältnis wird erzielt mit der Tangente aus dem Koordinatenursprung. Dieser Ursprung wird um den Betrag der Längswindkomponente verschoben und man erhält neue Berührungspunkte der Tangente. Bei Gegenwind ergibt sich eine höhere und bei Rückenwind eine geringere Geschwindigkeit gegenüber Windstille.

2.2.3. Der Kurvenflug

Auf die Größen Radius, Winkelgeschwindigkeit und Kurvenzeit hat die Fluggeschwindigkeit wesentlichen Einfluß:

*Beispiel für $V = 450 \text{ km/h} \stackrel{A}{=} 125 \text{ m/s}$
 $\mu = 15^\circ$*

Radius:
$$R = \frac{v^2}{g \cdot \tan \mu} \quad (20)$$

Winkelgeschwindigkeit um die Hochachse:
$$\omega_z = \frac{g \cdot \tan \mu}{v} \quad (21)$$

Zeit für Vollkreis:
$$T = \frac{2 \cdot \pi \cdot v}{g \cdot \tan \mu} \quad (22)$$

Lastvielfaches:
$$n = \frac{A}{G} = \frac{1}{\cos \mu} \quad (23)$$

5,944 km

*$\omega_z = 0,021028 \text{ s}^{-1}$
 $\mu = \text{Querneigungswinkel}$*

$\left[\frac{m}{s} \right] = \dots$

$n = 1,035$

Bei der Berechnung horizontaler Manöver des Flugzeugs oder bei der Beurteilung seiner Steuerbarkeit bei hohen Fluggeschwindigkeiten muß stets auf diese Besonderheiten geachtet werden.

So verringert sich z. B. die Winkelgeschwindigkeit bei gleicher Querneigung zwischen der minimal und der maximal zulässigen Geschwindigkeit nahezu auf ein Drittel. In der gleichen Weise erhöht sich selbstverständlich die Kurvenzeit oder die Zeit für eine Kurskorrektur. Diese Erscheinung ist unabhängig vom Flugzeugmuster und seiner Steuerbarkeit.

Das Meßinstrument an Bord für die Feststellung der Winkelgeschwindigkeit ω_z ist der Wendezeiger 3VII, dessen Skala nicht in Grad/Minute sondern in Grad Querneigung geeicht ist. Diese Umrechnung ist nur bei konstanter Fluggeschwindigkeit zulässig:

$$\tan \mu = \frac{\omega_z \cdot v}{g}$$

Beim Gerät 3VII wurde die Winkelgeschwindigkeitsanzeige mit einer Fluggeschwindigkeit von 500 km/h in Querneigung umgerechnet. Bei niedrigeren Geschwindigkeiten als 500 km/h liefert das Gerät also zu große und bei hohen Geschwindigkeiten zu geringe Querneigungsangaben:

Fluggeschwindigkeit [km/h]	400	500	600
Wahrer Querneigungswinkel	8°	10°	12°
Angezeigter Querneigungswinkel	10°		

2.2.4. Die Besonderheiten des Sinkflugs

- 1) In Höhen über 8000 m ist eine Verringerung der Triebwerksdrehzahl unter 83 % nicht zulässig, da die verminderte Verdichterleistung zu einer unzulässigen Verringerung des Luftdurchsatzes in der Kabine führen kann. Für den Sinkflug wird deshalb bis zum Erreichen der Höhe 5000 m eine Drehzahl $n \geq 83 \%$ vorgeschrieben. Nach Erreichen der Höhe 5000 m darf die Triebwerksdrehzahl auf Leerlauf verringert werden. Bei dieser Methode stellen sich Sinkgeschwindigkeiten von 8 bis 10 m/s über 5 km und von 15 bis 16 m/s unter 5 km Höhe ein.

Wenn in geringeren Höhen als 5000 m die Notwendigkeit einer schnellen Höhengabe besteht, kann durch Ausfahren des Fahrwerks und der Landeklappen ein steiler Gleitwinkel erzielt werden. (Achtung! Mit ausgefahrenem Fahrwerk und mit ausgefahrenen Klappen werden die Staudruckbeschränkungen schneller erreicht).

- 2) Durch den hohen Druckunterschied der Klimaanlage stellen sich auch in großen Reishöhen niedrige Kabinenhöhen ein. In 12 000 m Flughöhe beträgt die Kabinenhöhe etwa 2400 m. Bis etwa 6300 m Flughöhe kann der Bodenluftdruck von 760 Torr in der Kabine gehalten werden. Durch die Beschränkung der minimal zulässigen Drehzahl im Sinkflug ist ein "Überholen" der Druckkabine im normalen Betrieb nicht möglich (obwohl der Druckregler keine höhere Sinkgeschwindigkeit der Druckkabine als 0,18 Torr/s $\hat{=}$ etwa 2 m/s gestattet).

2.2.5. Landeanflug, Landung und Durchstarten

Landeanflug

Beim Ausfahren der Landeklappen muß das Verhalten des Flugzeuges besonders gut beobachtet werden, um ein unsymmetrisches Ausfahren der Klappen rechtzeitig zu bemerken. ^{X)} Um unnormale Veränderungen der Fluglage besser erkennen zu können, wird empfohlen, die Klappenwinkel nicht im Kurvenflug zu verändern. Auf die Einhaltung der höchstzulässigen Staudrücke beim Ausfahren der Landeklappen und beim Flug mit ausgefahrenen Klappen ist streng zu achten. Die Gefahr des Überschreitens der zulässigen Fluggeschwindigkeit mit ausgefahrenen Klappen ist in besonderem Maße beim Durchstarten gegeben. Jede Vergrößerung des Klappenausschlags ist mit einem starken Anstieg des Auftriebsbeiwertes verbunden und führt deshalb zu einem Höhengewinn im Moment des Ausfahrens. Dieses Bestreben des Flugzeugs kann ausgezeichnet durch gleichzeitige Betätigung des elektrischen Höhentrimmers kompensiert werden.

Der Landeanflug wird im Normalfalle mit voll ausgefahrenen Landeklappen durchgeführt. Es ist infolge des hohen Widerstandes und der großen erforderlichen Triebwerksleistung nicht zu empfehlen, die Landeklappen vor Beginn des Gleitfluges auf mehr als 20° auszufahren. Die Benutzung der Rumpflappe wird ebenfalls für jeden Landeanflug empfohlen; ihr Einfluß auf das Längsmomentengleichgewicht ist äußerst gering. Die Wirkung dieser Klappe besteht in erster Linie in der Erhöhung des Widerstandes. Bei nachgearbeiteten Höhenrudern (s. 2.2.6.2.) darf die Höhenflossenverstellung zum Austrimmen des Flugzeuges im Landeanflug verwendet werden (Beschränkungen des Flughandbuchs beachten).

^{X)} Das Flugzeug TU-134A besitzt hierfür eine spezielle Einrichtung, die ein asymmetrisches Fahren der Landeklappen verhindert.

Landung

Infolge der verminderten Querruderwirkung im Bereich geringer Geschwindigkeiten werden auch die Aufsetzgeschwindigkeiten, die bei der Landung vorgeschrieben sind, wesentlich über der Minimalgeschwindigkeit festgelegt. Um das Aufsetzen bei diesen Geschwindigkeiten zu gewährleisten, wird eine besondere, von der bisher üblichen Technik abweichende, Landemethode empfohlen. Diese Methode besteht in der Herbeiführung der Bodenberührung des Flugzeugs mit einem sehr flachen Gleitwinkel. Das gewährleistet, daß die Bodenberührung vor Erreichen der Minimalgeschwindigkeit durch den Piloten und nicht "durch das Flugzeug selbst" bestimmt wird. Selbstverständlich erfordert dieses Verfahren ebenfalls hohe Konzentration und genaue Abschätzung der Höhe des Flugzeugs nach dem Abfangen. Je geringer der Flugbahnneigungswinkel während des Ausschwebens ist, desto geringer ist die Stoßgeschwindigkeit, von der die Belastung des Flugzeuges bei der Landung abhängt. Dank der ausgezeichneten Fahrwerkskonstruktion sind auch mit Hilfe der beschriebenen Methode sehr weiche Landungen möglich.

Da der Bremschirm nur in Ausnahmefällen benutzt wird, stehen für das Abbremsen des Flugzeuges TU-134 nach der Landung nur die Radbremsen zur Verfügung. Die Landegeschwindigkeit und die große Masse des Flugzeugs stellen hohe Anforderungen an die Wärmeaufnahmekapazität der Bremskörper, da nach [8] nur etwa 20 % der kinetischen Energie des landenden Flugzeugs vom Luftwiderstand umgeformt werden. Die Wirkung der Interzeptoren, die nach der Landung ausgefahren werden, besteht in erster Linie in der Störung des Auftriebs am Flügel, was die Belastung des Fahrwerkes erhöht und damit die Wirkung der Radbremsen sicherstellt. Es ist bei der Landung mit dem Muster TU-134 deutlich zu beobachten, daß die Bremswirkung der Radbremsen erst mit dem Ausfahren der Interzeptoren einsetzt (die Entbremsautomaten sprechen bei ausgefahrenen Interzeptoren nur noch auf glatten oder nassen Landebahnen an). Eine Bremswirkung der Interzeptoren selbst ist nicht spürbar und infolge der geringen Fläche im Vergleich zur Stirnfläche des Flugzeugs auch nicht zu erwarten.

Die Flugbetriebsanleitung gestattet die Ermittlung der erforderlichen Landebahnlänge in Abhängigkeit von Flugzeugmasse, Luftdichte, Wind und Bahnneigung. Abb. 64 des Anhangs stellt dar, wie sich der Sicherheitsfaktor k bei Abweichung von den Voraussetzungen (Überflug der Landebahnschwelle in 15 m Höhe mit v_{AT}) verändert.

Die folgende Rechnung soll beweisen, daß die Wärmeaufnahmekapazität der Radbremkörper nach einer Landung durchaus erschöpft sein kann, und daß die Landegeschwindigkeit einen entscheidenden Einfluß auf die Belastung der Bremsen besitzt.

Berechnung der freiwerdenden Wärmeenergie durch das Abbremsen des Flugzeugs mit Hilfe der Radbremsen nach der Landung:

Für die kinetische Energie gilt allgemein:

$$E_{\text{kin}} = \frac{m}{2} \cdot v^2$$

Da auf die Radbremsen nach [8] 80 % der kinetischen Energie des landenden Flugzeugs entfallen, kann gesagt werden:

$$E = 0,8 \cdot \frac{m}{2} \cdot v_L^2 \quad \left| \quad v_L = \text{Aufsetzgeschwindigkeit} \right.$$

Im folgenden sollen die Energien für zwei verschiedene Beispiele errechnet werden:

1) $m = 40 \text{ t}$ $v_{L1} = 230 \text{ km/h} = 64 \text{ m/s}$

2) $m = 40 \text{ t}$ $v_{L2} = 280 \text{ km/h} = 78 \text{ m/s}$

$$E_1 = 0,8 \cdot \frac{40}{2} \cdot 10^3 \cdot 64^2 \left[\frac{\text{kg} \cdot \text{m}^2}{\text{s}^2} \right] = 6,55 \cdot 10^7 \text{ Nm} = 15650 \text{ kcal}$$

$$E_2 = 0,8 \cdot \frac{40}{2} \cdot 10^3 \cdot 78^2 \left[\frac{\text{kg} \cdot \text{m}^2}{\text{s}^2} \right] = 9,75 \cdot 10^7 \text{ Nm} = 23300 \text{ kcal}$$

$$1 \text{ Nm} = 239 \cdot 10^{-6} \text{ kcal}$$

Nach [8] wird die Wärmeaufnahmefähigkeit der Bremskörper mit $60 \frac{\text{kcal}}{\text{kg}}$ angegeben. Die Masse einer Bremseinheit beträgt ca. 50 kg. Durch die vorhandenen 8 Bremsräder steht unter der Voraussetzung gleichmäßiger Arbeitsaufnahme eine Gesamtmasse von 400 kg zur Verfügung.

Die mögliche Energieaufnahme beträgt damit:

$$E_{\text{mögl.}} = 60 \cdot \frac{\text{kcal}}{\text{kg}} \cdot 400 \cdot \text{kg} = 24\,000 \text{ kcal.}$$

Wie diese Rechnung beweist, ist die Aufnahmefähigkeit der Bremseinheiten durch das Abbremsen des Flugzeugs nach einer Landung nahezu zu erreichen. Es ist leicht zu erkennen, daß die Möglichkeit des Abbremsens des Flugzeugs nicht mehr gegeben ist, wenn zwei Landungen unmittelbar nacheinander durchgeführt werden, da die Abkühlungszeit mehrere Stunden betragen kann. Für Trainingsflüge wird deshalb vorgeschrieben, daß das Fahrwerk während der Platzrunden zur besseren Abkühlung der Bremsen nicht eingefahren und nur nach jedem zweiten Anflug gelandet wird. Aus der Rechnung geht außerdem hervor, wie wichtig die Einhaltung der empfohlenen Landegeschwindigkeit ist. Die Überschreitung der Landegeschwindigkeit im zweiten Beispiel um 50 km/h brachte einen erheblichen Anstieg der Wärmebelastung mit sich. Da eine zu große Erwärmung des Radkörpers durch starkes Bremsen zur Zerstörung der Reifen führen kann, ist in solchen Fällen mit Hilfe von Wasser eine künstliche Abkühlung herbeizuführen. Es sei darauf verwiesen, daß auch die Belastung der Bremsen beim Rollen zu erheblicher Wärmeentwicklung führt. Es werden deshalb beim Rollen nur zur Beschleunigung des Flugzeugs aus dem Stand höhere Drehzahlen als die Leerlaufdrehzahl empfohlen.

Landung bei Seitenwind

Während des gesamten Landeanflugs wird der Abdrift infolge des Seitenwindes durch Kursvorhalt begegnet. Erst unmittelbar vor dem Aufsetzen kann die Flugzeuglängsachse mit Hilfe eines Seitenruderausschlags auf die Landebahnachse ausgerichtet werden. Andernfalls wird das Flugzeug von der Bahnmitte abgetrieben. Dieses Abtreiben mit Hilfe von Querneigung in Richtung des Seitenwindes zu verhüten, ist infolge der geringen Bodenfreiheit des Flügels (siehe Abb. 23) unzulässig. Da die Bestimmung des Zeitpunktes des Aufsetzens des Flugzeuges mitunter schwierig ist, kann es durchaus geschehen, daß die Bodenberührung unter einem gewissen Schiebewinkel erfolgt. Diese Methode der Landung ist bei geringen Seitenwindkomponenten ebenfalls zulässig, bringt jedoch selbstverständlich härtere Landungen mit sich. Nach dem Aufsetzen macht sich ebenso wie beim Start ein Querruderausschlag in Richtung des Seitenwindes erforderlich, um die unterschiedlichen Auftriebskräfte infolge der verschiedenen effektiven Pfeilungen auszugleichen.

Die zulässige Seitenwindkomponente bei der Landung beträgt $\frac{20(A)}{14} \text{ m/s}$.

Durchstarten

Das Durchstarten mit zwei Triebwerken stellt bei den Flugzeugen TU-134 und TU-134A keine besonderen Anforderungen an die Steuertechnik. Voraussetzung für das sichere Durchstarten ist selbstverständlich die Einhaltung aller im Flughandbuch genannten Beschränkungen insbesondere beim Landeanflug mit einem Triebwerk (Mindesthöhe, Landeklappen- und Rumpflappenstellung, Fluggeschwindigkeit). Von besonderer Wichtigkeit ist die Einhaltung der empfohlenen Geschwindigkeit, da mit ihrer Verringerung der erforderliche Schub wieder ansteigt (s. Abb. 38). Aus diesem Grunde empfiehlt die Flugbetriebsanleitung das Einfahren des Fahrwerkes erst nach Erhöhen des Schubs und nach Verringerung des Rumpflappenwinkels, da durch das Öffnen der Fahrwerksklappen und das Kippen der Fahrwerkswagen ein kurzzeitiger Widerstandsanstieg eintritt.

2.2.6. Gefährliche Fluglagen

2.2.6.1. Ausfall eines Triebwerks

Durch den kurzen Hebelarm der Schubkraft entsteht bei asymmetrischem Schub nur ein geringes Moment um die Hochachse und der Ausfall eines Triebwerkes ist nicht von einem plötzlichen Giermoment begleitet. Bei niedrigen Triebwerksdrehzahlen im Gleitflug beispielsweise kann das Versagen eines Triebwerks am Verhalten des Flugzeugs kaum erkannt werden. Bei höheren Triebwerksleistungen tritt allerdings infolge der Schubasymmetrie eine Querneigung ein, die ihre Ursache in der Pfeilung des Flügels hat. Durch die Störung des Momentengleichgewichts um die Hochachse führt der eintretende Schiebewinkel zu einer Veränderung der effektiven Pfeilung. Der Flügel auf der Seite des arbeitenden Triebwerks wird unter einem geringeren Pfeilwinkel angeströmt und seine Auftriebskräfte wachsen stark an. Die umgekehrte Erscheinung ist am anderen Flügel zu verzeichnen. Aus diesem Grunde wird sich eine Querneigung nach der Seite des ausgefallenen Triebwerkes einstellen. In der Nähe der Minimalgeschwindigkeiten erreicht diese Querneigung sehr schnell hohe Werte (nach [6] innerhalb von 5 s bis zu 22°).

Der Geradeausflug eines Flugzeugs bei gestörtem Seitengleichgewicht eines Flugzeugs ist in folgenden drei Arten möglich (Abb. 44):

1) Flug ohne Schieben

Bei dieser Art des Einmotorenflugs ist zum Ausgleich der Seitenruderkraft eine geringe Querneigung nach der Seite des arbeitenden Triebwerks erforderlich. Diese Einstellung bringt den geringsten Stirnwiderstand mit sich und empfiehlt sich bei der Fortsetzung des Starts mit einem Triebwerk. Die Einhaltung dieser Fluglage ist schlecht zu überwachen, da sich die Kugel infolge der Querneigung nicht in der Mitte befindet. Bei längerer Dauer eines Einmotorenflugs ohne Schieben treten Fehler der Navigationsgeräte durch die Querneigung ein (Wendungsdeviation und Fehlanzeigen schwerkraftgestützter Kreiselsysteme).

2) Flug mit Schieben ohne Querneigung

Die Seitenruderkraft wird in diesem Falle durch die Schiebekraft Q_{sch} ausgeglichen, die infolge der Schräganblasung des Flugzeugs entsteht. Der Stirnwiderstand ist höher als im ersten Falle, aber die Überwachung der Fluglage ist einfacher, da die |

Kugel sich in der Mitte befindet. Fehler der Navigationsanlagen treten nicht auf. Diese Art des Einmotorenflugs empfiehlt sich für den Reiseflug mit einem Triebwerk.

3) Flug mit Schieben und Querneigung

Diese dritte Art des Einmotorenflugs ist die ungünstigste, da sie die Nachteile der ersten beiden Methoden aufweist. Die Notwendigkeit einer solchen Art des Einmotorenflugs kann gegeben sein, wenn die Wirkung des Seitenruders nicht ausreicht, um das Moment der Triebwerke auszugleichen und das Gleichgewicht durch das Moment der Schiebekraft Q_{sch} hergestellt werden muß. Beim Flugzeug TU-134 kann dieser Fall infolge der geringen Triebwerksmomente nicht eintreten.

2.2.6.2. Vereisung der Höhenflosse im Landeanflug

Für die Untersuchung der Flugeigenschaften bei vereistem Höhenleitwerk sind umfangreiche Flugversuche erforderlich, die für die Flugzeuge TU-134 und TU-134A erst nach Indienststellung abgeschlossen wurden. Zwischenzeitlich machten sich deshalb Betriebsbeschränkungen notwendig (Lande-anflug bei vereistem Höhenleitwerk mit eingefahrener Landeklappen). Im Ergebnis der Versuche konnte nachgewiesen werden, daß auch im ungünstigsten Fall (Landeklappen ausgefahren, Höhenflosse nach unten verstellt, Vereisung der Leitwerksnase) genügend Sicherheit gegen einen Strömungsabriß am Höhenleitwerk besteht.

Damit konnte die Verstellung der Höhenflosse auch im Landeanflug erlaubt und im Ergebnis dessen der zulässige Schwerpunktbereich nach vorn von 26 % auf 21 % erweitert werden.

Zur Verbesserung des Höhenruderkraftverlaufs bei verstellter Höhenflosse (s. Abb. 45) wurden Störkanten an den Höhenrudern angebracht. Abb. 46 veranschaulicht Anbringung und Wirkung dieser Profile, die erst bei großen Ruderwinkeln in die Strömung treten und einen Druckanstieg auf der Oberseite vor der Drehachse des Ruders hervorrufen, so daß eine stetige Kennlinie entsteht.

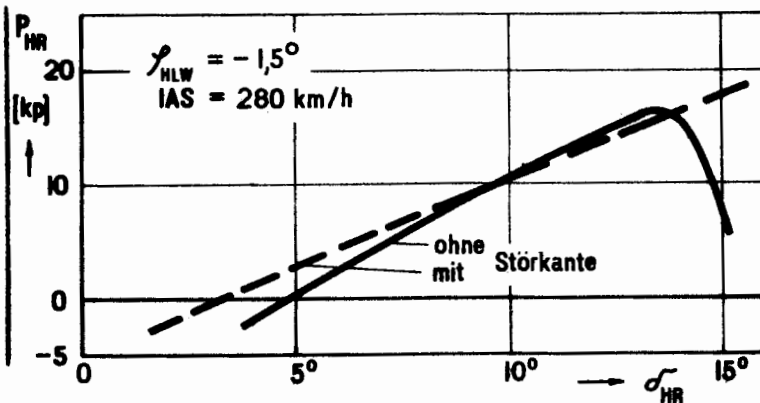


Abbildung 45

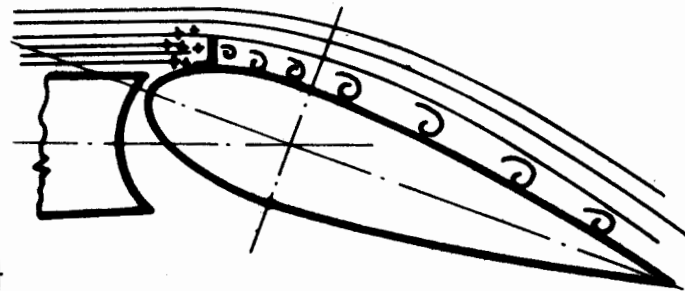


Abbildung 46

2.2.6.3. Hydrogleiten bei der Landung

Durch die hohen Landegeschwindigkeiten des Musters TU-134 ist in seltenen Ausnahmefällen (stark mit Wasser bedeckte glatte Asphaltbahnen) die Gefahr des sogenannten Hydrogleitens der Fahrwerksräder gegeben. Diese Erscheinung beruht auf dynamischem Auftrieb der Räder auf einer Wasseroberfläche. Bei Versuchen mit dem Flugzeugmuster TU-104 wurden bis zu 8000 kp Auftrieb an einem Rad festgestellt. In diesem Falle ist die Benut-

zung des Bremsschirms unbedingt erforderlich, da die Bremswirkung der Räder erst nach Verringerung der Geschwindigkeit eintreten kann.

2.2.6.4. Flug unter Turbulenzbedingungen

Beim Durchfliegen von Vertikalböen vergrößert oder verkleinert sich der Anstellwinkel des Flügels, wie aus Abb. 47 hervorgeht. Wie unter 2.1.4.1. beschrieben wurde, sinkt die Reserve gegenüber dem kritischen Anstellwinkel mit steigender Machzahl infolge der Verschlechterung der Polare beständig. Da in großen Flughöhen bei hohen Machzahlen das Auftreten von Turbulenz nicht unwahrscheinlich ist (CAT), sind besonders Vorkehrungen für diesen Fall vorgeschrieben. Beim Auftreten von starker Turbulenz ist der Flug bei ~~Machzahlen zwischen 0,73 und~~ 0,75 fortzusetzen. Abb. 26 ist zu entnehmen, daß sich die Polare des Flugzeugs bei diesen Machzahlen nur unerheblich verschlechtert und der kritische Anstellwinkel noch kaum Veränderungen unterliegt. In Flughöhen, in denen diese empfohlenen Machzahlen nicht erreicht werden, wird eine Geschwindigkeit IAS = 500 - 510 km/h empfohlen. Abb. 48 stellt die Geschwindigkeiten der Vertikalböen über der Flugmachzahl dar, bei denen der kritische Zustand erreicht wird und die Strömung am Flügel abreißt. Dieser Abbildung kann entnommen werden, daß die empfohlenen Machzahlen und Geschwindigkeiten die stärksten Vertikalböen zulassen. Bei einer höheren Fluggeschwindigkeit als 500 km/h würde die kritische Böengeschwindigkeit zwar ansteigen, andererseits aber das zulässige Lastvielfache schneller erreicht (siehe Abb. 37 b).

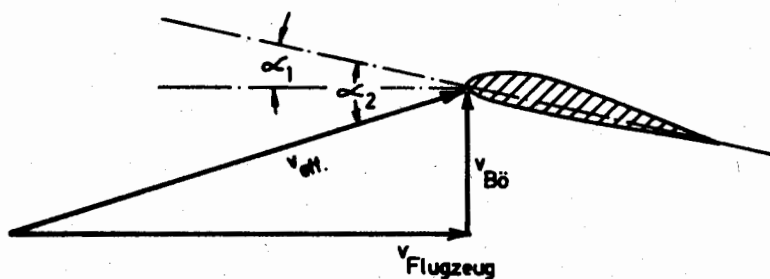


Abb.47

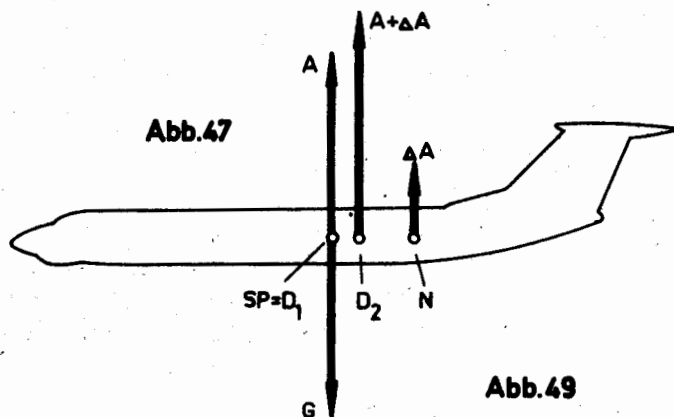


Abb.49

2.3. Stabilität und Steuerbarkeit

2.3.1. Steuerung und Stabilität des Flugzeugs um die Querachse (Längsstabilität)

Das Höhenruder des Flugzeugs wird nur durch Handkräfte betätigt. Das zweiteilige Höhenruder besitzt aerodynamischen Ausgleich (Drehachse der Ruder in 31 % der Rudertiefe) und Massenausgleich (10 Gegengewichte vor der Nasenkante der Ruder). Die Trimmung des Höhenruders geschieht mit Hilfe zweier Trimmeruder, die eine Gesamtfläche von 0,648 m² besitzen und 25 % der Tiefe des Ruders einnehmen. Ihre Steuerung erfolgt mit Hilfe eines Seilzuges (Ausschlag nach oben und unten 8° - 1°) oder durch einen elektrischen Antrieb, dessen Schalter am Steuerhorn befestigt ist (Ausschlag nach oben und unten 4° - 1°) oder

mit Hilfe des Automaten AT-2, der bei eingeschaltetem Autopiloten arbeitet (nach oben $7^\circ \pm 30'$ nach unten $9^\circ \pm 30'$). Die Höhenflosse kann zur Längstrimmung ebenfalls verstellt werden (siehe 2.1.2.3.).

Der Angriffspunkt der zusätzlichen Luftkräfte, die durch Erhöhung oder Verminderung des Anstellwinkels hervorgerufen werden, wird als Neutralpunkt bezeichnet (siehe Abb. 49).

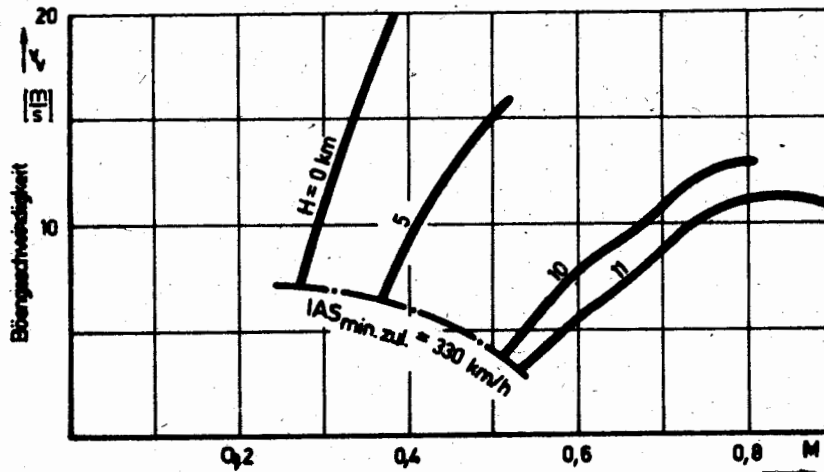


Abb.48

Vor dem Auftreten der Kraft ΔA befand sich das Flugzeug im Gleichgewicht. Das Moment der Kraft ΔA ist stabilisierend, wenn es den ursprünglichen Zustand wieder herstellt, d.h. wenn der Neutralpunkt hinter dem Schwerpunkt liegt. Die Entfernung zwischen beiden Punkten ist ein Maß für die Längsstabilität eines Flugzeuges. Die Lage dieses Neutralpunktes ist durch konstruktive Maßnahmen zu beeinflussen. Große Höhenleitwerke an langen Hebelarmen und ein kurzer Rumpfbügel verschieben den Neutralpunkt nach hinten. Da mit der Anordnung der Triebwerke am Rumpfbügel die Stabilität des Flugzeuges gegenüber dem Muster TU-124 verschlechtert wurde, machte sich eine Vergrößerung der Höhenleitwerksfläche erforderlich.

Abb. 50 stellt die Lage des Neutralpunktes in % l_N über der Machzahl dar. Es ist zu erkennen, daß die Reserve gegenüber der höchstzulässigen Schwerpunktrücklage von 38 % l_N im ungünstigsten Falle ca. 23 % beträgt (die tiefsten Punkte der Kurven entsprechen der zulässigen Mindestgeschwindigkeit von 330 km/h).

Abb. 51 stellt die Höhenruderausschläge und die damit verbundenen Ruderkräfte dar, die sich zur Erhaltung des Längsmomentengleichgewichtes bei verschiedenen Machzahlen erforderlich machen. Beim Überschreiten der Machzahl $M_{\max \max} = 0,87$ stellt sich eine geringfügige Instabilität des Flugzeuges ein, wie die Unstetigkeit der Kurve des Höhenruderausschlags in 10 km Höhe beweist. Es ist an dieser Stelle der Kurve zu erkennen, daß sich der erforderliche Höhenruderausschlag in Richtung "drücken" mit steigender Geschwindigkeit plötzlich verringert um danach wieder anzusteigen.

Abb. 52 veranschaulicht unter anderem die Wirkung der Flossentrimmung durch Darstellung der für das Längsgleichgewicht bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten erforderlichen Ruderausschläge und Ruderkräfte während des Starts. Abb. 53 zeigt die gleichen Kurven unter den Bedingungen der Landung.

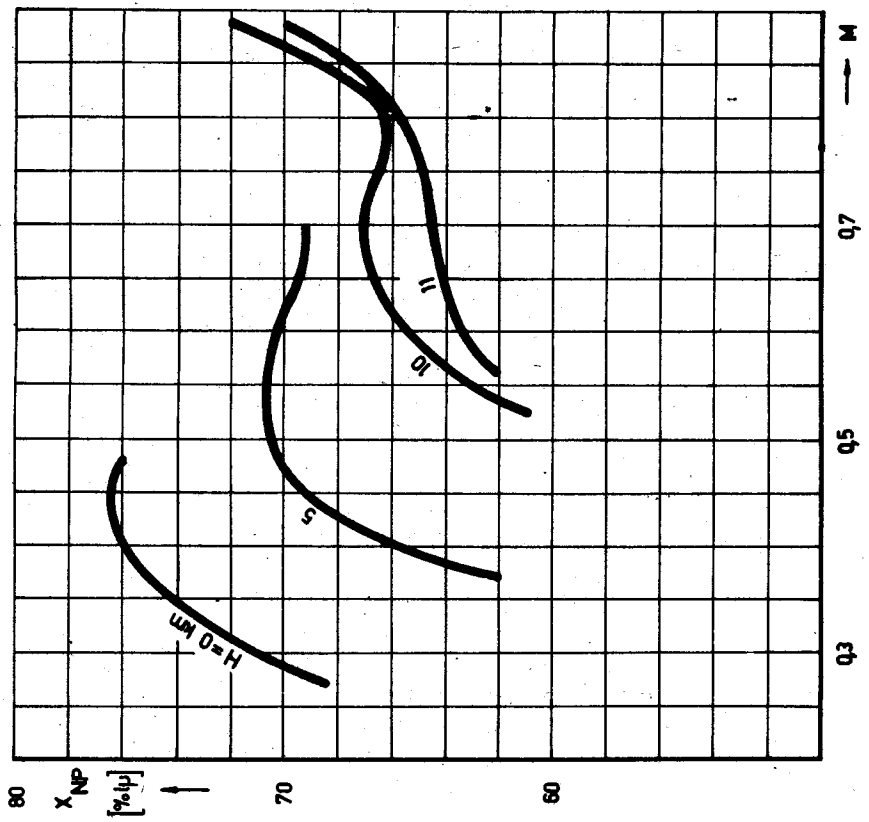
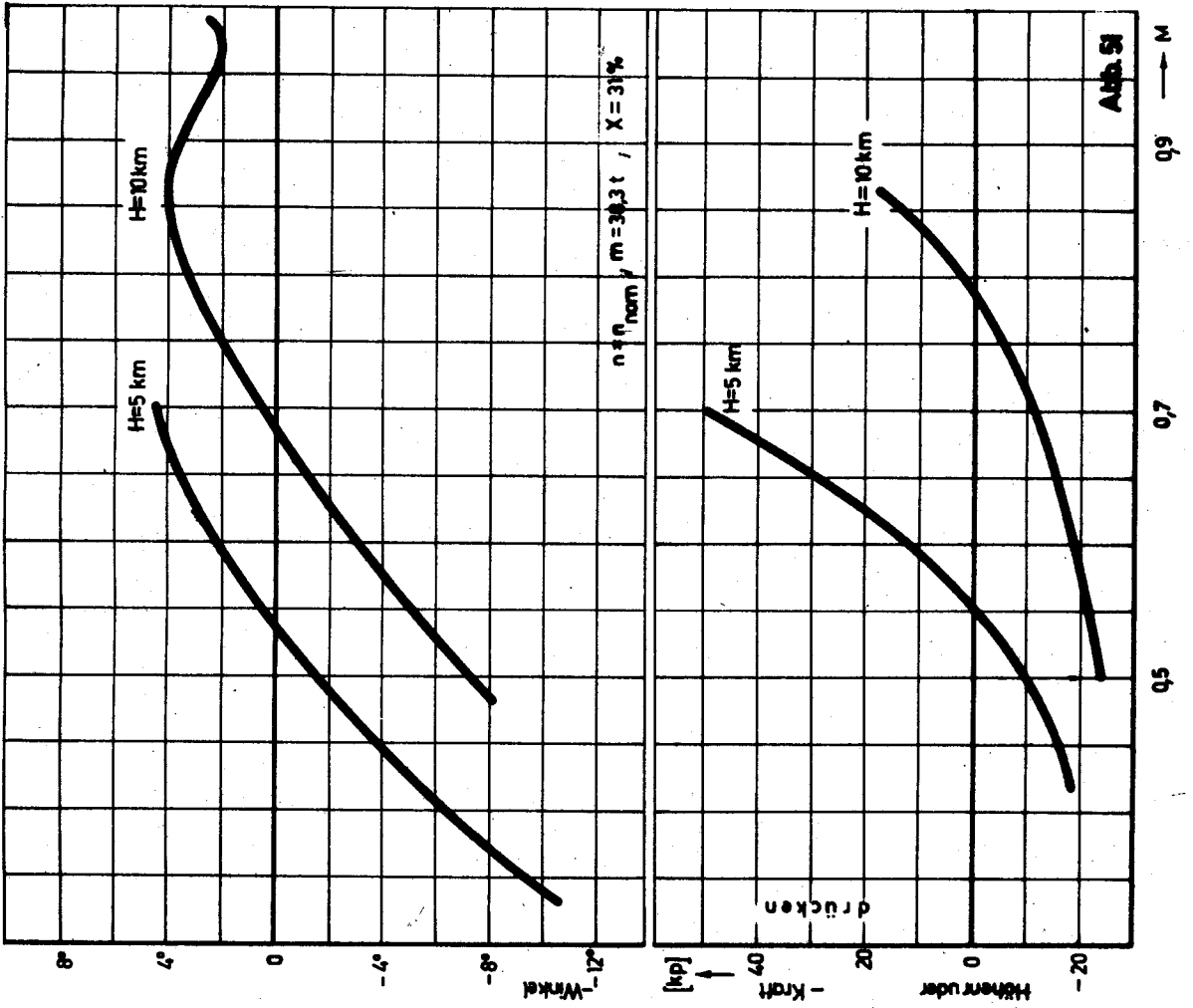


Abb.50

Abb.51

09 → M

07

05

03

07

05

03

73

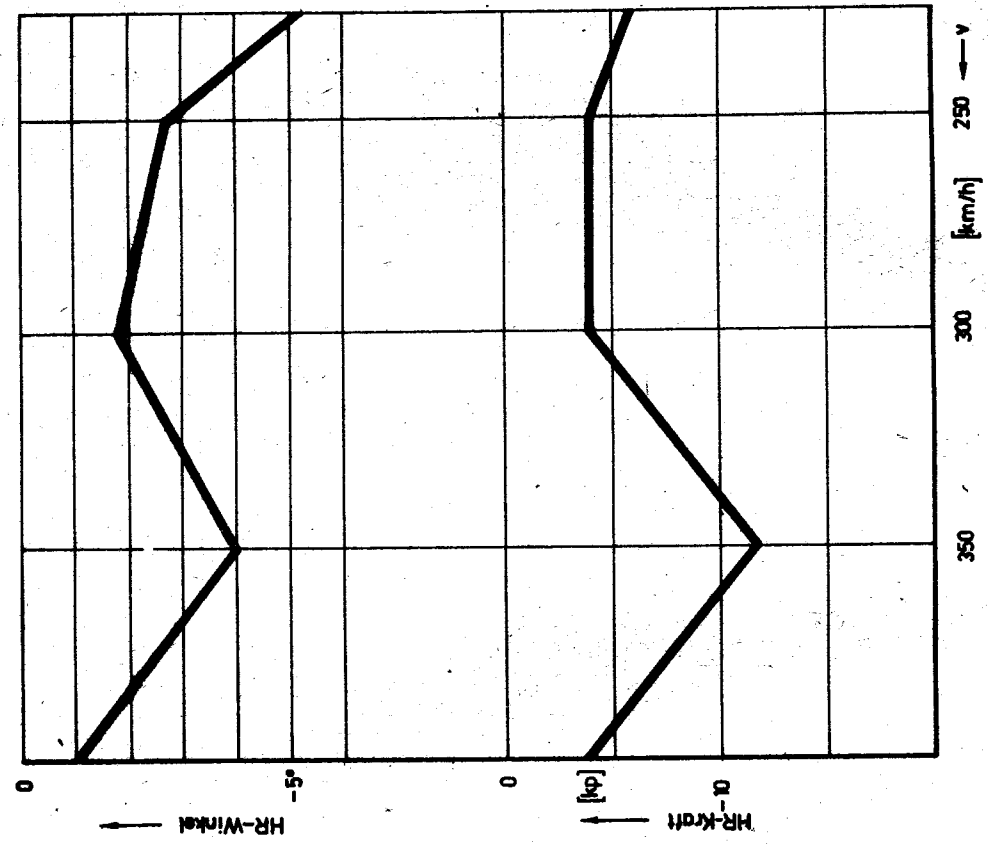


Abb. 53

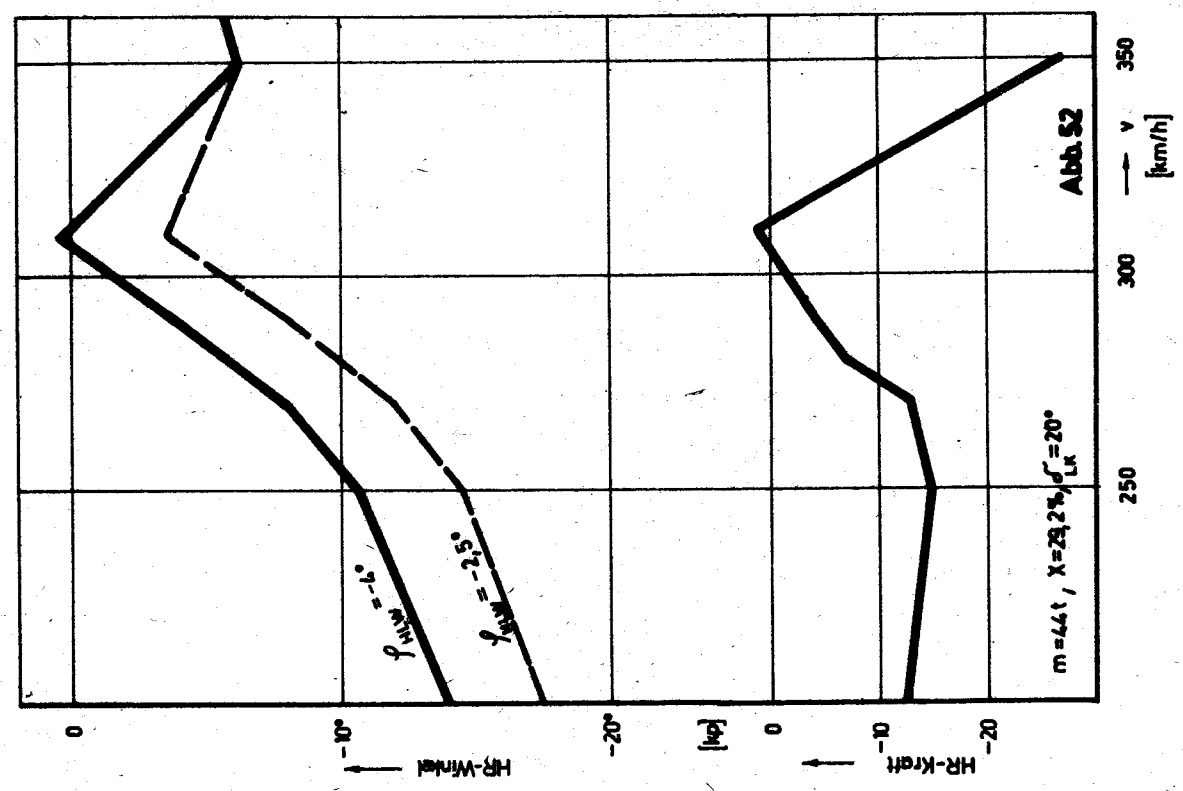


Abb. 52

2.3.2. Steuerung und Stabilität des Flugzeugs um die Hoch- und um die Längsachse (Seitenstabilität)

Seitensteuerung

Die Steuerung des Seitenruders des Flugzeugs erfolgt über eine hydraulische Kraftverstärkung (Boostersteuerung) ohne Rückführung (die auftretenden Ruderkräfte können vom Piloten nicht gespürt werden). Um Überbelastungen des Flugzeugs zu vermeiden und eine mit dem Ruderausschlag ansteigende Ruderkraft zu imitieren, besitzt die Anlage zwei Federbelaster mit geraden Kennlinien. Die Ruderkraftcharakteristik, die mit Hilfe dieser Belaster imitiert wird, stellt Abb. 54 dar.

Gegen Ausfall der Seitensteuerung durch Schäden in der Hydraulikverstärkung wurden folgende Sicherungen vorgesehen:

1. Einbau einer autonomen Hydraulikanlage mit eigener elektrischer Druckversorgung, eigenem Hydraulikflüssigkeitsvorrat und separatem Druckspeicher. Bei Abfall des Druckes im Hauptnetz schaltet sich die autonome Anlage selbsttätig ein. Das Zuschalten dieser Anlage ist auch von Hand möglich.
2. Bei Versagen beider Hydraulikanlagen erfolgt die Steuerung des Seitenruders mit Hilfe von Fußkräften, die durch ein Hilfsruder (Flettner) verringert werden. Um in diesem Falle eine hydraulische Verblockung des Seitenruders durch eingeschlossenes Öl im Steuerzylinder auszuschließen, kann über ein besonderes elektrisches Ventil eine Ringleitung geöffnet werden. Die Federbelastung wird mit Abfall des Druckes im Steuerungssystem automatisch abgeschaltet. Zur Trimmung und zum aerodynamischen Kraftausgleich besitzt das Seitenruder am unteren Ende ein Hilfsruder, dessen Fläche $0,594 \text{ m}^2$ beträgt. Der Koeffizient der Servokompensation dieses Hilfsruders beträgt $K_{SK} = 0,7$ (d. h. bei Ausschlag des Flettnerruders um 10° verstellt sich das Seitenruder um 7°). Der Maximalausschlag dieses Hilfsruders beträgt nach beiden Seiten $17^\circ 30' \pm 30'$. Mit Hilfe des elektrischen Trimmers kann dieses Ruder nach beiden Seiten um $3^\circ 30' \pm 30'$ verstellt werden. Diese elektrische Trimmung ist nur bei ausgeschaltetem Federbelaster (d.h. bei ausgefallener Boostersteuerung) möglich. Um im normalen Flug, d.h. bei eingeschalteten Federbelastern eine Seitentrimmung möglich zu machen, besitzt der Belastungsmechanismus für Start und Landung einen eigenen elektrischen Trimmer. Mit Hilfe dieser Einrichtung können die notwendigen Schräglaufwinkel des Bugrades beim Rollen mit Seitenwind oder asymmetrischer Schub während des Fluges ausgetrimmt werden (Bugradsteuerung ist mit Seitenruder gekoppelt).

Quersteuerung

Die Quersteuerung des Flugzeugs erfolgt ausschließlich durch Handkräfte, die mit Hilfe von Flettnerrudern teilweise ausgeglichen werden. Die Querruder sind zweigeteilt. Jedes der Teilquerruder besitzt ein Hilfsruder. An den äußeren Ruderteilen sind die Hilfsrunder angebracht, die über eine einfache Hebelkinematik entgegen der Richtung des Ruderausschlags betätigt werden, um die Ruderkräfte herabzusetzen. Der Koeffizient der Servokompensation dieser Hilfsrunder beträgt $K_{SK} = 0,3$; ihr maximaler Ausschlag nach oben und unten $6^\circ \pm 30'$. Abb. 55 stellt die Querruderhandkräfte über der Geschwindigkeit dar, die je Grad Ruderwinkel erforderlich sind. Wie dieser Abbildung entnommen werden kann, beträgt die notwendige Handkraft in Bodennähe bei ausgefahrenen Landeklappen unter 1 kp/Grad Ruderausschlag. Um diese geringe Kraft künstlich zu erhöhen, wurde auch in die Querrudersteuerung ein Federbelaster eingebaut, der eine konstante Kraft von $0,5 \text{ kp/Grad}$ bei einer Federvorspannung von 2 kp addiert. Abb. 56 stellt die Federkennlinie dieses Belasters dar.

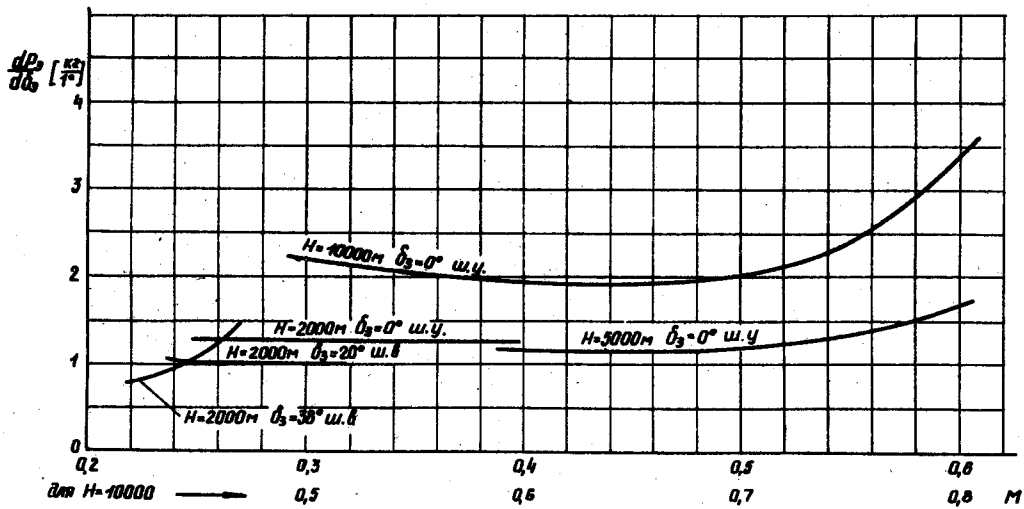


Abb.55 Querruderhandkraft je Grad Ruderausschlag ohne Federbelastung

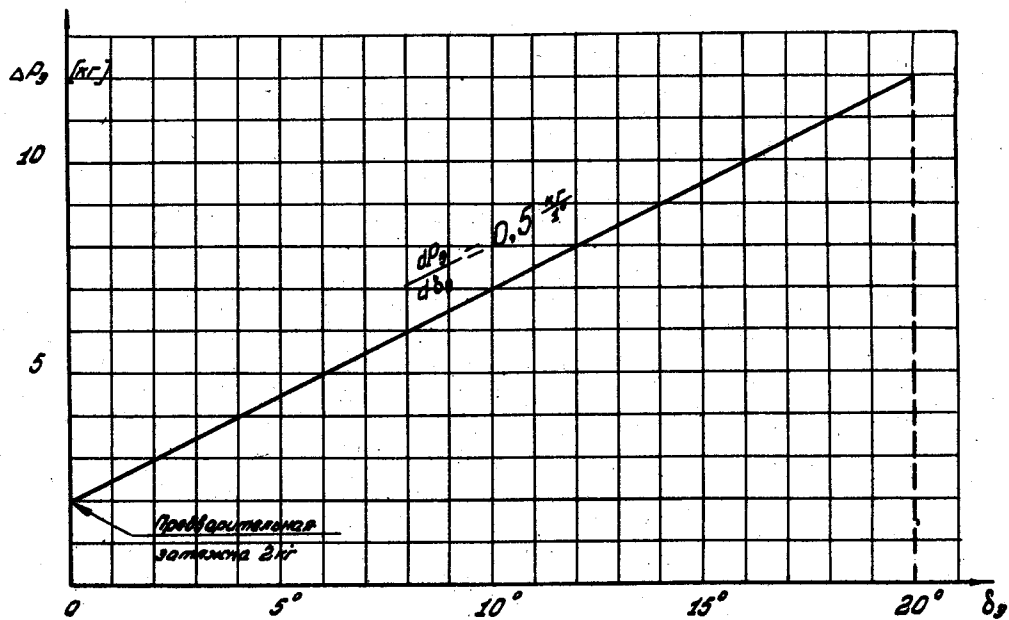


Abb.56 Zusätzliche Handkräfte durch den Querruderfederbelastung

Abb. 57 stellt die Wirkung der Querruderhandkräfte (Verhältnis der Handkraft zur erzeugten Winkelgeschwindigkeit) und Abb. 58 die Querruderwirksamkeit (Verhältnis der erzeugten Winkelgeschwindigkeit zum Ruderausschlag) über der Fluggeschwindigkeit dar.

An den inneren Ruderteilen sind die elektrisch betätigten Trimmruder angebracht, die dem Ausgleich asymmetrischer Belastung des Flugzeugs längs der y-Achse dienen (z. B. ungleiche Brennstoffmengen). Jedes dieser Ruder besitzt einen eigenen elektrischen Antrieb, der von einem zentralen Trimmshalter versorgt wird. Vor jedem Flug ist die Nullstellung beider Ruder einzeln zu überprüfen und erforderlichenfalls herzustellen. Zu diesem Zweck wurde ein zusätzlicher Schalter (in der Anlaßtafel) vorgesehen, mit dessen Hilfe das linke Trimmruder einzeln betätigt werden kann. Die elektrischen Querrudertrimmer haben einen maximalen Ausschlag von $3^{\circ} \pm 30'$ nach oben und unten.

Stabilität und Steuerbarkeit um die Hoch- und die Längsachse

Die Quer- und die Richtungsstabilität werden im allgemeinen zur sogenannten Seitenstabilität zusammengefaßt, da beide Größen in unmittelbarem Zusammenhang stehen. Es ist einleuchtend, daß jede Drehbewegung um die Hochachse von einer Rollbewegung überlagert wird, da die vorausseilende Flügelhälfte infolge ihrer größeren Relativgeschwindigkeit eine Auftriebserhöhung erfährt. Die Richtungsstabilität wird wesentlich von der sogenannten Windfahnenstabilität des Flugzeugs beeinflußt. Diese entsteht durch das seitliche Anblasen des Flugzeugs bei plötzlichen Richtungsänderungen, da die größere Seitenfläche des Flugzeugs hinter dem Schwerpunkt liegt (Seitenleitwerk). Die Windfahnenstabilität ist um so größer, je länger der Hebelarm des Seitenleitwerks und je größer seine Fläche ist. Bei Schulterdeckeranordnung der Tragfläche wird die Windfahnenstabilität geringer, bei Tiefdeckeranordnung größer.

Positive Pfeilung des Tragflügels bringt ebenfalls eine Erhöhung der Richtungsstabilität mit sich, da jede plötzliche Richtungsänderung mit einer großen Widerstandserhöhung an dem Flügel verbunden ist, der nach vorn gedreht wird und dessen Spannweite sich scheinbar vergrößert (siehe Abb. 59). Diese Richtungsstabilität ist an stark gepfeilten Flügeln wesentlich größer als notwendig und die Steuerbarkeit wird herabgesetzt.

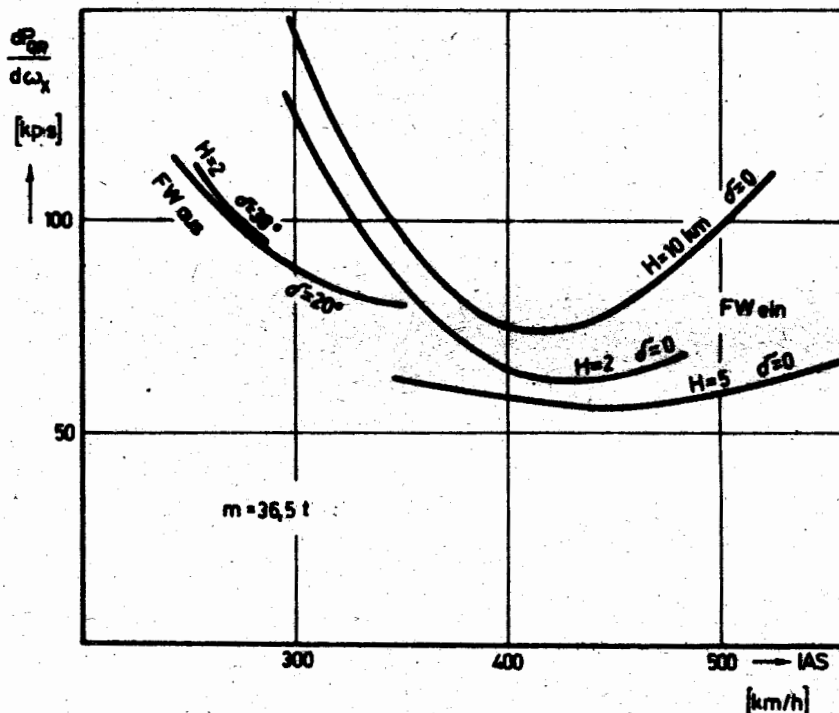


Abb. 57

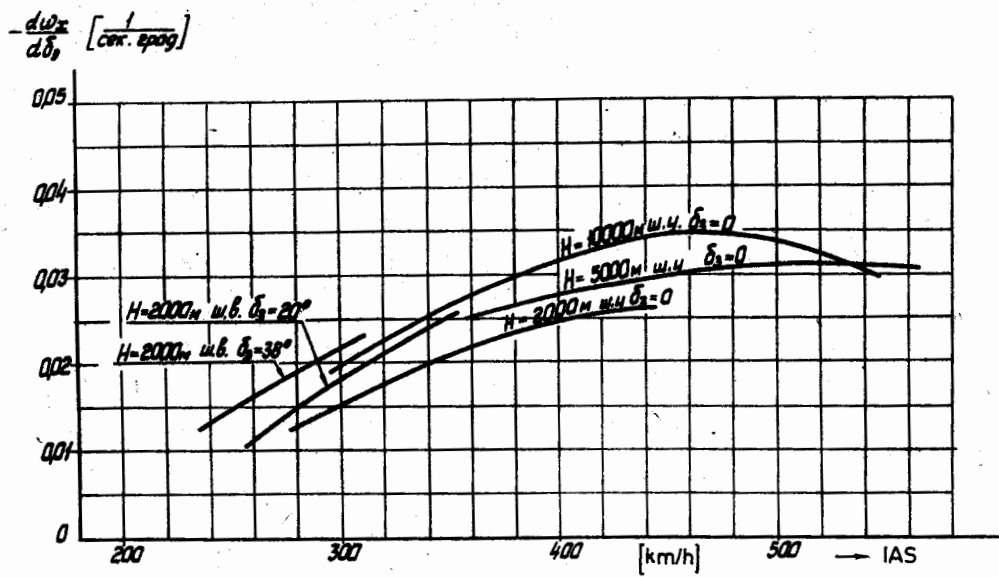


Abb.58 Winkelgeschwindigkeit um die Längsachse je Grad Querrüderausschlag

Auch die Querstabilität wächst mit der Pfeilung des Tragflügels. Mit Eintreten einer Querneigung beispielsweise als Folge äußerer Einflüsse stellt sich durch die Neigung der Luftkraftresultierenden ein Schieben des Flugzeugs ein. Dieses Schieben führt zu einer Schräganblasung des Flugzeugs und zu einer Veränderung der Anströmrichtung des Pfeilflügels. Auf der Seite, auf der sich der Flügel gesenkt hat, wird eine geringere effektive Pfeilung und damit eine Erhöhung des Auftriebsbeiwertes hervorgerufen (Abb. 60). Am anderen Flügel tritt die umgekehrte Erscheinung auf und das entstehende Rollmoment beseitigt die Querneigung. Damit verringert sich selbstverständlich die Quersteuerbarkeit eines Flugzeuges mit gepfeilten Flügeln, da auch beabsichtigte Querneigungen wieder beseitigt werden.

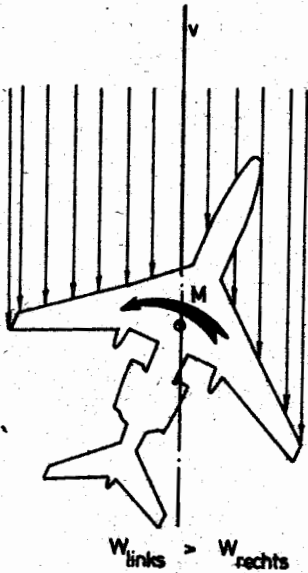


Abb. 59

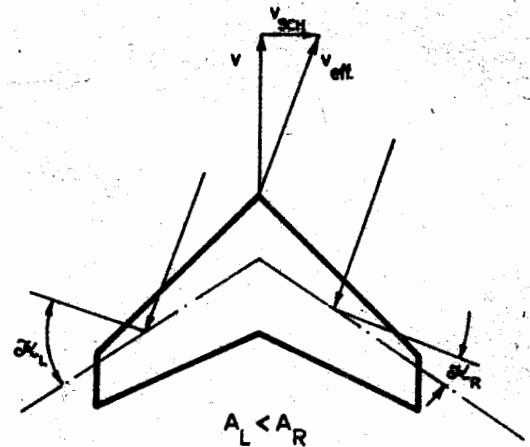
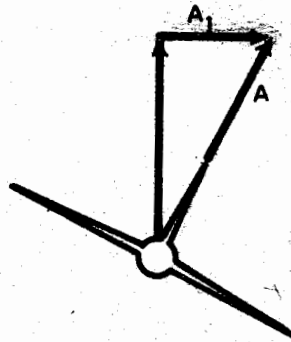


Abb. 60

Zur Erhöhung der Steuerbarkeit des Flugzeuges um die Längsachse wurde am Flugzeug TU-134 eine negative V-Form gewählt. Bekanntlich wird die Querstabilität bei positiver V-Form erhöht, da mit eintretender seitlicher Anblasung durch das Schieben infolge Querneigung, ein aufrichtendes Moment entsteht. An einem Flügel mit negativer V-Form dagegen tritt ein destabilisierendes Moment auf, das die nachteilige Wirkung der Flügelpfeilung auf die Steuerbarkeit zum Teil aufhebt.

Gierschwingungsdämpfer

Wie bereits beschrieben, besitzen stabile Flugzeuge rückführende Momente bei Drehungen des Flugzeugs um die Hochachse (Gierbewegungen). Die rückdrehenden Momente können aber so heftig werden, daß das Flugzeug über den ursprünglichen Kurs hinaus nach der anderen Seite gedreht wird. Damit gerät das Flugzeug in eine Gierschwingung, die außerdem von Rollbewegungen infolge der unterschiedlichen Relativgeschwindigkeiten der Flügelhälften begleitet ist. Diese Schwingungen treten bei jedem Flugzeug mehr oder minder ausgeprägt auf. Anfachend auf diese Schwingung wirken ein langer Rumpf vor dem Schwerpunkt (wie er für Hecktriebwerksflugzeuge charakteristisch ist) und gepfeilte Tragflügel, die besonders richtungsstabil sind. Dämpfend auf die Gierschwingungen wirken große Seitenleitwerksflächen an langen Hebelarmen.

Am Flugzeugmuster TU-134 traten gegenüber dem Muster TU-124 besonders im Stabilitätsverhalten starke Unterschiede auf. Die Rückverlagerung der Triebwerke brachte eine

ω_x - Längsachse
 ω_y - Hochachse (südw. Aerod.)
 ω_z - Hochachse (ob. Aerod.)

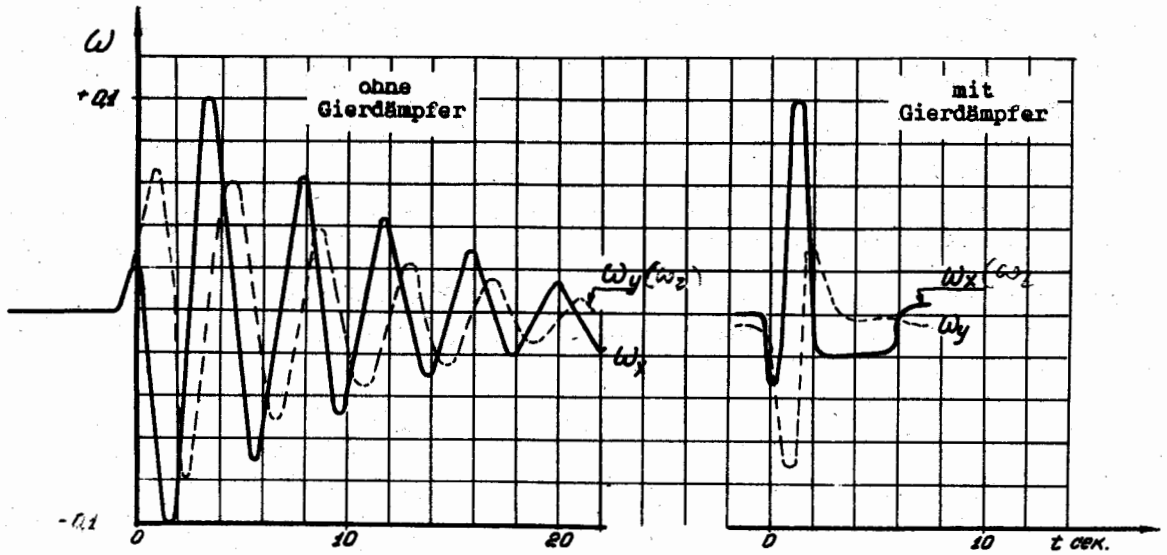


Abb.61 Wirkung des Gierschwingungsdämpfers

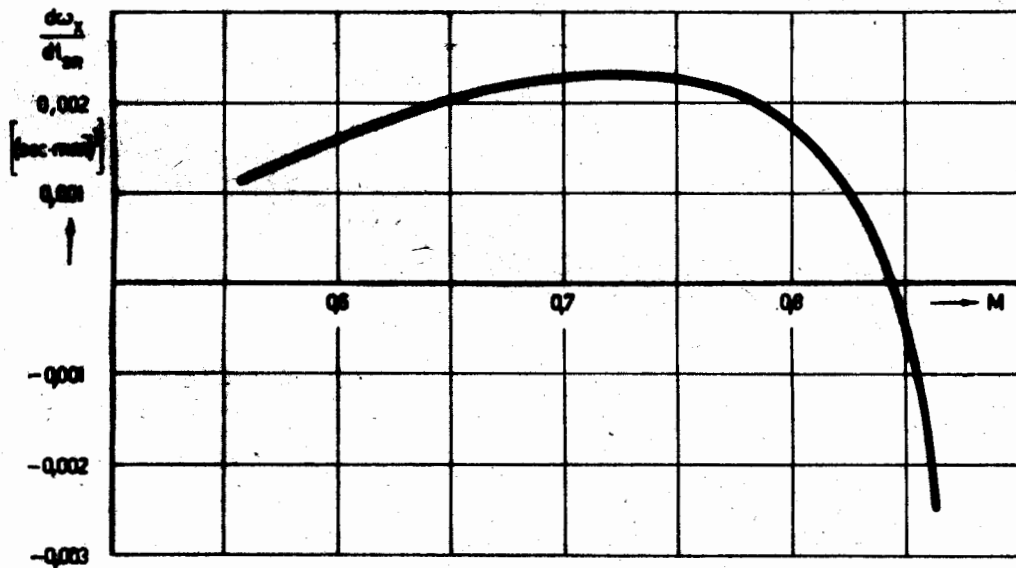


Abb.62

Verschiebung des Schwerpunktes nach hinten mit sich. Damit verkürzte sich der Hebelarm des Leitwerkes und die Leitwerksflächen mußten erheblich vergrößert werden. Der lange Rumpfbügel wirkte anfachend auf die Gierschwingungen, so daß auch das vergrößerte Seitenleitwerk zur Dämpfung nicht vollkommen ausreichte. Man sah deshalb den Einbau eines Gierschwingungsdämpfers vor. Diese Einrichtung ist in der Lage, mit Hilfe zweier Kreiselssysteme die Schwingungen des Flugzeugs um die Längs- und um die Hochachse festzustellen und mit der richtigen Phasenverschiebung Kommandos zu Seitenruderausschlägen zu erteilen, die dämpfend auf die Gierschwingung einwirken. Beide Kanäle des Dämpfers (ω_x und ω_z -Kanal) geben ihre Signale mit Hilfe der Aggregate PAV-108 an den Hydraulikverstärker des Seitenruders weiter, da mit Hilfe von Seitenruderausschlägen auch Rollbewegungen eingeleitet werden können (ursprünglich war vorgesehen, das Muster TU-134 auch mit Querruderboostern zu versehen - in diesem Falle wäre der elektrische Ausführungsmechanismus, der an den ω_x -Kanal angeschlossen ist, mit diesen Boostern zusammengeschaltet worden).

Bei hohen Geschwindigkeiten muß der ω_x -Kanal des Dämpfers abgeschaltet werden. Diese Abschaltung erfolgt automatisch mit Hilfe der Landeklappenstellung (Klappe wird nur unter 400 km/h benutzt). Für den Fall, daß die automatische Abschaltung dieses Kanals nicht erfolgt (Leuchtschrift im Blickfeld des Kommandanten verlischt nicht nach dem Einfahren der Landeklappen), darf die IAS von 400 km/h nicht überschritten werden.

Mit ausgefallenem Gierschwingungsdämpfer (ω_z -Kanal) darf die Geschwindigkeit den Wert von IAS = 550 km/h nicht überschreiten. Mit der Zuschaltung des Autopiloten wird der Gierschwingungsdämpfer automatisch abgeschaltet.

Abb. 61 zeigt die Schwingungen um die Hochachse und um die Längsachse bei natürlicher Dämpfung (ohne Gierschwingungsdämpfer) und bei künstlicher Dämpfung mit Hilfe von Seitenruderausschlägen des Gierschwingungsdämpfers JP-134M.

Negative Rollmomente des Seitenruders bei hohen Machzahlen

Mit jedem Seitenruderausschlag tritt eine Rollbewegung in gleicher Richtung auf, da infolge der Gierbewegung die eine Flügelhälfte eine Geschwindigkeitserhöhung und damit eine Auftriebssteigerung erfährt. Diese Erscheinung tritt bei niedrigen Machzahlen am Pfeilflügel verstärkt auf, da durch die Gierbewegung unterschiedliche effektive Pfeilungen erzeugt werden, die ein Anwachsen des Auftriebs an einem Flügel zur Folge haben.

Mit Erreichen höherer Machzahlen verlieren Flugzeuge mit gepfeilten Flügeln diese Eigenschaft und reagieren von einer bestimmten Machzahl an auf Seitenruderausschläge mit entgegengesetzten Rollmomenten. Abb. 62 stellt die Winkelgeschwindigkeit um die Längsachse ω_x je mm Seitenrudderpedalweg über der Machzahl für die Höhe 10 km am Flugzeugmuster TU-134 dar. Es ist zu erkennen, daß negative Rollmomente des Seitenruders bei Machzahlen $M > 0,845$ auftreten. Diese Erscheinung findet ihre Erklärung in der Eigenschaft des Pfeilflügels, die kritische Machzahl herabzusetzen.

Mit Einleiten einer Gierbewegung bei hohen Machzahlen wird die effektive Pfeilung am vorausliegenden Flügel herabgesetzt und infolge beginnender Wellenkrise werden die Auftriebskräfte an diesem Flügel geringer, während sich die Verhältnisse am anderen Flügel verbessern. Damit entsteht ein Rollmoment, das dem Seitenruderausschlag entgegengerichtet ist.

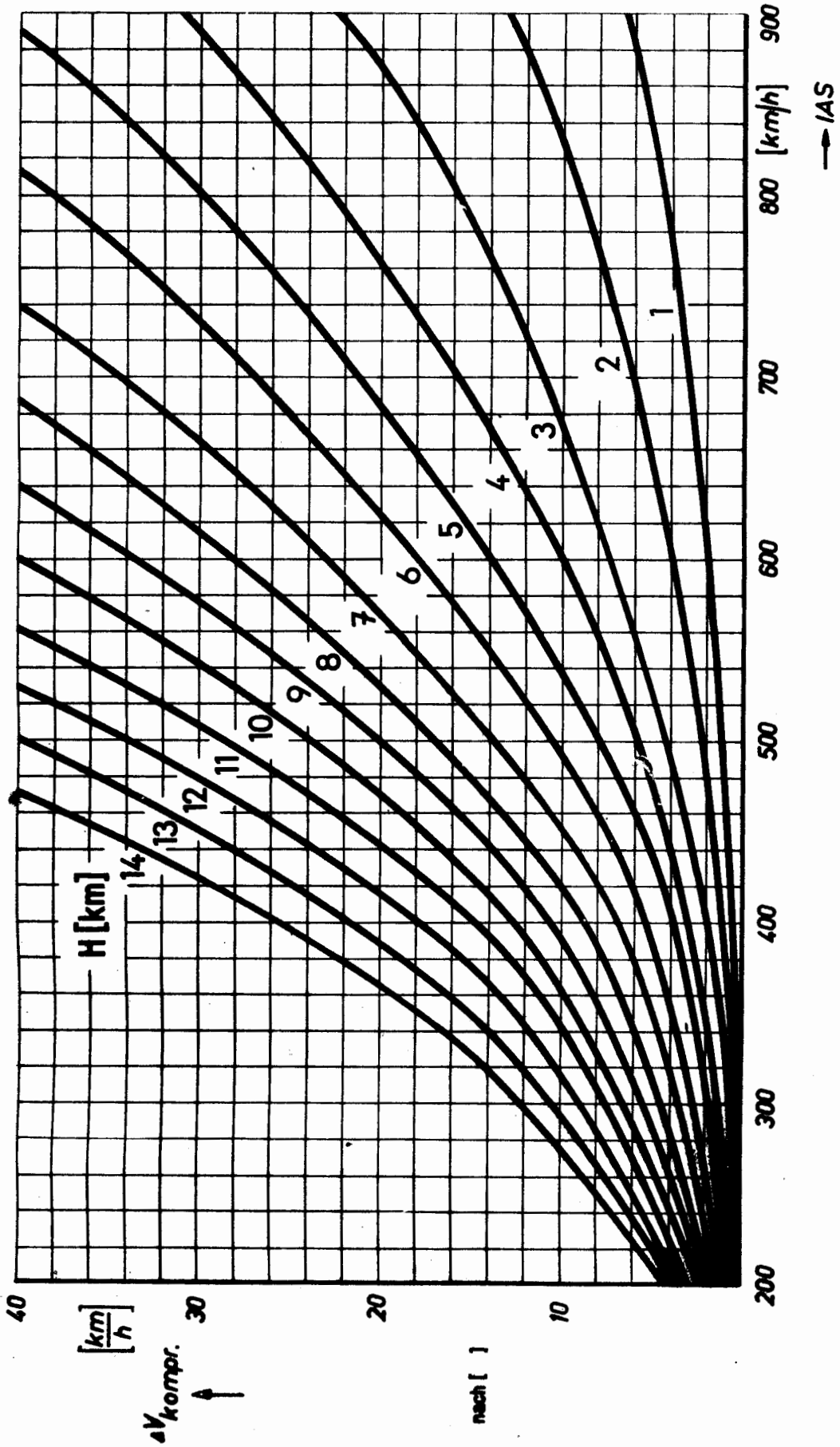


Abb.63

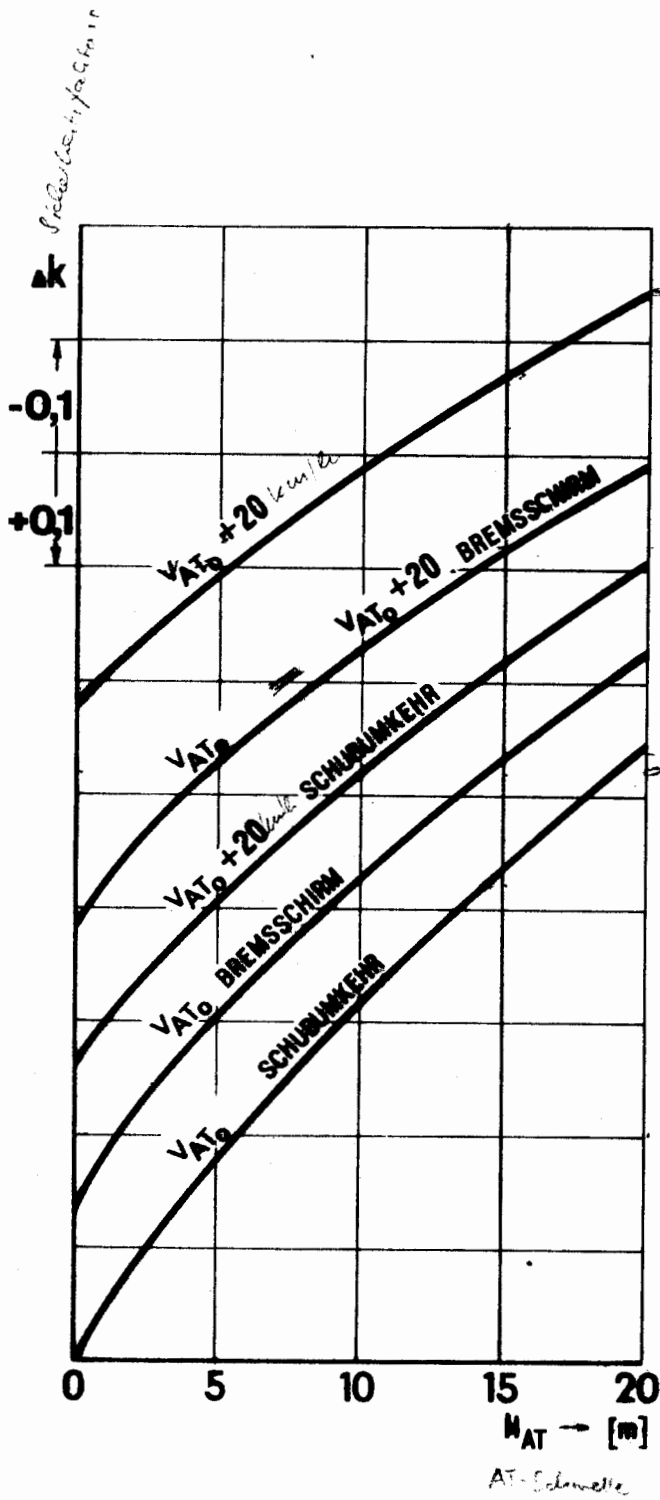


Abb. 64

Quellenverzeichnis:

- [1] F. DUBS: Aerodynamik der reinen Unterschallströmung
Verlag Birkhäuser - Basel/Stuttgart 1954
- [2] Der Luftnavigations-Rechenschieber LG 35.7380
Eine Anleitung zum Gebrauch des Rechenschiebers
- [3] G.S. ARONIN,
F.D. NADJOSHIN: Praktische Aerodynamik
Verlag des Ministeriums für Nationale Verteidigung 1960
- [4] H. FÖRSTER: Einheiten, Größen, Gleichungen und ihre praktische
Anwendung
VEB Fachbuchverlag Leipzig 1968
- [5] Theorie der Flugzeugtriebwerke
Deutscher Militärverlag 1961
- [6] T.I.LIGUM: Besonderheiten der Aerodynamik des Flugzeugs TU-134
Ministerium für Zivilluftfahrt der UdSSR, Moskau 1968(russ.)
- [7] Flugbetriebsanleitung zum Flugzeug TU-134 bzw. TU-134A
- [8] Prof. B. BAADE: Vorlesungen über Flugzeugbau an der TH Dresden
- [9] T.I.LIGUM: Aerodynamik und Dynamik des Fluges von strahlgetriebenen
Flugzeugen
Verlag "Transport" 1972 (russ.)
- [10] T.I.LIGUM Aerodynamik des Flugzeuges TU-134
S.I.JUROWSKI: Verlag "Transport" 1969 (russ.)
- [11] M.G.KOTIK: Flugerprobung von Flugzeugen
Verlag "Maschinenbau" 1968 (russ.)

Anhang

Abb. 63: Darstellung des Kompressibilitätsfehlers $\Delta v_{\text{kompr.}}$ in Abhängigkeit von IAS und Flughöhe (nach [2]).

Abb. 64: Darstellung des Einflusses der Geschwindigkeit V_{AT_0} und der Höhe H_{AT} über der Landebahnschwelle auf dem Sicherheitsfaktor k bei der Landung des Flugzeugs TU-134.

Berechnungsbeispiele:

- 1) Beim Überflug der Landebahnschwelle mit der vorgeschriebenen Geschwindigkeit V_{AT_0} in 15 m Höhe verringert sich der ermittelte Sicherheitsfaktor k um $\Delta k = 0,3$ wenn der Umkehrschub nicht benutzt wird.
- 2) Eine um 20 km/h erhöhte Geschwindigkeit V_{AT_0} verringert den Sicherheitsfaktor um ca. 0,2.

