Lehrstuhl und Institut für Flugzeugbau
der Technischen Hochschule Stuttgart

Diplomarbeit

az f ✓
bo 181267 S*

Bearbeiter
DÖRNER, Heiner

LEHRSTUHL UND INSTITUT FÜR FLUGZEUGBAU
DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE STUTTGART

7 STUTTGART 1 · SILBERBURGSTRASSE 90/III · TELEFON 29973319 UND 29973314

Diplomaufgabe

für Herrn Heiner Dörner
Heilbronn/N.
Rothenburger Strasse 16.

Für den europäischen Passagierverkehr soll aufgrund einer statistischen Verkehrsanalyse ein Verkehrsflugzeug entworfen werden, bei dem die direkten Betriebskosten einen optimalen Wert erreichen.

Dazu ist zunächst der einleitende Teil der Studienarbeit IFB-Nr. 31, der die Untersuchungen über das Passagieraufkommen auf den verschiedenen europäischen Flugstrecken enthält, bis auf den derzeitigen Zeitpunkt zu erneuern.

Mit einer Prognose aus dieser Statistik und einer Analyse des Luftverkehrsnetzes in Europa sollen Nutzlast-Reichweiten-Diagramme entworfen werden, die zur Projektierung des Flugzeuges dienen können.

Die so gewonnenen Daten genügen als Eingabe für das Entwurfsprogramm von Herrn Seidel. Dieses soll dann so erweitert werden, dass die Variation des Tragflügelprofils als Entwurfsparameter möglich ist.

Der nächste Schritt soll die Aufstellung eines Rechenprogrammes für alle möglichen Reiseflugprogramme sein. Dazu liegen bereits verschiedene Einzelprogramme von Herrn Schmitt vor.

Mit Hilfe der beiden erarbeiteten Rechenprogramme und einer einfachen Kostengleichung

$$\text{z.B.} \quad \text{direkte Kosten} = K_1 \cdot G_{Start} / (v_{Reise} \cdot G_{Nutz}) + K_2 \cdot \frac{G_{Treibstoff}}{G_{Nutz} \cdot R}$$

soll dann eine Optimierung nach den geringsten Betriebskosten vorgenommen werden.

Aufgabe ausgegeben am: 21. JUNI 1967
Besprechungen zur Arbeit am: 10. 11. 67

Arbeit abgegeben am: 18. DEZ. 1967
Note festgelegt am:

U. Hütter

INHALT.

1. Vorbetrachtung

2. Untersuchung der wichtigsten, europäischen Fluggesellschaften hinsichtlich ihrer Streckennetze

3. Geographische Betrachtung

4. Untersuchung der wichtigsten, europäischen Fluggesellschaften hinsichtlich ihres Passagieraufkommens.

5. Untersuchung des Passagieraufkommens auf einzelnen Flugstrecken.

6. Festlegung der Reichweite und der Nutzlast eines europäischen Airbusses

7. Antriebsprobleme

8. Zusammenstellung der bekannt gewordenen Airbusprojekte

Teil A

1. Vorbetrachtung.

Die hohe jährliche Zuwachsrate im planmäßigen Luftverkehr läßt keinen Zweifel an der Entwicklung des Luftverkehrs zum Massenverkehr. Die jährliche Zunahme im Passagieraufkommen der IATA-Fluggesellschaften (International Air Transport Association) ergab sich in den letzten Jahren zu mehr als 16 %.
Verkehrswissenschaftliche Vorhersagen nach Statistiken ergeben für die Zukunft das in Diagramm 1 dargestellte Bild. 1978 werden

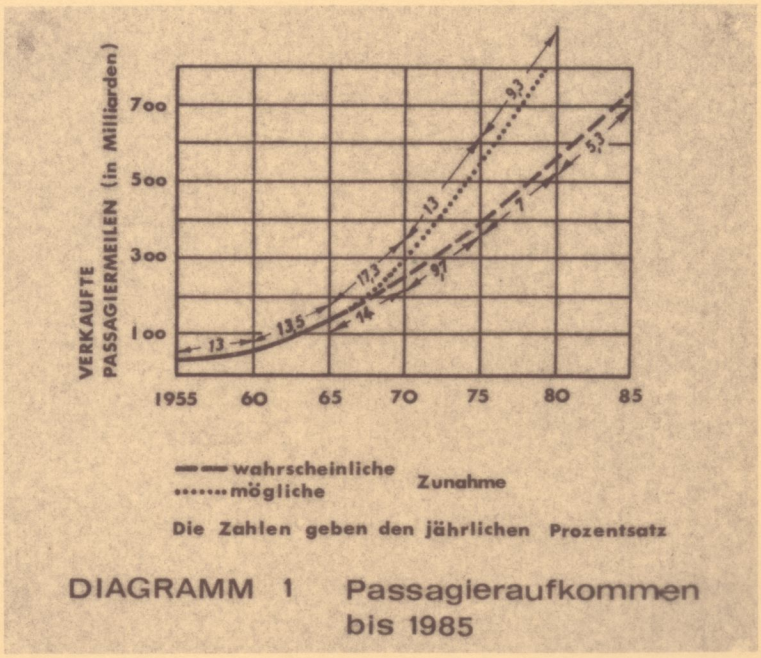


DIAGRAMM 1 Passagieraufkommen bis 1985

demnach drei bis viermal soviel Passagiere befördert werden müssen als im Jahre 1964. Das bedeutet, daß spätestens im Jahre 1972 die im europäischen Kurz- und Mittelstreckenverkehr eingesetzten Flugzeuge das Passagieraufkommen nicht mehr bewältigen werden.
Von diesen Überlegungen lassen sich die europäischen Flugzeugfirmen bei dem Entwurf von Nachfolgemustern für die heutigen Einsatzflugzeuge leiten. Es sollen Flugzeuge hoher Kapazität für Kurz- und Mittelstrecken sein, die den Erfordernissen des Massenverkehrs angepasst sind - sogenannte AIRBUSSE.
Um die benötigten Leistungsdaten eines AIRBUSSES zu bestimmen, ist es notwendig, die Wünsche und Forderungen der potentiellen Käufer solcher Fluggeräte zu kennen. Da in der nächsten Dekade trotz den europäischen Einigungsbestrebungen immer noch die einzelnen Luftfahrtgesellschaften diese Käufer darstellen werden, ist es am Zweckmäßigsten zunächst die ~~Entwicklung~~ Streckennetze dieser Gesell-

schaften näher zu untersuchen.
Aus Betrachtungen über das Passagieraufkommen und über das europäische Streckennetz dieser Gesellschaften, sowie über die geographischen Verhältnisse allgemein, lassen sich die Hauptauslegungsdaten eines AIRBUSSES, nämlich Passagierzahl, d.h. Nutzlast, und Reichweite angeben.

2. Untersuchung der wichtigsten, europäischen Fluggesellschaften hinsichtlich ihrer Streckennetze.

Nachdem die wichtigsten Fluggesellschaften auf ein Anschreiben sehr verschieden reagierten, wurde trotzdem der Versuch unternommen das zur Verfügung gestellte Zahlenmaterial auszuwerten. Auch der Versuch, Unterlagen vom Statistischen Bundesamt in Wiesbaden und vom Deutschen Institut für Luftverkehrsstatistik in Frankfurt zu erhalten, scheiterte daran, daß das Material entweder nur das gesamte Verkehrsaufkommen unaufgeschlüsselt enthielt oder nur an den Instituten selbst zur Verfügung gestellt werden konnte.
Folgende Fluggesellschaften waren mit brauchbaren Unterlagen behilflich:

Air France
Alitalia
Austrian Airlines
British European Airways
Königlich Niederländische Luftfahrtgesellschaft
Lufthansa
Skandinavian Airlines System
Swissair

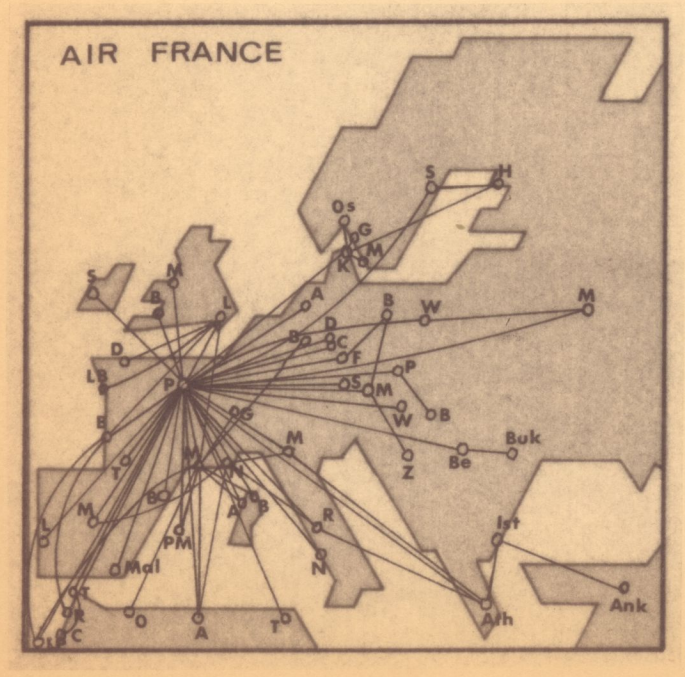
Zunächst wurde für die einzelnen Fluggesellschaften mit Hilfe der Flugpläne und des monatlich für alle Gesellschaften erscheinenden ABC World Airways Guide ein Häufigkeitsdiagramm für das jeweils beflogene, europäische Streckennetz erstellt. In dieses Diagramm wurde noch die Summenkurve eingezeichnet. An Hand dieser Kurve kann für jede Entfernung der prozentuale Anteil am gesamten Streckennetz, der bis dorthin erreicht wird, abgelesen werden.
Die Entfernungsangaben zwischen den einzelnen Städten sind für die erste Zahl in stat. miles, für die Zahl in der Klammer in km gegeben.

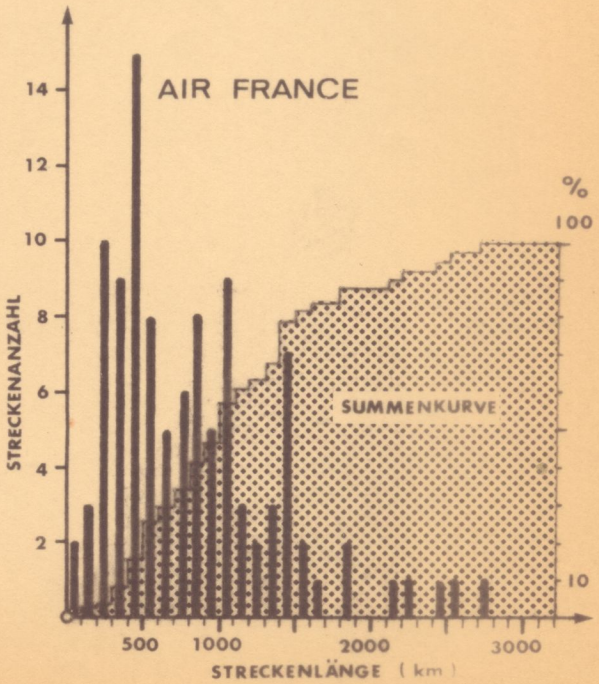
Zur besseren Übersicht wurden die einzelnen Flugnetze noch in eine stilisierte Europakarte eingetragen.

Streckennetz der AIR FRANCE:

Bordeaux	-	Las Palmas	1419	(2285)			
	-	London	449	(723)			
	-	Rabat	811	(1305)			
Dinard	-	London	205	(330)			
La Baule	-	London	288	(464)			
Lille	-	London	158	(255)			
Lyon	-	Algier	630	(1014)			
	-	Constantine	658	(1059)			
	-	Frankfurt	343	(552)			
	-	London	456	(734)			
	-	Marseille	159	(256)			
Marseille	-	Ajaccio	211	(340)			
	-	Algier	478	(770)			
	-	Annabe	477	(768)			
	-	Bastia	225	(362)			
	-	Calvi	192	(309)			
	-	Casablanca	973	(1566)			
	-	Constantine	500	(805)			
	-	Las Palmas	1568	(2523)			
	-	London	607	(977)			
	-	Lyon	159	(256)			
	-	Oran	624	(1004)			
	-	Oujda	709	(1140)	- Casablanca	345	(555)
	-	Palma Mallorca	298	(480)			
	-	Rabat	914	(1471)	- Casablanca	62	(100)
	-	Tunis	102	(165)			
Nizza	-	Ajaccio	145	(234)			
	-	Algier	526	(847)			
	-	Bastia	138	(222)			
	-	Brüssel	517	(832)			
	-	Calvi	112	(181)			
	-	Genf	186	(300)			
	-	London	634	(1021)			
	-	Luxemburg	511	(823)			
	-	Madrid	595	(958)			
	-	Mailand	157	(253)	- Athen	923	(1486)
	-	Marseille	102	(165)			
	-	Rom	294	(473)	- Athen	657	(1058)
	-	Straßburg	338	(554)			
	-	Tunis	497	(800)			
Paris	-	Ajaccio	571	(919)			
	-	Algier	841	(1354)			
	-	Amsterdam	261	(420)			
	-	Athen	1345	(2165)	- Istanbul	345	(556)
	-	Barcelona	522	(840)	Ankara	227	(366)
	-	Bastia	553	(890)			
	-	Belgrad	892	(1436)	- Bukarest	397	(639)
	-	Bordeaux	315	(507)			
	-	Bristol	287	(462)			

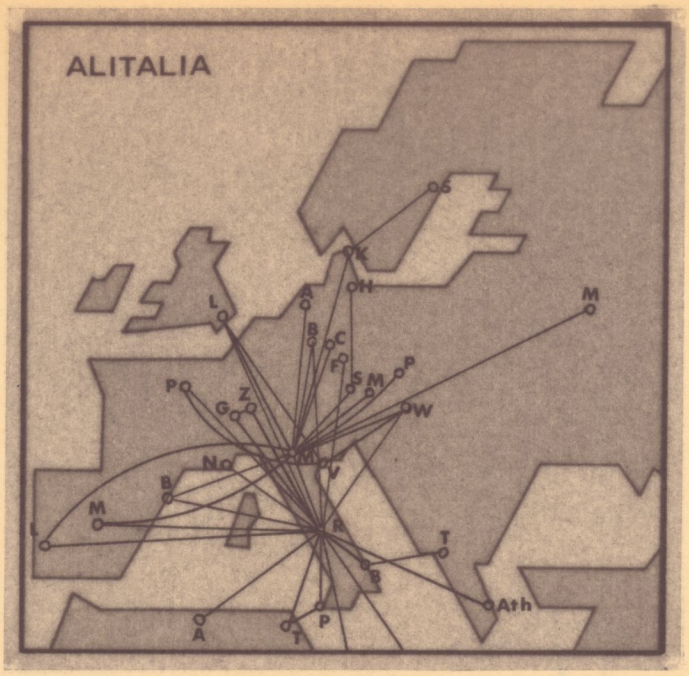
Paris	-	Casablanca	1177	(1894)			
	-	Düsseldorf	257	(414)	München	310	(499)
	-	Frankfurt	289	(465)	- Berlin	269	(433)
	-	Kopenhagen	637	(1025)	- Göteborg	149	(240)
	-	"	"		- Helsinki	555	(893)
	-	"	"		- Malmö	17	(28)
	-	"	"		- Oslo	314	(506)
	-	Köln/Bonn	253	(407)			
	-	Las Palmas	1728	(2781)			
	-	Lissabon	902	(1452)			
	-	London	209	(337)			
	-	Lourdes	409	(658)			
	-	Luxemburg	180	(290)			
	-	Lyon	247	(398)			
	-	Madrid	649	(1045)			
	-	Mailand	385	(620)	- Athen	923	(1486)
	-	Malaga	911	(1466)			
	-	Manchester	372	(599)			
	-	Marseille	398	(641)			
	-	Moskau	1533	(2467)			
	-	München	429	(691)	- Zagreb	265	(427)
	-	Neapel	800	(1288)			
	-	Palma Mallorca	643	(1035)			
	-	Prag	540	(869)	- Budapest	292	(470)
	-	Rabat	1126	(1812)			
	-	Rom	688	(1107)			
	-	Shannon	561	(903)			
	-	Stockholm	969	(1560)	- Helsinki	251	(404)
	-	Stuttgart	310	(499)			
	-	Tanger	1001	(1611)	- Marrakesch	310	(499)
	-	Toulouse	365	(588)			
	-	Tunis	918	(1477)			
	-	Warschau	845	(1360)	- Moskau	709	(1141)
	-	Wien	649	(1045)			
Toulouse	-	Algier	489	(787)			
	-	Bordeaux	133	(214)			
	-	Oran	564	(908)			
	-	Rabat	793	(1276)			

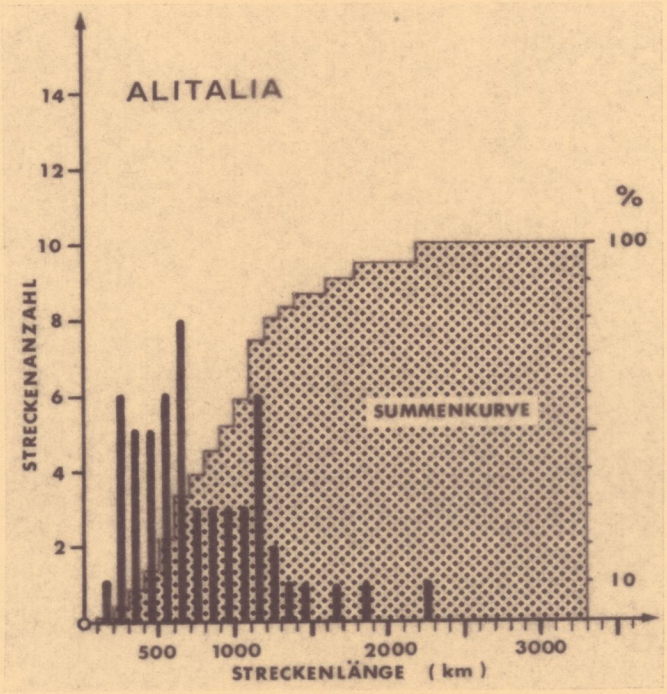




Streckennetz der ALITALIA:

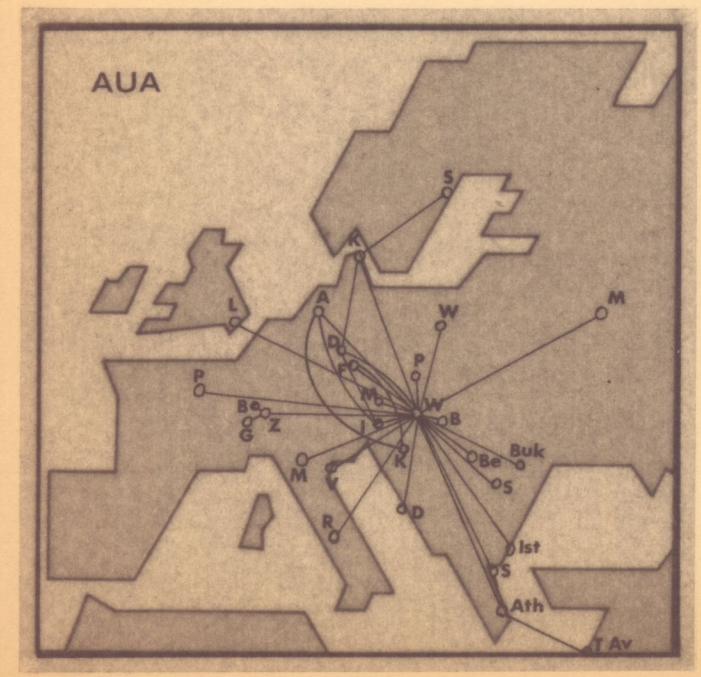
Genua	-	London	637	(1025)			
	-	Nizza	236	(380)			
	-	Venedig	187	(301)			
Mailand	-	Amsterdam	505	(813)			
	-	Barcelona	454	(731)			
	-	Brüssel	425	(684)			
	-	Düsseldorf	412	(663)			
	-	Frankfurt	311	(501)			
	-	Kopenhagen	715	(1151)	- Stockholm	232	(535)
	-	Lissabon	1037	(1669)			
	-	London	584	(940)			
	-	Madrid	724	(1165)			
	-	Moskau	1419	(2284)			
	-	München	221	(356)			
	-	Nizza	157	(253)			
	-	Paris	385	(620)			
	-	Prag	399	(642)			
	-	Stuttgart	218	(351)	- Hamburg	344	(554)
	-	Venedig	162	(261)			
	-	Wien	399	(642)			
	-	Zürich	135	(218)			
Neapel	-	Mailand	418	(673)			
	-	Pisa	278	(448)	- London	726	(1169)
Rimini	-	London	784	(1262)			
Rom	-	Algier	605	(974)			
	-	Athen	657	(1058)			
	-	Barcelona	536	(863)			
	-	Bari	232	(374)	- Tirana	157	(253)
	-	Bengasi	799	(1286)			
	-	Brüssel	734	(1181)			
	-	Catania	331	(533)	- Malta	116	(187)
	-	Frankfurt	598	(963)			
	-	Genf	439	(707)	- Zürich	144	(232)
	-	Lissabon	1152	(1854)			
	-	London	891	(1434)			
	-	Madrid	836	(1346)			
	-	Mailand	310	(499)			
	-	Malta	426	(686)			
	-	Nizza	294	(473)			
	-	Palermo	253	(407)	- Tunis	182	(293)
	-	Paris	688	(1107)			
	-	Tunis	362	(583)			
	-	Tripolis	632	(1017)			
	-	Wien	482	(776)			
	-	Zürich	435	(700)			
Turin	-	Paris	353	(568)			
Venedig	-	London	705	(1135)			
	-	Paris	521	(839)			
	-	Wien	270	(435)			

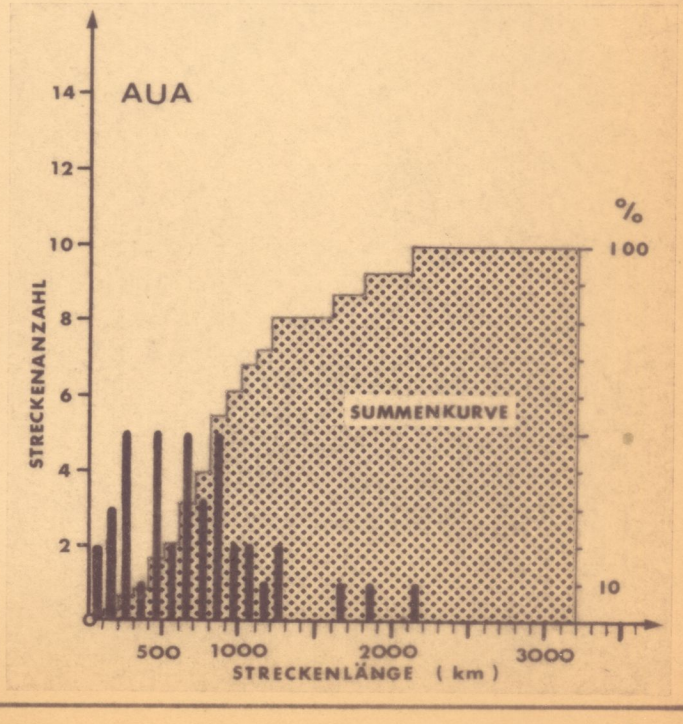

ALITALIA
S
K
H
A
L
B
C
F
S
M
P
M
P
Z
G
W
N
M
V
B
M
L
R
T
B
Ath
A
T
P


ALITALIA
14
12
10
8
6
4
2
STRECKENANZAHL
%
100
10
SUMMENKURVE
500
1000
2000
3000
STRECKENLÄNGE (km)

Streckennetz der AUA:

Graz	-	Klagenfurt	58	(94)			
	-	Linz	104	(168)	- Frankfurt	283	(456)
Innsbruck	-	Amsterdam	507	(816)			
	-	Düsseldorf	409	(658)			
Klagenfurt	-	Frankfurt	537	(864)			
	-	Salzburg	102	(165)	- Amsterdam	480	(773)
Salzburg	-	Frankfurt	254	(409)			
	-	London	644	(1037)			
Wien	-	Amsterdam	595	(958)			
	-	Athen	1139	(1833)	- Tel Aviv	752	(1210)
	-	Belgrad	290	(467)			
	-	Budapest	134	(216)			
	-	Bukarest	519	(835)			
	-	Dubrovnic	416	(670)			
	-	Düsseldorf	489	(787)	- Kopenhagen	716	(1152)
	-	Frankfurt	385	(620)			
	-	Graz	94	(152)			
	-	Innsbruck	250	(403)			
	-	Istanbul	1334	(2147)			
	-	Klagenfurt	146	(235)			
	-	Kopenhagen	545	(877)	- Stockholm	232	(535)
	-	London	784	(1262)			
	-	Mailand	399	(642)			
	-	Moskau	1051	(1691)			
	-	München	224	(361)			
	-	Paris	649	(1045)			
	-	Prag	172	(277)			
	-	Rom	482	(776)			
	-	Saloniki	614	(988)			
	-	Salzburg	166	(267)			
	-	Sofia	504	(811)			
	-	Venedig	270	(435)			
	-	Warschau	342	(551)			
	-	Zürich	375	(604)	- Basel	49	(79)
	-	"		"	- Genf	144	(232)

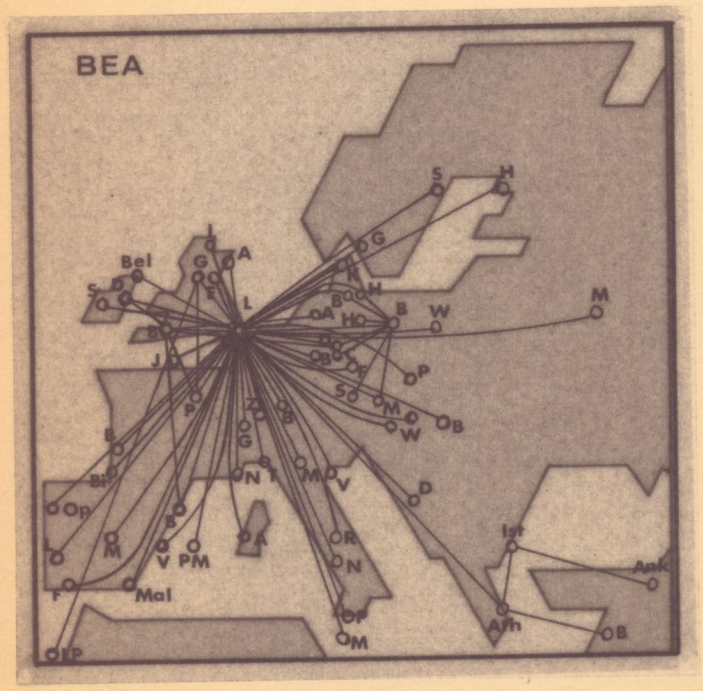


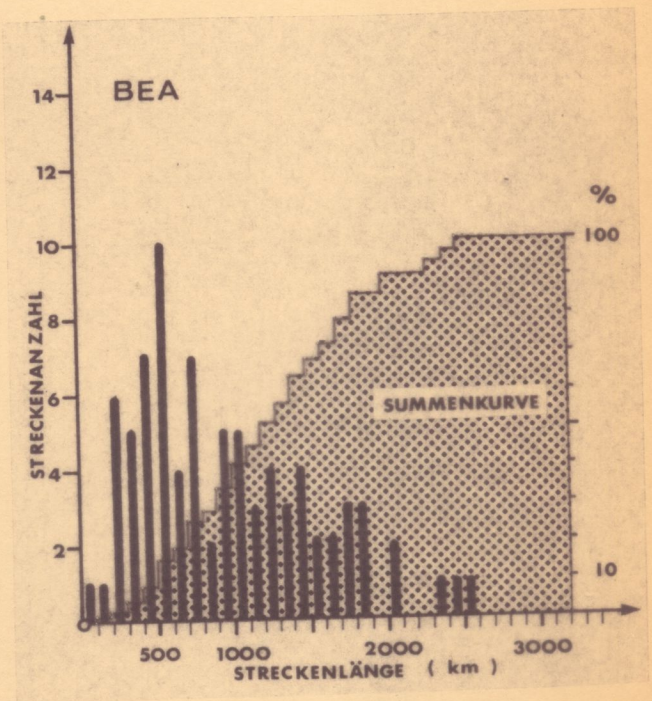


Streckennetz der BEA:

Berlin	-	Bremen	212	(342)			
		Düsseldorf	296	(477)			
	-	Hamburg	163	(263)			
	-	Hannover	157	(253)			
	-	Köln/Bonn	291	(469)			
	-	München	310	(499)			
	-	Stuttgart	320	(515)			
Birmingham	-	Amsterdam	329	(530)			
	-	Barcelona	801	(1289)			
	-	Dublin	200	(322)			
	-	Düsseldorf	372	(599)			
	-	London	100	(161)			
	-	Paris	309	(498)			
Glasgow	-	London	384	(560)			
	-	Palma Mallorca	1167	(1878)			
	-	Paris	556	(895)			
London	-	Aberdeen	415	(668)			
	-	Alghero	900	(1449)	Ankara	227	(366)
	-	Athen	1548	(2491)	- Tel Aviv	752	(1210)
	-	"	"		- Istanbul	345	(556)
	-	Barcelona	701	(1128)			
	-	Basel	436	(702)			
	-	Belfast	338	(544)			
	-	Berlin	591	(951)			
	-	Biarritz	723	(1164)			
	-	Bordeaux	449	(723)			
	-	Brüssel	211	(340)			
	-	Budapest	1303	(2097)			
	-	Dublin	290	(467)			
	-	Dubrovnic	1067	(1717)			
	-	Düsseldorf	306	(493)			
	-	Edinburgh	344	(554)			
	-	Faro	1058	(1703)			
	-	Frankfurt	400	(644)			
	-	Genf	457	(736)			
	-	Göteborg	656	(1056)			
	-	Hamburg	463	(745)			
	-	Hannover	456	(734)			
	-	Helsinki	1152	(1854)			
	-	Inverness	476	(766)			
	-	Jersey	168	(271)			
	-	Kopenhagen	610	(982)			
	-	Lissabon	966	(1555)			
	-	Madrid	765	(1231)	- Gibraltar	314	(506)
	-	Mailand	584	(940)			
	-	Malaga	1033	(1662)			
	-	Malta	1295	(2084)			
	-	Moskau	1557	(2506)			
	-	München	580	(934)	- Klagenfurt	162	(261)
	-	Neapel	1002	(1613)			
	-	Nizza	634	(1021)			
	-	Oporto	1138	(1831)			
	-	Palermo	1118	(1799)			
	-	Palma Mallorca	826	(1329)			
	-	Paris	209	(337)			
	-	Prag	644	(1037)			

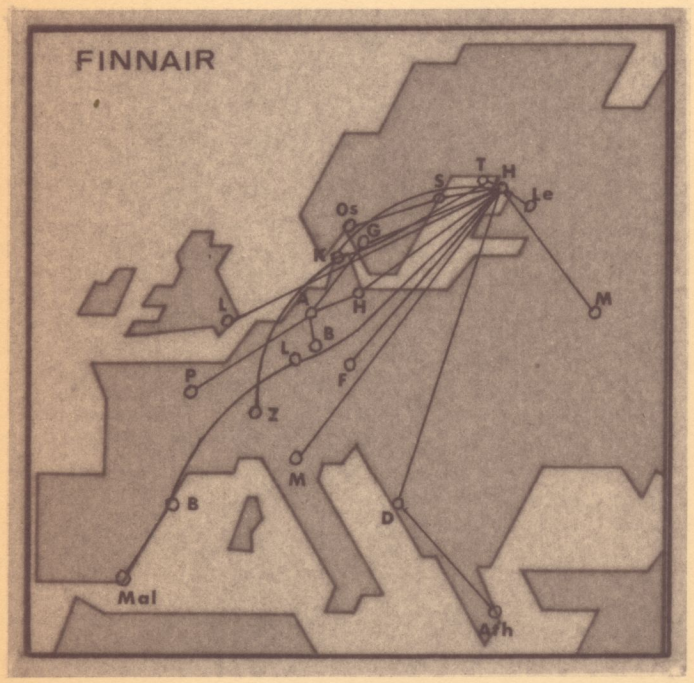
London	-	Rom	891	(1434)	- Athen	657 (1058)
	-	Salzburg	644	(1037)		
	-	Shannon	378	(609)		
	-	Stockholm	908	(1461)		
	-	Turin	559	(900)		
	-	Valencia	817	(1315)		
	-	Venedig	705	(1135)		
	-	Warschau	910	(1465)		
	-	Wien	784	(1262)		
	-	Zürich	480	(773)		
Manchester	-	Amsterdam	304	(490)		
	-	Barcelona	865	(1392)		
	-	Brüssel	333	(536)		
	-	Dublin	164	(264)		
	-	Düsseldorf	408	(657)		
	-	Kopenhagen	618	(995)		
	-	London	164	(264)		
	-	Malta	1459	(2348)		
	-	Palma Mallorca	983	(1582)		
	-	Paris	372	(599)		
	-	Zürich	627	(1009)		

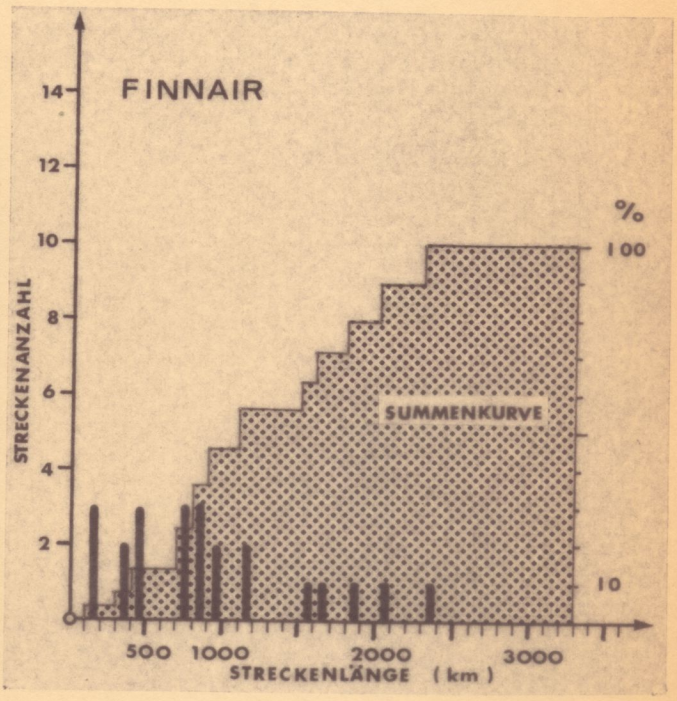




Streckennetz der FINNAIR:

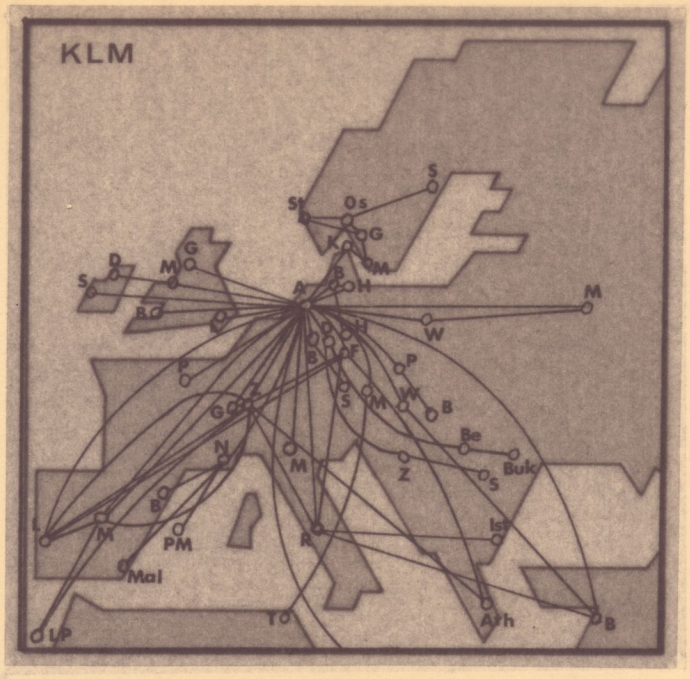
Helsinki	-	Dubrovnic	1467	(2361)	- Athen	696	(1120)
	-	Frankfurt	956	(1539)			
	-	Göteborg	502	(808)	- Amsterdam	465	(749)
	-	Hamburg	726	(1169)			
	-	Kopenhagen	555	(893)			
	-	Leningrad	188	(303)			
	-	London	1152	(1854)			
	-	Luxemburg	1024	(1677)	- Barcelona	609	(980)
	-	Mailand	1267	(2039)			
	-	Moskau	550	(885)			
	-	Stockholm	251	(404)	- Oslo	249	(401)
	-	Turku	94	(152)	- Kopenhagen	487,	(784)
	-	"		"	Zürich	591	(951)
					- Mariehamn	86	(139)
Paris	-	Amsterdam	261	(420)	- Hamburg		

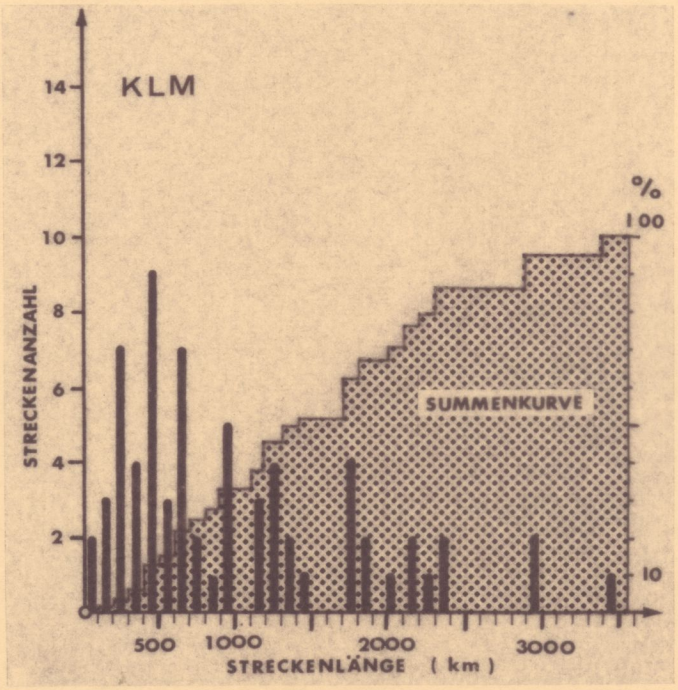




Streckennetz der KLM:

Amsterdam	-	Athen	1466	(2359)	- Beirut	716	(1152)
	-	Beirut	2178	(3505)			
	-	Birmingham	276	(444)			
	-	Bremen	176	(284)	- Hamburg	64	(103)
	-	"		"	- Hannover	56	(91)
	-	Brüssel	98	(158)	- Stuttgart	261	(420)
	-	Düsseldorf	110	(177)	- Belgrad	767	(1235)
	-	"		"	- München	310	(499)
	-	"		"	- Zagreb	575	(926)
	-	Frankfurt	228	(367)	- Athen	1255	(2020)
	-	"		"	- Lissabon	1165	(1875)
	-	"		"	- Rom	598	(963)
	-	"		"	- Zürich	178	(287)
	-	Genf	424	(683)			
	-	Glasgow	443	(713)			
	-	Hamburg	236	(380)			
	-	Kopenhagen	393	(633)	- Malmö 17 (28) - Göteborg 154 (248) - Oslo 166 (267) - Stockholm 249 (401) - Stavanger 367 (591) - Oslo - Stockholm		
	-	Kristiansand	428	(689)	- Oslo	161	(259)
	-	London	229	(369)			
	-	Madrid	909	(1463)	- Las Palmas	1097	(1765)
	-	Mailand	505	(813)			
	-	Manchester	304	(490)	- Dublin	164	(264)
	-	Moskau	1330	(2140)			
	-	München	420	(676)	- Tunis	802	(1291)
	-	Nizza	610	(982)	- Barcelona	309	(498)
	-	"		"	- Malaga	785	(1263)
	-	"		"	- PalmaMallorca	367	(591)
	-	Paris	261	(420)			
	-	Prag	438	(705)	- Budapest	292	(470)
	-	Rom	809	(1302)	- Beirut	1369	(2203)
	-	"		"	- Istanbul	852	(1371)
	-	Shannon	590	(950)			
	-	Tripolis	1433	(2306)	- Bengasi	418	(673)
	-	Tunis	1101	(1772)			
	-	Warschau	684	(1101)	- Moskau	709	(1141)
	-	Wien	595	(958)	- Athen	1139	(1833)
	-	"		"	- Beirut	1864	(3000)
	-	"		"	- Istanbul	1334	(2147)
	-	Zürich	375	(604)	- Athen	1092	(1757)
	-	"			- Genf	144	(232)
	-	"			- Las Palmas	1868	(3006)
	-	"			- Lissabon	1072	(1725)
	-	"			- Madrid	771	(1241)
	-	"			- Rom	435	(700)
					Lissabon	319	(514)

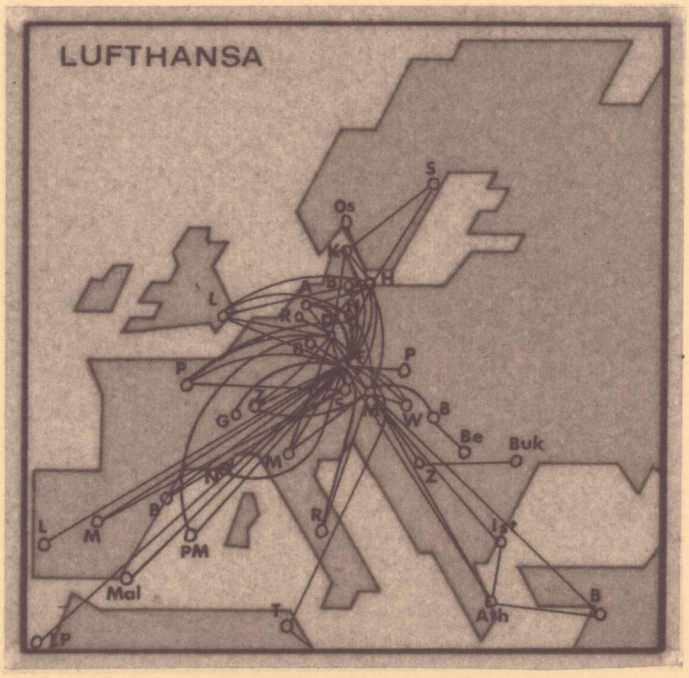

KLM
S
St
Os
G
K
M
D
M
G
S
B
A
H
M
W
P
P
G
S
M
W
B
Be
Buk
N
M
Z
S
B
L
M
PM
R
Ist
Mal
T
Ath
B
LP

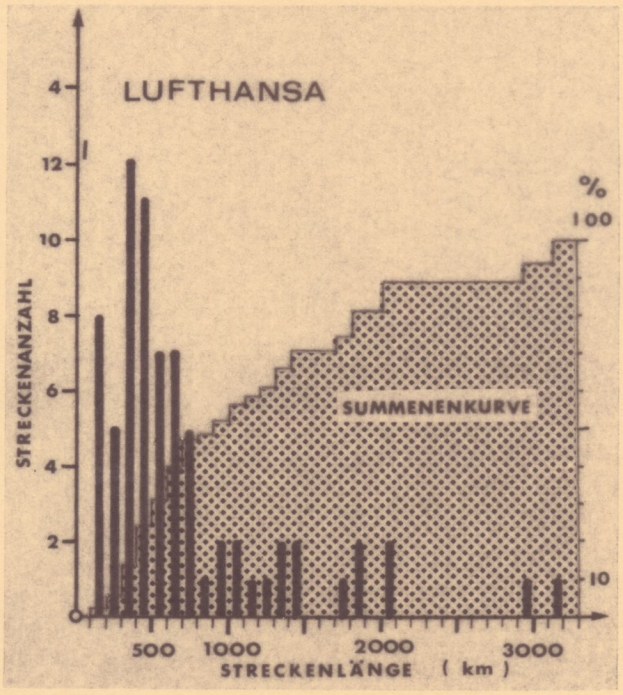

KLM
14
12
10
8
6
4
2
STRECKENANZAHL
%
100
10
SUMMENKURVE
500
1000
2000
3000
STRECKENLÄNGE (km)

Streckennetz der LUFTHANSA:

Düsseldorf	-	Amsterdam	110	(177)			
	-	Kopenhagen	385	(620)			
	-	London	306	(493)			
	-	Mailand	411	(662)			
	-	Rotterdam	110	(177)			
	-	Stuttgart	210	(338)	- Barcelona	623	(1003)
	-	"	"		- Madrid	846	(1362)
	-	Wien	489	(787)			
Frankfurt	-	Amsterdam	228	(367)			
	-	Athen	1255	(2020)			
	-	Barcelona	679	(1093)			
	-	Bremen	209	(337)			
	-	Brüssel	190	(306)			
	-	Düsseldorf	118	(190)			
	-	Genf	287	(462)			
	-	Hamburg	257	(414)	- Kopenhagen		
	-	Hannover	175	(282)			
	-	Kopenhagen	422	(679)	- Stockholm	232	(535)
	-	Köln/Bonn	86	(139)			
	-	Las Palmas	1981	(3188)			
	-	Lissabon	1165	(1875)			
	-	London	400	(644)			
	-	Madrid	884	(1423)			
	-	Mailand	311	(501)			
	-	Malaga	1152	(1854)			
	-	München	193	(311)			
	-	Nizza	445	(716)			
	-	Nürnberg	118	(190)			
	-	Palma Mallorca	779	(1254)			
	-	Paris	289	(465)			
	-	Prag	253	(407)			
	-	Rom	598	(963)			
	-	Stuttgart	97	(156)			
	-	Tunis	915	(1473)	- Tripolis	333	(536)
	-	Wien	385	(620)			
	-	Zürich	178	(287)			
Hamburg	-	Amsterdam	236,	(380)			
	-	Bremen	64	(103)	- London	404	(650)
	-	Düsseldorf	212	(342)	- Palma Mallorca	834	(1342)
	-	"	"		- Paris	257	(414)
	-	"	"		- Zürich	277	(446)
	-	Kopenhagen	174	(280)			
	-	Köln/Bonn	227	(366)	- Paris	253	(407)
	-	London	463	(745)			
	-	Oslo	488	(786)			
					- Beirut	716	(1152)
München	-	Athen	1097	(1765)	- Istanbul	345	(556)
	-	Beirut	1809	(2911)			
	-	Budapest	358	(576)	- Belgrad	189	(305)
	-	Düsseldorf	310	(499)	- Amsterdam	110	(177)
	-	Hamburg	388	(625)			
	-	Istanbul	1292	(2079)			
	-	Köln/Bonn	279	(449)	- London	325	(523)
	-	Mailand	221	(356)			
	-	Rom	440	(708)			
	-	Wien	224	(361)			
	-	Zagreb	265	(427)	- Bukarest	(603	(971)
	-	Zürich	154	(248)			

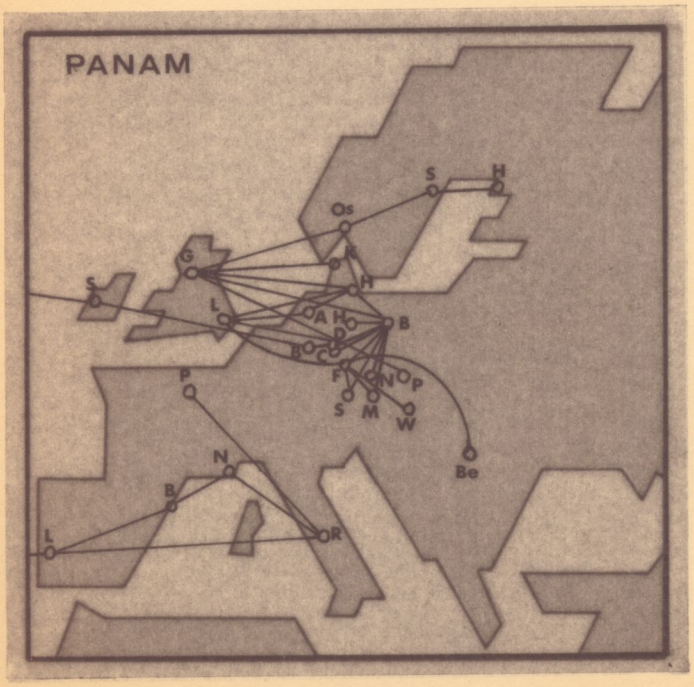
Stuttgart	-	Hamburg	344	(554)	- Stockholm	505 (813)
	-	Köln/Bonn	177	(285)		
	-	Paris	310	(499)		

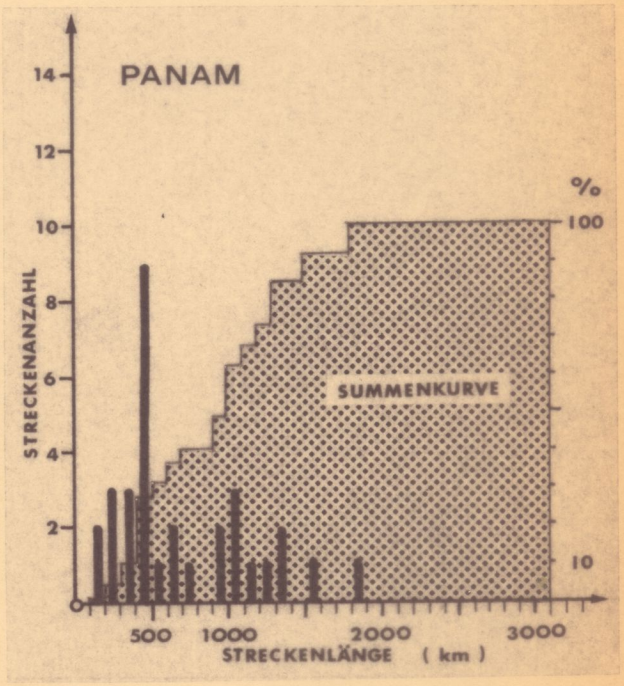




Streckennetz der PANAM:

Amsterdam	-	Hamburg	236	(380)				
Berlin	-	Düsseldorf	296	(477)				
	-	Frankfurt	269	(433)				
	-	Glasgow	756	(1217)				
	-	Hamburg	163	(263)	-	Glasgow	679	(1093)
	-	Hannover	157	(253)				
	-	Köln/Bonn	291	(469)				
	-	München	310	(499)				
	-	Nürnberg	230	(370)				
	-	Stuttgart	320	(515)				
Brüssel	-	Düsseldorf	103	(166)				
	-	Shannon	585	(942)				
Glasgow	-	Oslo	981	(1579)	-	Stockholm	249	(401)
	-	Prag	869	(1399)		Helsinki	251	(404)
Kopenhagen	-	Glasgow	667	(1074)	-	Reykjavik	841	(1354)
London	-	Amsterdam	229	(369)				
	-	Düsseldorf	306	(493)				
	-	Frankfurt	400	(644)	-	Belgrad	655	(1054)
	-	"		"	-	München	193	(311)
	-	"		"	-	Stuttgart	97	(156)
	-	"		"	-	Wien	385	(620)
	-	Hamburg	463	(745)				
Rom	-	Lissabon	1152	(1854)				
	-	Nizza	294	(473)	-	Barcelona	309	(498)
	-	Paris	688	(1107)		Lissabon	618	(995)

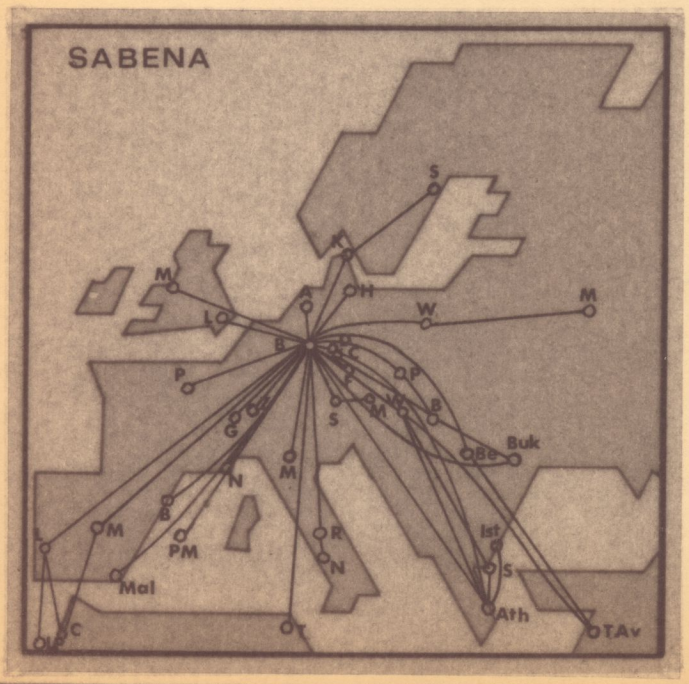


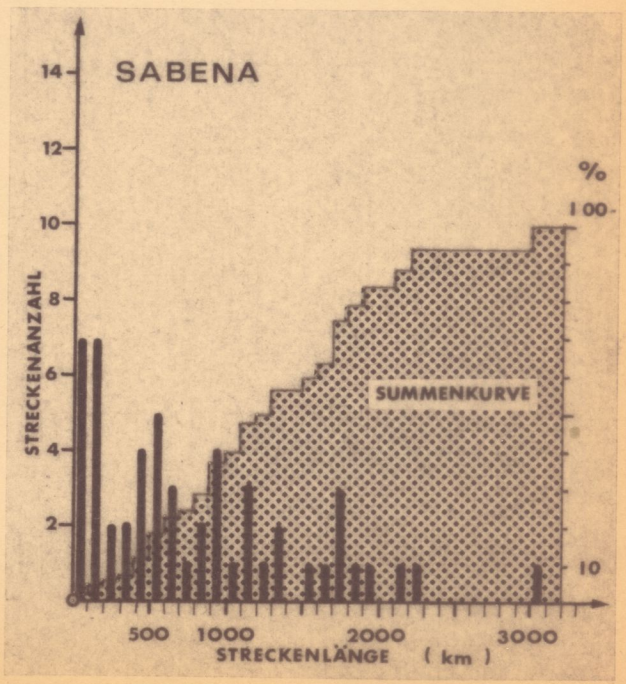


Streckennetz der SABENA:

Brüssel	-	Amsterdam	98	(158)			
	-	Athen	1391	(2239)			
	-	Barcelona	673	(1083)			
	-	Belgrad	845	(1360)	- Tel Aviv	1213	(1952)
	-	Bukarest	1093	(1759)			
	-	Düsseldorf	103	(166)			
	-	Frankfurt	190	(306)			
	-	Genf	332	(535)			
	-	Hamburg	300	(483)			
	-	Kopenhagen	469	(755)	- Stockholm	232	(535)
	-	Köln/Bonn	116	(187)	- Athen	1337	(2152)
	-	"		"	- Budapest	596	(959) - *
	-	"		"	- Frankfurt	86	(139)
	-	Lissabon	1068	(1719)	- Casablanca	370	(596)
	-	"		"	- Las Palmas	939	(1511)
	-	London	211	(340)			
	-	Lourdes	579	(932)			
	-	Luxemburg	117	(189)			
	-	Madrid	818	(1317)	- Casablanca	531	(855)
	-	Mailand	425	(684)			
	-	Malaga	1079	(1737)			
	-	Manchester	333	(536)			
	-	Nizza	517	(832)			
	-	Palma Mallorca	789	(1270)			
	-	Paris	170	(274)			
	-	Prag	434	(699)	- Budapest	292	(470)
	-	Rom	734	(1181)	- Neapel	117	(189)
	-	Stuttgart	261	(420)	- München	121	(195)
	-	Tunis	1012	(1629)			
	-	Warschau	713	(1148)	- Moskau	709	(1141)
	-	Wien	574	(924)	- Athen	1092	(1833) - ⊠
	-	"		"	- Saloniki	614	(988) - △
	-	"		"	- Tel Aviv	1904	(3064)
	-	Zürich	301	(485)			

* - Bukarest 387 (623)
⊠ - Istanbul 345 (556)
△ - Athen 186 (300)

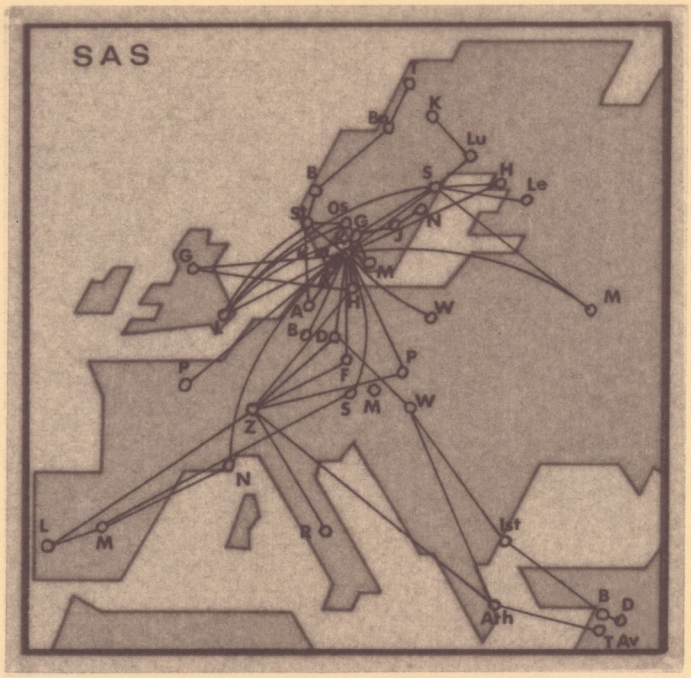


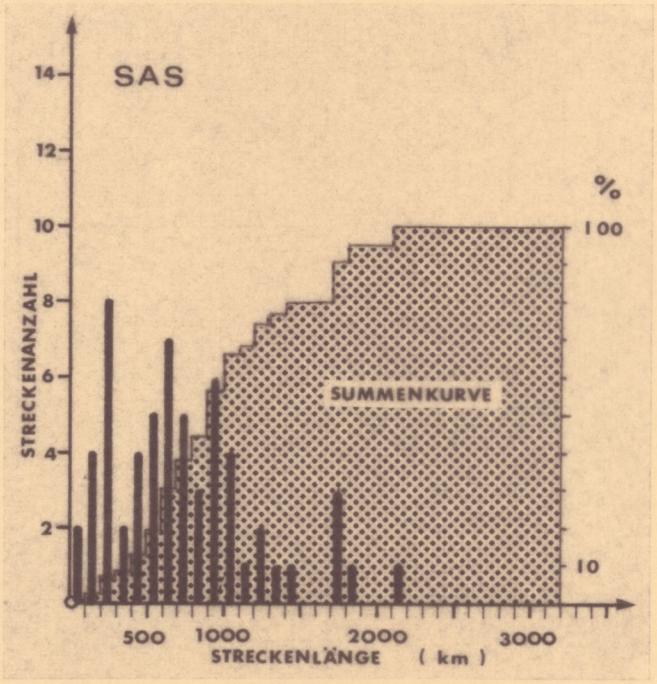


Streckennetz der SAS:

Bergen	-	Stavanger	99	(160)	-	London	574	(924)
Kopenhagen	-	Aalborg	148	(239)	-	Kristiansand	101	(163)
	-	Amsterdam	393	(633)				
	-	Brüssel	469	(755)				
	-	Düsseldorf	385	(620)	-	Wien	489	(787) +-
	-	"	"		-	"	"	-⊠
	-	"	"		-	Zürich	277	(446) -*
	-	Frankfurt	422	(679)	-	Zürich	178	(287)
	-	Glasgow	667	(1074)				
	-	Göteborg	149	(240)				
	-	Hamburg	174	(280)	-	Glasgow	679	(1093)
	-	"	"		-	Zürich	432	(695)
	-	Hannover	257	(414)				
	-	Helsinki	555	(893)				
	-	Jönköping	159	(256)	-	Norrköping	87	(140)
	-	London	610	(982)				
	-	Malmö	17	(28)				
	-	Moskau	1092	(1757)				
	-	Nizza	861	(1386)	-	Madrid	595	(958)
	-	Oslo	314	(506)		Lissabon	319	(514)
	-	Paris	637	(1025)				
	-	Prag	388	(625)	-	Zürich	318	(512)
	-	Stavanger	350	(564)	-	Bergen	99	(160) -‡
	-	Stockholm	332	(535)	-	Leningrad	440	(708)
	-	"	"		-	Moskau	760	(1223)
	-	Stuttgart	501	(807)				
	-	Warschau	414	(667)				
	-	Zürich	591	(951)	-	Athen	1092	(1757)
	-	"	"		-	Lissabon	1072	(1725)
Oslo	-	Göteborg	166	(267)	-	London	656	(1056)
	-	London	743	(1196)				
	-	Stavanger	201	(324)	-	Amsterdam	456	(734)
	-	"	"		-	London	574	(924)
Stockholm	-	Göteborg	254	(409)	-	Malmö	154	(248)
	-	Helsinki	251	(404)				
	-	London	908	(1461)				
	-	Luela	439	(707)	-	Kiruna	164	(264)

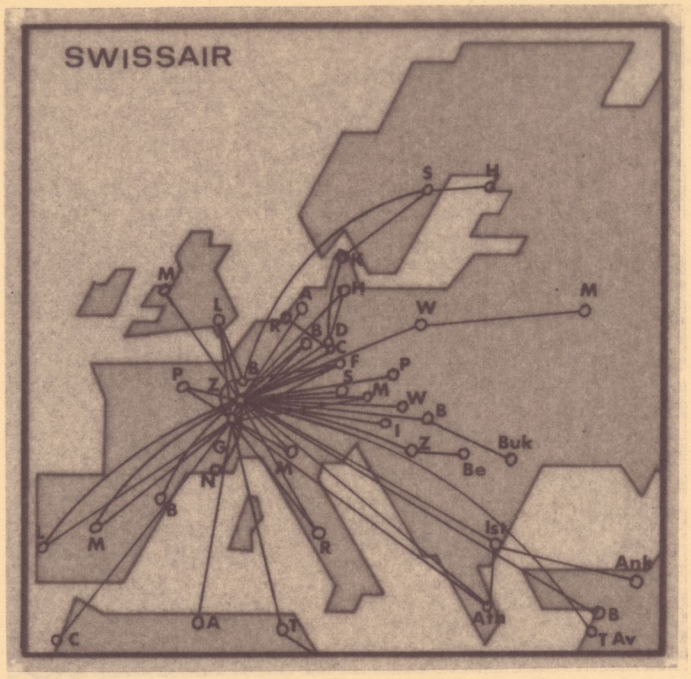
+-	Athen	1139	(1833)	-	Tel Aviv	752	(1210)	
⊠-	Istanbul	1334	(2147)	-	Beirut	614	(988)	- Damaskus 49 (79)
*-	Rom	435	(700)					
‡-	Bodö	556	(895)	-	Tromsö	205	(330)	

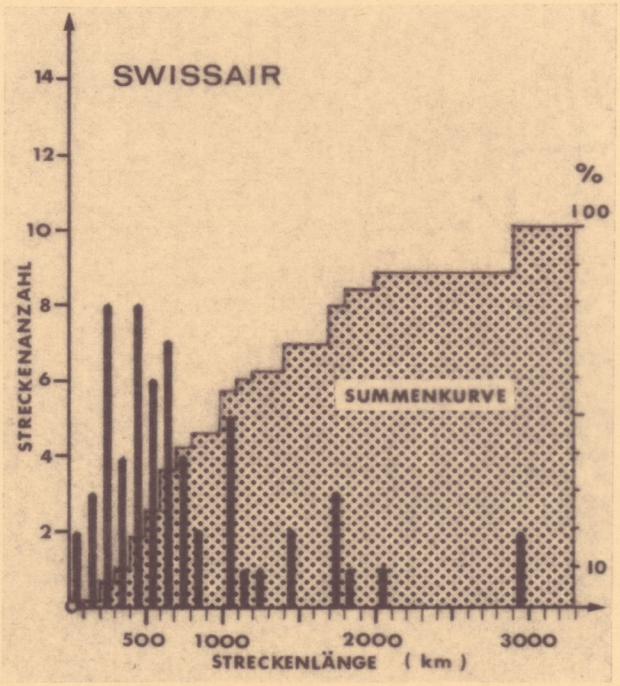

SAS
K
Lu
H
Le
S
B
Os
G
N
J
M
W
A
B
D
F
P
S
M
W
Z
N
L
M
R
Ist
Ath
B
D
T
Av


SAS
STRECKENANZAHL
14
12
10
8
6
4
2
%
100
10
SUMMENKURVE
500
1000
2000
3000
STRECKENLÄNGE (km)

Streckennetz der SWISSAIR:

Basel	-	Frankfurt	176	(284)			
	-	Genf	116	(187)			
	-	London	436	(702)			
	-	Stockholm	930	(1497)	- Helsinki	251	(404)
Bern	-	Genf	82	(132)			
	-	Paris	332	(535)			
	-	Zürich	62	(100)			
Genf	-	Athen	1096	(1764)			
	-	Brüssel	332	(535)			
	-	Casablanca	1152	(1854)			
	-	Frankfurt	287	(462)			
	-	Lissabon	930	(1497)			
	-	London	457	(736)			
	-	Madrid	628	(1011)			
	-	Mailand	148	(239)			
	-	München	294	(473)			
	-	Paris	250	(403)			
	-	Rom	439	(707)			
Zürich	-	Amsterdam	375	(604)			
	-	Athen	1092	(1757)	- Istanbul	345	(556)
	-	Barcelona	532	(856)			
	-	Basel	49	(79)			
	-	Beirut	1804	(2930)			
	-	Brüssel	301	(485)			
	-	Budapest	500	(805)	- Bukarest	387	(623)
	-	Düsseldorf	277	(446)	- Hamburg	212	(342)
	-	"		"	- Kopenhagen	385	(620) -
	-	Frankfurt	178	(287)	Stockholm	232	(535)
	-	Genf	144	(232)	- Algier	676	(1088)
	-	"		"	- Tunis	683	(1099) -
	-	Hamburg	432	(695)	Tripolis	333	(536)
	-	Innsbruck	132	(213)			
	-	Istanbul	1287	(2071)	- Ankara	227	(366)
	-	Köln/Bonn	245	(395)	- Rotterdam	139	(224)
	-	Lissabon	1072	(1725)			
	-	London	480	(773)			
	-	Madrid	771	(1241)			
	-	Mailand	135	(218)			
	-	Manchester	627	(1009)			
	-	München	154	(248)			
	-	Nizza	270	(435)			
	-	Paris	299	(481)			
	-	Prag	318	(512)			
	-	Rom	435	(700)			
	-	Stuttgart	91	(147)			
	-	Tel Aviv	1844	(2967)			
	-	Warschau	641	(1032)	- Moskau	709	(1141)
	-	Wien	375	(604)		216	(348)
	-	Zagreb	377	(607)	- Belgrad		


SWISSAIR
S
H
M
L
A
R
B
D
C
F
W
M
P
Z
S
P
M
W
B
I
Z
Buk
Be
G
N
M
B
M
R
Ist
Ank
Ath
B
T Av
C
A
T


SWISSAIR
STRECKENANZAHL
14
12
10
8
6
4
2
%
100
10
SUMMENKURVE
500
1000
2000
3000
STRECKENLÄNGE (km)

EUROPA

TABELLE 1

	1) FLUG STRECKEN ANZAHL	2) LÄNGE DES FLUGNETZES (km)	FLUG STRECKEN LÄNGE Mittelwert (km)	GRÖSSTE NON STOP FLUGSTRECKE (km)	FLUG STRECKEN ANZAHL BIS 1800 KM	≙ % VON 1)	≙ % VON 2)	FLUG STRECKEN ANZAHL BIS 2 000 KM	≙ % VON 1)	≙ % VON 2)	FLUG STRECKEN ANZAHL BIS 2 200 KM	≙ % VON 1)	≙ % VON 2)
AIR FRANCE	105	92100	878	2781	98	93,5	82	100	95	87	101	96	89
ALITALIA	56	45700	817	2284	54	96,5	91	55	98	95	55	98	95
AUA	41	30600	745	2147	39	95	86,5	40	97,5	93	41	100	100
BEA	82	82700	996	2506	74	90	79	77	94	86	79	96,5	91
FINNAIR	23	22100	960	2361	20	87	71	21	91,5	80	22	96	89
KLM	68	70400	1033	3505	57	84	62	59	87	67	62	91	76,5
LUFTHANSA	73	55900	765	3188	67	92	74,5	69	94,5	81,5	71	97	89
PANAM	32	23900	750	1854	31	97	92	32	100	100	32	100	100
SABENA	54	46200	855	3064	49	91	75	51	94,5	83,5	52	96	93
SAS	60	47400	790	2147	58	96,5	91,5	59	98,5	95,5	60	100	100
SWISSAIR	60	48700	810	2967	56	93,5	79,5	57	95	83,5	58	97	87,5

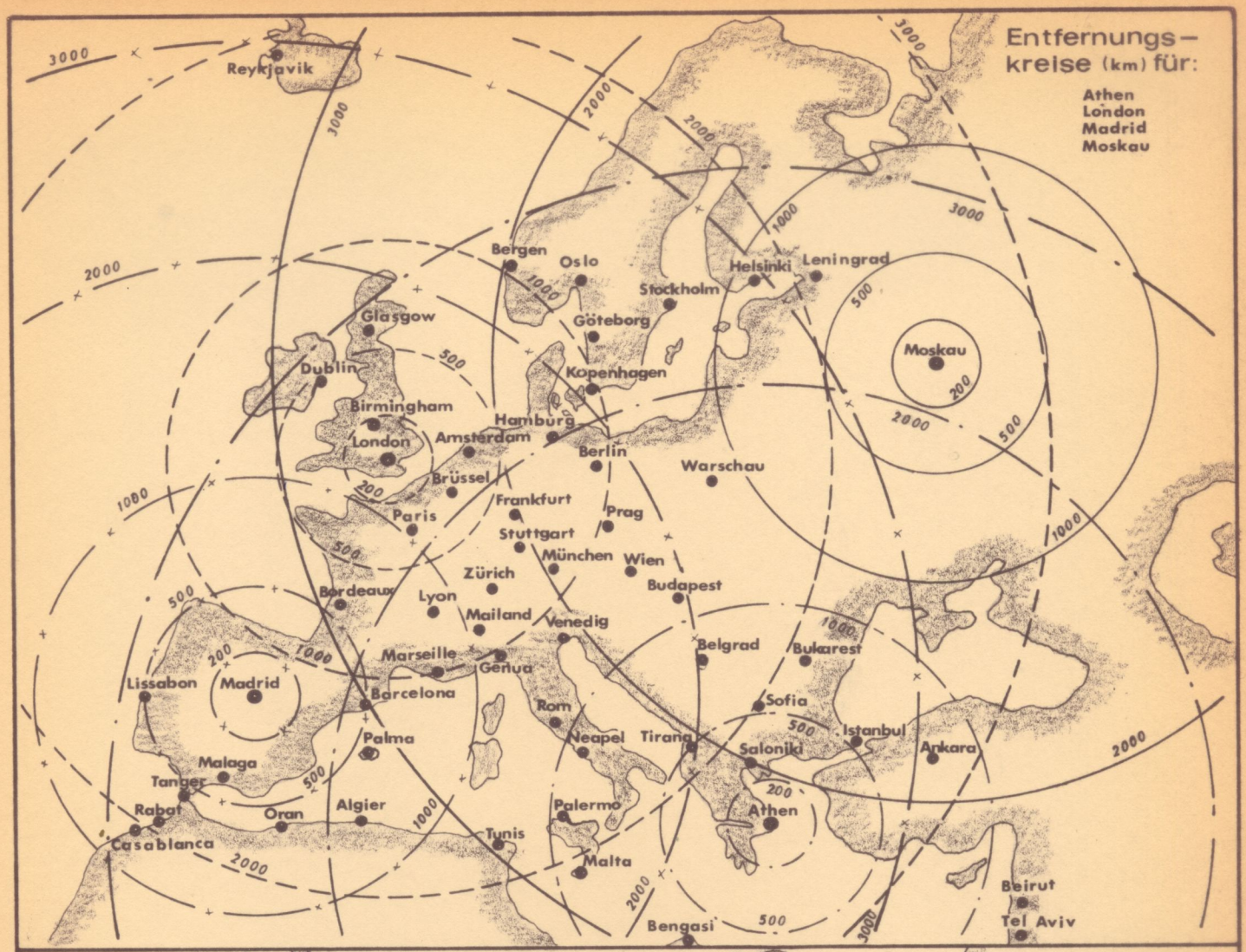
In Tabelle 1 ist die Auswertung der Flugnetze für alle untersuchten Luftverkehrsgesellschaften zusammengestellt.
Bevor aber über die geforderte Reichweite eines europäischen Airbusses etwas ausgesagt werden kann, müssen nun neben den vorher durchgeführten Untersuchungen noch die geographischen Gegebenheiten berücksichtigt werden. Dadurch werden spätere Flugnetzerweiterungen oder neue Streckenführungen mit in die Reichweitenbestimmung aufgenommen.

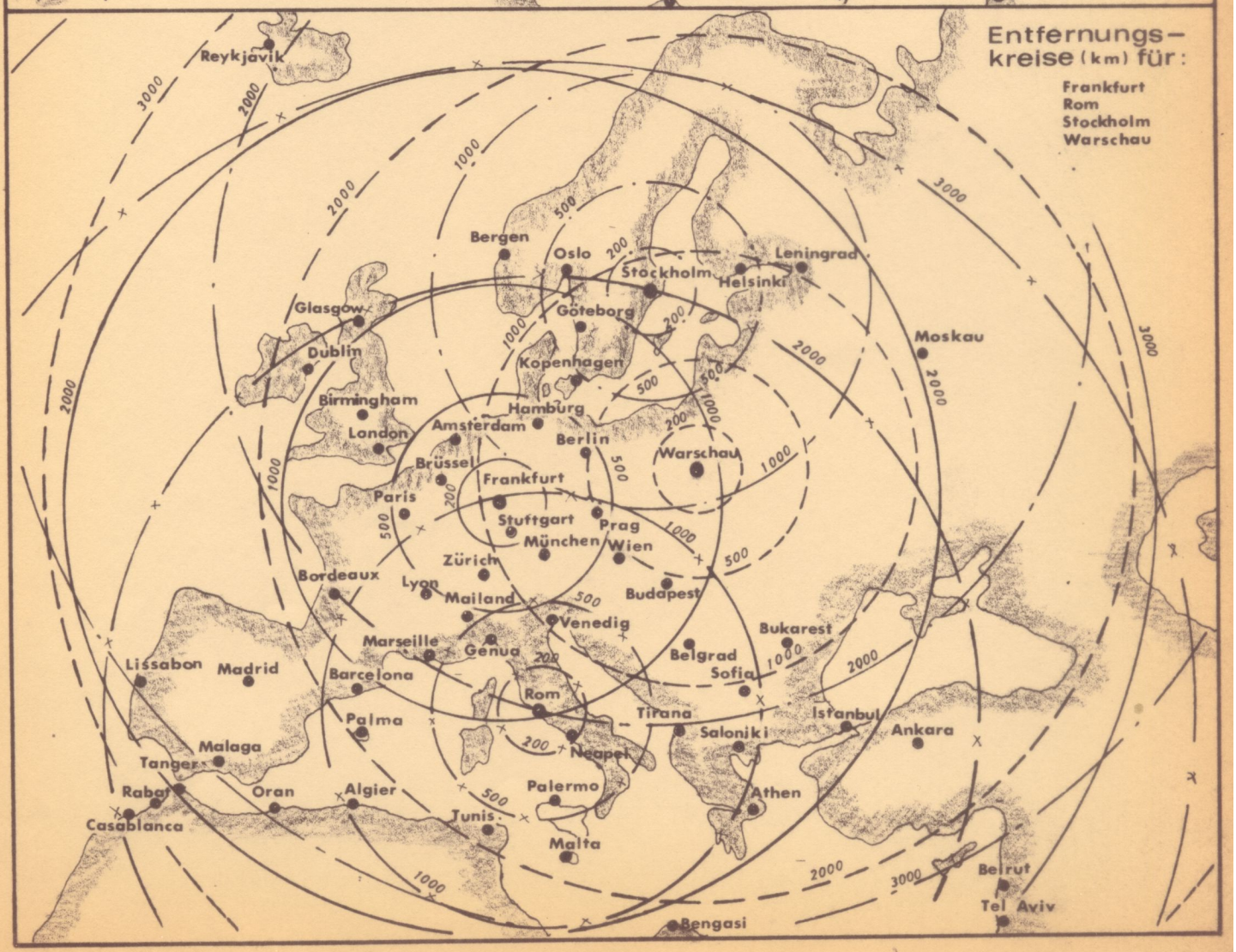
3. Geographische Betrachtung.

Es wird von 58 bedeutenden, europäischen Städten ausgegangen. (Siehe nächste Seite). Von 8 Zentren aus werden für abgestufte Entfernungskreise von 1600, 1800, 2000 und 2200 km in Tabelle 2 die anteilsmäßigen Überdeckungsgebiete zusammengestellt.

ANGENOMMENES MAXIMUM 58 STÄDTE	Zahl der erreichbaren Städte bei einem Radius von :							
STADT	1 600 km		1 800 km		2 000 km		2 200 km	
	Z	%	Z	%	Z	%	Z	%
ATHEN	25	43	30	51,5	34	58,5	41	70,5
FRANKFURT	42	72,5	48	82,5	50	86	55	95
LONDON	36	62	42	72,5	46	79,5	51	88
MADRID	30	51,5	35	60	38	65,5	42	72,5
MOSKAU	10	17	18	31	20	34,5	26	45
ROM	41	70,5	46	79,5	50	86	53	91,5
STOCKHOLM	28	48	31	53,5	36	62	40	69
WARSCHAU	38	65,5	42	72,5	46	79,5	48	82,5

TABELLE 2 Entfernungsspektren für 8 europäische Großstädte


Entfernungs-
kreise (km) für:
Athen
London
Madrid
Moskau
Reykjavik
Bergen
Oslo
Helsinki
Leningrad
Stockholm
Göteborg
Glasgow
Dublin
Kopenhagen
Moskau
Birmingham
Hamburg
London
Amsterdam
Berlin
Warschau
Brüssel
Frankfurt
Paris
Prag
Stuttgart
München
Wien
Zürich
Budapest
Bordeaux
Lyon
Mailand
Venedig
Belgrad
Bukarest
Marseille
Genua
Lissabon
Madrid
Barcelona
Rom
Sofia
Istanbul
Palma
Neapel
Tirana
Saloniki
Ankara
Malaga
Tanger
Rabat
Oran
Algier
Palermo
Athen
Casablanca
Tunis
Malta
Beirut
Tel Aviv
Bengasi


Entfernungs-
kreise (km) für:
Frankfurt
Rom
Stockholm
Warschau
Reykjavik
Bergen
Oslo
Leningrad
Stockholm
Helsinki
Glasgow
Göteborg
Moskau
Dublin
Kopenhagen
Birmingham
Hamburg
London
Amsterdam
Berlin
Warschau
Brüssel
Frankfurt
Paris
Stuttgart
Prag
München
Wien
Zürich
Bordeaux
Lyon
Mailand
Budapest
Venedig
Bukarest
Marseille
Genua
Belgrad
Sofia
Lissabon
Madrid
Barcelona
Rom
Palma
Tirana
Istanbul
Saloniki
Ankara
Malaga
Tanger
Neapel
Rabat
Oran
Algier
Palermo
Athen
Casablanca
Tunis
Malta
Beirut
Tel Aviv
Bengasi

4. Untersuchung der wichtigsten, europäischen Fluggesellschaften hinsichtlich ihres Passagieraufkommens.

Um das Studium über dieses Thema in englischer Literatur zu erleichtern, werden zunächst einige Definitionen erläutert:

Available ton-kilometers: Die zum Transport von Passagieren, Fracht und Post zur Verfügung stehenden Tonnenkapazität multipliziert mit den geflogenen Kilometern (IATA Großkreisentfernungen).
Revenue ton-kilometers: Gesamttonnage die bezahlt geflogen wurde multipliziert mit den geflogenen Kilometern.
Load factor: Prozentsatz der von Passagieren, Fracht und Post ausgenützten Kapazität gegenüber der zur Verfügung stehenden Kapazität.
Available seat-kilometers: Gesamtzahl der für Passagiere zur Verfügung stehenden Sitze multipliziert mit der Zahl der geflogenen Kilometer.
Revenue passenger-kilometers: Anzahl der zahlenden Fluggäste multipliziert mit der Zahl der geflogenen Kilometer.
Passenger load-factor: Prozentsatz des ausgenützten Passagiersitzplatzangebotes.

In den folgenden Diagrammen wurde der Versuch gemacht etwas über die künftige Entwicklung der Passagierzahlen auszusagen. Die ausgewerteten Unterlagen stellen die Gesamtheit der Verkehrsentwicklung der einzelnen Fluggesellschaften dar. Meist war das Zahlenmaterial nicht einmal in Europa- und Überseestrecken aufgeteilt. Exakte Passagierzahlen auf speziellen Strecken einzelner Gesellschaften waren nicht zu erhalten.
Diagramm 2 : Aus diesem Diagramm kann man die Zuwachsrate vergangener Jahre von angebotenen und verkauften Sitzkilometern verschiedener Fluggesellschaften ermitteln. Diese Polygonzüge gelten für das jeweilige Gesamtstreckennetz.
Diagramm 3 : Dieses Diagramm gibt die nur in Europa verkauften Passagierkilometer der Gesellschaften an.
Diagramm 4,5 : Aus den jährlich angebotenen und verkauften Tonnenkilometern (wieder für das Gesamtflugnetz), läßt sich der mittlere, jährliche Auslastungsfaktor angeben. Der besseren Übersicht wegen wurden für die 8 ausgewerteten Gesellschaften zwei Diagramme gezeichnet.

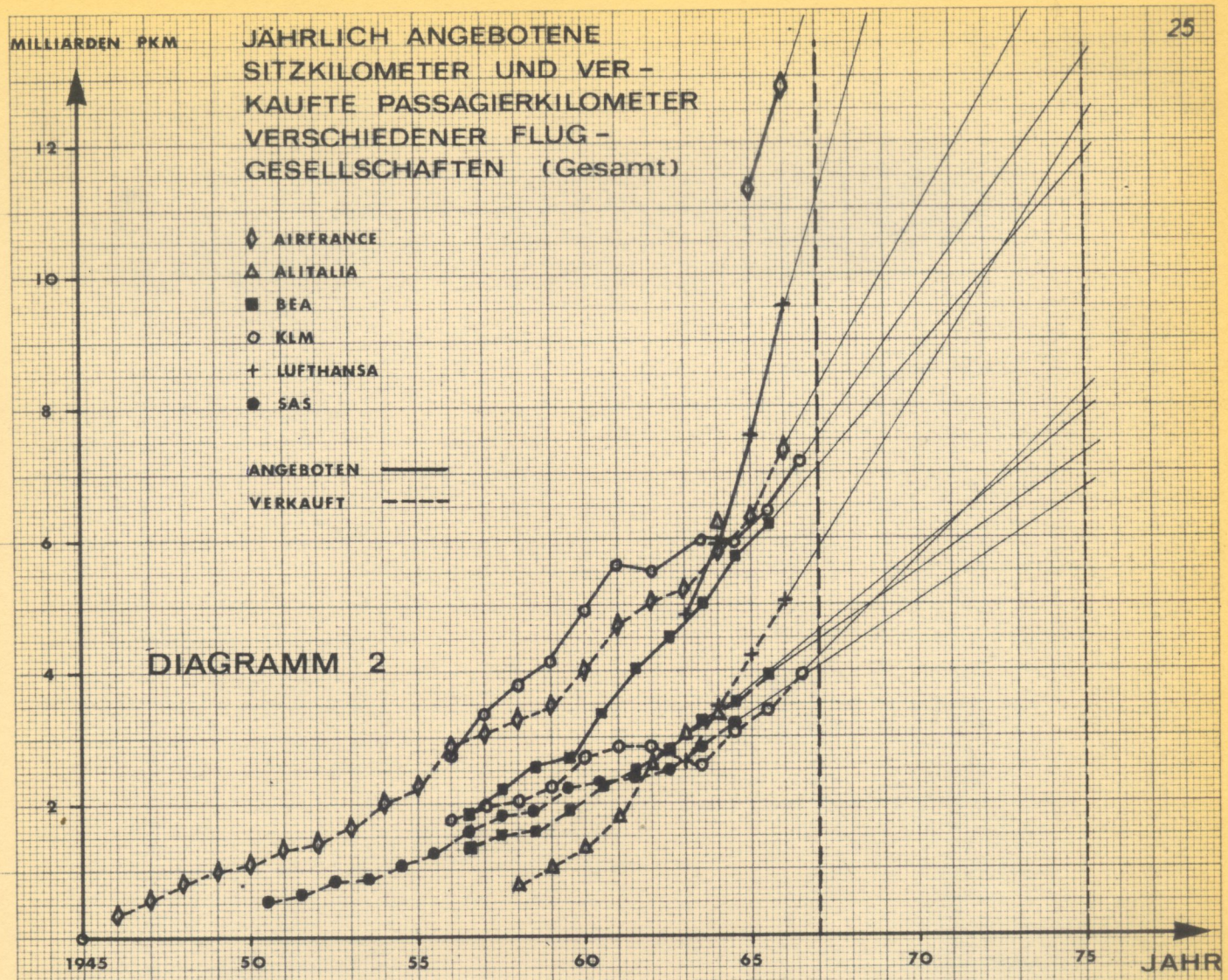


DIAGRAMM 2

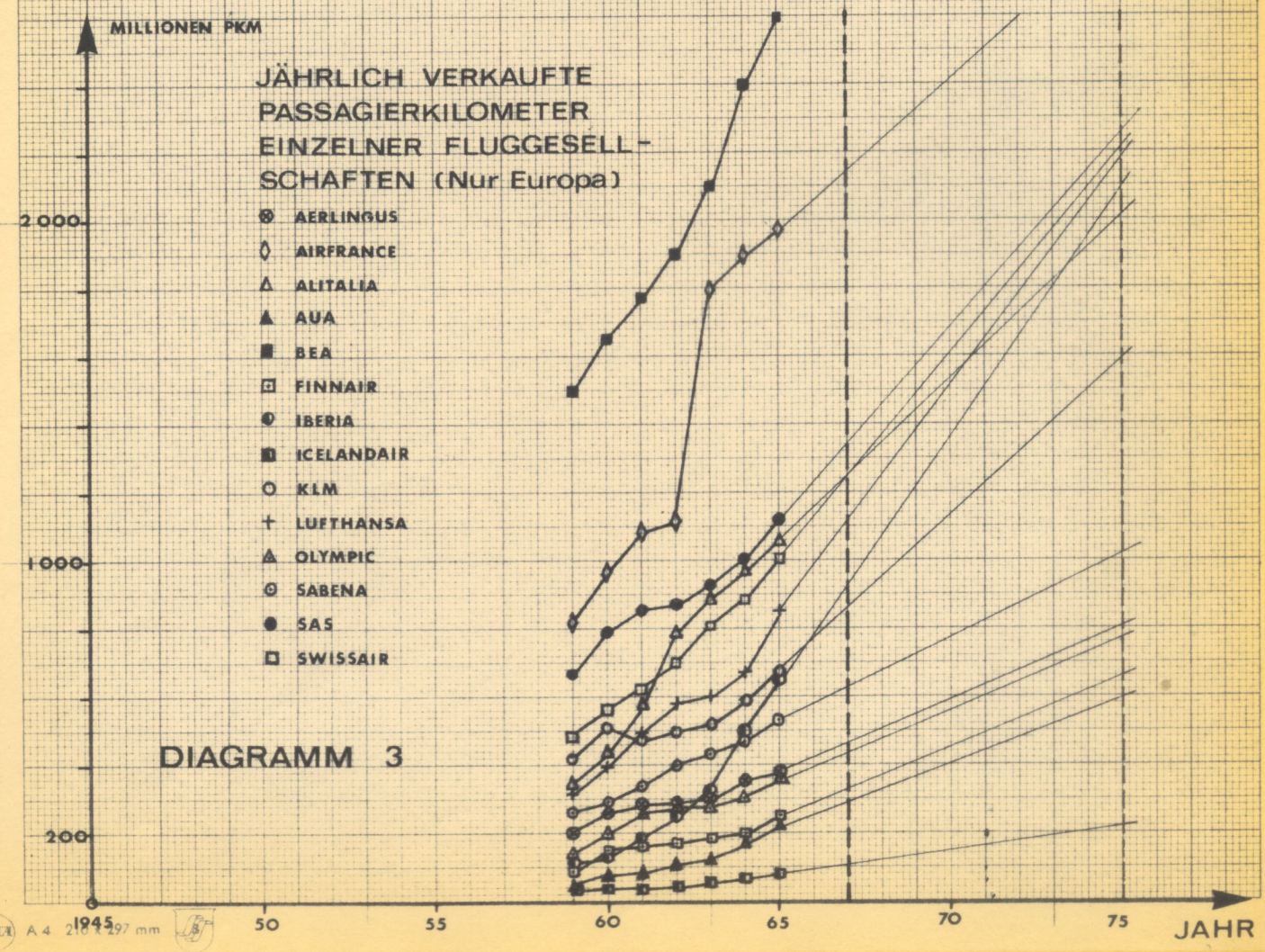


DIAGRAMM 3

SELECTA A 4 210 x 297 mm

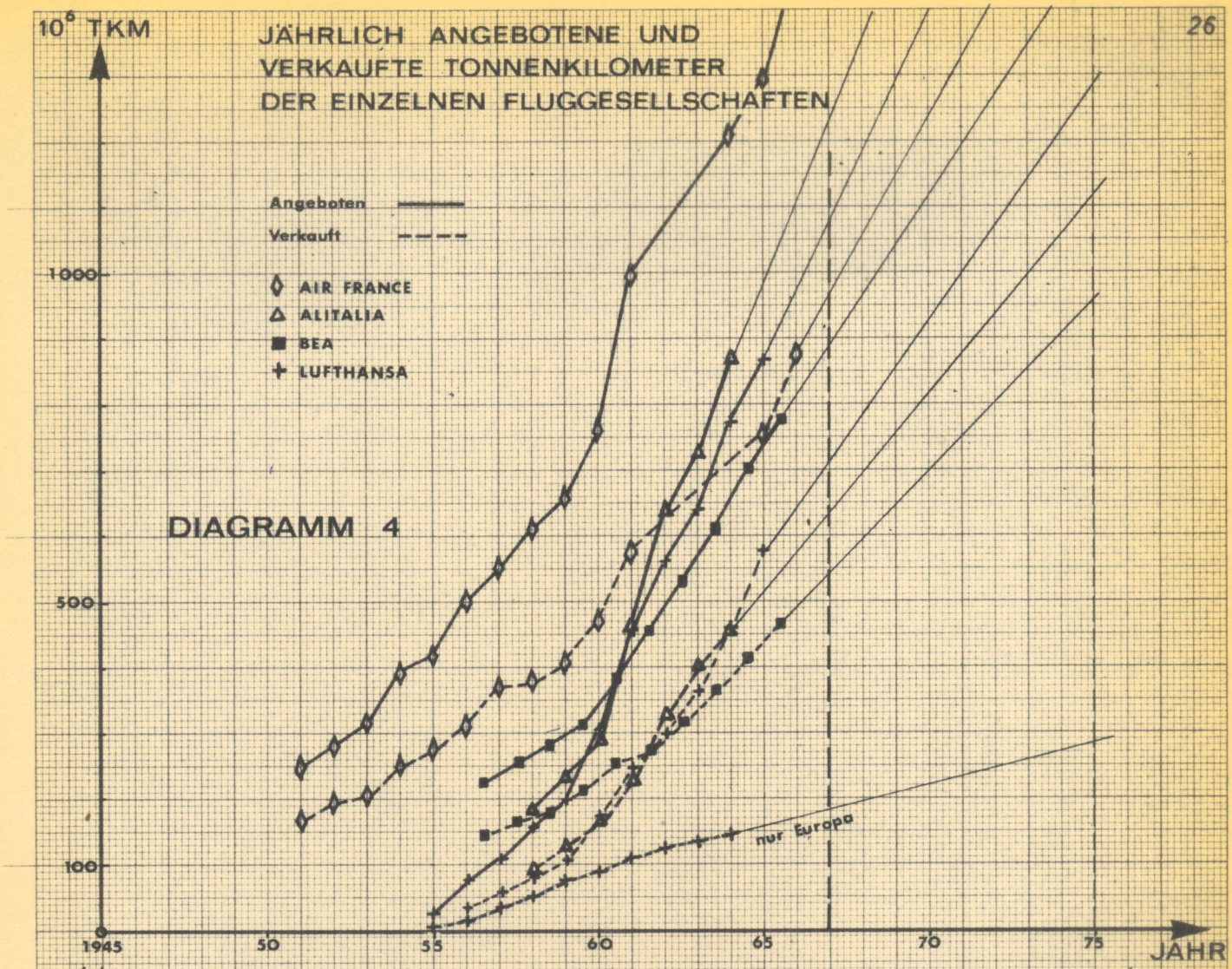


DIAGRAMM 4

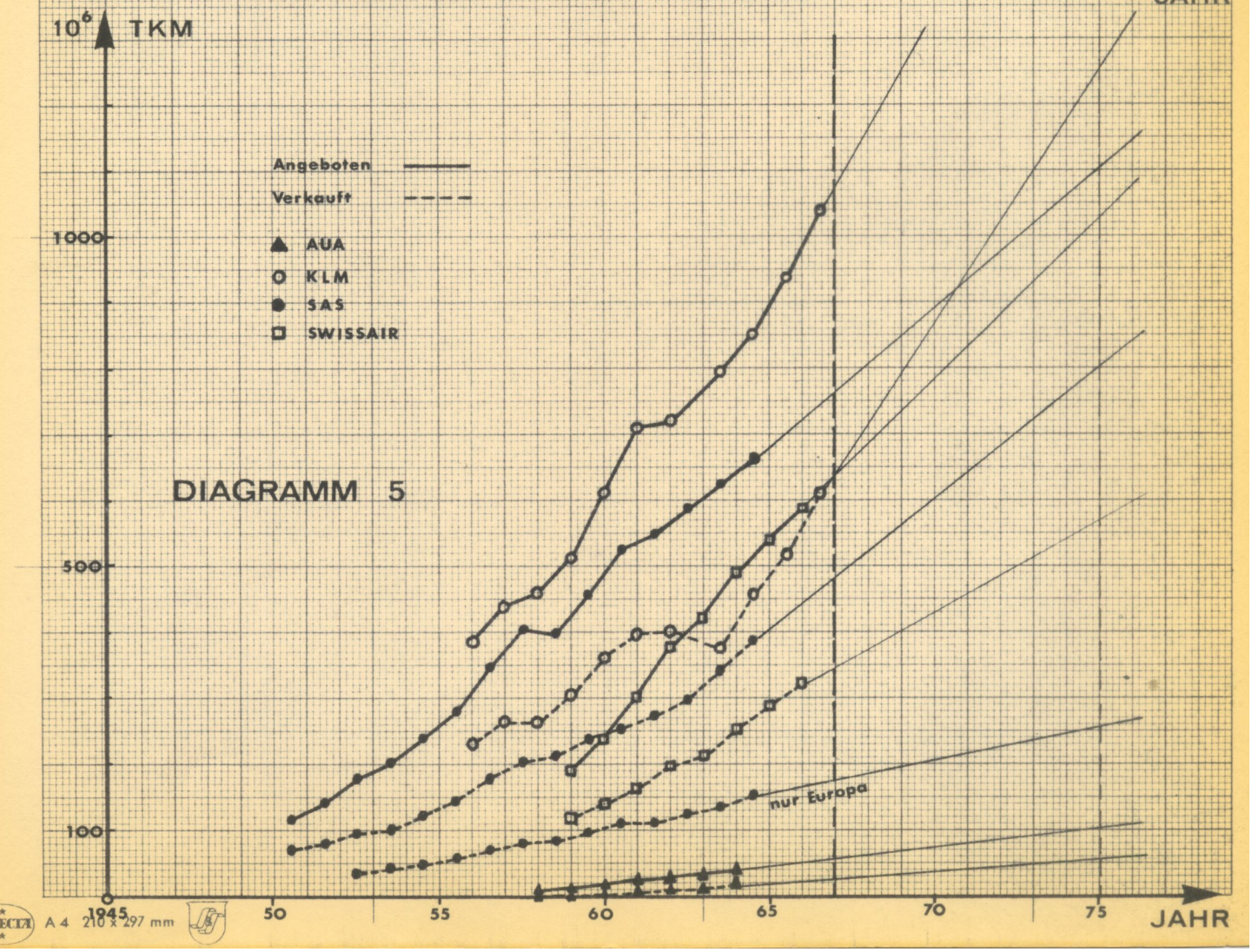


DIAGRAMM 5

SELECTA A 4 210 x 297 mm

Diagramm 6 : Hier findet man die Zahl der auf den Gesamtstrekkennetzen beförderten Passagiere.

Diagramm 7 : Sehr lückenhaft sind die Anzahl der jährlichen Flüge, ebenso wie die Angaben in

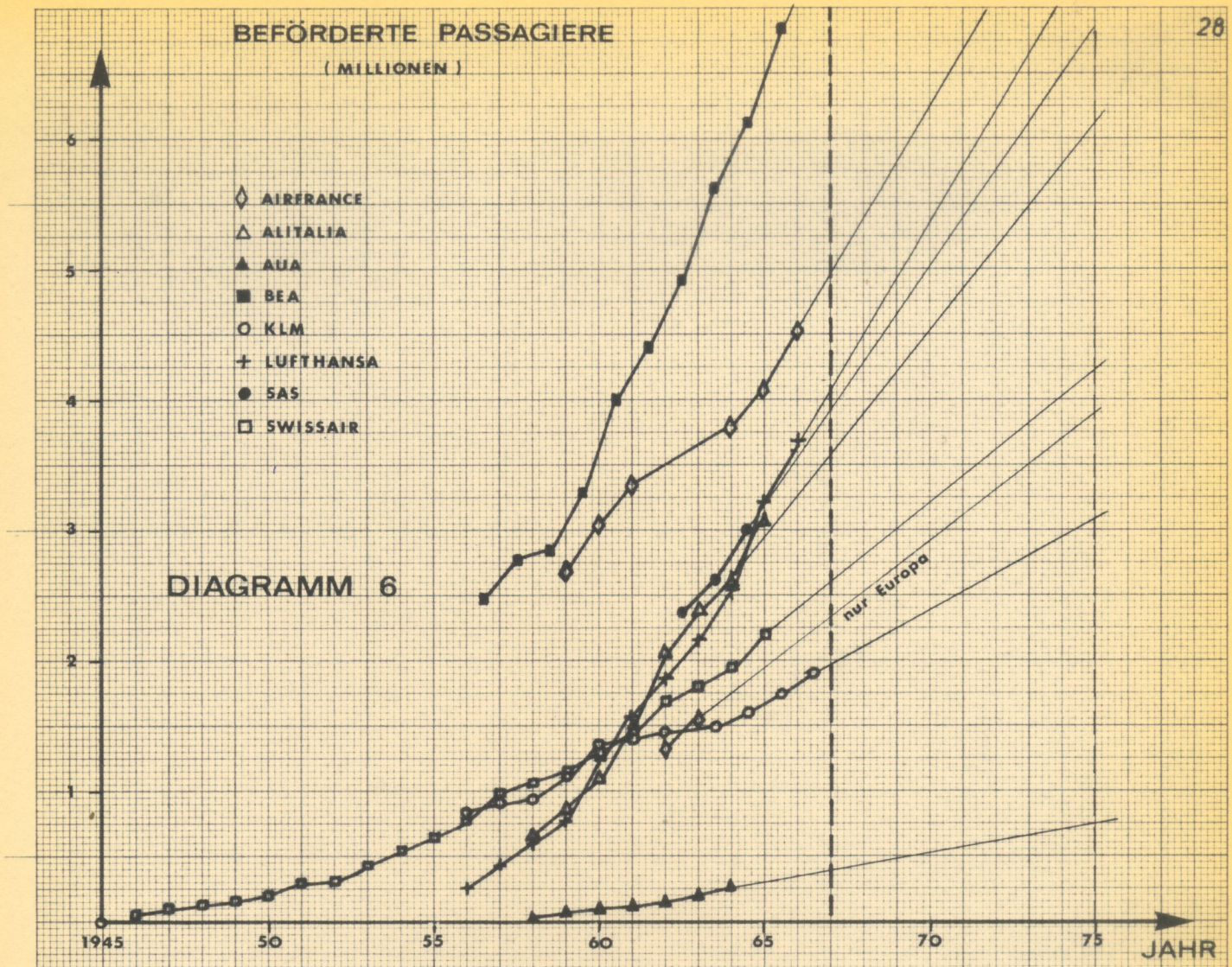
Diagramm 8 : über die geflogenen Kilometer.

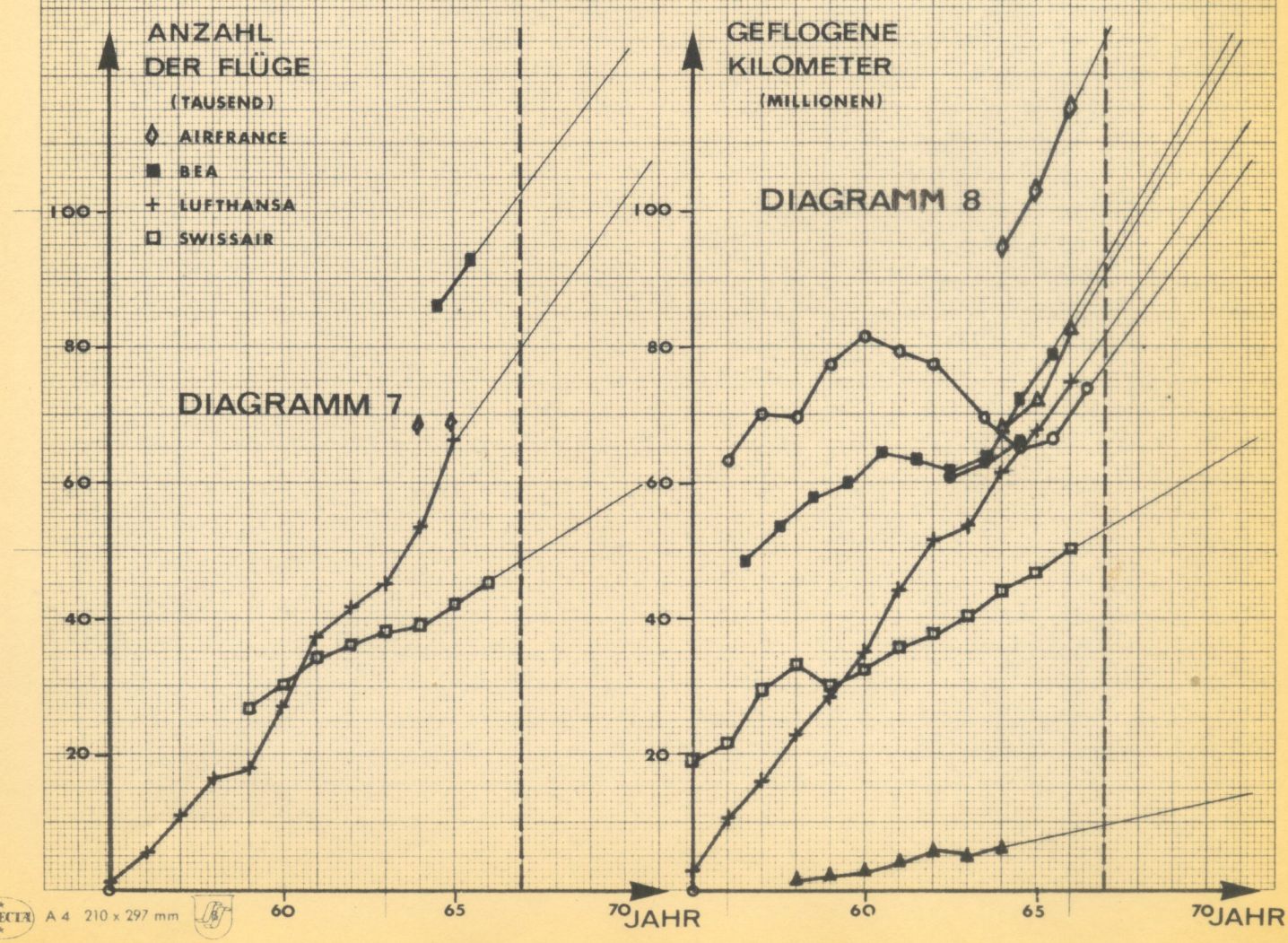
Aus den Diagrammen 7,8 und 2 könnte man mit der Anzahl der Flüge, der geflogenen Kilometer und den verkauften Passagierkilometern eine durchschnittliche Passagierzahl je Flug bestimmen. Diese Zahl wäre jedoch nicht von besonderem Wert, da sie das Mittel aller Flüge, d.h. Kurzstreckenflüge und Flüge über längste Überseestrecken, darstellt. Natürlich kann man auch direkt aus den Diagrammen 6 und 7 die Passagierzahl je Flug angeben. Für 1965 wäre z.B. für die Lufthansa bei 3,2 Millionen beförderte Passagiere bei 66 Tausend Flügen die Fluggastzahl je Flug ca. 49.

Besser ist eine Untersuchung der Passagierzahlen auf einzelnen Flugstrecken. Diese Untersuchung wird im nächsten Kapitel (5.) durchgeführt.

Diagramm 9 : Aus diesem Diagramm ist ersichtlich, daß sich der Ladefaktor in den letzten 10 Jahren zwischen den Werten von ca. 50 % und 60 % bewegt hat. Durch jahreszeitliche Schwankungen bedingt wird die durchschnittliche Auslastung auch weiterhin bei ca. 55 % liegen.

Diagramm 10 : Von Interesse kann auch die durchschnittliche Flugstrecke eines Passagiers oder Post/Frachtstückes sein. Trotzdem auch in diesem Diagramm das Gesamtstreckennetz berücksichtigt ist, fliegt ein Passagier im Mittel zwischen 1000 km und 1400 km. Dabei ist in den letzten 10 Jahren keine wesentliche Änderung festzustellen. Postsachen fliegen im Mittel bis zu 3500 km.





SELECTA A 4 210 x 297 mm

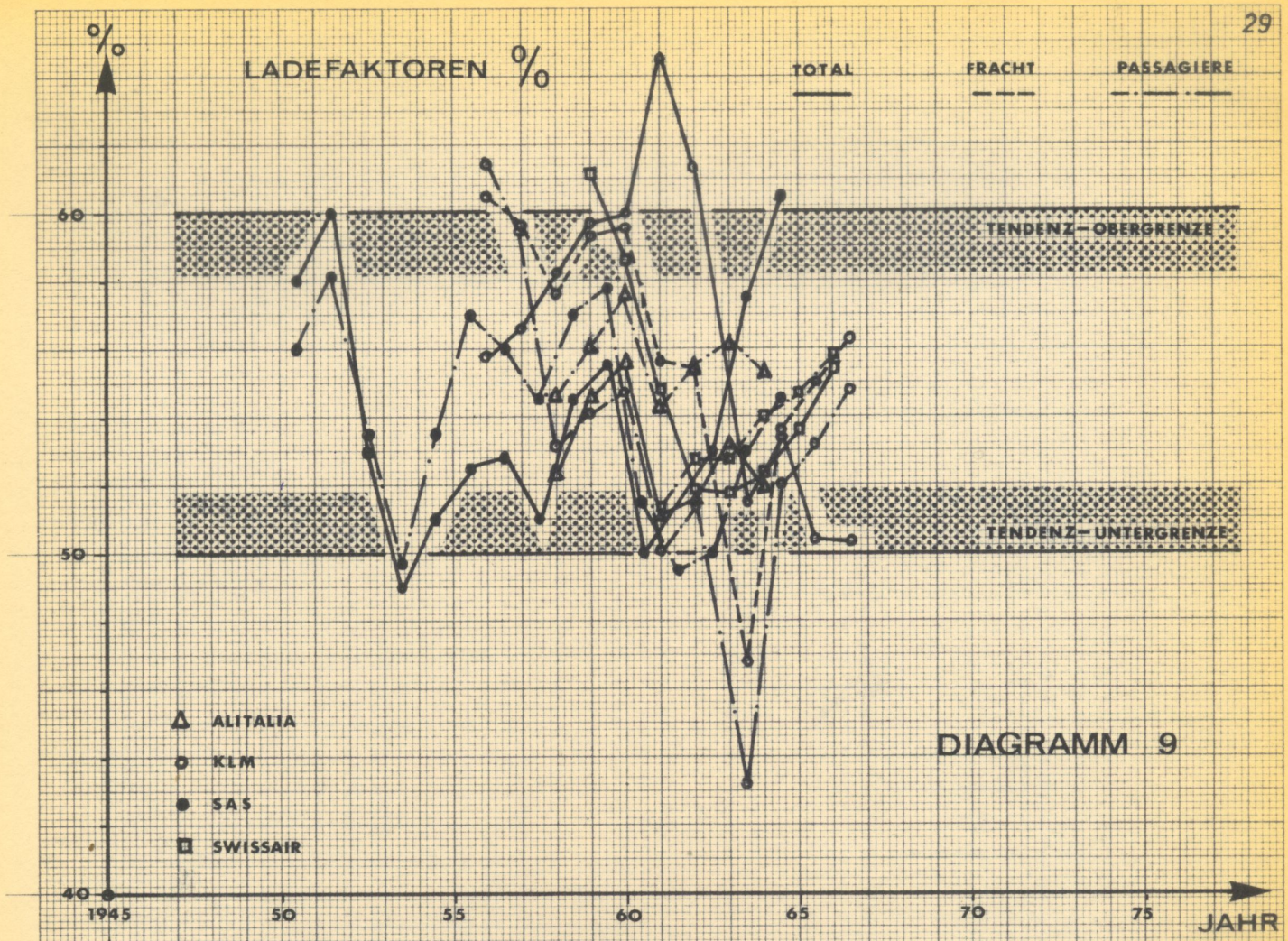


DIAGRAMM 9

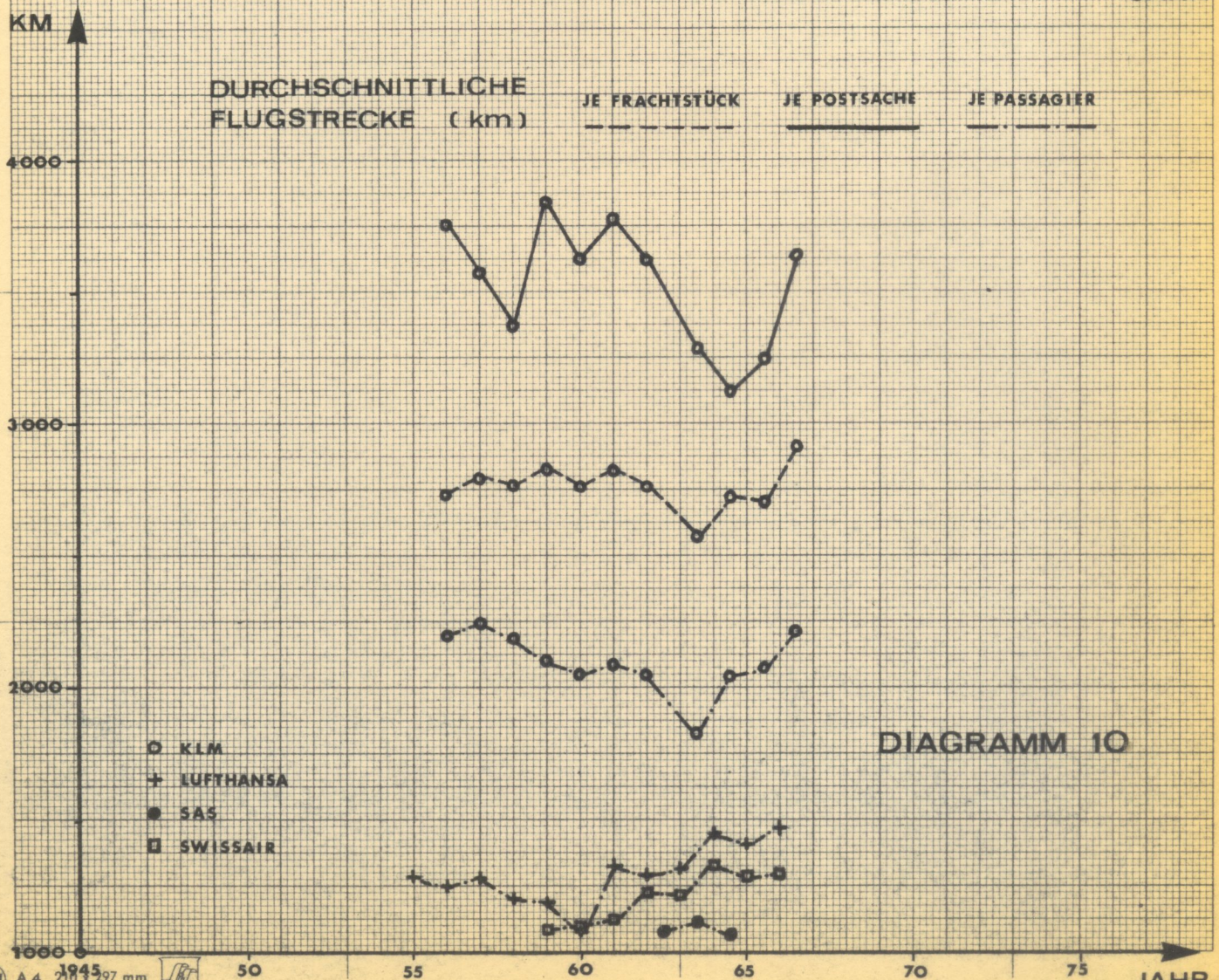


DIAGRAMM 10

SELECTA A 4 210 x 297 mm

5. Untersuchung des Passagieraufkommens auf einzelnen Flugstrecken.

In der Tabelle 3 sind die Zahlen aus den statistischen Jahrbüchern des Statistischen Bundesamtes in Wiesbaden aufgeführt. Die Tabelle zeigt, daß zwar die täglichen Flüge auf den einzelnen Routen stark zugenommen haben, die Passagierzahlen je Flug aber nahezu konstant geblieben sind. Dies ist ein Hinweis darauf, daß der Trend in Zukunft nicht zu Riesenflugzeugen gehen wird. Man sollte dagegen die Abfertigungszeiten verkürzen und die Flugfolge erhöhen. Ideal wäre ein Flugplan nach dem Muster eines Vorortzug-Fahrplanes.
Man kann das Problem auch von einer anderen Seite her angehen. In der Tabelle 4 ist für den Flughafen Frankfurt das Entfernungsspektrum mit den jährlichen Passagierzahlen angegeben. Die Streckenanzahl je Entfernungsstufe ergab sich in Kapitel 2. Sie ist die Summe der Strecken mit entsprechender Länge aus den Flugplänen der aufgeführten Fluggesellschaften.
Die Summe der Strecken bis zu einer Reichweite von 1800 km ist 53, bis 2000 km ist die Summe 57.
Die kleinen Diagramme in der Tabelle 4 lassen erkennen, wieviel Passagiere pro Tag ungefähr im Jahre 1975 von allen Gesellschaften zusammen auf den zwei willkürlich herausgegriffenen Strecken befördert werden müssen. Aus der Gesamtzahl der Strecken dieser Entfernungsstufen (letzte Spalte in der Tabelle 4) läßt sich mit Angabe der Bedienungszahl je Tag und einem angenommenen Sitzladefaktor die Platzkapazität pro Flugzeug bestimmen.

TABELLE 3

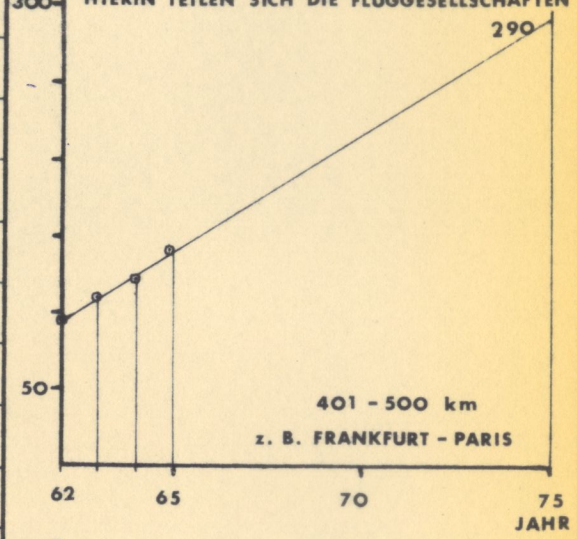
FLUGSTRECKE / JAHR	1959 GESAMTE FLÜGE(F)	1959 GESAMTE PASSAGIERE(P)	1960 F	1960 P	1961 F	1961 P	1962 F	1962 P	1963 F	1963 P	1964 F	1964 P	1965 F	1965 P
Berlin - München	1164	56977	1411	70729	1871	80501	2289	117318	3189	140895	3428	152755	3710	175076
FLÜGE JE TAG / PASSAGIERE JE FLUG	3,2	49	3,9	50	5,2	43	6,4	51	8,9	44	9,5	45	10,3	47
München - Berlin	1166	57123	1412	68472	1873	76669	2287	115681	3183	143090	3395	149088	3690	175444
	3,2	49	3,9	48	5,2	41	6,4	51	8,8	45	9,4	44	10,3	48
Berlin - Frankfurt	3753	167379	4561	230077	4943	233385	5262	240014	6038	274879	8380	304439	8676	346810
	10,4	45	12,7	50	13,7	47	14,6	46	16,8	45	23,3	36	24,1	40
Frankfurt - Berlin	3766	132934	4564	168833	5206	180204	5530	238240	6011	275444	8358	309739	8646	346937
	10,5	35	12,7	37	14,5	35	15,4	43	16,7	46	23,2	37	24,0	40
Frankfurt-Barcelona									324	15273	371	18813	445	25030
									0,9	47	1,0	51	1,2	56
Frankfurt - London							4298	175360	4835	199870	5077	214712	5774	241271
							12,0	41	13,4	41	14,1	42	16,0	42
Frankfurt - Athen									503	16034	427	14187	506	20963
									1,4	32	1,3	33	1,4	41
Frankfurt - Paris							2219	79670	2318	95981	2270	107699	2390	118815
							6,1	36	6,4	41	6,3	47	6,6	50
Frankfurt-Kopenhagen							1629	43434	1440	42280	1609	57502	1610	68008
							4,5	27	4,0	29	4,5	36	4,5	42
Frankfurt - Rom							1958	82176	2035	84368	1845	76567	1850	79065
							5,4	42	5,6	41	5,1	41	5,1	43

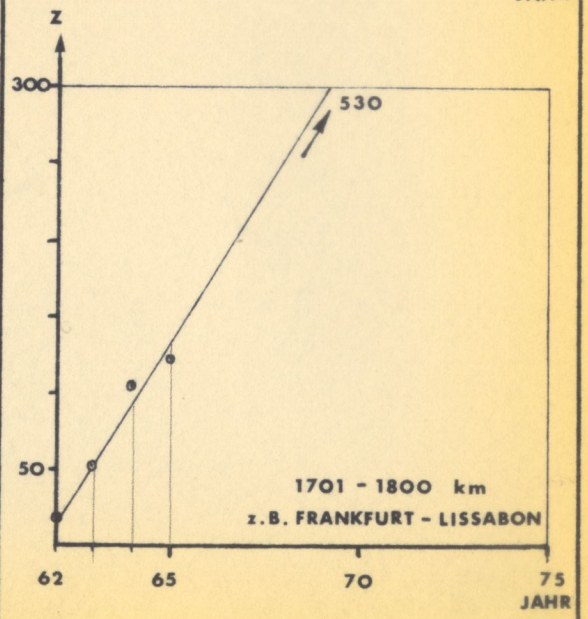
TABELLE 4

ENTFERNUNG IN STUFEN	1962		1963		1964		1965		SUMME DER STRECKEN
KM	PASSAGIERE	Z)	P	Z)	P	Z)	P	Z)	AUS KAP. 2
1 - 100	11475	31 = 1x31	15367	42 = 1x42	14115	39 = 1x39	9414	25 = 1x25	1
101 - 200	109573	300 = 5x60	133397	365 = 5x73	154883	425 = 5x85	198607	545 = 5x109	5
201 - 300	41449	114 = 6x19	47869	132 = 6x22	88241	240 = 6x40	100298	276 = 6x46	6
301 - 400	99650	273 = 7x39	119145	329 = 7x47	142380	392 = 7x56	175494	476 = 7x68	7
401 - 500	346110	950 =10x95	408570	1120 =10x112	443214	1210 =10x121	510628	1400 =10x140	10
501 - 600	8541	23 = 1x23	9208	25 = 1x25	17642	48 = 1x48	37747	103 = 1x103	1
601 - 700	101795	280 = 8x35	116253	320 = 8x40	126315	344 = 8x43	147100	400 = 8x50	8
701 - 800	1082	3 = 1x3	14194	39 = 1x39	18480	51 = 1x51	29390	80 = 1x80	1
801 - 900	8799	24 = 1x24	7111	19 = 1x19	9415	26 = 1x26	37561	103 = 1x103	1
901 - 1000	28792	78 = 3x26	29379	81 = 3x27	33016	90 = 3x30	31290	87 = 3x29	3
1001 - 1100	9160	24 = 2x12	9098	24 = 2x12	13968	38 = 2x19	23060	64 = 2x32	2
1101 - 1200	15270	42 = 1x42	16228	44 = 1x44	20212	55 = 1x55	21960	60 = 1x60	1
1201 - 1300	7601	21 = 1x21	2333	6 = 1x6	898	2,4 = 1x2,4	769	2 = 1x2	1
1301 - 1400	2627	7 = 1x7	3088	8 = 1x8	8429	23 = 1x23	9020	25 =1x25	1
1401 - 1500	17812	48 = 2x24	28652	78 = 2x39	24251	66 = 2x33	33484	92 = 2x46	2
1501 - 1600	5476	15 = 1x15	4715	13 = 1x13	7801	21 = 1x21	12286	34 = 1x34	1
1601 - 1700	82	0,2 = 1x0,2	88	0,24 = 1x0,24	96	0,26 = 1x0,26	1618	4 = 1x4	1
1701 - 1800	6671	18 = 1x18	19485	53 = 1x53	38324	105 = 1x105	44495	122 = 1x122	1
1801 - 1900	22417	60 = 3x20	18602	51 = 3x17	28421	78 = 3x26	64675	177 = 3x59	3
1901 - 2000	950	2,6 =1x2,6	776	2 = 1x2	743	2 = 1x2	2886	8 = 1x8	1
2001 - 2500	11170	30 = 2x15	4756	12 = 2x6	6379	18 = 2x9	4811	14 = 2x7	2

QUELL-ZIEL-STATISTIK FLUGHAFEN FRANKFURT

Z) ZAHL DER PASSAGIERE IM TAG BEI EINMALIGER BEDIENUNG JEDER STRECKE
HIERIN TEILEN SICH DIE FLUGGESELLSCHAFTEN





6. Festlegung der Reichweite und der Nutzlast eines europäischen Airbusses.

In den Kapiteln 2 bis 5 wurden die dazu notwendigen Untersuchungen durchgeführt.
Aus den Daten und Diagrammen in Kapitel 2 entnimmt man, daß eine Auslegungsreichweite des Airbusses von 1800 km ausreicht, um für die meisten Fluggesellschaften die Bedienung des Hauptteiles ihres europäischen Streckennetzes zu ermöglichen.
Die geographische Untersuchung in Abschnitt 3 lieferte keine weiteren Gesichtspunkte, die eventuell eine Änderung der Reichweite mitsichgebracht hätten. Natürlich ist der geographische Überdeckungsbereich bei 1800 km Reichweite für die Städte Athen, Moskau und Stockholm nicht sehr gut. Eine Erhöhung auf 2000 km oder 2200 km bringt für diese Randstädte auch nicht mehr viel. Eine spezielle Untersuchung der möglichen Reichweitenerhöhung bei Verringerung der Passagierzahl und Erhöhung der Kraftstoffkapazität, wäre für die direkte Bedienung dieser Städte von einem zentralen Flugplatz aus, zu empfehlen.

Aus den Kapiteln 4 und 5 läßt sich, bei einem linear angenommenem Wachsen des Luftverkehrs, und einem angenommenen Sitzladefaktor (Jahresmittel) von 50 %, die Sitzplatzkapazität zu 250 Plätzen als ausreichend ansehen.
Je nach tatsächlicher Entwicklung könnten nach einigen Einsatzjahren gestreckte Versionen für bis zu 320 Passagiere entwickelt werden. Dies wird ohne Schwierigkeiten möglich sein, da außer der Passagiernutzlast von 25 t noch eine Frachtnutzlast von 5 t angenommen wird.

Damit stehen zwei wichtige Auslegungswerte für einen europäischen Airbus, der 1975 in Dienst gestellt werden könnte, fest:

Reichweite mit maximaler Nutzlast	1800 km
Maximale Nutzlast (250 Passagiere, 5 t Fracht)	30 t

7. Antriebsprobleme.

Zweistrahlige Verkehrsflugzeuge mit je einem Strahltriebwerk beiderseits des Rumpfendes; Vierstrahlige mit je zwei Triebwerken beiderseits des Rumpfendes; Dreistrahlige mit je einem Triebwerk beidseitig und einem in der Mitte des Rumpfendes; Flugzeuge mit Triebwerken in der Fläche, auf der Fläche oder unter der Fläche angebracht; Triebwerke um die Rumpfmittellinie gruppiert oder seitlich über die Tragflächen verteilt.
Gibt es eine "Günstigste Anordnung" oder rivalisieren die verschiedenen Kompromisse nur so wenig miteinander, daß in Zukunft die Umrisse der Verkehrsflugzeuge sich nur wie die Modeformen der Automobile ändern werden ?
Captain G.F.Mahony (BEA) glaubt an eine günstigste Anordnung mit einer Überzeugung, die fast schon an Besessenheit grenzt, wie er selbst in [16/10] ausführt. Für ihn wäre die ideale Auslegung ein dreistrahliges Flugzeug mit einem Triebwerk unter der Backbordfläche (links) und zwei Triebwerken unter der Steuerbordfläche (rechts). Siehe Bild 1 .
Je mehr Triebwerke, umso sicherer das Flugzeug, das ist die Überzeugung fast aller Piloten, da solche Fluggeräte einen Triebwerksausfall leichter verkraften. Die Hauptverfechter dieser Ansicht denken natürlich an kein Flugzeug mit mehr als vier Triebwerken, doch sie glauben ein Flugzeug mit vier Triebwerken ist sicherer als eines mit zwei, und eines mit zwei ist sicherer als ein Flugzeug mit nur einem Triebwerk. Diesen drei Ansichten steht jedoch die Tatsache gegenüber, daß einmotorige Flugzeuge die geringsten Triebwerksausfälle und viermotorige die meisten Ausfälle in der Zeiteinheit haben. Die Behauptung, daß vierstrahlige Flugzeuge mit einem Triebwerksausfall sicherer sind als zweistrahlige mit einem solchen hängt teilweise von der Überlegung ab, daß das vierstrahlige Gerät einen weiteren Ausfall verkraften kann und mit den zwei verbleibenden Triebwerken noch flugfähig ist. Mit einem verbleibenden Triebwerk ist ein weiterer Ausfall bei einem zweistrahligen Flugzeug mit einer Katastrophe gleichbedeutend. Ein Vergleich ist nur sinnvoll, wenn ein vierstrahliges Gerät bei einem doppelten Ausfall noch flugfähig bleibt. Ein dreistrahliges Gerät ist dann ebenso sicher, wenn ein doppelter Ausfall nicht zur Flugunfähigkeit führt. Wenn diese Forderung nicht eingehalten werden kann, ist das dreistrahlige Flugzeug nicht sicherer als das Zweistrahlige. Tatsächlich wäre das dreistrahlige Flugzeug sogar unsicherer als das mit zwei Triebwerken,

denn die Ausfallwahrscheinlichkeit ist bei einem Twin-Jet geringer als bei einem Tri-Jet.
Natürlich gibt es außer dem möglichen Triebwerksausfall noch weitere, zum Teil wichtigere Überlegungen für die Auslegung. Es soll nicht die sicherste Anordnung, sondern die günstigste gefunden werden, die aber entsprechend sicher sein muß. Finanzfachleute und Entwurfsingenieure ziehen zwei große Triebwerke vier kleineren vor. Der in Betracht gezogene europäische AIRBUS soll zwei Triebwerke erhalten. Mahony hält drei Triebwerke für das Optimum, wobei, außer beim Start, ein doppelter Ausfall zugelassen werden kann. Dieser Tri-Jet soll mit drei Hydrauliksystemen, einem fail-safe Elektro-System und einem genauest arbeitenden automatischen Landesystem ausgerüstet sein. Das größte Problem liegt in der zufriedenstellenden Anordnung der ungeraden Triebwerkszahl. Zur Zeit ist noch die einzige Antwort darauf, daß ein Triebwerk in der Rumpfachse liegt und die zwei anderen symmetrisch dazu angeordnet sein müssen.
Bei einer asymmetrischen Anordnung geht der Gesamtschub nicht durch die Rumpfachse. Das ist notwendigerweise nicht so, wie man aus Bild 1 ersieht. Bei dieser gezeigten Anordnung geht der Gesamtschub durch die Rumpfachse, egal ob mit Höchstdrehzahl beim Start oder bei einer Zwischenstellung im Reiseflug. Tatsächlich würde ein Pilot im Flugverhalten keinen Unterschied gegenüber einem zwei- oder vierstrahligen Flugzeug feststellen.

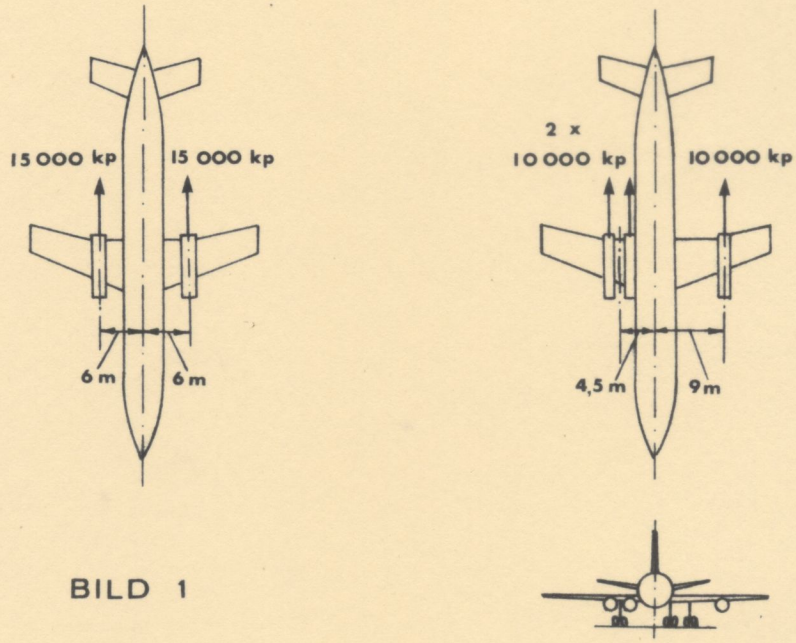


BILD 1

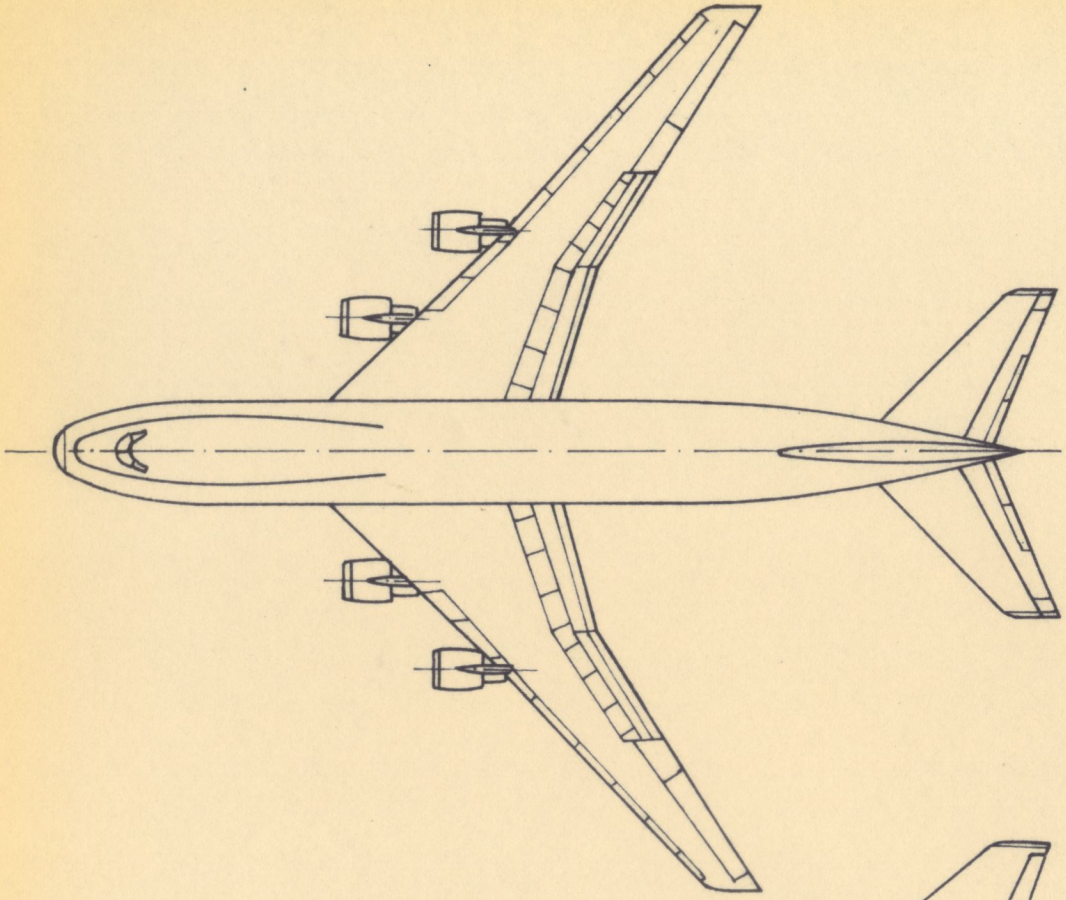
Folgende Nachteile weist ein derartiges Projekt allerdings auf: Das Bugrad müßte, ähnlich wie bei der Trident, versetzt angeordnet werden, um die Wasser- und Matschfontänen durch das Fahrwerk bei solchen Starts, zwischen den Triebwerkseinläufen hindurchleiten zu können. Außerdem muß wie für den Gesamtschub, auch die Wirkungslinie des Widerstandes mit der Rumpflängsachse zusammenfallen. Diese Bedingung ist von der baulichen Seite her nicht ganz einfach zu lösen. Es müssten eventuell Zusatzwiderstände, ähnlich wie Verdrängungskörper, angebracht werden. Ebenso müßten die Trägheitsmomente ~~jedes~~ der Flügel genau aufeinander abgestimmt werden. Das einzelne Triebwerk könnte rechts, die anderen links, also spiegelbildlich dem Bild Nr. 1, eingebaut werden. Besser ist es jedoch, das einzelne Triebwerk rechts anzubringen. Es liegt dann weiter von der Passagiereinstiegstür entfernt, die sich normalerweise auf der linken Seite befindet. Außerdem kann der Kapitän dieses Einzeltriebwerk, das beim Rollen hinsichtlich der Bodenfreiheit das kritischste ist, so besser sehen und überwachen. Das Bugrad liegt dann auch auf der Seite des Flugkapitäns, was ebenfalls eine Erleichterung für das Rollen ist.
Diese etwas ausgefallene Triebwerksanordnung wurde deshalb ausführlicher beschrieben, weil ein ingeniös denkender Mensch sich auch einmal mit solchen Ideen beschäftigen sollte, um sich von seinen, in eingefahrenen Gleisen bewegenden Ansichten zeitweise freimachen zu können.

Das Problem des Airbusses in Bezug auf das Antriebssystem ist auch deshalb so umstritten, weil für eine zweistrahlige Ausführung die notwendigen schubstarken Triebwerke noch gar nicht greifbar sind. Es wurden schon Vorschläge gemacht den Airbus mit zwei und einem halben Triebwerk auszurüsten. Das halbe Triebwerk wäre ein kleines Hecktriebwerk, das nur beim Start oder in Notfällen zum Einsatz kommen würde. Der Nachteil dabei ist nur, daß das Wiederanlassen eines stillgelegten Triebwerkes mit bordeigenen Mitteln heute noch nicht mit hundertprozentiger Sicherheit gewährleistet werden kann.
Schon um den technischen Fortschritt voranzutreiben, wäre es vorteilhaft einen zweistrahligen Airbus zu projektieren, um die Entwicklung des englischen Dreiwellentriebwerkes RB 207-03 zu sichern.

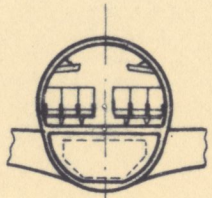
Dieser Triebwerkstyp ist es wert zur Serienreife gebracht zu werden, da er gegenüber den hochgezüchteten, amerikanischen Triebwerken, die nur gestreckte Versionen bekannter Triebwerke sind, den Vorteil hat, bei Fertigstellung erst am Anfang einer möglichen Weiterentwicklung zu stehen.
Für den hier vorzuschlagenden Airbus wird deshalb eine zweistrahlige Ausführung gewählt.

8. Zusammenstellung der bekannt gewordenen Airbusprojekte.

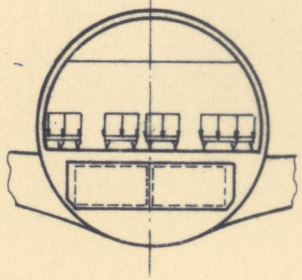
Auf den folgenden Seiten sind die bisher in der Fachpresse bekannt gewordenen Airbusprojekte zusammengestellt worden. Nach den oft nur in groben Zügen gegebenen Dreiseitenansichten folgt ein Doppelblatt auf dem die gefundenen Daten zusammengetragen sind.
Dieser Datenkatalog muß natürlich lückenhaft sein, denn die meisten Projekte kommen über die erste Entwurfsphase nicht hinaus. Deshalb werden auch keine, oder nur ungenaue Daten darüber bekannt.
Trotzdem ergibt diese Zusammenstellung einen guten Überblick über die verschiedensten Lösungsmöglichkeiten.



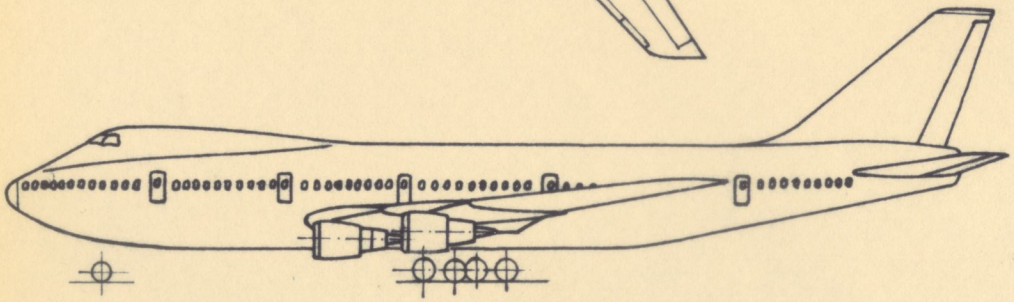
VERGLEICH

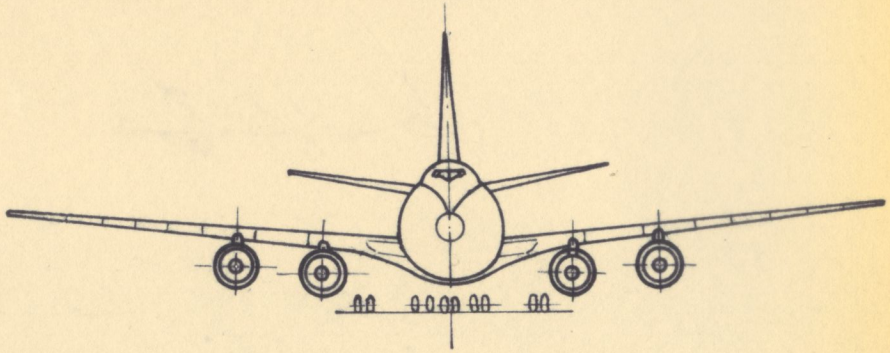


707



747

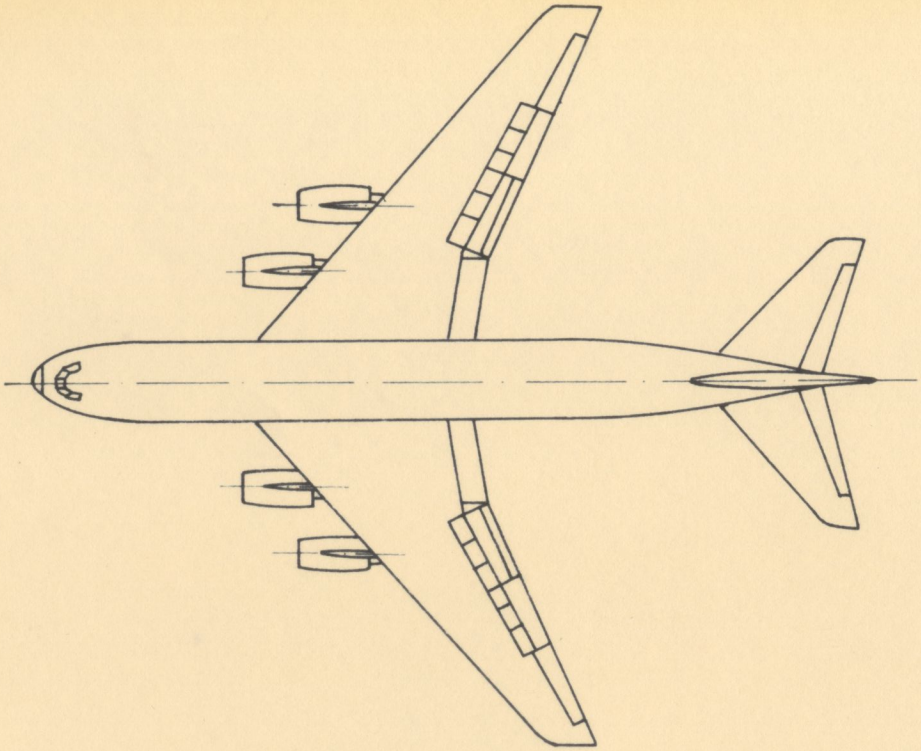




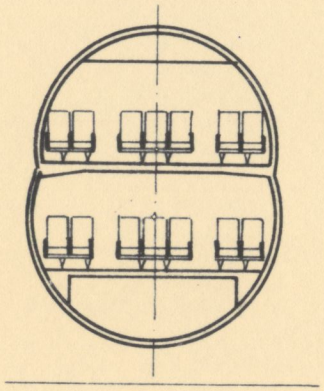
ca. M 1:500

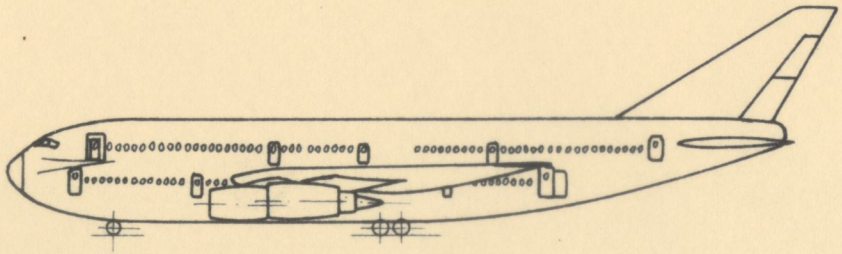
BOEING 747	USA
	10.1965

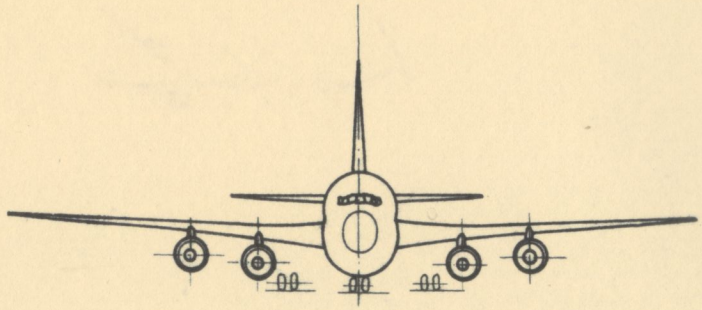
38



RUMPFQUERSCHNITT

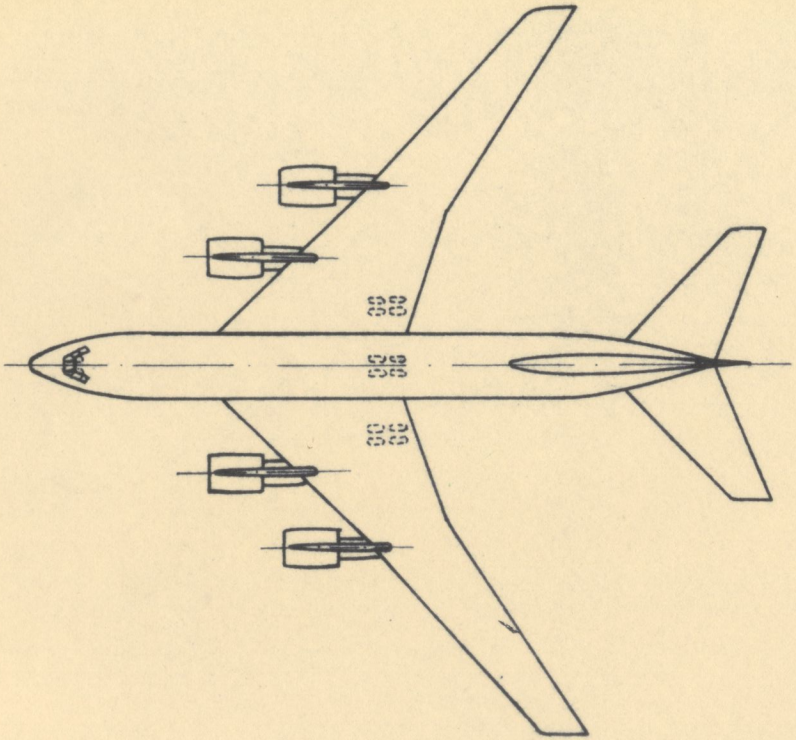




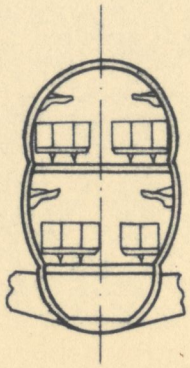


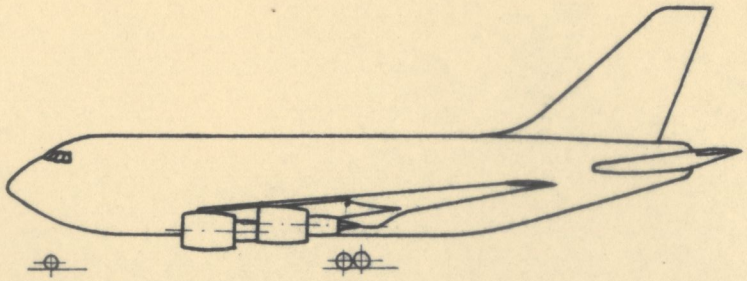
ca. M 1:500

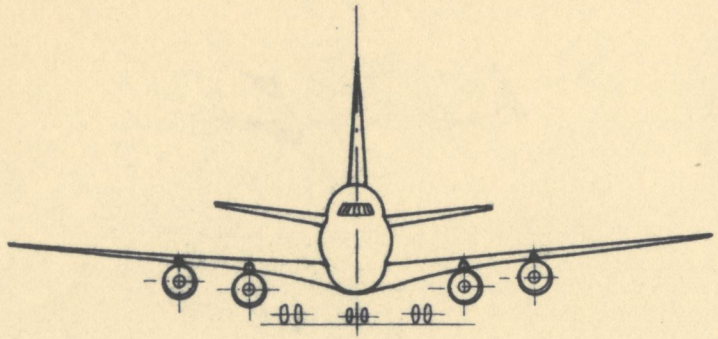
BOEING 747 - 3	USA
	11. 1965



RUMPFQUERSCHNITT



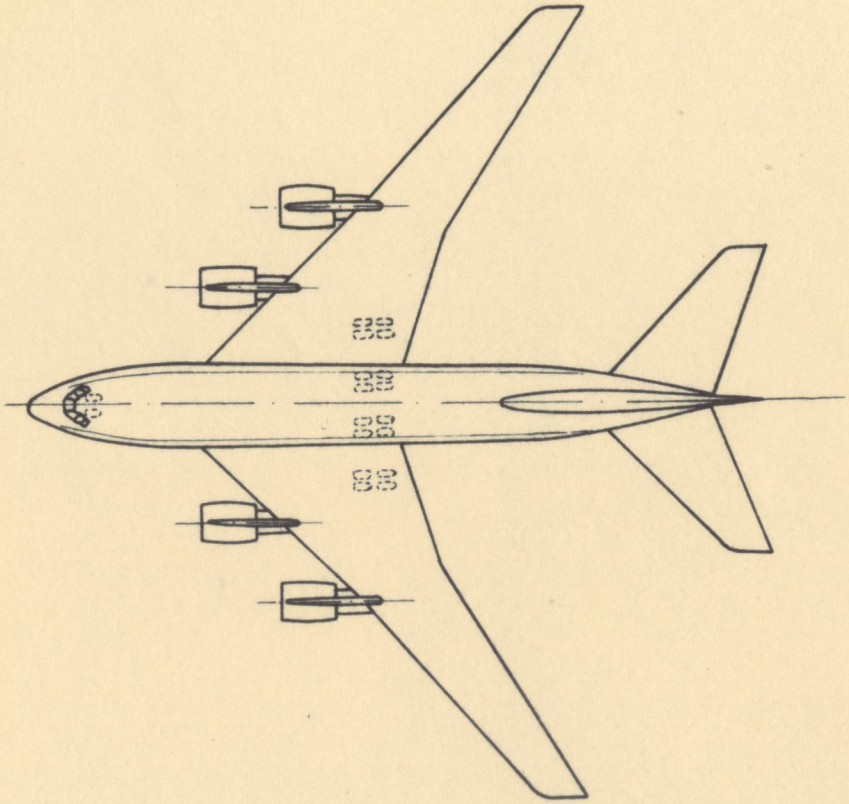




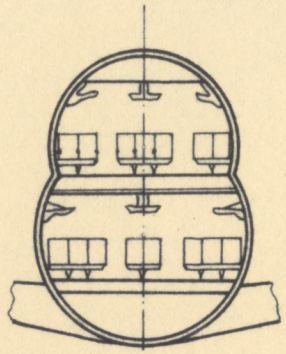
ca. M 1:500

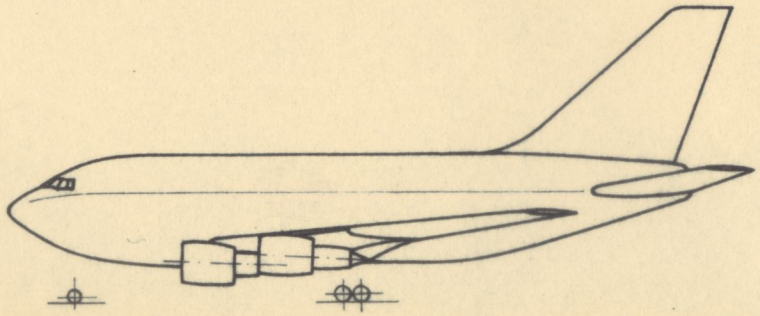
	USA
BOEING 747-136	2.1966

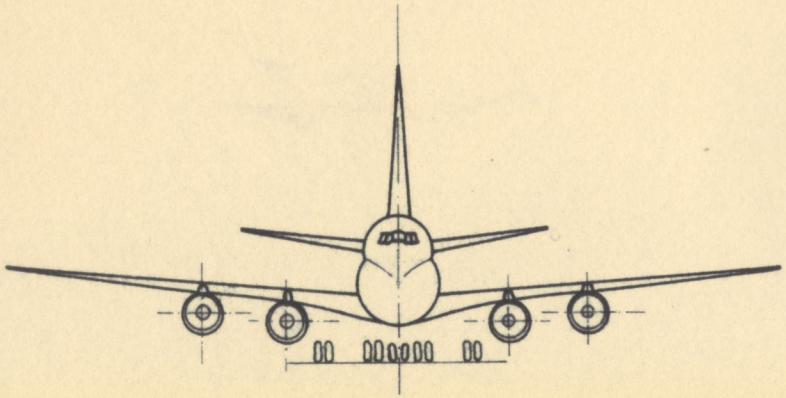
40



RUMPFQUERSCHNITT



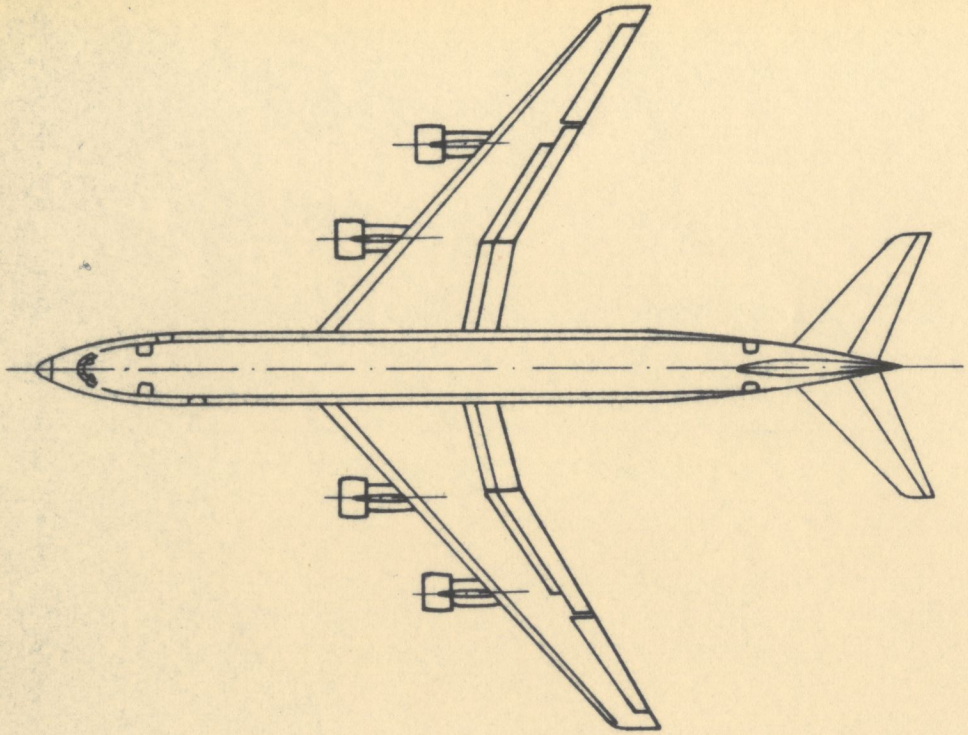




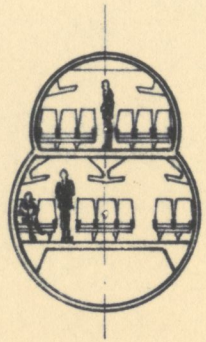
ca. M 1:500

	USA
BOEING 747-137	2.1966

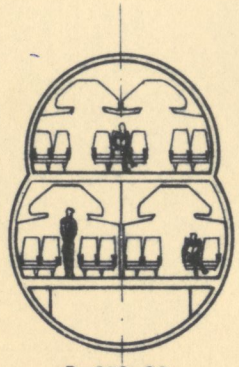
41



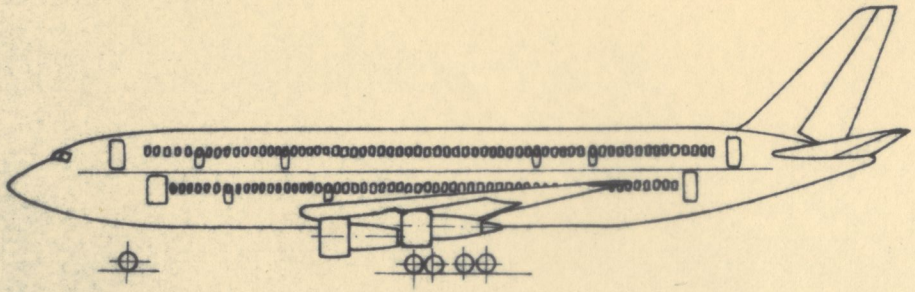
RUMPFQUERSCHNITTE

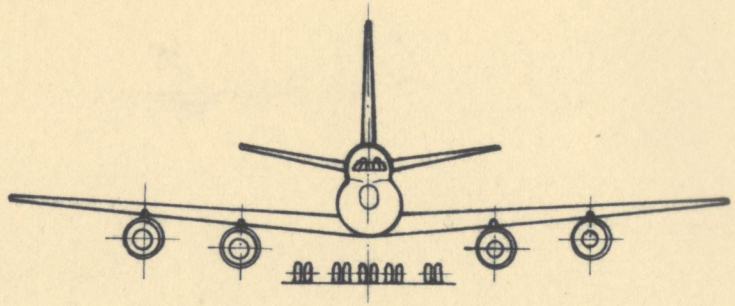


D-950-30



D-952-30





ca. M 1:500

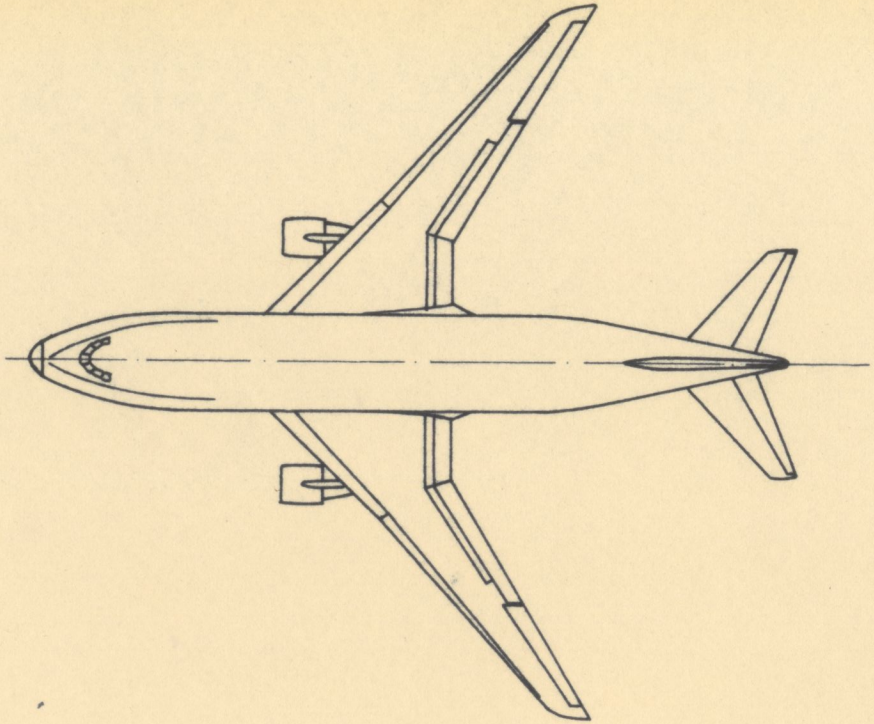
42

USA

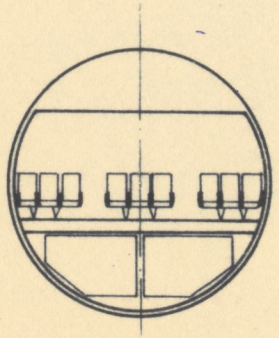
Douglas

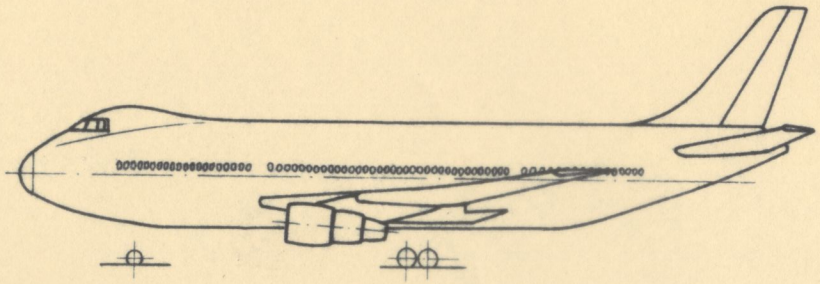
DC-10 , D-950-30

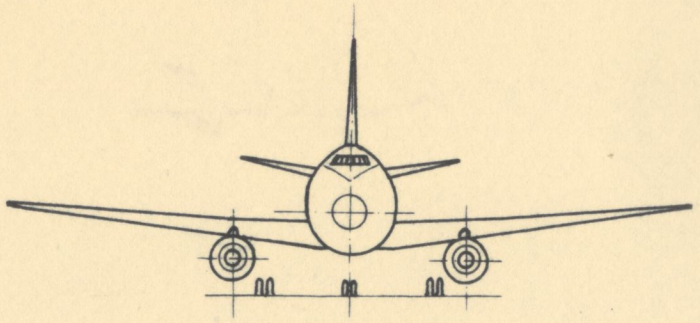
2. 1966



RUMPFQUERSCHNITT



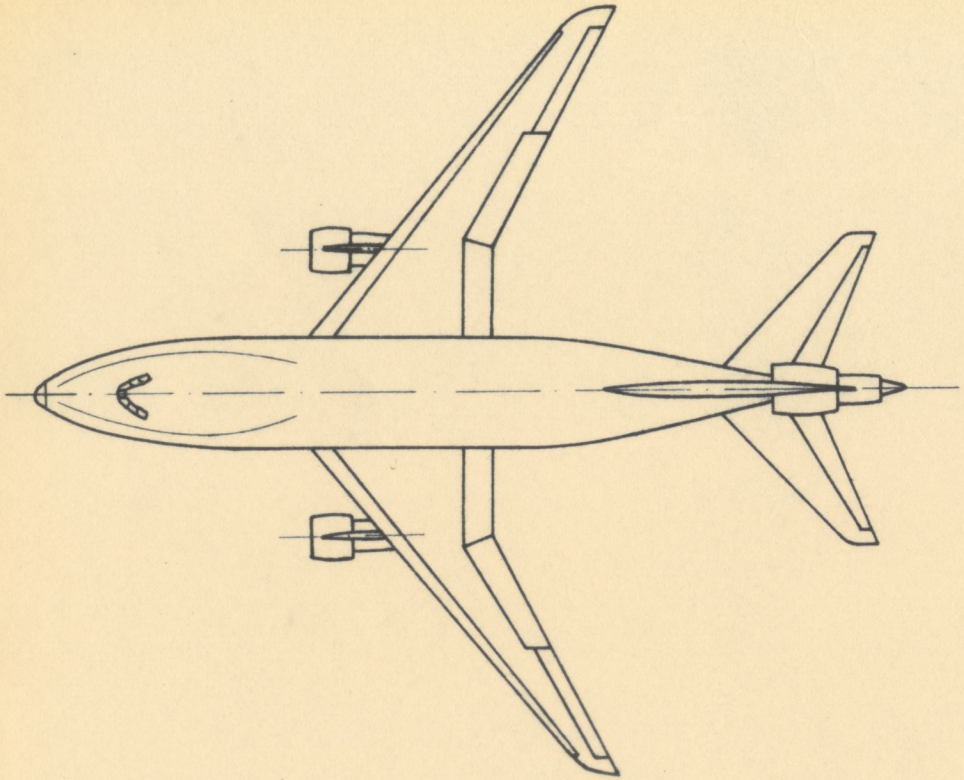


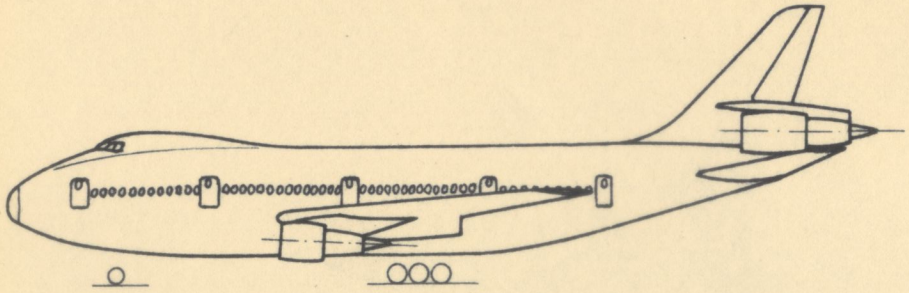


ca. MI : 500

	USA
DOUGLAS D-966	2.1966

43

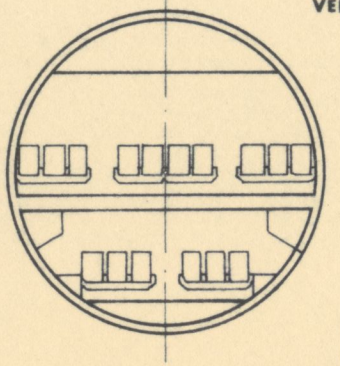


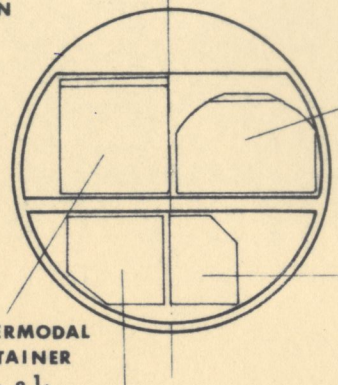


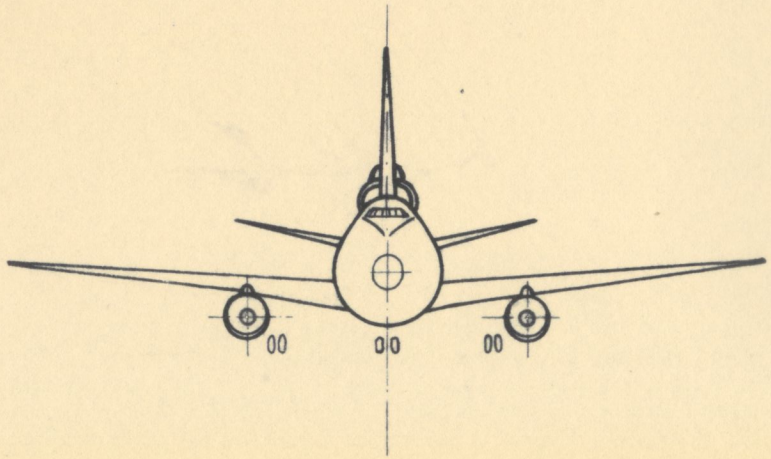
RUMPFQUERSCHNITTE

PASSAGIER - VERSION

FRACHT -







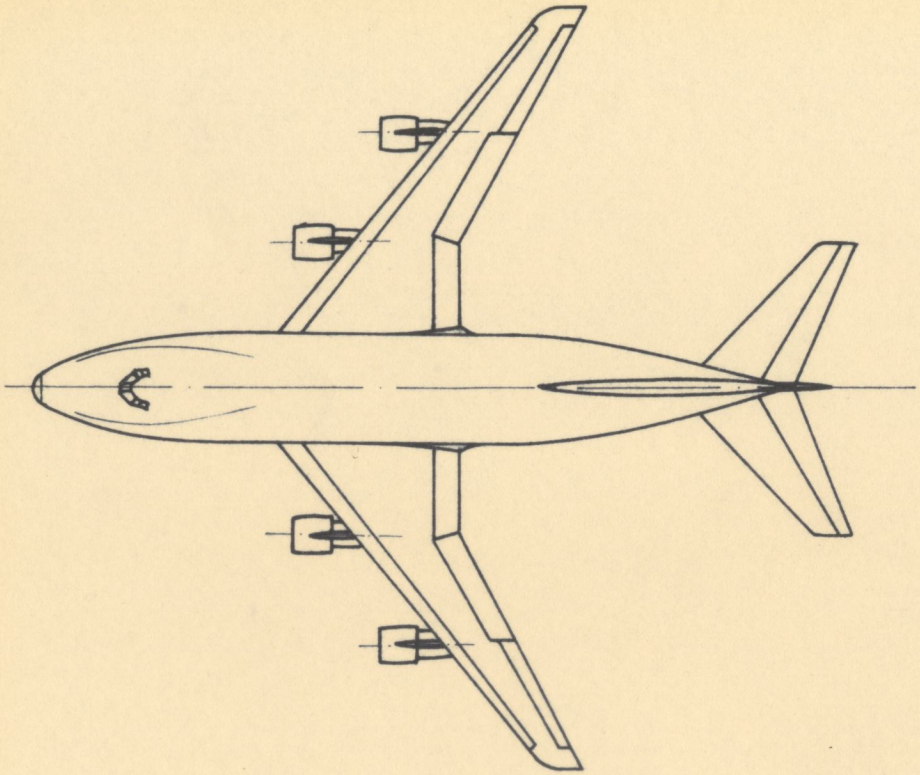
ca. M 1:500

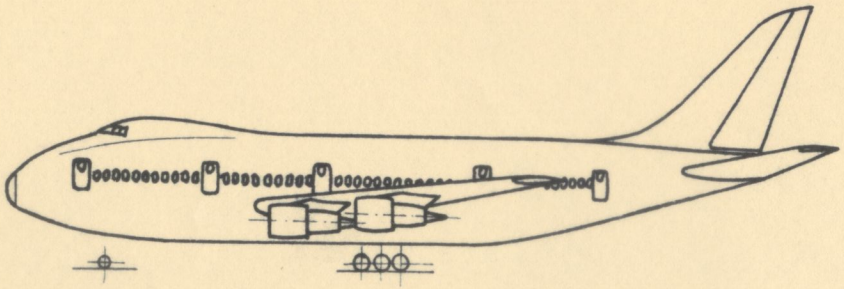
USA

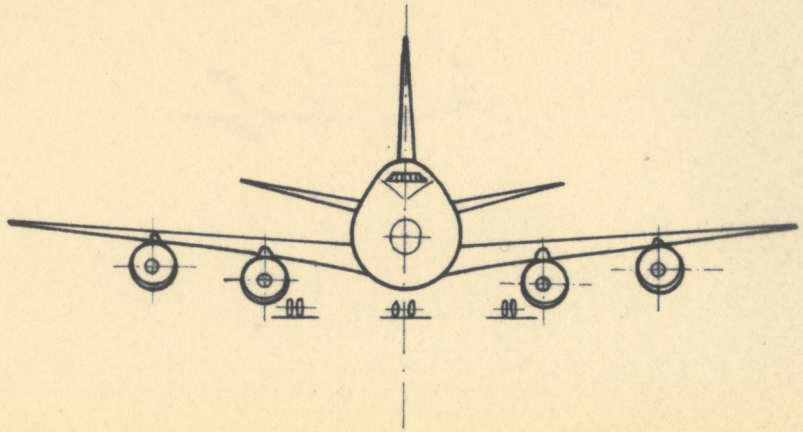
DOUGLAS
DC-10-3

7. 1967

44







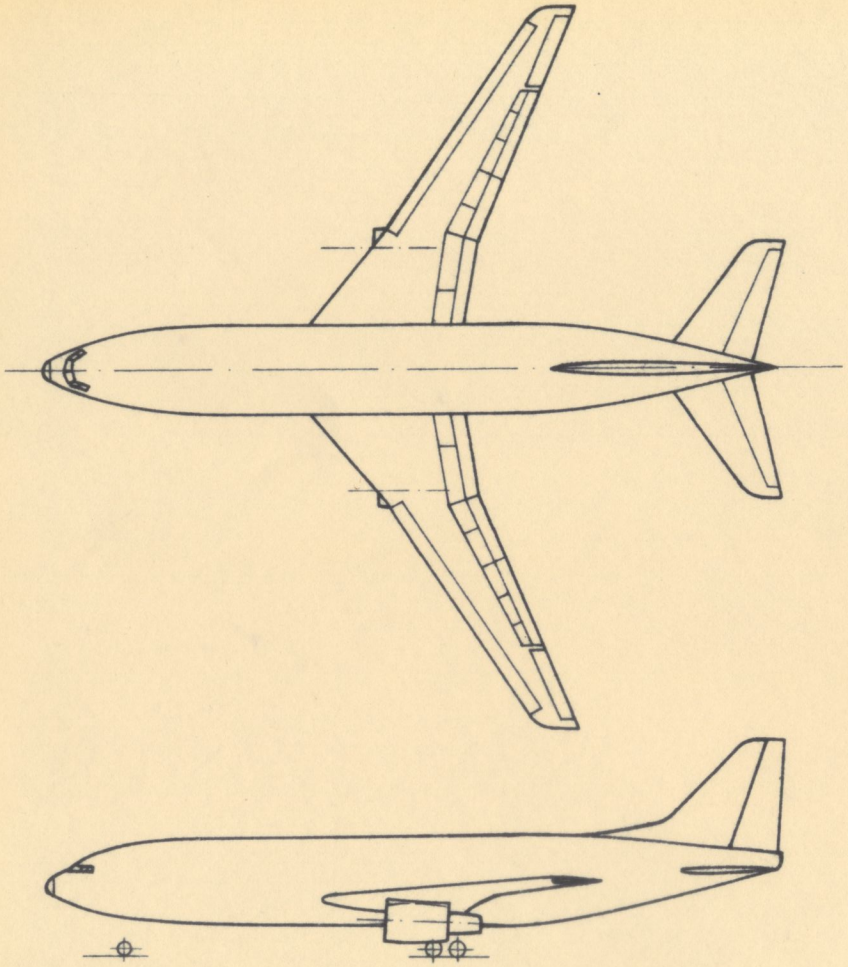
ca. M 1:500

USA

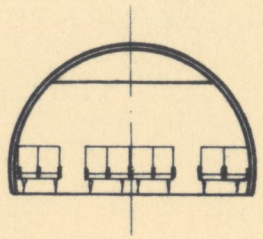
DOUGLAS
DC-10-4

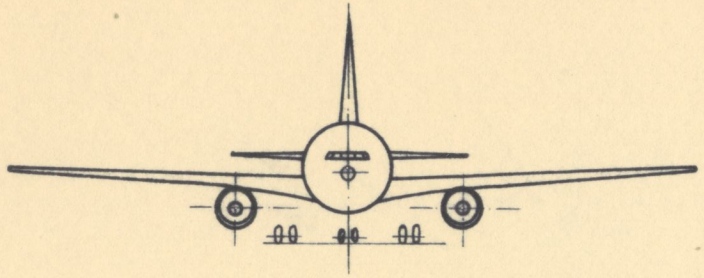
6. 1967

45



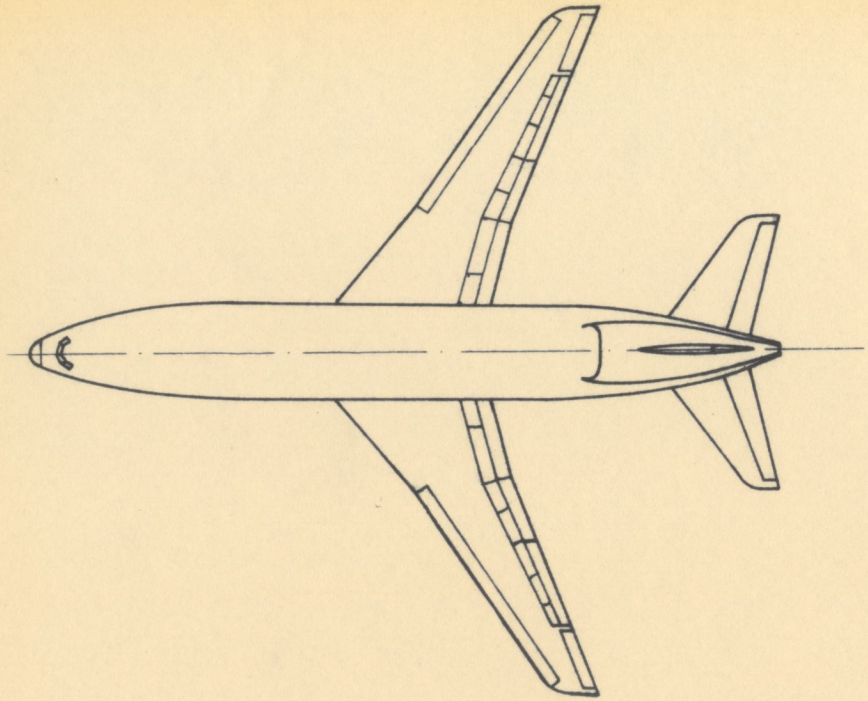
SITZANORDNUNG

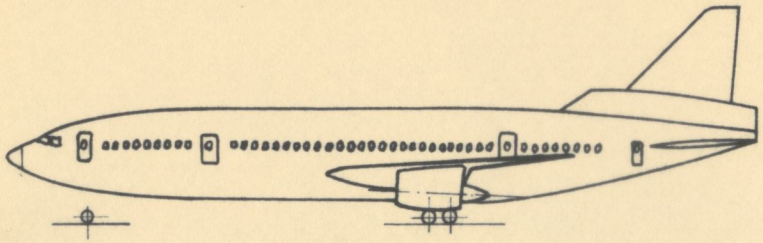


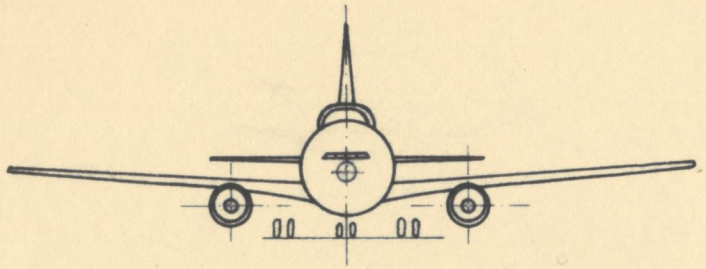


ca. M 1:500

	USA
LOCKHEED CL-1011-28	6.1967







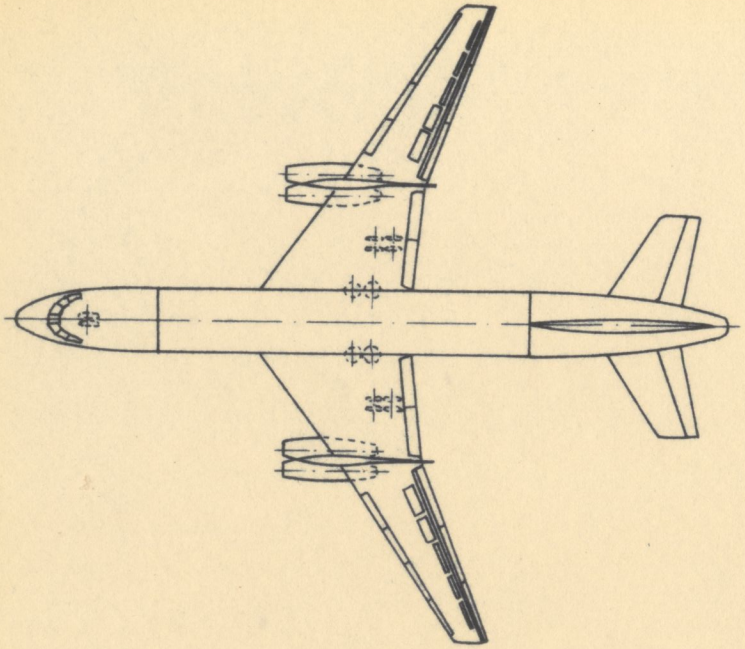
ca. M 1:500

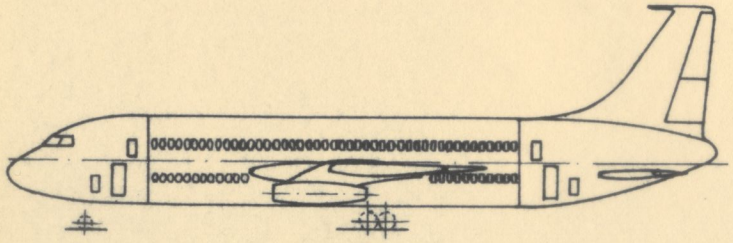
USA

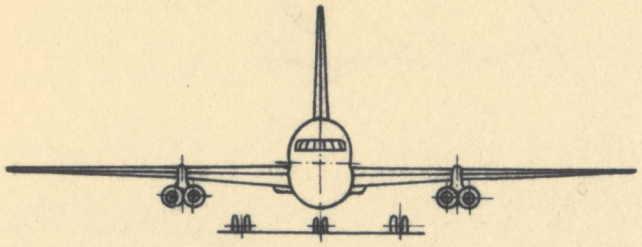
LOCKHEED
CL-1011-31

6.1967

47





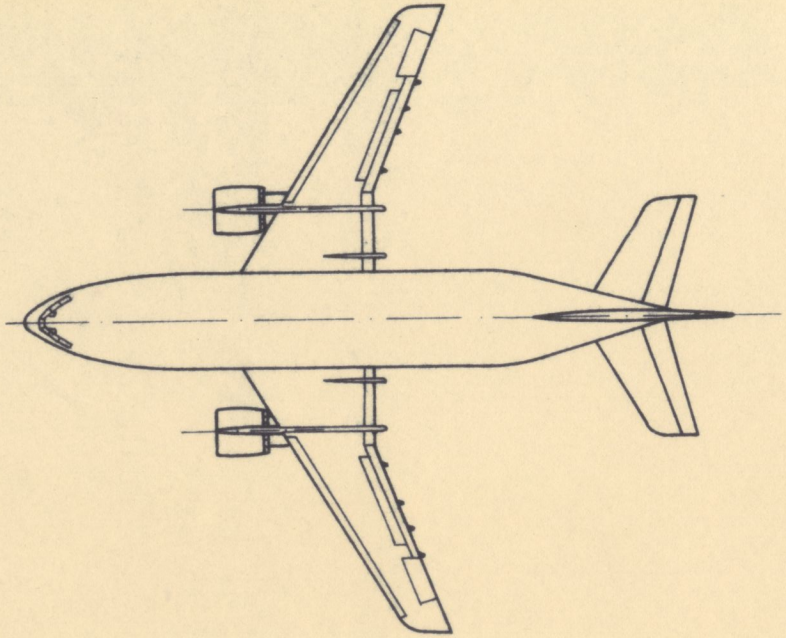


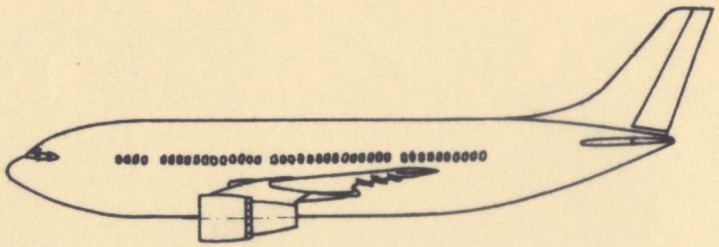
ca. M 1:500

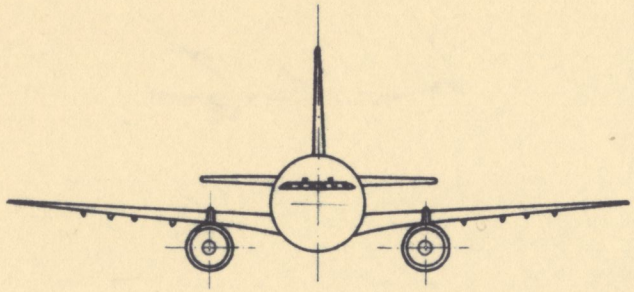
BREGUET Br-124	3.1967

F

48

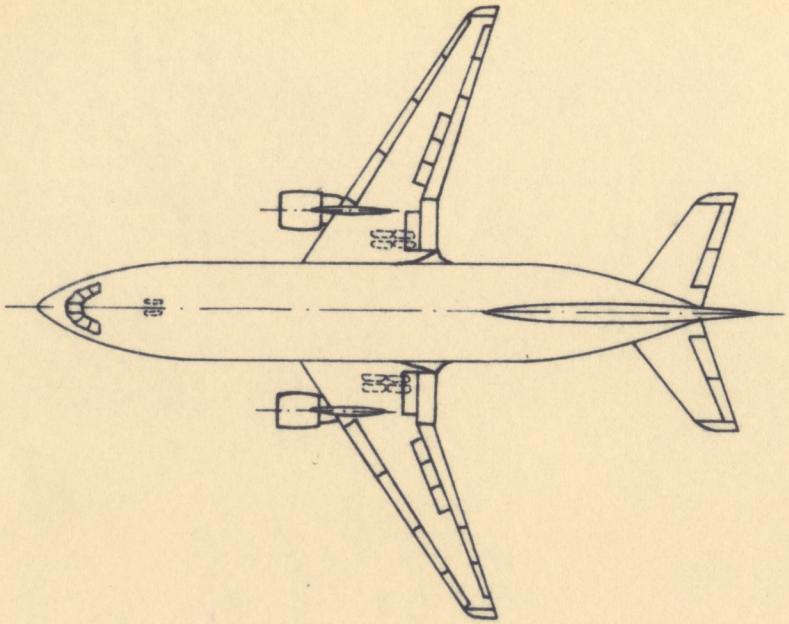


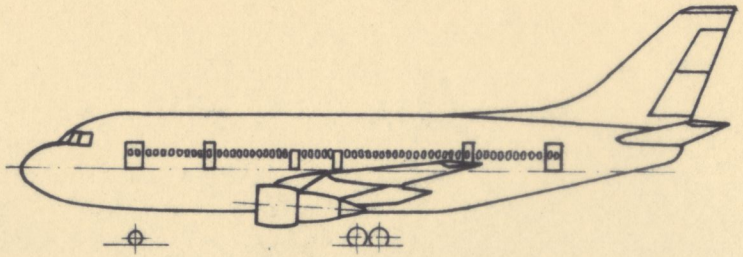


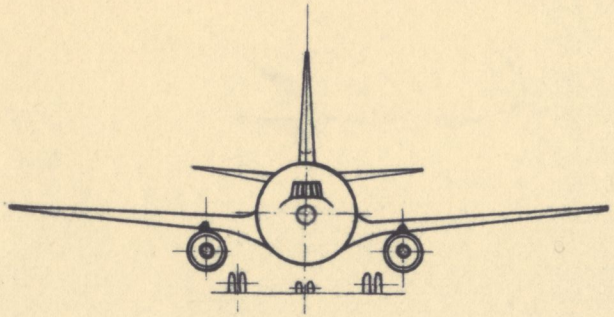


ca. M 1:500

	GB/F
HS-SUD HBN-100	11.1966







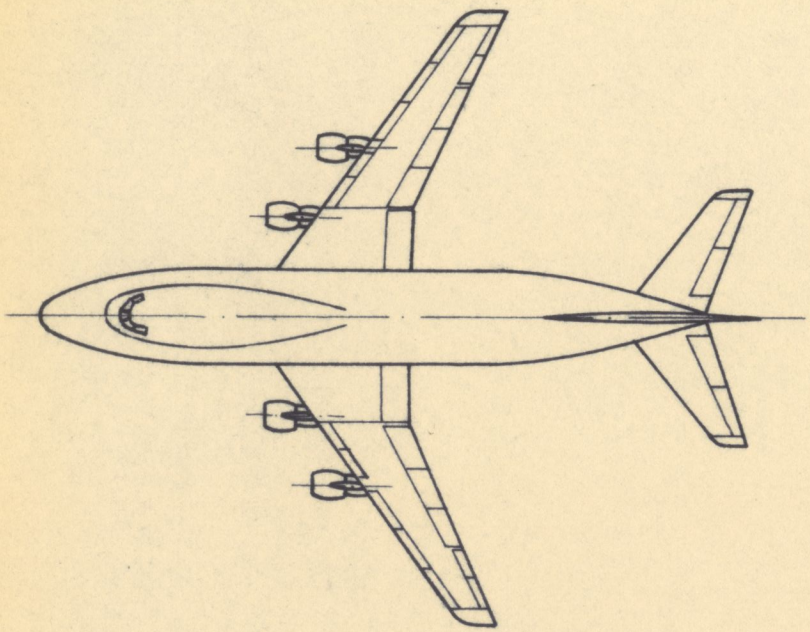
ca. M 1:500

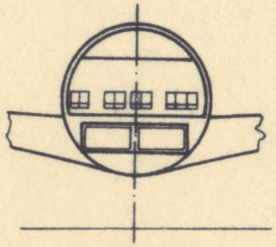
ARGE
T-25-100

1966

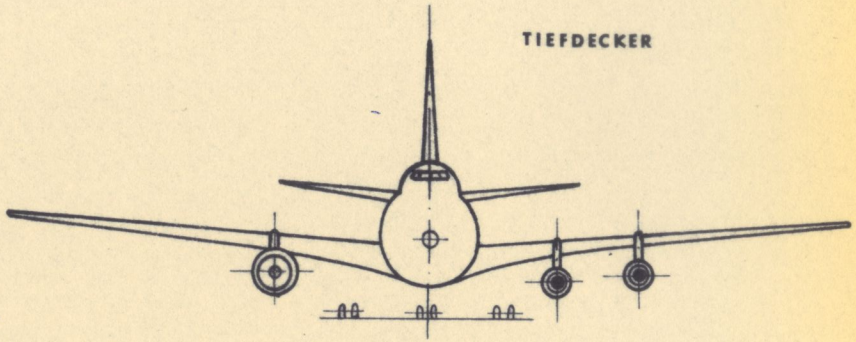
D

50

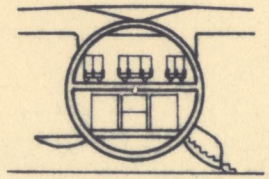


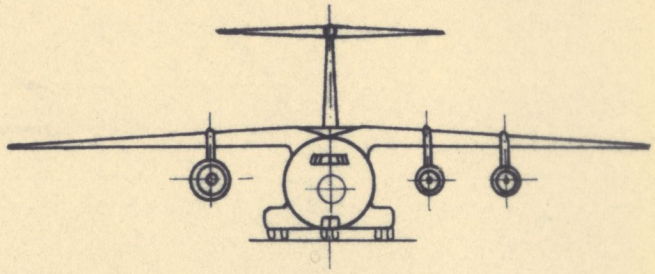


TIEFDECKER



HOCHDECKER

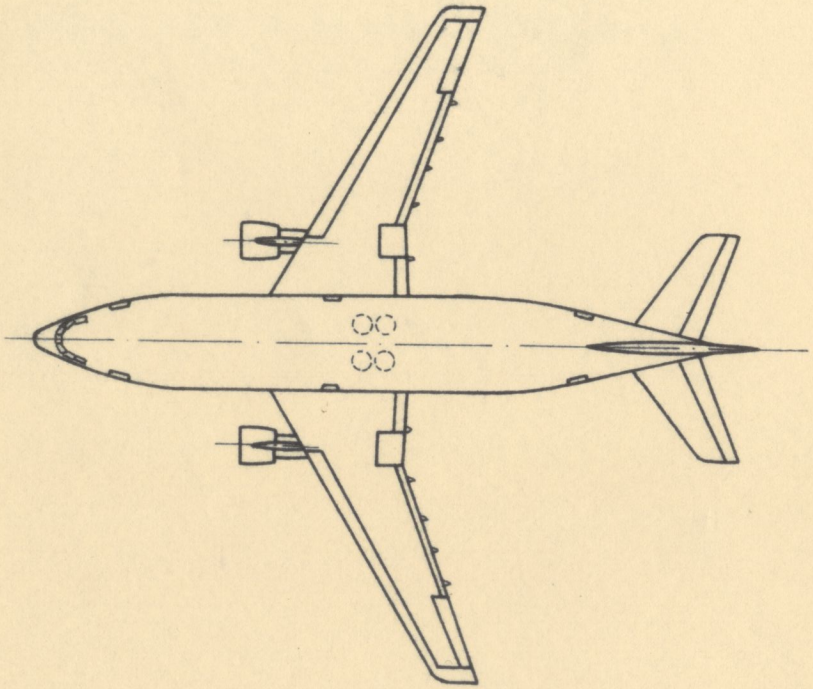


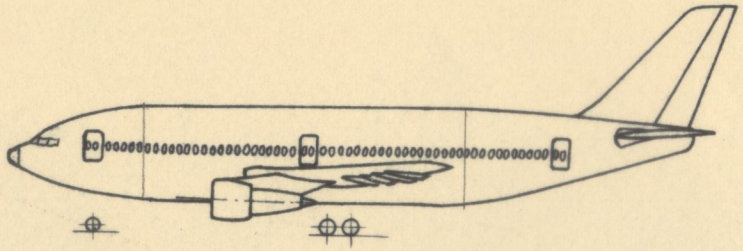


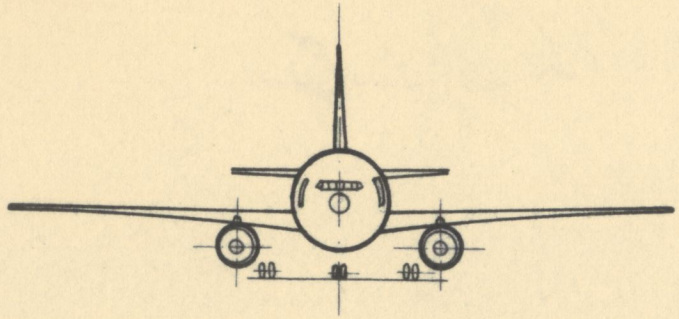
ca. M 1: 500

	D
ARGE VORPROJEKTE	1966

51







ca. M 1:500

GB/F/D

EUROPA
AIRBUS A-300

1966

52

NATION	VEREINIGTE STAATEN VON									
HERSTELLER	BOEING									
MUSTER	747	747					D-950			
		-3	-4	-5	-136	-137	-10	-30	-50	
Länge (m)	66,55	52,73	49,23	57,00	52,73	53,11		59,25		
Spannweite (m)	59,66	47,24	45,72	48,77	51,05	55,27		51,08		
Höhe (m)	19,08	15,24			18,18	20,45		18,32		
Flügelfläche (m^2)	508,5	408,8	371,6	445,9						
Streckung	7	5,5	5,6	5,3						
Pfeilung (°)	40	42	42	42	45	45				
Rumpfbreite Oberdeck / Unterdeck bzw. – $\phi_{(m)}$	5,95	4,98 5,28	4,98 5,28	4,98 5,28	4,08 3,34	5,22 5,70		3,45 4,47		
Nutzbares Rumpfvolumen (m^3)	555	457	470	614	380	590	528	624	705	7
Flächenbelastung (kp/m^2)	606	588	588	607						
Triebwerksanzahl	4	4	4	4	4	4	4	4	4	
entweder Muster	JT9D1				CTF39	CTF39				
Schub (kp)	18 600	15880	14 740	18 150	15 900	18900				
oder Muster					JT9D1	JT9D1				
Schub (kp)					15 900	18 900				
Flugsteig (ramp) – Gewicht (to)		241,2	219,7	271,7						
Startgewicht max. (to)	308 5	240,3	218,8	270,8	220	270				
Gewicht nach dem Einfahren der Klappen (to)		239,4	217,8	270						
Landegewicht max. (to)	200	170	153,2	192						
Leertankgewicht (to)	180,5	157,3	141,5	178,9						
Betriebsleergewicht (to)	133,5	113,9	104,1	128	103,5	125				
Treibstoffmenge (l)	190 000	143850	124900	157100						
Startstrecke (m)	2790									
Landestrecke (m)										
Reisehöhe (m)	13700	11500								
Reisegeschwindigkeit (Ma)	0,9	0,9	0,9	0,9				0,87		
Steiggeschwindigkeit (m/s)										
Reichweite mit max. Nutzlast (km)	9 660				8 600	8150	7410	7410		
Passagiere max.	490	363	311	433	295	435	376	457	524	

AMERIKA (USA)										FRANK-REICH	GB/F	BUNDESREPUBLIK DEUTSCHLAND			EUROPA GB/F/D
DOUGLAS					LOCKHEED					BRE-GUET	HS-SUD	ARGE-Projekte			
D-952		D-966	DC 10		CL-1011					Br. 124	HBN 100	T 25-100		002.007	A-300
-10	-30		-3	-4	-28	-31	-32	-32X	-30						
	64,62	51,20	56,08	54,74	49,38	49,38	52,12	52,12	61,57	44,90	47,85	48,40	54,56	48	48,70
	63,06	48,00	49,53	49,53	47,24	47,24	51,05	47,24	74,68	40,00	39,32	40,00	40,00	40	45,10
	22,86	17,37	16,92	16,92	14,11	14,02	14,02	14,02	14,02	14,30	15,20	15,90	15,90	15,80	16,00
					266	266	292	266	418	225		230	230	230	260
					8,4	7,6	7,8	8,4	7,6	7,1		7	7	7	7,8
					35	35	35	35	35			34	34	34	28
	4,72 5,23		7	7											6,4
792	943											970	1150		
					511	511	514	564	543	422		461	500	524	462
4	4	2	3	4	2	3	3	3	3	4	2	4	4	2	2
		JT9D1	CF6	CF6						RB163	JT9D1	RB205	RB 205	RB207	JT9D1
		18 600	17 200	14 500	21 770	15 420	17 000	17 000	23 590	5 170	18 600	9 100	9 100	21 500	19 960
			RB	RB											RB207
			17 200	14 500											21 500
		137,9													
		136,2	151,5	207	136	136	150	150	227	95		106	115	120,5	120
		122,8	132	143,5	118	118									
		116	123,1	132,1						71,6				95,5	96
		80,2	86,8	95,8	81	81				46,6		617	66	674	69
															37 850
		2740	1980	2650	2 700	2130	2350	2350	2590	1130	2000	1600	1920	2250	2030
					1680						1800	1400	1500		1650
												10 700	11 000		7 600
	0,87	0,85			0,85	0,85	0,85	0,85	0,85	0,83				0,76	0,85
												15	13		
	9 270	3 400	4 100	9 100	2 590	3335	3335	3335	4450	1700	1500	1500	1500	2200	1740
458	563	260	332	332	250	250	274	274	340	264	225	250	300	252	320

DER EUROPÄISCHE AIRBUS

Teil B

Aufstellung eines Rechenprogrammes für
einen Digitalrechner

Diplomarbeit
von
cand.aer. Heiner Dörner

Ausgeführt am
Institut für Flugzeugbau
der Technischen Universität Stuttgart
Stuttgart, Dezember 1967

INHALT.

1. Zusammenfassung

2. Verwendete Formelzeichen und entsprechende Namen im Programm
   2.1 Namen die im Text und im Programm erscheinen
   2.2 Bezeichnungen die nur im Programm erscheinen

3. Annahmen und Forderungen

4. Bestimmung des Abfluggewichtes G_A
   4.1 Gewicht der Hauptbaugruppen
   4.2 Gewicht der Triebwerksanlage
   4.3 Gewicht der Ausrüstung
   4.4 Gewicht der Kraftstoffmenge
      4.4.1 Start
      4.4.2 Steigflug
      4.4.3 Reiseflug
      4.4.4 Warteflug oder Ausweichflug (Reservekraftstoff)
      4.4.5 Landung
   4.5 Aufstellung der Gleichung für das Abfluggewicht G_A
   4.6 Rüstgewicht, Kraftstoffgewicht, Reiseflug-Endgewicht

5. Der Flugauftrag und seine einzelnen Phasen.
   5.1 Start
   5.2 Steigflug
      5.2.1 Grundgleichungen
      5.2.2 Maximale Steiggeschwindigkeit
      5.2.3 Einfluß der Dichteänderung mit der Höhe
      5.2.4 Kraftstoffverbrauch während des Steigfluges
      5.2.5 Steigstrecke
   5.3 Reiseflug
      5.3.1 Reiseflugprogramm 1
      5.3.2 Reiseflugprogramm 2
      5.3.3 Reiseflugprogramm 3
   5.4 Warteflug
   5.5 Landung

6. Aufstellung der Kostengleichung

7. Erläuterungen zum Rechenprogramm
7.1 Hauptprogramm
7.2 Unterprogramme
7.2.1 Subroutine START 1 (K)
7.2.2 Subroutine GEOMET (NRECH)
7.2.3 Subroutine WEIGHT
7.2.4 Subroutine TITEL (ISEIT, LINE, K)
7.2.5 Subroutine DRAG
7.2.6 Subroutine REICHW (GAMMA,BETA,DELTA,NAUSIT)
7.2.7 Subroutine WARTEF (DELTA)
7.2.8 Subroutine STEIGF (BETA)
7.2.9 FUNCTION SOUNDV (HRFT)
7.2.10 FUNCTION FBR (H,VMA,S)

8. Eingabedaten und Auswertung
8.1. Eingabedaten
8.2 Auswertung

9. Programmausdruck

10. Literatur

1. Zusammenfassung.

Die vorliegende Arbeit stellt den Versuch dar eine Optimierung für die beiden wichtigen Entwurfsparameter, die Flügel-Flächenbelastung und die Flügelstreckung durchzuführen.
Für eine verlangte Flugaufgabe wird ein Rechenprogramm entwickelt mit dem in Abhängigkeit von der Flächenbelastung und Flügelstreckung das kleinste Abfluggewicht und die minimalen, direkten Betriebskosten ermittelt werden können.

Als Beispiel wird ein Airbus für die 70 - er Jahre betrachtet. Dieses Flugzeug fliegt in einer Höhe von 11 km mit einer Machzahl von 0,8 und mit einer Nutzlast von 30 t. Die Reichweite beträgt 1800 km.

Das absolute Minimum des Abfluggewichtes in der untersuchten Spanne der Streckung und der Flächenbelastung liegt bei $\Lambda = 6$ und einer Flächenbelastung von 800 kp/m^2.
Das Minimum der direkten Betriebskosten liegt für eine jährliche Einsatzzeit von 3500h (das sind ungefähr 1400 Flüge über die Reichweite von 1800 km) bei der Streckung $\Lambda = 7$ und bei einer Flächenbelastung von 800 kp/m^2.

Aus konstruktiven Gründen (Mindesttankvolumen in der Fläche) sowie aus aerodynamischen Erwägungen (gute Langsamflugeigenschaften und die dazu erforderliche Klappenfläche) können diese absoluten Minima nicht als Auslegungsdaten verwendet werden.
Als Auslegungsdaten werden gewählt:
Streckung $\Lambda = 7$; Flächenbelastung $G_{TO}/F = 550$ kp/m^2.
Das Abfluggewicht wird dabei $G_{TO} = 121{,}2$ t, die direkten Betriebskosten ergeben sich zu $b_K = 0{,}2303$ DM/t km, dies entspricht ca. 2,3 Pf/Passagier km.

2. Verwendete Formelzeichen und entsprechende Namen im Programm.

2.1 Namen, die im Text und im Programm erscheinen.

Zeichen	Dimension	Bezeichnung	Programmname.
α		Startkraftstoffanteil bezogen auf G_A	ALFA
α_1	(1/km)	Dichtekorrekturwert = 0,0226 nach ISA	
β		Steigkraftstoffanteil bezogen auf G_A	BETA
γ	(rad)	Steigwinkel	
γ_i		Reisekraftstoffanteil bezogen auf G_A	GAMMA
δ		Reservekraftstoffanteil " " "	DELTA
ε		Gleitzahl	EPS
ε_R		Gleitzahl im Reiseflug	EPSR
ε_{min}		Kleinste Gleitzahl	EPSMIN
ε_{opt}		Beste Gleitzahl für min. Streckenverbrauch	EPSOPT
ζ		Landekraftstoffanteil	ZETA
η		Schubverlustfaktor	FMVTSØ
Λ		Geometrische Flügelstreckung	STRECK
Λ_e		Effektive Flügelstreckung = $\Lambda \cdot \tau$	LAMDAE
μ		Mittleres Fluggewicht bezogen auf G_A	FGM
ξ		Konstante = f (i)	
ρ	(kg/m^3)	Luftdichte	RO
ρ_o	(kg/m^3)	Luftdichte in Höhe O km	ROØ
ρ_{11}	(kg/m^3)	Luftdichte in Höhe 11 km	
σ		Dichteverhältnis ρ/ρ_o	
σ_{11}		Dichteverhältnis ρ_{11}/ρ_o	R11
τ		Spannweitenwirkungsfaktor	WU
π		Kreiszahl = 3,1415927	PI
A	(kp)	Auftrieb	
a		Veränderlicher Rumpfgewichtsanteil	A
a_1	(s/m)	Konstante aus dem Triebwerkskennfeld	A1
a_2	(s^2/m^2)	Konstante aus dem Triebwerkskennfeld	A2
b		Veränderlicher Leitwerksgewichtsanteil	B
b_A	(kg/kph)	Spez. Kraftstoffverbrauch im Ausweichflug	BA
b_R	(kg/kph)	Spez. Kraftstoffverbrauch im Reiseflug	BR, BRØ
b_S	(kg/kph)	Spez. Kraftstoffverbrauch im Steigflug	BS

b_{SCH}	(kg/kph)	Spez. Kraftstoffverbrauch im Schwebeflug	BSCH
b_W	(kg/kph)	Spez. Kraftstoffverbrauch im Warteflug	BW
c		Veränderlicher Fahrwerksgewichtsanteil	C
c_1	(DM/kp)	Kostenfaktor	C1
c_2	(DM/kp)	Kostenfaktor	C2
c_A		Auftriebsbeiwert	CA
c_{A_ε}		Auftriebsbeiwert bei Flug mit ε_{min}	
c_{A_R}		Auftriebsbeiwert beim Reiseflug	CAR
$c_{A_{ANF}}$		Auftriebsbeiwert zu Beginn des Reisefluges	
c_w		Widerstandsbeiwert	CW
c_{w_o}		Nullwiderstandsbeiwert	CWØ
c_{w_P}		Profilwiderstandsbeiwert	CWP
c_{w_S}		Beiwert des schädlichen Widerstandes	
D		Konstante	
d		Veränderlicher Zusatzgewichtsanteil	D
e		Veränderlicher Ausrüstungsgewichtsanteil	E
F	(m^2)	Flügelfläche	F
f_S	(m^2)	Schädliche Fläche $c_{w_S} F$	FS
G	(kp)	Flugzeuggewicht	
G_A	(kp)	Startgewicht	GTO
G_{ANF}	(kp)	Flugzeuggewicht zu Beginn des Reisefluges	GA
G_{AR}	(kp)	Gewicht der Ausrüstung	GAR
G_{ARC}	(kp)	Festgewicht der Ausrüstung	GARC
G_E	(kp)	Fluggewicht am Ende des Reisefluges	GE
G_F	(kp)	Flügelgewicht	GFL
G_{FW}	(kp)	Gewicht des Fahrwerkes	GFW
G_{FWC}	(kp)	Festgewicht des Fahrwerkes	GFWC
G_{GO}	(kp)	Gondel- oder andere Zusatzgewichte	GGO
G_{GOC}	(kp)	Festgewicht der Gondel- oder Zusatzgewichte	GGOC
G_{KR}	(kp)	Kraftstoffgewicht	GKR
G_{K_1}	(kp)	Startkraftstoffgewicht	GKR1
G_{K_2}	(kp)	Steigkraftstoffgewicht	GKR2
G_{K_3}	(kp)	Reisekraftstoffgewicht	GKR3
G_{K_4}	(kp)	Reservekraftstoffgewicht	GKRW
G_{K_5}	(kp)	Landekraftstoffgewicht	
G_{LW}	(kp)	Leitwerksgewicht	GLW
G_{LWC}	(kp)	Festgewicht des Leitwerkes	GLWC
G_N	(kp)	Nutzlast	GN
G_R	(kp)	Rüstgewicht	GR
G_{RU}	(kp)	Rumpfgewicht	GRU

G_{RUC}	(kp)	Festgewicht des Rumpfes	GRUC
G_{TRW}	(kp)	Triebwerksgewicht	GTW
		(Hubtriebwerke)	GHTW
		(Reisetriebwerke)	GRTW
G_Z	(kp)	Gewicht der Flugzeugzelle	GZL
H	(km)	Flughöhe, Höhenkoordinate	
H_A	(km)	Flughöhe im Ausweichflug	HA
H_R	(km)	Flughöhe im Reiseflug	HR
H_W	(km)	Flughöhe im Warteflug	
H_1	(km)	Flughöhe zu Beginn des Steigfluges	
H_2	(km)	Flughöhe bei Ende des Steigfluges	
h	(h)	Anzahl der jährlichen Betriebsstunden	H
i		Gütefaktor	
j		Spez. Gewicht der Triebwerke	
		(Hub GHTW/SH)	SPGHTR
		(Marsch GRTW/SR)	SPGMTR
K	(DM/Mpkm)	Direkte Betriebskosten	BK
K_1	(DM/Mpkm)	Kostenanteil für Anschaffung, Versicherung, Wartung und Besatzung	
K_2	(DM/Mpkm)	Betriebsstoff-Kostenanteil	
K_A	(DM)	Anschaffungskosten	
k_L	(DM)	Landegebühren	
k_A		Abschreibungsfaktor	
k_o	$\frac{(kp^{o,3o5})}{(m^{1,39o})}$	Flügelgewichtskonstante	WKFL
m	(kg)	Flugzeugmasse	
m_B	(kg/s)	Brennstoffmassenfluss	
n		Triebwerk-Kennfeld-Exponent (H >11 km)	UN
N_o		Anzahl der jährlich geflogenen Strecken mit der Reichweite R	NO
O_{GES}	(m^2)	Flugzeugoberfläche	OGES
P_F	(DM/kp)	Flugzeugpreisfaktor	PF
q	(kp/m^2)	Flugstaudruck	
R	(km)	Gesamtreichweite	REISOL
R_A	(km)	Ausweichstrecke	RA
R_H	(km)	Reichweite im Horizontalflug	
R_S	(km)	Reichweite über Grund beim Steigflug	RS
r		Gewichtsanteil zu Reiseflugbeginn	
S	(kp)	Schub	
S'	(kp)	Schub zu Beginn des Steigfluges	
S_o	(kp)	Standschub in Höhe = 0 km	SØ

S_e	(kp)	Effektiver Gesamtschub	
S_{11}	(kp)	Schub in 11 km Höhe	S11
t	(s)	Zeit	T
t_1	(s)	Zeitpunkt des Steigflugbeginns	
t_2	(s)	Zeitpunkt des Steigflugendes	
t_S	(s)	Steigzeit	TS
t_{SCH}	(h)	Schwebezeit	TSCH
t_W	(h)	Warteflugzeit	TW
u		Triebwerk-Kennfeld-Exponent (H $\leq$11 km)	U
v	(m/s)	Fluggeschwindigkeit	
v_g	(m/s)	Fluggeschwindigkeit über Grund	
v_{opt}	(m/s)	Optimale Fluggeschwindigkeit im Ausweichflug	
v_R	(m/s,km/h)	Reisegeschwindigkeit	VR
W	(kp)	Flugzeugwiderstand	
w	(m/s)	Steiggeschwindigkeit	
w_{max}	(m/s)	Maximale Steiggeschwindigkeit	WMAX
y		Anzahl der Abschreibungsjahre	Y
z		Triebwerksanzahl.	

2.2 Bezeichnungen die nur im Programm erscheinen.

Bezeichnung	Programmname
Faktor der den Einfluß der Geschwindigkeit auf den Schub angibt	A3
Steuergröße für Ausgabe von Zwischenergebnissen	AUSGI
Reiseflug-Kraftstoffverbrauch	BRØ
Widerstandsbeiwert	CF
Kraftstoff-Schrittweite der Kraftstoffgewichtsbestimmung	DEGKR
Gewichtsabnahme je Steigflug- oder Reiseflugschritt	DG
Schrittweite der Flächenbelastung D(GA/F)	DGALF
Höhenschritt	DH
Schrittweite der Streckung	DSTREC
Zeitschritt	DT
Reichweitenschritt	DX

Halbe Gewichtsabnahme je Reiseflug-Schritt	D2
Wurzel aus $c_{w_o}/\pi\Lambda_e$	EP
Faktor zur Überdimensionierung der Reisetriebwerke	FSUE
Fluggewicht in einer Höhe HX	G
Startgewicht/Schädliche Fläche	GAFS
Startwert (Erstwert) der Flächenbelastung (GA/F)1	GALF1
Endwert (Letztwert) der Flächenbelastung (GA/F)L	GALF2
Gewicht der konstanten Flugzeugteilgewichte	GKONST
Maximales Kraftstoffgewicht	GKRMAX
Minimum des Kraftstoffgewichtes	GKRMIN
Variabler Grenzwert des Kraftstoffgewichtes	GKROB
Variabler Grenzwert des Kraftstoffgewichtes	GKRUN
Mittleres Fluggewicht im Warte- oder Ausweichflug	GM
Maximales Startgewicht	GTOMAX
Fluggewicht in der Kraftstoffschleife	GTOV
Startgewicht-Eingabe	GTOØ
1.Wert der Iteration zur Bestimmung des Abfluggewichtes	GTO1
Reisehöhe H_R	HRØ
Reisehöhe in feet	HRFT
Halber Höhenschritt	HX
Steuergröße für das Flugzeuggewicht im Steigflug IK2 grösser Null: Fluggewicht bleibt konstant IK2 kleiner gleich Null: Fluggewicht nimmt durch den Kraftstoffverbrauch ständig ab.	IK2
Steuergröße für den Ausdruck der Seitenzahl	ISEIT
Steuergröße zur Änderung der Streckung	ISTR
Reichweitenstufen	IXH
Steuergröße für die Zahl der auszudruckenden Zeilen je Seite	IZEIL
Steuergröße für das Ausdrucken der Seitenzahl oder für das Weiterdrucken der Zeilen	LINE
Steuergröße für das Ausdrucken von Zwischenergebnissen (steuert den kleineren Ausdruck der Zwischenergebnisse)	NAUSIØ = NAUSIT
Schleifenzahl in der Abfluggewichtsbestimmung	NGA
Schleifenanzahl in der Kraftstoffschleife	NGKRØ NGKR
Anzahl der Rechenschritte: Steigflug 100, Reiseflug 10	NI
Steuergröße zur Reiseflugprogrammwahl	NNR
Steuergröße zur Auslegung der Marschtriebwerke	NRECH
Schleifenanzahl für die Schubauslegung	NSM
Zahl für die Zwischen-Reichweitenstufen	NXH
Drosselverhältnis SM/SMAX	Q
Staudruck mal Fläche	QF

Variabler Grenzwert der Reichweite(in der Kraftstoff-schleife)	REIOB
Variabler Grenzwert der Reichweite	REIUN
Sigma in einer Höhe HX	RHORO
Sigma exp. u	RHORØ
Schub eines Reisetriebwerkes	SØ
Eingabewert des Reisetriebwerkschubes	SØØ
Erster Wert für die Schubiteration	SØ1
Effektiver Schub/Standschub	SEFF/SØ
Verhältnis des Gesamtschubes zum Abfluggewicht zu Beginn des Steigfluges ($S'/G_A(1-\alpha)$, S/G	SG
Effektiver Gesamtschub/Startgewicht beim Start	SGA
Standschub eines Hubtriebwerkes	SHØ
Effektiver Gesamtschub(Hubtriebwerke)/Startgewicht beim Start SH/GA	SHGA
Dichte in Höhe HX/ Dichte in 11 km Höhe	SIG
Schub eines Marschtriebwerkes im Reiseflug (Reise 3)	SM
Schubhöchstleistung der Triebwerke	SMAX
Effektiver Gesamtschub(Reisetriebwerke)/Startgewicht beim Start SR/GA	SMGA
Schallgeschwindigkeit in einer Höhe H	SOUNDV
Spez. Gewicht der Hubtriebwerke	SPGHTR
Spez. Gewicht der Reisetriebwerke	SPGMTR
Standschub eines Reisetriebwerkes	SRØ
Gesamtschub (SØ ZMTR)	SS
Parameterendwert der Streckung	STRECL
Parameteranfangswert der Streckung	STREC1
Gesamtschub/Gewicht in einer Höhe HX, SS/G RHORO exp. U, S11/G SIG exp. UN	SZG
Temperatur	TEMP
4,225 u	U1
Exponent der Streckung in den Flügelgewichtsformeln	UFL
Machzahl der Reisegeschwindigkeit	VMAR
PI LAMDAE	WL
Widerstand im Reiseflug	WMR
Wurzel aus 3 = 1,7320508	W3
Summe der Steigflug- Reichweitenschritte	X
Zwischenreichweitenstufe	XH
Zuornungsnamen für XH	XREI
Zahl der Hubtriebwerke	ZHTR
Zahl der Marsch-(Reise-)Triebwerke	ZMTR

3. Annahmen und Forderungen.

Eine Marktuntersuchung hat die Notwendigkeit ergeben ein neues Flugzeug für eine bestimmte Flugaufgabe auszulegen. Bedingt durch diese Flugaufgabe wird als gegeben angesehen:

Nutzlast G_N
Reichweite R
Fluggeschwindigkeit v_R

Da die Triebwerksart auch vorgegeben sein soll, nimmt man an, daß die

Reisehöhe H_R ,

das heißt die wirtschaftlichste Flughöhe bekannt ist. Die Höhen- und Geschwindigkeitsabhängigkeit des Triebwerkschubes und des Kraftstoffverbrauches soll exakt oder durch eine Näherungsfunktion bekannt sein. Die Nutzlast sei nach Gewicht und Volumen bekannt, dadurch ergibt sich Rumpfvolumen und schädliche Fläche. Die gewünschte Geschwindigkeit bestimmt Flügel- und Leitwerkspfeilung, sowie Profildicke. Somit können nur noch die wichtigsten geometrischen Auslegungsdaten variiert werden, das sind:

Flächenbelastung G_A/F
Flügelstreckung Λ

Durch Variation dieser Daten kann man ein Flugzeug entwerfen, entweder für:

a) minimales Abfluggewicht
oder für die
b) kleinsten direkten Betriebskosten.

Durch Variation von Flächenbelastung und Flügelstreckung muß das Ansteigen der aerodynamischen Güte (ε) mit dem Ansteigen des Flügelstrukturgewichtes so in Einklang gebracht werden, daß Flügel- und Kraftstoffgewicht zusammen ein Minimum werden.
Die direkten Betriebskosten müssen dabei natürlich nicht gleichzeitig ein Minimum ergeben. Diese Kosten hängen zum größten Teil

von der jährlichen Betriebszeit H ab. Mit H variieren wiederum die Wartungs- und Instandhaltungskosten.

Das Flugeinsatzprogramm sieht folgende Phasen vor:

a) Start von einem Punkt A

b) Steigen auf Reisehöhe H_R

c) Horizontaler Flug bis zu einem Punkt B

d) Abstieg aus Reisehöhe ohne Streckengewinn und Kraftstoffbedarf

e) Eventuell Ausweichflug in Ausweichhöhe mit Wartezeit bis C

f) Landung in B oder mit Phase e) in C.

4. Bestimmung des Abfluggewichtes G_A.

Wie schon erwähnt wird vorausgesetzt, daß folgende Größen bekannt sind:
Nutzlast G_N, Reichweite R, Reisegeschwindigkeit v_R, Reisehöhe H_R. Ferner die schädliche Fläche f_S oder die schädliche Flächenbelastung G_A/f_S, sowie der Profilwiderstandsbeiwert c_{w_P}. Anstelle von f_S wird zur Vereinfachung im weiteren Verlauf der Rechnung der Wert c_{w_O} als bekannt angesehen.

4.1 Gewicht der Hauptbaugruppen.

Das Zellengewicht G_Z setzt sich aus mehreren Teilbaugruppen zusammen. Statistiken haben ergeben, daß die Teilgewichte zumeist eine lineare Abhängigkeit vom Abfluggewicht aufweisen. Deshalb wird angesetzt:

Rumpfgewicht $$G_{RU} = G_{RUC} + aG_A \qquad (1)$$

Leitwerksgewicht $$G_{LW} = G_{LWC} + bG_A \qquad (2)$$

Fahrwerksgewicht $$G_{FW} = G_{FWC} + cG_A \qquad (3)$$

Sonstige Gewichte wie Gondeln, Endtanks usw. $$G_{GO} = G_{GOC} + dG_A \qquad (4)$$

Flächengewicht $$G_F = f(G_A, \Lambda, G_A/F)$$

Das Flächengewicht läßt sich nach [1] durch die Gleichung:

$$G_F = \underbrace{0{,}0168}_{K_0} \frac{G_A^{0{,}39}\ \Lambda^{0{,}87 = NFL}}{(G_A/F)^{0{,}695}}\ G_A \qquad (5)$$

(Flächenformel 1)

oder nach [10] durch die Gleichung:

$$G_F = 0{,}012 \frac{G_A^{0{,}39}\ \Lambda}{(G_A/F)^{0{,}695}}\ G_A \qquad (6)$$

(Flächenformel 2)

annähern. An Hand von einigen ersten Rechenergebnissen stellte sich allerdings heraus, daß beide Formeln zu kleine Flächengewichte liefern. Verwendet man für den Vorfaktor KO den Wert $0{,}018$ und für den Exponenten NFL der Streckung den Wert $1{,}00$, so ergeben sich Flächengewichte, die den Statistiken besser entsprechen.

4.2 Gewicht der Triebwerksanlage.

Das Triebwerksgewicht hängt von den verschiedensten Faktoren ab:

a) vom notwendigen effektiven Gesamtschub S_e oder vom Schub-Gewichtsverhältnis S_e/G_A. Mit S_e wird ein HTOL-Flugzeug bis zum Abheben beschleunigt; ein VTOL-Flugzeug kann mit diesem Schub senkrecht starten und die Transition durchführen.

b) vom Schub S der zur Erreichung der geforderten Reise- oder Maximalgeschwindigkeit benötigt wird.

c) vom spezifischen Schub j der Triebwerke (kp Schub/ kp Triebwerksgewicht). Das Verhältnis j kann im Laufe der Zeit durch technische Verbesserungen günstiger werden.

d) von den Schubverlusten die meist auf den Bruttoschub S_o bezogen werden. Bei HTOL-Flugzeugen werden die Schubverluste z.B. durch Einlauf-Druckverluste oder durch höhere Normaltag (ISA)-Temperaturen hervorgerufen. Bei VTOL-Fluggeräten wird die Größe der Schubverluste hauptsächlich durch die Heißgas-Rezirkulation in die Triebwerkseinläufe bestimmt.

e) von der Zahl z der eingebauten Triebwerke.

Das Triebwerksgewicht wird somit nach der Gleichung

$$G_{TRW} = \frac{1}{(1-\eta)\,j}\left(\frac{S_e}{G_A}\right) G_A \qquad (7)$$

ermittelt. Darin ist η der Schubverlustfaktor.

4.3 Gewicht der Ausrüstung.

Bei diesem Gewichtsanteil ist eine genaue Überprüfung der Einzelgewichte notwendig. Je nach Einsatzart oder Klassenaufteilung wird z.B. das Gewicht der Bestuhlung variabel sein. Von der Flugroute wird das Gewicht der Notausrüstung (Schwimmwesten, Rettungsinseln) abhängen. Die Teilgewichte werden entweder konstant sein, oder von der Flugzeuggröße abhängen.
Für die Ausrüstung wird deshalb angesetzt:

$$G_{AR} = G_{ARC} + e\,G_A \qquad (8)$$

In den konstanten Anteil wird die Besatzung mit einbezogen.

4.4 Gewicht der Kraftstoffmenge.

Die erforderliche Kraftstoffmenge setzt sich aus den einzelnen Verbrauchsmengen für die verschiedenen Flugphasen zusammen.

4.4.1 Start

$$G_{K_1} = \alpha G_A \tag{9}$$

Bei HTOL-Geräten wird der Anteil α benötigt um auf das Flugfeld zu rollen, den Start durchzuführen und, wie international festgelegt, ein 15 m hohes Hindernis zu überfliegen.
Bei einem VTOL-Gerät wird der Anteil α benötigt um senkrecht zu starten und die Transition durchzuführen.

4.4.2 Steigflug

$$G_{K_2} = \beta G_A \tag{10}$$

Der Steigfluganteil β wird später abgeleitet.

4.4.3 Reiseflug

$$G_{K_3} = \gamma_i G_E \tag{11}$$

Der Reiseflug-Kraftstoffanteil γ_i ist veränderlich, entsprechend den verschiedenen Gesichtspunkten nach denen der Reiseflug durchgeführt wird. G_E ist das Gewicht des Flugzeuges am Ende des Reisefluges. Der Reiseflug-Kraftstoffanteil wird ebenfalls später abgeleitet.

4.4.4 Warteflug oder Ausweichflug (Reservekraftstoff)

$$G_{K_4} = \delta G_A \tag{12}$$

Der Anteil δ wird in Abschnitt 5 bestimmt.

4.4.5 Landung

$$G_{K_5} = \varepsilon G_A \tag{13}$$

Bei einem HTOL-Gerät wird diese Menge für das Einschweben und Ausrollen benötigt. Das VTOL-Gerät führt damit die Transition und die Senkrechtlandung durch.

4.5 Aufstellung der Gleichung für das Abfluggewicht G_A.

$$G_A = G_N + G_{RUC} + \alpha G_A + G_{LWC} + b G_A + G_{FWC} + c G_A + G_{GOC} + d G_A + k_0 \frac{G_A^{0,39} \Lambda^{UFL}}{(G_A/F)^{0,695}} G_A + \frac{1}{(1-\eta) j} \left(\frac{S_e}{G_A}\right) + G_{ARC} + e G_A + \alpha G_A + \beta G_A + \gamma_i G_E + \delta G_A + \varphi G_A \quad (14)$$

Da G_E dem Abfluggewicht G_A bis auf die Teilgewichte

$$\alpha G_A + \beta G_A + \gamma_i G_A$$

entspricht, ergibt sich das Abfluggewicht zu :

$$G_A = \frac{(G_N + G_{RUC} + G_{LWC} + G_{FWC} + G_{GOC} + G_{ARC})(1+\gamma_i)}{1-\alpha-\beta-(1+\gamma_i)\left[a+b+c+d+\frac{1}{(1-\eta) j}\left(\frac{S_e}{G_A}\right)+e+\delta+\varphi\right]-(1+\gamma_i) k_0 \frac{G_A^{0,39} \Lambda^{UFL}}{(G_A/F)^{0,695}}} \quad (15)$$

4.6 Rüstgewicht, Kraftstoffgewicht, Reiseflug-Endgewicht.

Das Rüstgewicht erhält man durch die Gleichung:

$$G_R = G_{RUC} + G_{LWC} + G_{FWC} + G_{GOC} + G_{ARC} + \left(a+b+c+d+\frac{1}{(1-\eta) j}\left(\frac{S_e}{G_A}\right) + k_0 \frac{G_A^{0,39} \Lambda^{UFL}}{(G_A/F)^{0,695}} + e\right) G_A \quad (16)$$

Das Kraftstoffgewicht für den Flugauftrag kann man so schreiben:

$$G_{KR} = (\alpha + \beta + \varphi) G_A + \gamma_i G_E \quad (17)$$

Das Reiseflug-Endgewicht ist:

$$G_E = G_R + G_N + \delta G_A \quad (18)$$

5. Der Flugauftrag und seine einzelnen Phasen.

5.1 Start.

Eine besondere Startuntersuchung wird nicht durchgeführt. Für die Startkraftstoffmenge wird ein prozentualer Anteil (α) vom Abfluggewicht G_A angenommen. Bei der Erweiterung des Rechenprogrammes könnte in einem weiteren Unterprogramm diese Flugphase besonders untersucht werden.

5.2 Steigflug.

5.2.1 Grundgleichungen.

Bei der Bewegung eines strahlgetriebenen Flugzeuges mit der Masse m wirken zu einem frei gewählten Zeitpunkt folgende äußere Kräfte:

Fluggewicht	G
Schub	S
Auftrieb	A
Widerstand	W

Nimmt man an, daß der Schub in Richtung der Flugbahntangente wirkt, so wird die Bewegung des Flugzeuges durch die Gleichungen:

$$m \cdot v \cdot \dot{\gamma} = A - G \cos\gamma \tag{19}$$

und

$$m \cdot \dot{v} = m \frac{dv}{dt} = S - W - G \sin\gamma \tag{20}$$

dargestellt.

Für einen stationären Steigflug vereinfachen sich diese Gleichungen zu:

$$A - G \cos\gamma = 0 \tag{21}$$

$$S - W - G \sin\gamma = 0 \tag{22}$$

Schreibt man für den Widerstand:

$$W = c_w q F = \frac{c_w}{c_A} G \cos\gamma = \varepsilon G \cos\gamma$$

so ergibt sich mit (22): $S - W = G \sin\gamma$; $W = \varepsilon G \sin\gamma$

$$S - \varepsilon G \cos\gamma = G \sin\gamma$$

$$\operatorname{tg}\gamma = \frac{S/G}{\cos\gamma} - \varepsilon \qquad (23)$$

Darin ist $\varepsilon = \frac{c_w}{c_A}$ die Gleitzahl.

Für $\gamma < 10°$ geht $\cos\gamma \longrightarrow 1$
und $\operatorname{tg}\gamma = \sin\gamma = \gamma$

Gleichung (23) geht dann über in:

$$\operatorname{tg}\gamma = \sin\gamma = \gamma = \left[\left(\frac{S}{G}\right) - \varepsilon\right] \qquad (24)$$

Für die Steiggeschwindigkeit w ergibt sich mit dem Steigwinkel γ und der Fluggeschwindigkeit v:

$$w = v \sin\gamma = v\gamma = v\left(\frac{S}{G} - \varepsilon\right) \qquad (25)$$

5.2.2 Maximale Steiggeschwindigkeit.

Ein Flug mit maximaler Steiggeschwindigkeit ergibt ein Zeitminimum zum Erreichen der Reiseflughöhe H_R, wobei auch näherungsweise ein minimaler Treibstoffverbrauch zu verzeichnen ist. Während des Steigfluges soll das Fluggewicht konstant sein.
Gleichung (25) lieferte:

$$w(H) = \left(\frac{S}{G} - \varepsilon\right) v = \left(\frac{S(H)}{G} - \varepsilon\right) v(H)$$

Schreibt man für v: $$v = \sqrt{\frac{G}{c_A \frac{\rho}{2} F}}$$

Somit erhält man:

$$\left(\frac{S}{G} - \varepsilon\right)\sqrt{\frac{G}{c_A \frac{\rho}{2} F}} = w$$

wobei

$$\varepsilon = \frac{c_w}{c_A} = \frac{c_{w_o} + \frac{c_A^2}{\pi \Lambda_e}}{c_A} = \frac{c_{w_o}}{c_A} + \frac{c_A}{\pi \Lambda_e} \; ; \quad \Lambda_e = \tau \cdot \Lambda$$

Bildet man für die maximale Steiggeschwindigkeit:

$$\frac{dw}{dc_A} = \sqrt{\frac{G}{c_A \frac{\rho}{2} F}}\left(\frac{c_{w_o}}{c_A^2} - \frac{1}{\pi \Lambda_e}\right) + \left(\frac{S}{G} - \frac{c_{w_o}}{c_A} - \frac{c_A}{\pi \Lambda_e}\right)\sqrt{\frac{G}{\frac{\rho}{2} F}}\left(-\frac{1}{2}\right)\frac{1}{\sqrt{c_A^3}}$$

$$\frac{dw}{dc_A} = \sqrt{\frac{G}{c_A \frac{\rho}{2} F}}\left[\frac{c_{w_o}}{c_A^2} - \frac{1}{\pi\Lambda_e} - \frac{S}{2G c_A} + \frac{c_{w_o}}{2c_A^2} + \frac{1}{2\pi\Lambda_e}\right]$$

$$= \frac{1}{2}\sqrt{\frac{G}{c_A \frac{\rho}{2} F}}\left[\frac{3c_{w_o}}{c_A^2} - \frac{S}{G c_A} - \frac{1}{\pi\Lambda_e}\right] = 0$$

Damit ergibt sich für den c_A - Wert:

$$c_A^2 + \frac{S}{G}\pi\Lambda_e \cdot c_A - 3c_{w_o}\pi\Lambda_e = 0$$

$$c_A = \frac{-\frac{S}{G}\pi\Lambda_e \overset{+}{(-)} \sqrt{\left(\frac{S}{G}\right)^2(\pi\Lambda_e)^2 + 12\,c_{w_o}\pi\Lambda_e}}{2}$$

$$c_A = -\frac{S}{G}\pi\Lambda_e \cdot \frac{1}{2} + \frac{1}{2}\sqrt{\left(\frac{S}{G}\right)^2(\pi\Lambda_e)^2\left[1 + \frac{12\,c_{w_o}}{\left(\frac{S}{G}\right)^2\pi\Lambda_e}\right]}$$

$$c_A = \frac{S}{G}\frac{\pi\Lambda_e}{2}\left(\sqrt{1 + \frac{12\,c_{w_o}}{\pi\Lambda_e (S/G)^2}}\right) \qquad (26)$$

oder

$$c_A = \frac{\pi\Lambda_e}{2}\left(\sqrt{\left(\frac{S}{G}\right)^2 + \frac{12\,c_{w_o}}{\pi\Lambda_e}} - \frac{S}{G}\right) \qquad (26')$$

Setzt man dieses c_A in den vereinfachten Ansatz (25) ein, so schreibt sich die maximale Steiggeschwindigkeit:

$$w_{max}(H) = \left[\frac{S}{G} - \frac{c_{w_o} + \frac{1}{\pi\Lambda_e}\left[\frac{\pi\Lambda_e}{2}\left(\sqrt{\left(\frac{S}{G}\right)^2 + \frac{12c_{w_o}}{\pi\Lambda_e}} - \frac{S}{G}\right)\right]^2}{\left[\frac{\pi\Lambda_e}{2}\left(\sqrt{\left(\frac{S}{G}\right)^2 + \frac{12\,c_{w_o}}{\pi\Lambda_e}} - \frac{S}{G}\right]\right.}\right] \cdot \sqrt{\frac{G}{F}\cdot\frac{2}{\rho}\cdot\frac{2}{\pi\Lambda_e}\cdot\frac{1}{\sqrt{\left(\frac{S}{G}\right)^2 + \frac{12c_{w_o}}{\pi\Lambda_e}} - \frac{S}{G}}}$$

In der Literatur [9] wird eine Abkürzung, der Gütefaktor i eingeführt. Dieser Faktor ist dort:

$$i = \frac{4\,c_{w_o}}{\pi\Lambda_e\left(\frac{S}{G}\right)^2} = \frac{4\left(\frac{G/F}{G/f_s} + c_{w_p}\right)}{\pi\Lambda_e\left(\frac{S}{G}\right)^2} \qquad (28)$$

Darin ist $f_S = c_{w_S} \cdot F$ die schädliche Fläche. Mit diesem Faktor geht (27) über in:

$$w_{max}(H) = \left[\frac{S}{G} - \frac{c_{w_o}}{\frac{\pi\Lambda_e}{2}\left(\frac{S}{G}\right)\left(\sqrt{1+3i} - 1\right)} - \frac{1}{2}\left(\frac{S}{G}\right)\left(\sqrt{1+3i} - 1\right)\right] 2\sqrt{\frac{G}{F}\frac{1}{\rho}\frac{1}{\pi\Lambda_e}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{S}{G}\cdot\sqrt{1+3i} - 1}}$$

$$= \left[\left(\frac{S}{G}\right)^{\frac{1}{2}} - \frac{c_{w_o}\left(\frac{S}{G}\right)^{\frac{1}{2}}\left(\sqrt{1+3i} + 1\right)}{\frac{\pi\Lambda_e}{2}\left(\frac{S}{G}\right)^2 3i} - \frac{1}{2}\left(\frac{S}{G}\right)^{\frac{1}{2}}\left(\sqrt{1+3i} - 1\right)\right] \frac{2\sqrt{\frac{G}{F}\frac{1}{\rho}\frac{1}{\pi\Lambda_e}}}{\sqrt{\sqrt{1+3i} - 1}}$$

$$w_{max}(H) = \left[\sqrt{\frac{S}{G}} - \frac{1}{6}\sqrt{\frac{S}{G}}\left(\sqrt{1+3i} + 1\right) - \frac{1}{2}\sqrt{\frac{S}{G}}\left(\sqrt{1+3i} - 1\right)\right] \cdot \frac{2\sqrt{\frac{G}{F}\frac{1}{\rho}\frac{1}{\pi\Lambda_e}}}{\sqrt{\sqrt{1+3i} - 1}}$$

Die letzte Gleichung wird erweitert mit: $\frac{\sqrt{(S/G)^2}\cdot\sqrt{\rho_o}\cdot\sqrt{G/f_s}}{\sqrt{(S/G)^2}\cdot\sqrt{\rho_o}\cdot\sqrt{G/f_s}}$

$$w_{max}(H) = \sqrt{\left(\frac{S}{G}\right)^3}\,\frac{2}{\sqrt{\rho_0}\sqrt{\sqrt{1+3i}-1}}\left[1-\frac{2}{3}\left(\sqrt{1+3i}\right)+\frac{1}{3}\right]\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}\,\underbrace{\sqrt{\frac{G/F}{G/f_s}\,\frac{1}{\pi\Lambda_e\left(\frac{S}{G}\right)^2}}}_{\approx\sqrt{i/4}}$$

$$= \frac{\left(2-\sqrt{1+3i}\right)}{\sqrt{\sqrt{1+3i}-1}}\,\frac{4}{3}\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}\sqrt{\left(\frac{S}{G}\right)^3}\sqrt{\frac{G}{f_s}}\,\frac{\sqrt{i}}{2\sqrt{\rho_0}}\cdot\frac{\sqrt{3}\sqrt{2}}{\sqrt{2}\sqrt{3}}$$

$$w_{max}(H) = \frac{\sqrt{3i}\left(2-\sqrt{1+3i}\right)}{\sqrt{2\left(\sqrt{1+3i}-1\right)}}\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}\sqrt{\left(\frac{S}{G}\right)^3}\sqrt{\frac{G}{f_s}}\cdot\underbrace{\frac{\sqrt{2}\;4}{2\sqrt{3}\sqrt{\rho_0}\;3}}_{\text{Konstante} \approx 1{,}54}$$

$$w_{max}(H) = 1{,}54\,\frac{\sqrt{3i}\left(2-\sqrt{1+3i}\right)}{\sqrt{2\left(\sqrt{1+3i}-1\right)}}\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}\sqrt{\left(\frac{S}{G}\right)^3}\sqrt{\frac{G}{f_s}} \qquad (29)$$

Wenn man setzt:

$$\varphi = \frac{\sqrt{3i}\left(2-\sqrt{1+3i}\right)}{\sqrt{2\left(\sqrt{1+3i}-1\right)}} \approx 1-i \qquad (30)$$

so liegt der maximale Fehler im Bereich $0 < i < 1$ bei 8%.
Die angenäherte, maximale Steiggeschwindigkeit ergibt sich endlich zu:

$$w_{max}(H) = 1{,}54\left(\frac{S}{G}\right)^{\frac{3}{2}}\cdot\sqrt{\frac{G}{f_s}\,\frac{\rho_0}{\rho}}\left(1-\frac{4\,c_{w_0}}{\pi\Lambda_e\left(\frac{S}{G}\right)^2}\right) \qquad (31)$$

5.2.3 Einfluß der Dichteänderung mit der Höhe.

Schub und Steiggeschwindigkeit ändern sich mit wachsender Flughöhe. Die Dichte ändert sich nach der Gleichung (ISA-Norm):

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \sigma = \left(1-\alpha_1 H\right)^{4{,}225} \qquad (32)$$

$$\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} = \sqrt{\frac{1}{\sigma}} = \left(1-\alpha_1 H\right)^{-2{,}1125} \qquad (33)$$

Setzt man eine konstante Machzahl voraus, so kann die Schubänderung bei steigender Höhe mit folgender Gleichung erfaßt werden:

$$S(H) = S_0 \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^u = S_0 \sigma^u \qquad (34)$$

Der Schub nimmt also nicht linear mit dem Dichteverhältnis ab. Der Exponent u ist eine, für jedes Triebwerk spezielle Konstante. Er variiert in der Höhe $0 \leq H \leq 11$ km zwischen den Werten 0,7 bis 0,9 und ist bei Zweikreisstrahlturbinen vom By-pass-Verhältnis abhängig.

Bei Beginn des Steigfluges hat das Flugzeug schon eine bestimmte Bahngeschwindigkeit v. Betrachtet man eine Triebwerkscharakteristik so stellt man fest, daß sich bei einer Geschwindigkeit v der Schub S der Strahlturbine vom Standschub S_0 unterscheidet. Die Schubabnahme mit Höhe und Geschwindigkeit jeder Triebwerkscharakteristik kann mit der Gleichung ($H \leq 11$ km):

$$S(H,v) = S_0 \left(1-\alpha_1 H\right)^{4{,}225\,u} \left(1 - a_1 v + a_2 v^2\right) \qquad (35)$$

dargestellt werden. Die Konstanten a_1 und a_2 muß man aus dem Triebwerkskennfeld ermitteln.

Für den Steigflug kann man aber auch vereinfachen und annehmen, daß sich die Bahngeschwindigkeit v zwar ändert, der Schub aber in diesem Bereich ungefähr konstant bleibt.

Man setzt den Steigflug-Anfangsschub S' (Höhe = 0) ein und erhält in der Troposphäre die Schubänderung nur abhängig von der Flughöhe zu:

$$S(H) = S' \left(1-\alpha_1 H\right)^{4{,}225\,u} \qquad (36)$$

In der Stratosphäre ($H > 11$ km) ist T = konstant. Der Schubabfall folgt dann dem Gesetz:

$$S = S_{11} \left(\frac{\sigma}{\sigma_{11}}\right)^n \qquad (37)$$

Darin bedeutet:

$$S_{11} = S' \left(1-\alpha_1 \cdot 11\right)^{4{,}225\,u} \qquad (38)$$

$$\sigma_{11} = \frac{\rho_{11}}{\rho_0} = \left(1-\alpha_1 \cdot 11\right)^{4{,}225} \qquad (39)$$

Der Faktor σ berechnet sich nach Gleichung (32). Der Stratosphären-Kennfeldexponent n für Zweikreis-Strahltriebwerke liegt zwischen:

$$0{,}9 < n < 1{,}1$$

Der Schub in Höhen > 11 km berechnet sich demnach aus der Beziehung:

$$S = S'\left(1-\alpha_1 \cdot 11\right)^{4{,}225\,(u-n)} \cdot \left(1-\alpha_1 H\right)^{4{,}225\,n} \tag{40}$$

Die maximale Steiggeschwindigkeit nach dem vereinfachten Ansatz (31) mit der Korrektur für Dichte- und Schubänderung schreibt sich damit:

$$W_{max}(H) = 1{,}54\left(\frac{S'}{G_A}\right)^{1{,}5}\sqrt{\frac{G_A}{f_S}}\left(1-\alpha_1 H\right)^{6{,}34\,u-2{,}1125}\cdot\left(1-\frac{4\,c_{W_0}\left(1-\alpha_1 H\right)^{-8{,}45\,u}}{\pi\,\Lambda_e\left(\frac{S'}{G_A}\right)^2}\right) \tag{41}$$

5.2.4 Kraftstoffverbrauch während des Steigfluges.

Die Genauigkeit ist ausreichend, wenn der spezifische Kraftstoffverbrauch während dieser Phase als konstant angenommen wird. Der Verbrauch nimmt mit wachsender Fluggeschwindigkeit zu, aber mit steigender Höhe ab, und wird deshalb als Mittelwert eingeführt. Die Steigzeit eines Flugzeuges mit dem Gewicht G_A bei maximaler Steiggeschwindigkeit beträgt:

$$t = \int_{H_1}^{H_2} \frac{1}{w(H)}\,dH \tag{42}$$

Die Ausgangshöhe wird normalerweise null gesetzt ($H_1 = 0$). In dieser Zeitspanne wird die Kraftstoffmenge G_{K_2} verbraucht und zwar allgemein:

$$G_{K_2} = \int_{t_1=0}^{t_2} S(v,H)\,b_S(v,H)\,dt = \int_{H_1=0}^{H_2} S(v,H)\,b_S(v,H)\,\frac{1}{w(H)}\,dH \tag{43}$$

Mit den getroffenen Vereinfachungen kann man schreiben:

$$G_{K_2} = b_S \int_{H_1=0}^{H_2} \frac{S(H)}{w(H)}\,dH \tag{44}$$

Setzt man in (44) die Gleichungen (36) und (41) ein, so ergibt sich:

$$G_{K_2} = b_S \int_{H_1=0}^{H_2} \frac{S'\,(1-\alpha_1 H)^{4{,}225\,m}\,dH}{1{,}54\left(\frac{S'}{G_A}\right)^{1{,}5}\sqrt{\frac{G_A}{f_S}}\,(1-\alpha_1 H)^{6{,}34\,m-2{,}1125}\left(1-\frac{4C_{W_0}(1-\alpha_1 H)^{-8{,}45\,m}}{\pi\Lambda_e\,(S'/G_A)^2}\right)}$$

$$= \frac{b_S\,S'}{1{,}54\left(\frac{S'}{G_A}\right)^{1{,}5}\sqrt{\frac{G_A}{f_S}}} \int_{H_1}^{H_2} \frac{(1-\alpha_1 H)^{4{,}225\,m}\,dH}{(1-\alpha_1 H)^{6{,}34\,m-2{,}1125} - \frac{4\,C_{W_0}(1-\alpha_1 H)^{-2{,}11\,m-2{,}1125}}{\pi\Lambda_e\,(S'/G_A)^2}}$$

$$= \frac{b_S\,S'}{1{,}54\left(\frac{S'}{G_A}\right)^{1{,}5}\sqrt{\frac{G_A}{f_S}}} \int_{H_1}^{H_2} \frac{(1-\alpha_1 H)^{4{,}225\,m}\,dH}{(1-\alpha_1 H)^{-2{,}11\,m-2{,}1125}\left[(1-\alpha_1 H)^{8{,}45\,m} - \frac{4\,C_{W_0}}{\pi\Lambda_e\left(S'/G_A\right)^2}\right]}$$

$$G_{K_2} = \frac{b_S\,S'}{1{,}54\left(\frac{S'}{G_A}\right)^{1{,}5}\sqrt{\frac{G_A}{f_S}}} \int_{H_1}^{H_2} \frac{(1-\alpha_1 H)^{6{,}335\,m+2{,}1125}}{\left[(1-\alpha_1 H)^{8{,}45\,m} - \frac{4\,C_{W_0}}{\pi\Lambda_e\left(\frac{S'}{G_A}\right)^2}\right]}\,dH \qquad (45)$$

Bezieht man den Kraftstoffanteil β für den Steigflug auf das Abfluggewicht G_A erhält man:

$$\beta = f\left(\frac{G_A}{F};\ \Lambda;\ \frac{S'}{G_A};\ H;\ b_S\right)$$

$$\beta = \frac{G_{K_2}}{G_A} = \frac{b_S}{1{,}54\sqrt{\frac{S'}{G_A}\frac{G_A}{f_S}}} \int_{H_1}^{H_2} \frac{(1-\alpha_1 H)^{6{,}335\,m+2{,}1125}}{(1-\alpha_1 H)^{8{,}45\,m} - \frac{4\left(\frac{G_A/F}{G_A/f_S}+C_{W_p}\right)}{\pi\Lambda_e\,(S'/G_A)^2}}\,dH \qquad (46)$$

5.2.5 Steigstrecke.

Fliegt ein Flugzeug mit der Steiggeschwindigkeit w, so legt es über dem Boden, ohne Windeinfluß, die Strecke

$$R_s = \int_0^t v_g\,dt \qquad (47)$$

zurück. Dabei ist v_g die Fluggeschwindigkeit während des Steigfluges über dem Boden.

Man kann aber schreiben:

$$v_g = \frac{w(H)}{t_g\,g} \quad ; \quad dt = \frac{dH}{w(H)} \qquad (48)$$

Mit (48) wird aus (47) unter Berücksichtigung kleiner Steigwinkel (24):

$$R_S = \int_{H_1}^{H_2} \frac{dH}{(S/G - \varepsilon)} \tag{49}$$

Wird für die Gleitzahl $\varepsilon = c_W/c_A$ gesetzt und für c_A die Gleichung (26) benützt so ergibt sich mit (49) für die Steigstrecke:

$$R_S = \int_{H_1}^{H_2} \frac{dH}{\left(\frac{S}{G}\right) - \frac{c_{W_0} + \frac{\pi \Lambda_e}{4}\left(\frac{S}{G}\right)^2 \left(\sqrt{1 + \frac{12\, c_{W_0}}{\pi \Lambda_e (S/G)^2}} - 1\right)^2}{\frac{\pi \Lambda_e}{2}\left(\frac{S}{G}\right)\left(\sqrt{1 + \frac{12\, c_{W_0}}{\pi \Lambda_e (S/G)^2}} - 1\right)}}$$

$$= \int_{H_1}^{H_2} \frac{dH}{\frac{S}{G} - \frac{4 c_{W_0} + \frac{\pi \Lambda_e}{2}\left(\frac{S}{G}\right)^2 \cdot \left(1 - \sqrt{1 + \frac{12\, c_{W_0}}{\pi \Lambda_e (S/G)^2}}\right)}{\frac{\pi \Lambda_e}{2}\left(\frac{S}{G}\right)\left(\sqrt{1 + \frac{12\, c_{W_0}}{\pi \Lambda_e (S/G)^2}} - 1\right)}}$$

$$= \int_{H_1}^{H_2} \frac{dH}{2\left(\frac{S}{G}\right) - \frac{8\, c_{W_0}}{\pi \Lambda_e \left(\sqrt{\left(\frac{S}{G}\right)^2 + \frac{12\, c_{W_0}}{\pi \Lambda_e}} - \frac{S}{G}\right)}} \cdot \frac{1}{\frac{\left(\sqrt{(S/G)^2 + \frac{12\, c_{W_0}}{\pi \Lambda_e}} + \frac{S}{G}\right)}{\left(\sqrt{(S/G)^2 + \frac{12\, c_{W_0}}{\pi \Lambda_e}} + \frac{S}{G}\right)}}$$

$$= \int_{H_1}^{H_2} \frac{dH}{2\frac{S}{G} - \frac{2}{3}\left(\sqrt{\left(\frac{S}{G}\right)^2 + \frac{12\, c_{W_0}}{\pi \Lambda_e}} + \frac{S}{G}\right)} = \int_{H_1}^{H_2} \frac{dH}{\frac{4}{3}\left(\frac{S}{G}\right) - \frac{2}{3}\sqrt{\left(\frac{S}{G}\right)^2 + \frac{12\, c_{W_0}}{\pi \Lambda_e}}}$$

$$= \int_{H_1}^{H_2} \frac{dH}{\frac{2}{3}\left[2\left(\frac{S}{G}\right) - \sqrt{\left(\frac{S}{G}\right)^2 + \frac{12\, c_{W_0}}{\pi \Lambda_e}}\right]}$$

$$R_S = \frac{3}{2} \int_{H_1}^{H_2} \frac{dH}{2\frac{S'}{G_A}\left(1 - \alpha_1 H\right)^{4{,}225\,\alpha_1} - \sqrt{\left(\frac{S'}{G_A}\right)\left(1 - \alpha_1 H\right)^{2 \cdot 4{,}225\,\alpha_1} + \frac{12\left(\frac{G_A/F}{G_A/f_S} + c_{W_P}\right)}{\pi \Lambda_e}}}$$

(50)

Die Lösung der Integrale für die Steigstrecke R_S sowie für den Steigflug-Kraftstoffanteil β erfolgt durch schrittweises Vorgehen bis zur Dienstgipfelhöhe. Nach einer Vereinbarung ist diese erreicht, wenn die maximale Steiggeschwindigkeit nur noch $w_{max} = 0{,}5$ m/sek beträgt.

5.3 Reiseflug.

Es werden drei verschiedene Reiseflugprogramme untersucht.

5.3.1 Reiseflugprogramm 1.

Bei dieser Flugweise soll mit konstantem Auftriebsbeiwert c_A geflogen werden. Außerdem soll die Reisegeschwindigkeit konstant bleiben.

Reisegleitzahl ε_R = konst. ; Reisegeschwindigkeit v_R = konst.

Dabei ist dann $H \sim \rho$ und $S \sim \rho$.

Die Gewichtsabnahme ergibt ein ständiges Steigen des Flugzeuges.

Für strahlgetriebene Flugzeuge gilt für die maximale Reichweite:

$$-\frac{v_R}{\dot{m}_B} = \frac{1}{b_R} \cdot \frac{c_{AR}}{c_W} \cdot \frac{v_R}{G} \qquad (51)$$

Dabei ist der Brennstoffmassenfluss $\dot{m}_B$:

$$-\dot{m}_B = -\frac{dG}{dt}$$

Daraus ergibt sich:

$$-\frac{v_R}{dG} = \frac{1}{b_R} \cdot \frac{c_{A_R}}{c_W} \cdot \frac{v_R}{G} \cdot \frac{1}{dt}$$

Da $v_R \cdot dt = dx$ ist, wird nach der Integration die Reichweite:

$$\int_{G_{ANF}}^{G_E} \frac{dG}{G} = -\frac{b_R \varepsilon_R}{v_R} \int_{x=0}^{x=R_H} dx \qquad (52)$$

$$\ln G_E - \ln G_{ANF} = -\frac{b_R \varepsilon_R}{v_R} R_H$$

$$R_H = \frac{v_R}{b_R \varepsilon_R} \ln \frac{G_{ANF}}{G_E} \qquad (53)$$

G_{ANF} ist das Reiseflug-Anfangsgewicht.
Die Gesamtreichweite ist:

$$R = R_H + R_S \tag{54}$$

Das Reiseflug-Endgewicht G_E setzt sich zusammen aus:

$$G_E = G_Z(G_A) + G_{TRW}(G_A) + G_{AR}(G_A) + G_{K_4}(G_A) + G_{K_5}(G_A) + G_N \tag{55}$$

Für die Reiseflug-Gleitzahl gilt:

$$\varepsilon_R = \frac{c_W}{c_{A_R}} = \frac{c_{W_0} + \frac{c_A^2}{\pi \Lambda e}}{c_{A_R}} = \frac{c_{W_0}}{c_{A_R}} + \frac{c_{A_R}}{\pi \Lambda e}$$

$$\varepsilon_R = \frac{G_A/F}{(G_A/f_S)\,c_{A_R}} + \frac{c_{W_P}}{c_{A_R}} + \frac{c_{A_R}}{\pi \Lambda e} \tag{56}$$

Bei Reiseflug-Beginn beträgt das Fluggewicht noch:

$$G_{ANF} = G_A - \alpha G_A - \beta G_A = G_A(1-\alpha-\beta) = \tau G_A \tag{57}$$

$$G_{ANF} = A = c_{A_R} \frac{\rho}{2} V_R^2 F \tag{58}$$

Das ergibt einen Reise-Auftriebsbeiwert von:

$$c_{A_R} = \frac{G_{ANF}}{\frac{\rho}{2} V_R^2 F} = \frac{\tau G_A}{\frac{\rho}{2} V_R^2 F} \tag{59}$$

Die Reiseflug-Gleitzahl wird demnach:

$$\varepsilon_R = \frac{\frac{\rho}{2} V_R^2}{\tau (G_A/f_S)} + \frac{c_{W_P} \frac{\rho}{2} V_R^2}{\tau (G_A/F)} + \frac{\tau (G_A/F)}{\frac{\rho}{2} V_R^2 \pi \Lambda e} \tag{60}$$

Der Kraftstoffverbrauch für diesen Reiseflug ist also:

$$G_{K_3} = G_{ANF} - G_E \tag{61}$$

Mit: $$R_H = R - R_S \tag{62}$$

ergibt sich: $$G_{ANF}/G_E = e^{\frac{(R-R_S)\, b_R \varepsilon_R}{V_R}} \tag{63}$$

und mit: $$\gamma_1 = \frac{G_{K_3}}{G_E} \tag{64}$$

ergibt sich schließlich:

$$G_{K_3} = \gamma_1 G_E = \left(e^{\frac{(R-R_S)\, b_R \varepsilon_R}{V_R}} - 1 \right) G_E \tag{65}$$

5.3.2 Reiseflugprogramm 2

Wie im 1. Programm wird mit konstantem Auftriebsbeiwert geflogen. Die Gewichtsabnahme bedingt eine Geschwindigkeitsreduktion wenn man konstant halten will:
Reisegleitzahl ε_R = konst.; Reisehöhe H_R = konst.
Dabei ist dann $v_R \sim G$ und $S \sim G$.

Wie im Reiseflugprogramm 1 gilt:

$$-\frac{1}{dG} = \frac{1}{b_R} \cdot \frac{c_{A_R}}{c_W} \cdot \frac{1}{G} \cdot \frac{1}{dt}$$

$$\varepsilon_R b_R \, dt = -dG/G \qquad \text{mit} \quad dt = \frac{dx}{V_R}$$

ergibt sich:

$$\frac{b_R \varepsilon_R}{V_R} dx = -\frac{dG}{G}$$

$$b_R \varepsilon_R dx = -\frac{dG}{G} V_R$$

Die Reisegeschwindigkeit läßt sich aber auch schreiben:

$$V_R = \sqrt{\frac{G}{c_{A_R} \frac{\varrho}{2} F}}$$

$$b_R \varepsilon_R \int_{x=0}^{x=R_H} dx = -\int_{G_{ANF}}^{G_E} \frac{\sqrt{G}\, dG}{G \sqrt{c_{A_R} \varrho/2 \, F}} = -\int_{G_{ANF}}^{G_E} \frac{1}{\sqrt{c_{A_R} \varrho/2 \, F}} \cdot \frac{dG}{\sqrt{G}} \tag{66}$$

$$b_R \varepsilon_R R_H = -2\sqrt{G} \Big|_{G_{ANF}}^{G_E} \cdot \frac{1}{\sqrt{c_{A_R} \varrho/2 \, F}} = \sqrt{\frac{G_{ANF}}{c_{A_R} \varrho/2 \, F}} \, 2\left(1 - \sqrt{\frac{G_E}{G_{ANF}}}\right) \tag{67}$$

Die Reichweite des 2. Flugprogrammes ergibt sich zu:

$$R_H = \frac{2 V_R}{b_R \varepsilon_R} \left(1 - \sqrt{\frac{G_E}{G_{ANF}}}\right) \tag{68}$$

Der entsprechende Kraftstoffanteil wird mit

$$G_{K_3} = G_{ANF} - G_E \qquad \text{und} \qquad R_H = R - R_S \qquad \text{zu}$$

$$G_{K_3} = \gamma_2 G_E = \left[\frac{1}{\left(1 - \frac{(R - R_S) b_R \varepsilon_R}{2 V_R}\right)^2} - 1\right] G_E \tag{69}$$

ermittelt.

5.3.3 Reiseflugprogramm 3

Die auftretende Gewichtsverminderung wird durch Änderung der Gleitzahl ausgeglichen. Der Aufriebsbeiwert ändert sich also ständig.

Reisegeschwindigkeit v_R = konst.; Reisehöhe H_R = konst.

Dabei ist $c_A = c_{A_{ANF}} \cdot G/G_{ANF}$ und $S \sim G\varepsilon$.

Es wird wie vorher angesetzt:

$$b_R \varepsilon_R dx = - v_R \frac{dG}{G}$$

$$b_R \left(\frac{c_{w_o} + \frac{c_a^2}{\pi \Lambda_e}}{c_A} \right) dx = - v_R \frac{dG}{G} \qquad (70)$$

mit $$c_A = \frac{G}{\rho/2 \, v_R^2 F}$$

ergibt sich:

$$b_R \left(\frac{c_{w_o} \cdot \rho/2 \, v_R^2 F}{G} + \frac{G}{\rho/2 \, v_R^2 F \pi \Lambda_e} \right) dx = - v_R \frac{dG}{G}$$

$$\frac{-b_R}{v_R} dx = \frac{dG}{c_{w_o} \rho/2 \, v_R^2 F + \frac{G^2}{\rho/2 \, v_R^2 F \pi \Lambda_e}} = \frac{\rho/2 \, v_R^2 F \pi \Lambda_e}{c_{w_o} \pi \Lambda_e \cdot \rho^2/4 \, v_R^4 F^2 + G^2} dG$$

$$- \frac{b_R}{v_R} R_H = \frac{\pi \Lambda_e}{\sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e}} \cdot \operatorname{arc\,tg} \frac{G}{\sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e} \, \rho/2 \, v_R^2 F} \Bigg|_{G_{ANF}}^{G_E} \qquad (71)$$

$$\frac{b_R}{v_R} R_H \sqrt{\frac{c_{w_o}}{\pi \Lambda_e}} = \operatorname{arc\,tg} \frac{G_{ANF}}{\sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e} \, \rho/2 \, v_R^2 F} - \operatorname{arc\,tg} \frac{G_E}{\sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e} \cdot \rho/2 \, v_R^2 F}$$

Wendet man für arc tg die Summenformel an so bekommt man:

$$\frac{b_R}{v_R} R_H \sqrt{\frac{c_{w_o}}{\pi \Lambda_e}} = \operatorname{arc\,tg} \frac{(G_{ANF} - G_E) \frac{1}{\sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e} \cdot \rho/2 \, v_R^2 F}}{1 + \frac{G_{ANF} G_E}{c_{w_o} \pi \Lambda_e \, \rho^2/4 \, v_R^4 F^2}} \qquad (72)$$

Aufgelöst nach R_H:

$$R_H = \frac{v_R}{b_R} \sqrt{\frac{\pi \Lambda_e}{c_{w_o}}} \operatorname{arc\,tg} \frac{\frac{G_{ANF} - G_E}{\sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e} \, q F}}{1 + \frac{G_{ANF} G_E}{c_{w_o} \pi \Lambda_e \, q^2 F^2}} \qquad (73)$$

Wie vorher ergibt sich mit:

$$G_{K_3} = G_{ANF} - G_E \qquad \text{und} \qquad R_H = R - R_S$$

das zugehörige Reisekraftstoffgewicht zu:

$$\underbrace{tg \frac{R_H b_R \sqrt{\frac{c_{w_o}}{\pi \Lambda_e}}}{V_R}}_{= D \text{ gesetzt}} = \frac{G_{ANF} - G_E}{\left(1 + \frac{G_{ANF} G_E}{q^2 F^2 c_{w_o} \pi \Lambda_e}\right) q F \sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e}}$$

$$tg D = \frac{(G_{ANF} - G_E)\, q F \sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e}}{q^2 F^2 c_{w_o} \pi \Lambda_e + G_{ANF} G_E}$$

$$G_{K_3} = tg D \, \frac{q^2 F^2 c_{w_o} \pi \Lambda_e + (G_{K_3} + G_E) G_E}{q F \sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e}} \tag{74}$$

$$G_{K_3} = tg D \, \frac{q^2 F^2 c_{w_o} \pi \Lambda_e + G_E^2}{q F \left(\sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e}\right) \left[1 - \frac{G_E}{q F \sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e}}\right]}$$

$$G_{K_3} = tg D \, \frac{q^2 F^2 c_{w_o} \pi \Lambda_e + G_E^2}{q F \sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e} - G_E} \tag{75}$$

Diese Gleichung kann man noch umschreiben in:

$$G_{K_3} = \left[tg D \cdot \frac{\frac{q^2 F^2 c_{w_o} \pi \Lambda_e}{G_E} + G_E}{q F \left(\sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e} - G_E\right)} \right] G_E = \gamma_3 (G_E)\, G_E \tag{76}$$

Nur der Reisekraftstoffanteil γ_3 ist auch vom Reiseflug-Endgewicht abhängig.

5.4 Warteflug.

Der Warteflug erfolgt in einer vorgegebenen Höhe H_W bei einem bestimmten mittleren Gewicht $G = \mu G_A$ sinngemäß mit der kleinsten Gleitzahl.
Aus der symmetrischen Polaren : $c_W = c_{w_o} + \frac{c_A^2}{\pi \Lambda_e}$,
ergibt sich das Minimum zu:

$$\frac{d\varepsilon}{dc_A} = -\frac{c_{w_o}}{c_{A_\varepsilon}^2} + \frac{1}{\pi \Lambda_e} = 0 \tag{77}$$

$$\frac{c_{A_\varepsilon}^2}{c_{w_o}} = \pi \Lambda_e \quad \rightsquigarrow \quad c_{A_\varepsilon} = \sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e} \tag{78}$$

$$\varepsilon_{min.} = \frac{c_{w_o}}{\sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e}} + \frac{\sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e}}{\pi \Lambda_e}$$

$$\varepsilon_{min.} = 2 \sqrt{\frac{c_{w_o}}{\pi \Lambda_e}} \tag{79}$$

Der beim Warteflug auftretende spezifische Kraftstoffverbrauch soll b_w sein. Die maximal erreichbare Wartedauer T_w wird von den Zulassungsbehörden oder von den Luftverkehrsgesellschaften vorgeschrieben.

Für das Anfliegen eines Ausweichflughafens bei mittlerem Gewicht $G = \mu G_A$ bei vorgegebener Höhe H_A kann auch eine bestimmte Ausweichflugstrecke R_A von 300 - 500 km verlangt werden. Will man so eine Strecke mit möglichst geringem Energieaufwand, d.h. mit geringstem Kraftstoffverbrauch durchfliegen, so muß man einen geringen Widerstand und hohe Fluggeschwindigkeit anstreben.

Es gilt:

$$W = c_w \frac{\rho}{2} v^2 F$$

und

$$V = \sqrt{\frac{G}{c_A \frac{\rho}{2} F}}$$

Bildet man:

$$\frac{W}{V} = \frac{c_w \frac{\rho}{2} v^2 F}{\sqrt{G / c_A \rho/2 F}} = \frac{c_w \frac{\rho}{2} G F \sqrt{c_A \rho/2 F}}{\sqrt{G}\ c_A \rho/2 F}$$

$$\frac{W}{V} = \frac{c_w}{\sqrt{c_A}} \cdot \sqrt{G F \rho/2} \tag{80}$$

so sieht man, daß in der symmetrischen Polare das Minimum für $(c_w/\sqrt{c_A})$ zu suchen ist.

$$\frac{dc_w}{d\sqrt{c_A}} = -\frac{1}{2} c_{w_o} \frac{1}{\sqrt{c_A^3}} + \frac{1}{\pi \Lambda_e} \frac{3}{2} \sqrt{c_A} = 0 \tag{81}$$

$$\frac{c_{w_o}}{c_A^{3/2}} = \frac{3 \sqrt{c_A}}{\pi \Lambda_e} \quad \rightsquigarrow \quad c_A = \sqrt{\frac{c_{w_o} \pi \Lambda_e}{3}} \tag{82))}$$

Die optimale Gleitzahl für den kleinsten Streckenverbrauch wird:

$$\varepsilon_{opt.} = \frac{c_{w_o} \sqrt{3}}{\sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e}} + \frac{\sqrt{c_{w_o} \pi \Lambda_e}}{\sqrt{3}\ \pi \Lambda_e} = \frac{4}{3} \sqrt{\frac{3\, c_{w_o}}{\pi \Lambda_e}} \tag{83}$$

Dabei wird dann bei einer optimalen Geschwindigkeit von

$$V_{opt.} = \sqrt{\frac{2 (\mu G_A / F}{\rho \sqrt{\frac{1}{3} c_{w_o} \pi \Lambda_e}}} \tag{84}$$

geflogen.

Für die Luftdichte wird der Wert in der Höhe $H_A = H = H_w$ genommen.

Die Kraftstoffmenge für Warte- und Ausweichflug eines strahlgetriebenen Flugzeuges ergibt sich damit aus der Gleichung:

$$G_{K_4} = \left[2\sqrt{\left(\frac{G_A/F}{G_A/f_s} + c_{w_p}\right)\frac{1}{\pi \Lambda_e}}\, b_w t_w + \frac{4}{3}\sqrt{\frac{3}{\pi\Lambda_e}\left(\frac{G_A/F}{G_A/f_s} + c_{w_p}\right)} \cdot b_A \cdot \frac{R_A}{3{,}6 \cdot v_{opt.}} \right] \mu G_A + b_{sch}\, t_{sch}\, G_A \qquad (85)$$

Der letzte Summand soll für ein VTOL-Flugzeug eine eventuell notwendige Reserveschwebezeit mitberücksichtigen.

5.5 Landung.

Der Landevorgang wird im Einzelnen nicht untersucht. Für die Landekraftstoffmenge wird ein prozentualer Anteil (ζ) vom Abfluggewicht G_A angenommen. Die Landephase könnte in einem weiteren Unterprogramm in das Rechenprogramm aufgenommen werden.

6. Aufstellung der Kostengleichung.

Die direkten Betriebskosten sind nach [4] durch eine zweiteilige Gleichung in guter Näherung zu bestimmen.

$$K = K_1 + K_2 = c_1 \frac{G_R \cdot 10^3}{G_N R} + c_2 \frac{G_{KR} \cdot 10^3}{G_N R} \quad \left[\frac{DM}{Mp\,km}\right] \qquad (86)$$

Im Kostenteil K_1 sind nach der DLH-Methode folgende Teilkosten enthalten:

Besatzungs- und Wartungskosten
Versicherungskosten
Abschreibung und Verzinsung der Gelder für die Anschaffung und die Ersatzteilbeschaffung
Landegebühren.

Die DLH benützt im Kostenteil K_1 einen Abschreibungsfaktor von:

$$k_A = \frac{0{,}9 \cdot 1{,}25 \cdot 1{,}26}{y} \qquad (87)$$

Darin ist eine y-jährige Abschreibung von 90 % der Anschaffungs- und Ersatzteilkosten eingeplant. Die Ersatzteilkosten betragen etwa 25 % der Anschaffungskosten und würden sich zu 26 % verzinsen. Zu diesem Faktor addieren sich:

Pro Jahr anfallende Versicherungskosten, etwa 4,3 %
Besatzungskosten etwa 3,6 %

Die letzten zwei Prozentangaben beziehen sich auf die Anschaffungskosten.

Die Wartungskosten sollen etwa 8,7 % je 1000 Flugstunden betragen.

Die Anschaffungskosten sind:

$$K_A = P_F \cdot G_R \qquad (88)$$

P_F ist der Flugzeugpreisfaktor in DM/kp Rüstgewicht. Dieser Faktor hängt natürlich sehr von der gebauten Stückzahl des Fluggerätes ab.

Landegebühren entstehen zu:

$$k_L = 0{,}006 \cdot G_A \qquad (89)$$

Liegt das Flugzeug-Rüstgewicht zwischen 40 - 70 % Startgewicht ergeben sich die Landegebühren etwa zu:

$$k_L = 0{,}0085 \cdot G_R \tag{90}$$

Der Kostenanteil K_1 steht damit fest:

$$K_1 = c_1 \frac{G_R \cdot 10^3}{G_N R} = \left[\left(\frac{0{,}9 \cdot 1{,}25 \cdot 1{,}26}{\gamma} + 0{,}043 + 0{,}036 + 8{,}7 \cdot 10^{-6} h \right) \frac{P_F}{N_o} + 8{,}4 \cdot 10^{-3} \right] \frac{G_R \cdot 10^3}{G_N R}$$

In dieser Gleichung ist: (91)

h =Anzahl der jährlich geflogenen Stunden

N_o = Anzahl der jährlich geflogenen Strecken mit der Reichweite R

Im Kostenanteil K_2 wird für den Faktor c_2 der Preis für Kraft- und Schmierstoffe zum Ansatz gebracht. Zur Zeit kann man ungefähr setzen:

$$c_2 = 0{,}18 \quad \text{DM/kp} \tag{92}$$

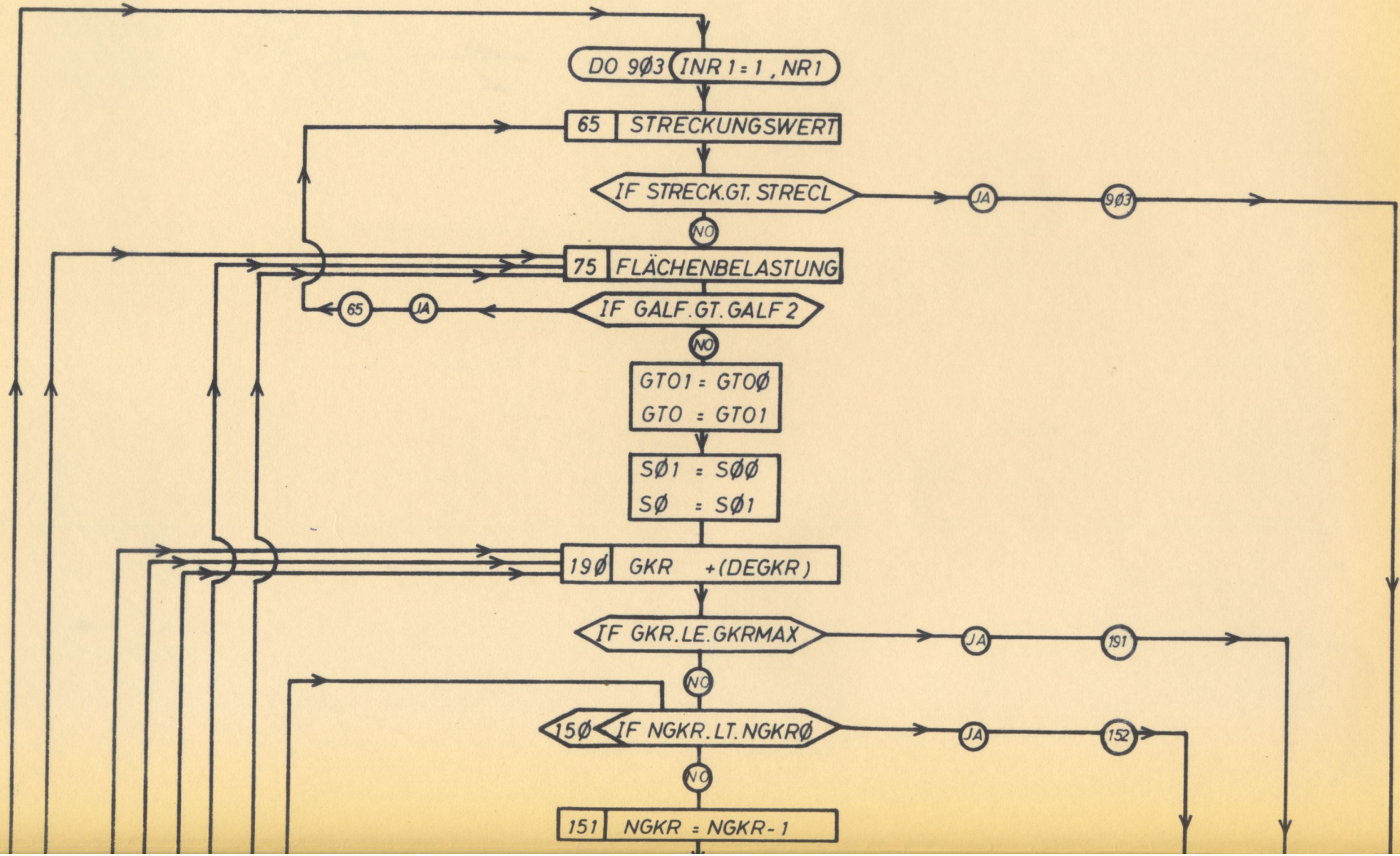
7. Erläuterungen zum Rechenprogramm.

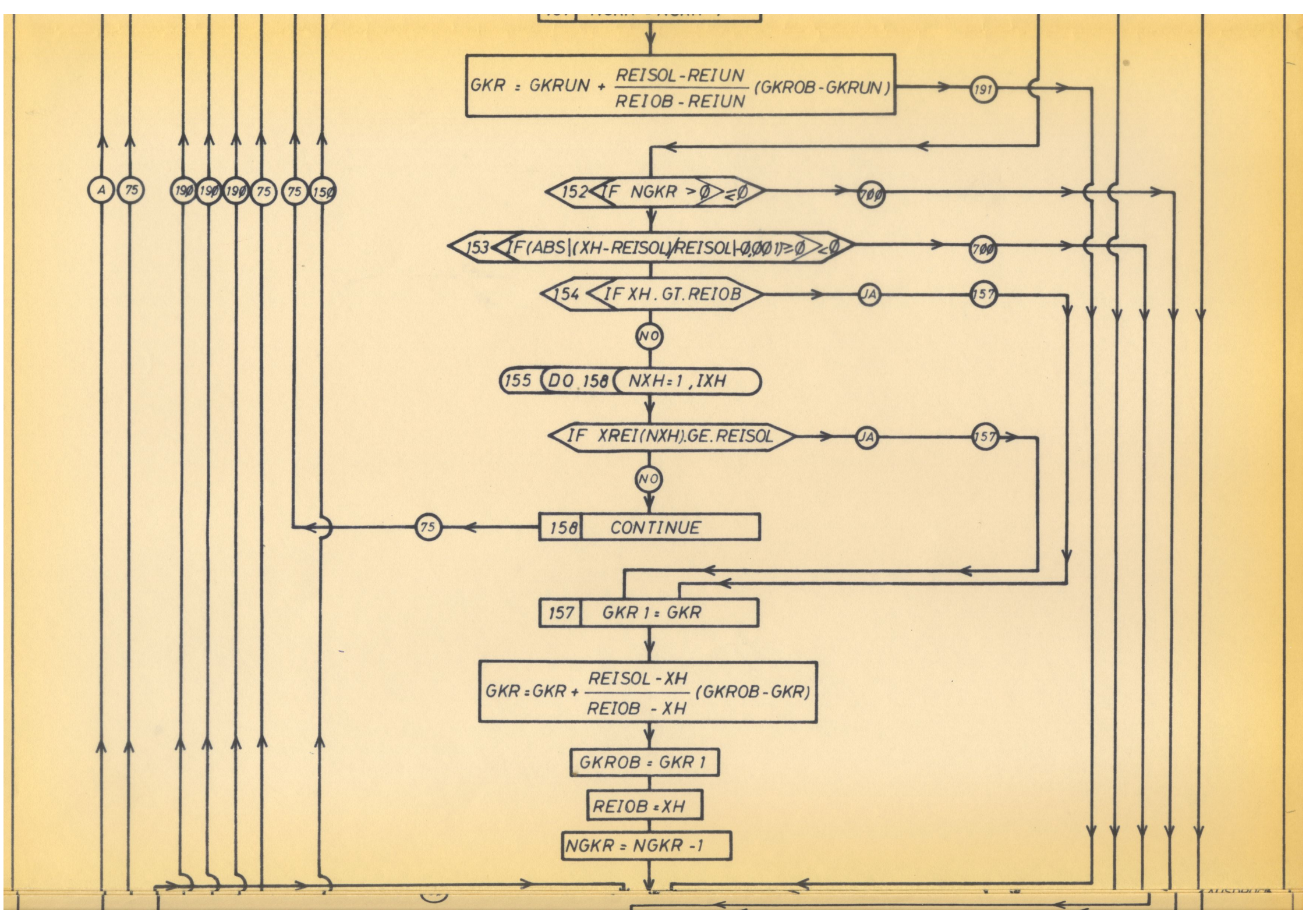
7.1 Hauptprogramm.

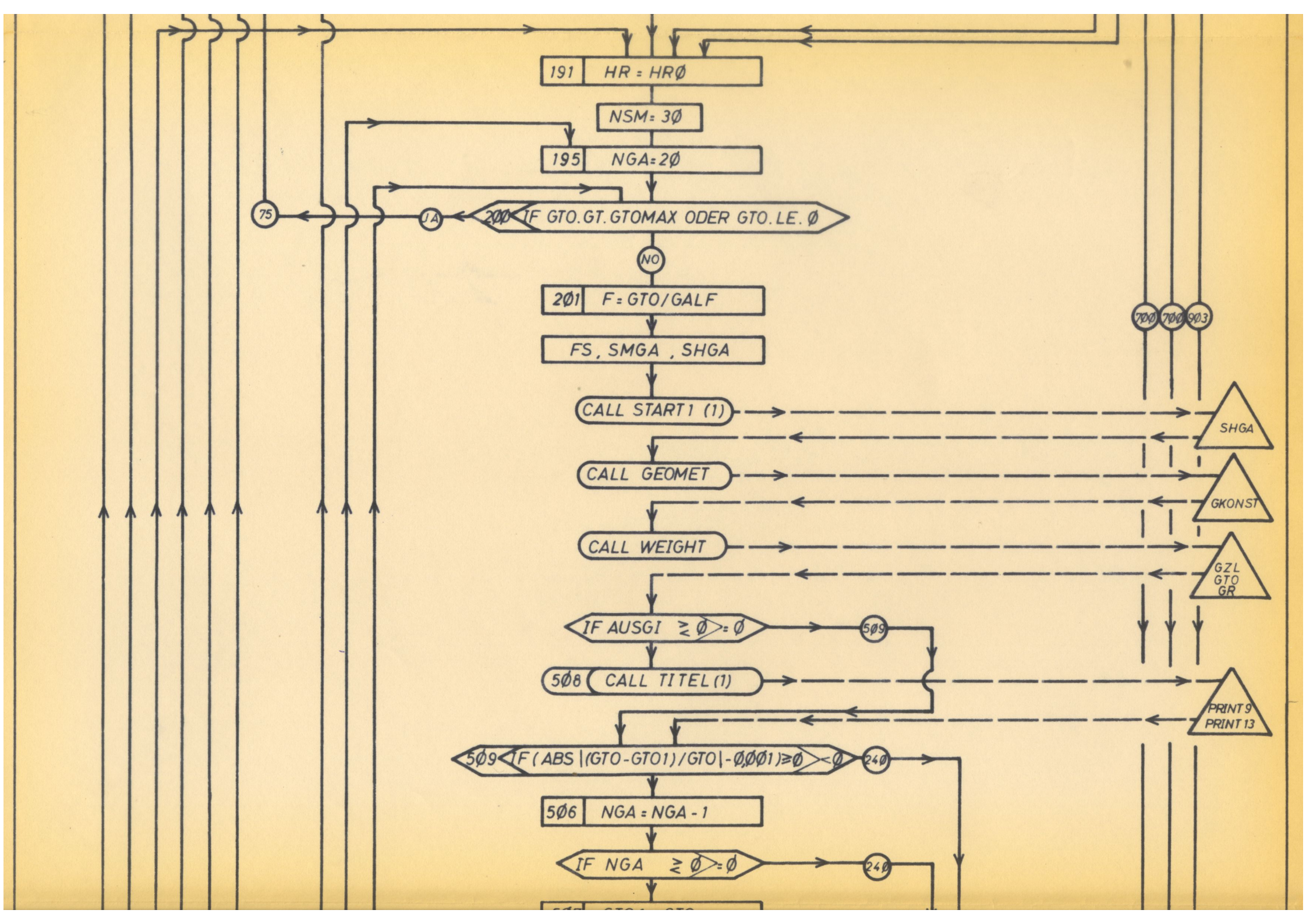
Das Flußdiagramm für das Hauptprogramm ist auf dem Faltblatt (35-41) wiedergegeben.
Vorausgesetzt, daß die Steuergrößen für den Ausdruck von den Zwischenergebnissen richtig eingegeben sind, wird ein Programmdurchgang verfolgt.
Eingegeben wird der Schub SØØ, das Startgewicht GTO und die Kraftstoffmenge (erster Wert GKRMIN).
Das eingegebene Gewicht wird in einer Schleife (NGA=20), unter Aufrufung der Unterprogramme START1(1), GEOMET und WEIGHT solange verbessert, bis der Fehler der letzten zwei Durchgänge nur noch $1^{o}/_{oo}$ beträgt. Im vorliegenden Programm ist dies etwa nach 4 Schleifen erreicht. Jede Schleife wird durch den Printbefehl 18 ausgedruckt, nachdem zunächst durch die Printbefehle 9 und 13 die Seitenzahl und die Spaltenüberschrift geschrieben wurden.
Mit diesem verbesserten Startgewicht wird das Unterprogramm Drag aufgerufen, der Widerstand des Flugzeuges berechnet, aus dem sich dann ein neuer (Mindest-)Schubwert ergibt. Mit dem neuen SØ wird wieder in die Abfluggewichtsschleife eingegangen. In dieser Schleife könnte das Abfluggewicht wieder bis zu 20 mal verbessert werden. Ein zwei bis dreimaliger Durchlauf genügt aber meist schon, um den Fehler unter dem gesetzten Minimum zu halten. Eine neue Widerstandsberechnung in UP DRAG gibt einen neuen verbesserten Schubwert. Diese Schubschleife, welche die Abfluggewichtsschleife umfaßt könnte bis zu 30 mal durchlaufen werden (NSM=30). Da jedoch die Schubänderung über das Triebwerksgewicht nur einen geringen Einfluß auf das Abfluggewicht hat, ist beim nächsten Lauf der Fehler schon unter 1 %. Print 19 gibt den Befehl zum Ausdrucken jeder Schubschleife.
Mit den Bestwerten von GTO und SØ wird das UP REICHW aufgerufen, in welchem zunächst die Unterprogramme WARTEF und STEIGF zum Einsatz kommen. PRINT 12 druckt die Streckung, die Flächenbelastung, das Startgewicht, das Rüstgewicht, die Kraftstoffmenge (Erstwert) und die Kosten aus (noch Null). Print 21 druckt die Kraftstoffmenge (Erstwert), die damit erzielbare Reichweite XH und die Steigstrecke RS aus, nachdem vorher durch PRINT 20 Beta, Gamma und Delta ausgedruckt wurden.

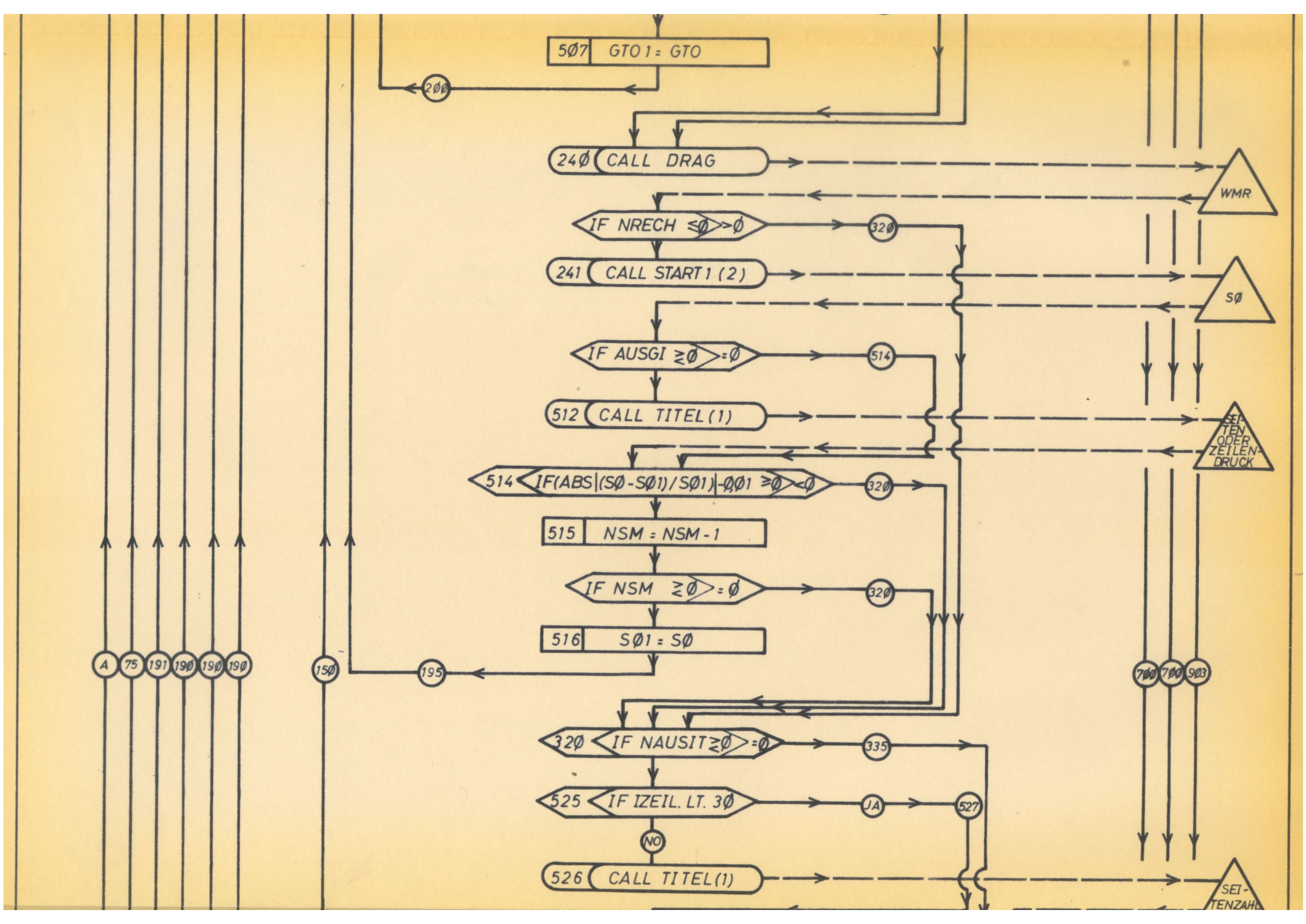
Jetzt wird in 190 das Kraftstoffgewicht um eine Kraftstoffgewichtsstufe erhöht. Danach Durchspielen der Abfluggewichtsschleife, Schubschleife und neuer Ausdruck von Flächenbelastung Startgewicht, Rüstgewicht, Kosten, Reichweite und Reisehöhe.
Die Kraftstoffschleife wird solange durchlaufen, bis die letzte Kraftstoffgewichtsstufe gleich dem maximalen Kraftstoffgewicht geworden ist. Dabei erhöht sich jedesmal die erzielbare Reichweite, die Kosten bleiben noch null, weil die Berechnung noch nicht aufgerufen wurde.
Überschreitet das Kraftstoffgewicht den maximalen Wert wird getestet ob der letzte XH - Wert größer oder kleiner der geforderten Reichweite ist (402).
Jetzt wird in der eigentlichen Kraftstoffschleife (vorher wurde der Kraftstoff ja nur stufenweise erhöht) die Kraftstoffmenge im Verhältnis von erreichter und geforderter Reichweite verändert (über 150,151), nach dem Durchlauf der Abfluggewichtsschleife und Schubschleife ergibt sich aus dem UP REICHW eine neue Reichweite, welche über 152 und 153 der Größe nach untersucht wird. Ist der Fehler unter $1^{o}/_{oo}$ wird START1(3) aufgerufen und es werden die direkten Betriebskosten berechnet.
Ist die Abweichung zu groß wird über 157 das Abfluggewicht solange verbessert, bis die Auslegungsreichweite erreicht wird.
Ist dies der Fall, so wird über 75 ein neuer Flächenbelastungswert aufgerufen. der bisher angegebene Vorgang wird dann solange wiederholt, bis die Flächenbelastung ihren Letztwert erreicht.
Dann wird über 65 ein neuer Streckungswert gebildet und alle Flächenbelastungswerte durchgerechnet, bis der Endwert der Streckenbelastung erreicht ist.
Zuletzt wird TITEL(3) aufgerufen und der Schlußtitel ausgedruckt.

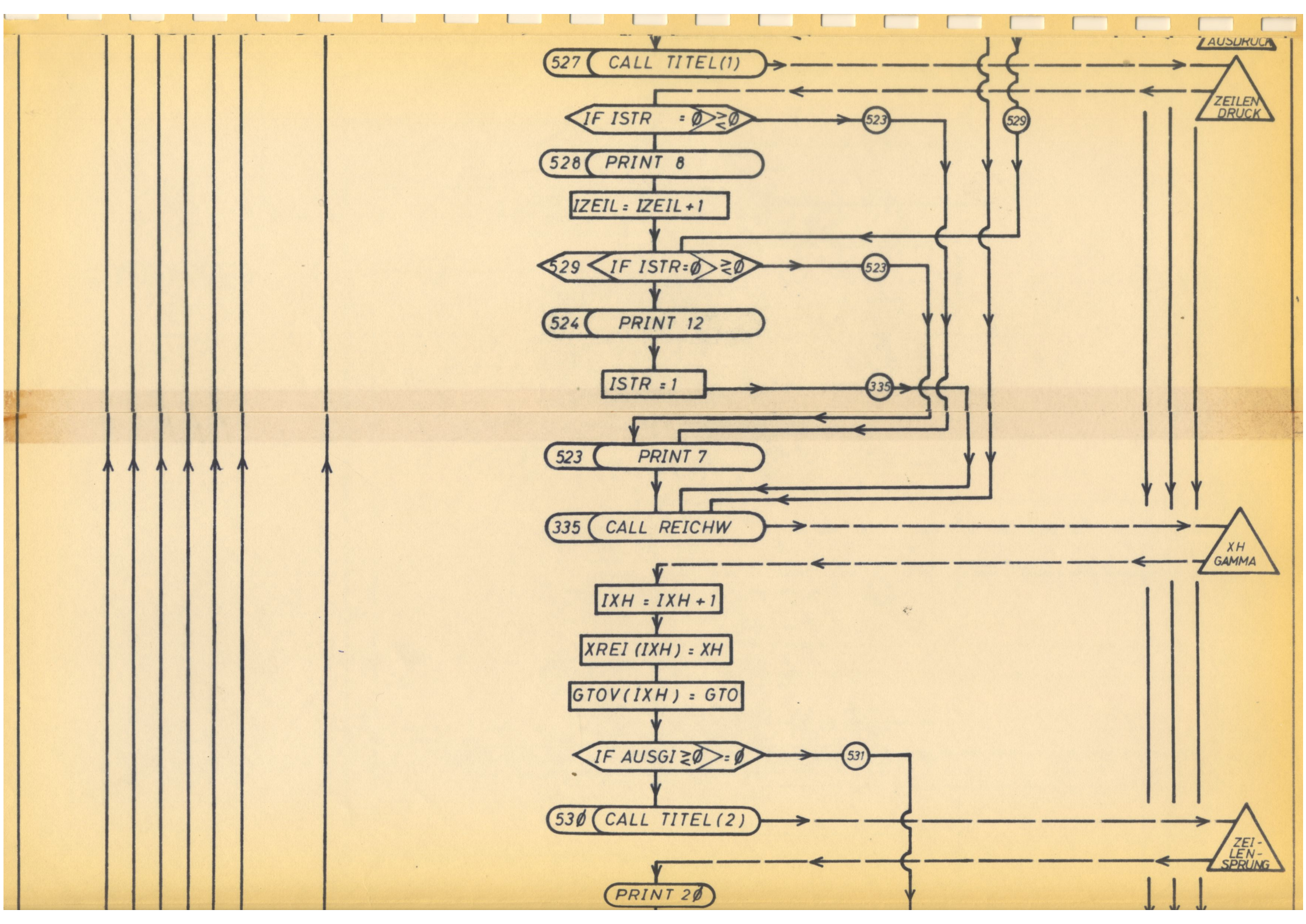
FLUSSDIAGRAMM ZUR AUSLEGUNG EINES FLUGZEUGES FÜR MINIMALES ABFLUGGEWICHT UND KLEINSTE DIREKTE BETRIEBSKOSTEN

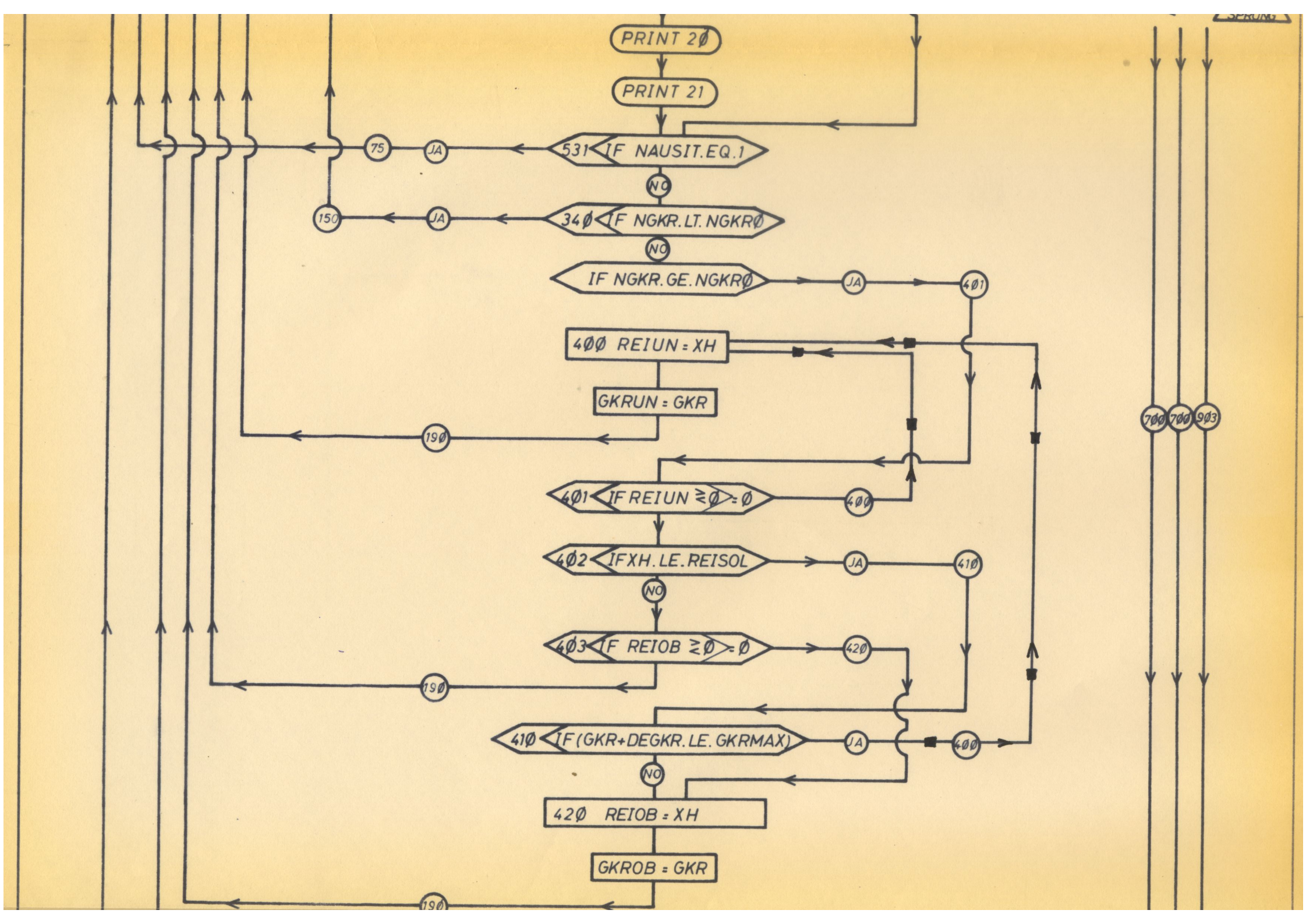


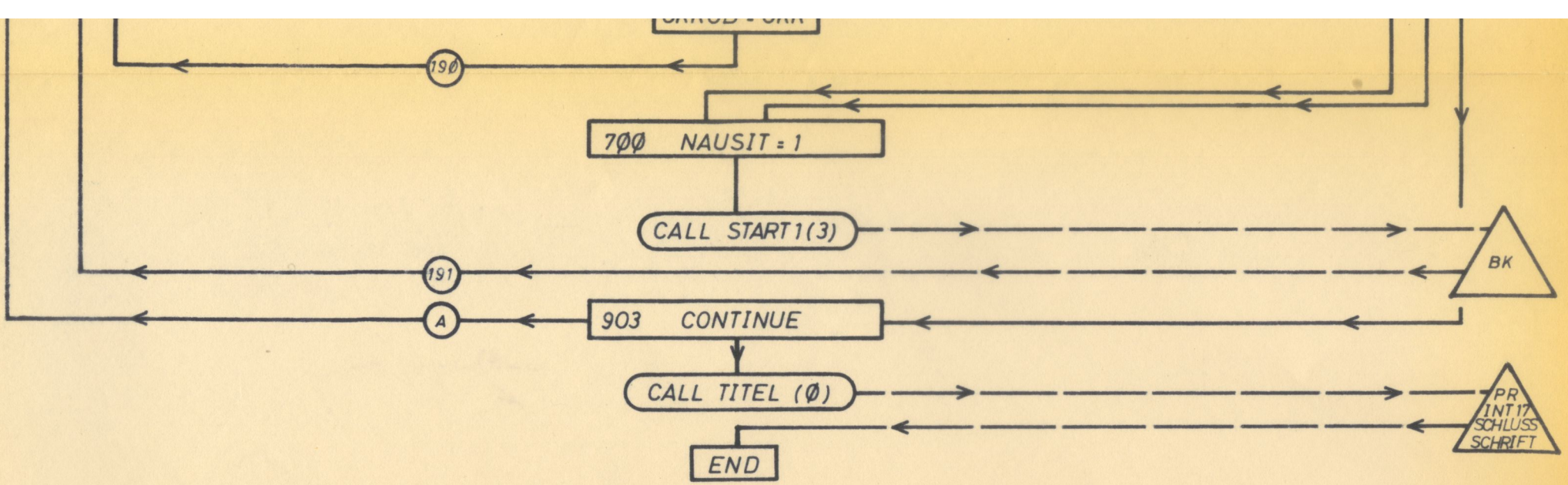

GKR = GKRUN + (REISOL-REIUN)/(REIOB-REIUN) (GKROB-GKRUN)
191
A
75
190
190
190
75
75
150
152 IF NGKR >Ø ≤Ø
700
153 IF(ABS|(XH-REISOL)/REISOL|-0,001)≥Ø <Ø
700
154 IF XH.GT.REIOB
JA
157
NO
155 DO 158 NXH=1,IXH
IF XREI(NXH).GE.REISOL
JA
157
NO
75
158 CONTINUE
157 GKR 1 = GKR
GKR = GKR + (REISOL-XH)/(REIOB-XH) (GKROB-GKR)
GKROB = GKR 1
REIOB = XH
NGKR = NGKR -1


191 HR = HRØ
NSM= 3Ø
195 NGA=2Ø
75
JA
2ØØ IF GTO.GT.GTOMAX ODER GTO.LE.Ø
NO
2Ø1 F= GTO/GALF
FS, SMGA , SHGA
CALL START1 (1)
CALL GEOMET
CALL WEIGHT
IF AUSGI ≥ Ø = Ø
5Ø9
5Ø8 CALL TITEL(1)
5Ø9 IF (ABS |(GTO-GTO1)/GTO|-ØØØ1)≥Ø < Ø
24Ø
5Ø6 NGA = NGA - 1
IF NGA ≥ Ø = Ø
24Ø
7ØØ
7ØØ
9Ø3
SHGA
GKONST
GZL
GTO
GR
PRINT 9
PRINT 13


5Ø7 GTO 1 = GTO
2ØØ
24Ø CALL DRAG
WMR
IF NRECH ≤Ø >Ø
32Ø
241 CALL START1 (2)
SØ
IF AUSGI ≥Ø <Ø
514
512 CALL TITEL (1)
SEITEN ODER ZEILEN-DRUCK
514 IF(ABS|(SØ-SØ1)/SØ1)|-ØØ1 ≥Ø <Ø
32Ø
515 NSM = NSM - 1
IF NSM ≥Ø = Ø
32Ø
516 SØ1 = SØ
A 75 191 19Ø 19Ø 19Ø
15Ø
195
7ØØ 7ØØ 9Ø3
32Ø IF NAUSIT ≥Ø <Ø
335
525 IF IZEIL. LT. 3Ø
JA
527
NO
526 CALL TITEL (1)
SEI-TENZAHL


AUSDRUCK
527 CALL TITEL(1)
ZEILEN DRUCK
IF ISTR = Ø ≷ Ø
523
529
528 PRINT 8
IZEIL = IZEIL + 1
529 IF ISTR = Ø ≷ Ø
523
524 PRINT 12
ISTR = 1
335
523 PRINT 7
335 CALL REICHW
XH GAMMA
IXH = IXH + 1
XREI (IXH) = XH
GTOV (IXH) = GTO
IF AUSGI ≷ Ø = Ø
531
53Ø CALL TITEL(2)
ZEI - LEN - SPRUNG
PRINT 2Ø


PRINT 2Ø
PRINT 21
531 IF NAUSIT.EQ.1
75
JA
NO
34Ø IF NGKR.LT.NGKRØ
150
JA
NO
IF NGKR.GE.NGKRØ
JA
4Ø1
4ØØ REIUN = XH
GKRUN = GKR
19Ø
4Ø1 IF REIUN ≷Ø = Ø
4ØØ
4Ø2 IFXH.LE.REISOL
JA
41Ø
NO
4Ø3 IF REIOB ≷Ø = Ø
42Ø
19Ø
41Ø IF(GKR+DEGKR.LE.GKRMAX)
JA
4ØØ
NO
42Ø REIOB = XH
GKROB = GKR
19Ø
7ØØ
7ØØ
9Ø3



HINWEISE :

▭	FESTSETZUNGEN
⬭	DO, CALL UND PRINT BEFEHLE
⬡	ALTERNATIVEN
.EQ.	GLEICH
.GE.	GRÖSSER UND GLEICH
.GT.	GRÖSSER
.LE.	KLEINER UND GLEICH
.LT.	KLEINER

7.2 Unterprogramme.

7.2.1 Subroutine START 1 (K)

In diesem Unterprogramm wird der erforderliche Schub oder die direkten Betriebskosten bestimmt, je nach dem welchen Wert K beim Aufruf des Unterprogrammes aufweist.

K = 1 SHGA = SGA - SMGA

Der effektive Hubschub beim Start ergibt sich aus der Differenz des effektiven Gesamtschubes beim Start und dem effektiven Schub der Reisetriebwerke beim Start.

K = 2 Hier wird der erforderliche Schub in der Reisehöhe entsprechend dem auftretenden Widerstand bestimmt.

K = 3 Je nach dem ob für C_1 und C_2 Werte größer oder kleiner Null eingegeben werden, wird die ausführliche oder die zusammengefasste Kostengleichung aufgerufen.
Die Kostengleichung wurde in Abschnitt 6 abgeleitet.

7.2.2 Subroutine GEOMET (NRECH)

Dieses Unterprogramm ist für die Berechnung von Rumpfoberfläche, Rumpfdurchmesser und ähnliche Daten vorgesehen. Es wird hier jedoch nur in der vorliegenden Form benötigt und liefert den konstanten Anteil vom Abfluggewicht.

7.2 Unterprogramme.

7.2.1 Subroutine START 1 (K)

In diesem Unterprogramm wird der erforderliche Schub oder die direkten Betriebskosten bestimmt, je nach dem welchen Wert K beim Aufruf des Unterprogrammes aufweist.

K = 1 SHGA = SGA - SMGA

Der effektive Hubschub beim Start ergibt sich aus der Differenz des effektiven Gesamtschubes beim Start und dem effektiven Schub der Reisetriebwerke beim Start.

K = 2 Hier wird der erforderliche Schub in der Reisehöhe entsprechend dem auftretenden Widerstand bestimmt.

K = 3 Je nach dem ob für C_1 und C_2 Werte größer oder kleiner Null eingegeben werden, wird die ausführliche oder die zusammengefasste Kostengleichung aufgerufen.
Die Kostengleichung wurde in Abschnitt 6 abgeleitet.

7.2.2 Subroutine GEOMET (NRECH)

Dieses Unterprogramm ist für die Berechnung von Rumpfoberfläche, Rumpfdurchmesser und ähnliche Daten vorgesehen. Es wird hier jedoch nur in der vorliegenden Form benötigt und liefert den konstanten Anteil vom Abfluggewicht.

7.2 Unterprogramme.

7.2.1 Subroutine START 1 (K)

In diesem Unterprogramm wird der erforderliche Schub oder die direkten Betriebskosten bestimmt, je nach dem welchen Wert K beim Aufruf des Unterprogrammes aufweist.

K = 1 SHGA = SGA - SMGA

Der effektive Hubschub beim Start ergibt sich aus der Differenz des effektiven Gesamtschubes beim Start und dem effektiven Schub der Reisetriebwerke beim Start.

K = 2 Hier wird der erforderliche Schub in der Reisehöhe entsprechend dem auftretenden Widerstand bestimmt.

K = 3 Je nach dem ob für C_1 und C_2 Werte größer oder kleiner Null eingegeben werden, wird die ausführliche oder die zusammengefasste Kostengleichung aufgerufen.
Die Kostengleichung wurde in Abschnitt 6 abgeleitet.

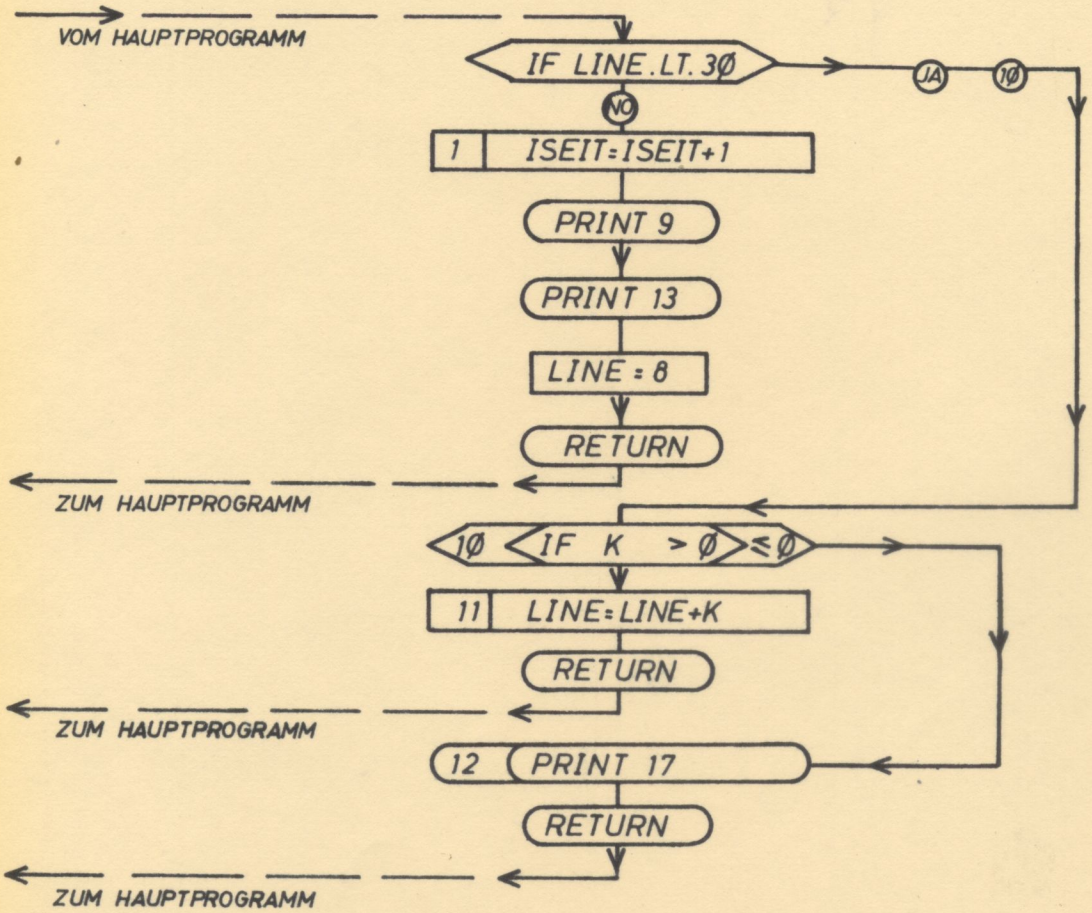
7.2.2 Subroutine GEOMET (NRECH)

Dieses Unterprogramm ist für die Berechnung von Rumpfoberfläche, Rumpfdurchmesser und ähnliche Daten vorgesehen. Es wird hier jedoch nur in der vorliegenden Form benötigt und liefert den konstanten Anteil vom Abfluggewicht.

7.2.3 Subroutine WEIGHT

Im Unterprogramm WEIGHT werden die Zellen-Teilgewichte berechnet und in den entsprechenden Gleichungen zum Zellengewicht G_{ZL}, zum Startgewicht G_{TO} und zum Rüstgewicht G_R zusammengefaßt.
Bei der Gleichung für das Flächengewicht muß man, je nach Wahl der Flächenformel, darauf achten, welche Werte für die Faktoren WKFL und UFL eingegeben werden müssen.
Dieses Unterprogramm läßt sich gut ausbauen um eine Untersuchung von verschiedenen Bauweisen auf die einzelnen Teilgewichte durchzuführen.

7.2.4 Subroutine TITEL (ISEIT,LINE,K)



In diesem Unterprogramm wird der Ausdruck der Zeilen und der Seitenzahlen gesteuert. Das oben gegebene Flußdiagramm zeigt auch, wann der Endausdruck (PRINT 17) IFB ENTWURFSANALYSE DOLRNER erfolgt.

7.2.5 Subroutine DRAG

In diesem Unterprogramm wird die Widerstandsbestimmung durchgeführt. Diese kann auf verschiedene Weise erfolgen.

1. Nach der Gleichung:

$$c_{W_o} = f_s/F + c_{W_P} \qquad (93)$$

Dabei ist zu beachten, daß dann eingegeben wird:

$$c_{W_o} = c_F = O_{GES} = 0$$

2. Direktes Einlesen von c_{W_o}.
In diesem Fall muß die Gleichung (93) im Unterprogramm gestrichen werden. Punkt **2.** wurde im vorliegenden Fall angewendet.

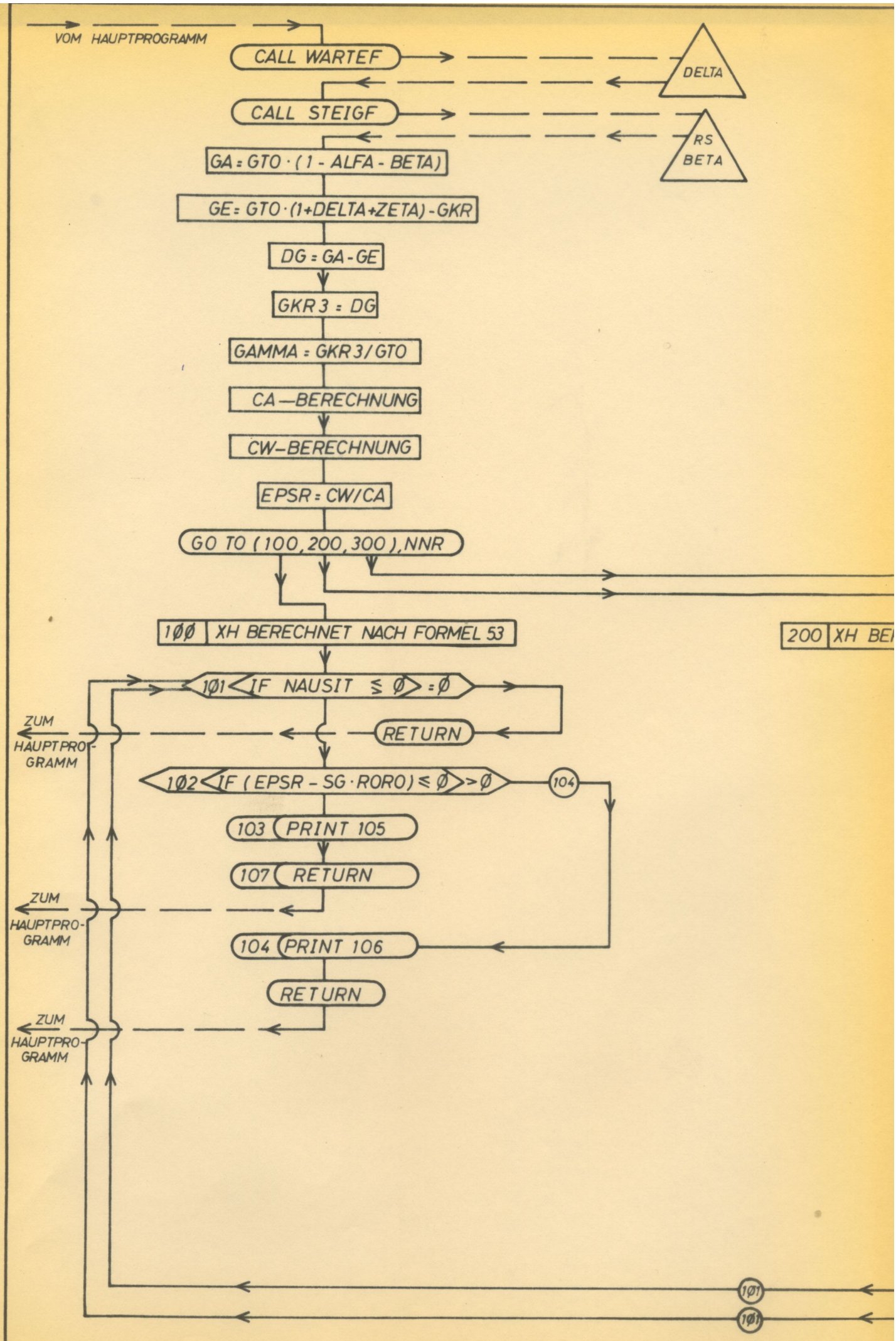
3. Nach der Gleichung:

$$c_{W_o} = c_F \cdot O_{GES}/F \qquad (94)$$

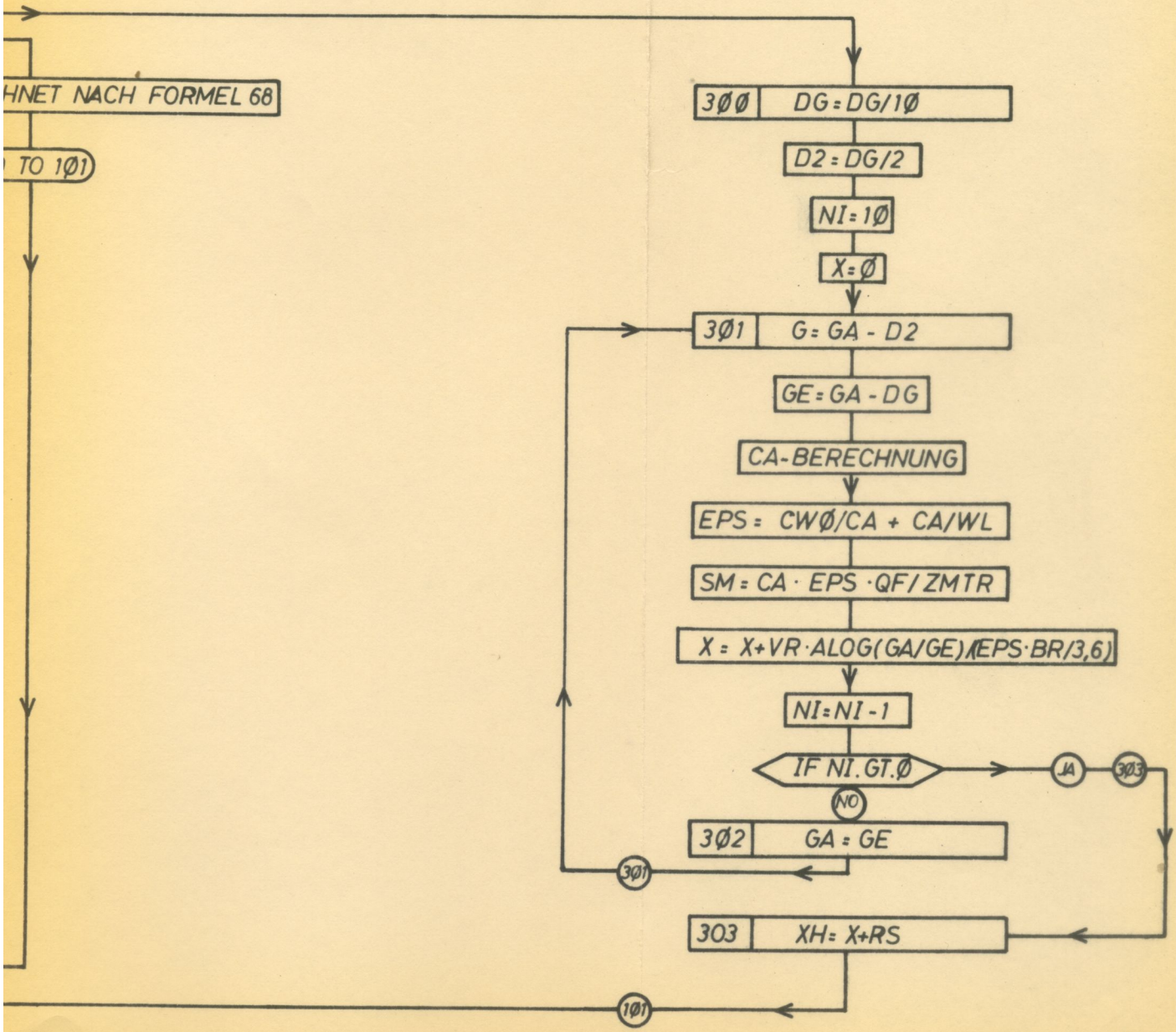
Dieser Zusammenhang muß im Unterprogramm eingeführt werden und außerdem muß man c_F und O_{ges} eingeben.

7.2.6 Subroutine REICHW (GAMMA,BETA,DELTA,NAUSIT)

Das Flußdiagramm für dieses Programm ist auf den nächsten Seiten wiedergegeben.
Nachdem zunächst die Unterprogramme WARTEF und STEIGF aufgerufen werden, erfolgt die Berechnung der Reichweite nach den Reiseflugprogrammen 1 oder 2. Das Reiseflugprogramm 3 wurde nicht programmiert, da γ_3 als einziger Reiseflugkraftstoffanteil vom Reiseflugendgewicht abhängig ist. Dafür wird für NNR = 3 eine stufenweise Berechnung der Reichweite nach den Formeln des Reiseflugprogrammes durchgeführt.


VOM HAUPTPROGRAMM
CALL WARTEF
DELTA
CALL STEIGF
RS
BETA
GA = GTO · (1 - ALFA - BETA)
GE = GTO · (1+DELTA+ZETA) - GKR
DG = GA - GE
GKR3 = DG
GAMMA = GKR3 / GTO
CA — BERECHNUNG
CW — BERECHNUNG
EPSR = CW / CA
GO TO (100, 200, 300), NNR
100 XH BERECHNET NACH FORMEL 53
200 XH BE
101 IF NAUSIT ≤ Ø : Ø
RETURN
ZUM HAUPTPRO-GRAMM
102 IF (EPSR - SG · RORO) ≤ Ø > Ø
104
103 PRINT 105
107 RETURN
ZUM HAUPTPRO-GRAMM
104 PRINT 106
RETURN
ZUM HAUPTPRO-GRAMM
101
101

FLUSSDIAGRAMM FÜR DAS UNTERPROGRAMM REICHWEITE



7.2.7 Subroutine WARTEF (DELTA)

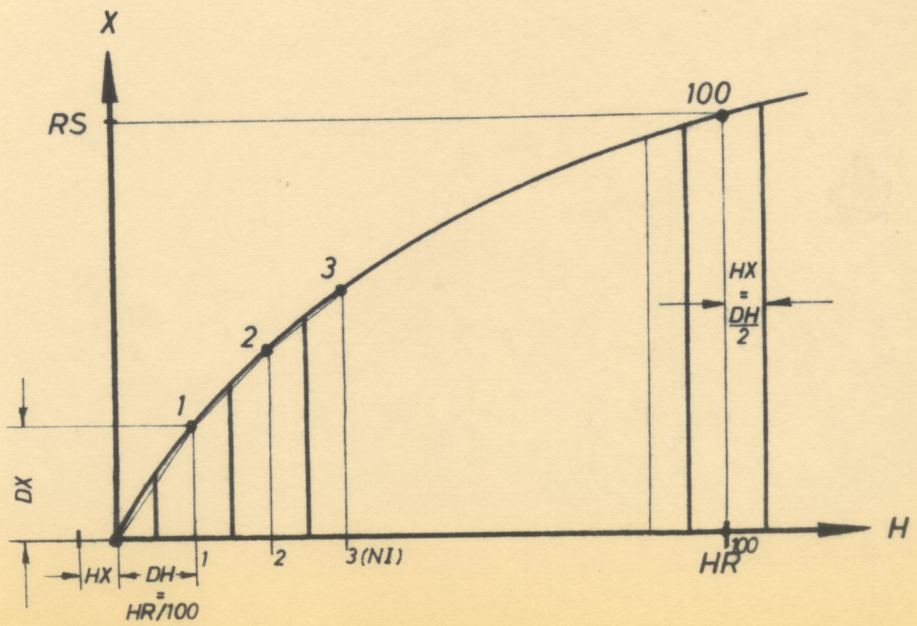
In diesem Unterprogramm wird der Kraftstoffanteil δ (Reservekraftstoff) bestimmt. Je nach Anforderung muß die Ausweichstrecke R_A, die Wartezeit T_W, oder die Reserveschwebezeit T_{SCH} mit den entsprechenden spezifischen Kraftstoffverbrauchsfaktoren b_A, b_W und b_{SCH} eingegeben werden. Der Faktor FGM, der das Verhältnis (μ) des Fluggewichtes im Augenblick der Flugphase d) (Siehe 3.) zum Startgewicht angibt, muß näherungsweise bestimmt und ebenfalls eingegeben werden. Alle in diesem Unterprogramm benützten Gleichungen wurden in 5.3.4 abgeleitet.

7.2.8 Subroutine STEIGF (BETA)

Auf der nächsten Seite ist das zugehörige Flußdiagramm gezeichnet. Der Steigflug wird in hundert Teilschritte aufgeteilt und nur für maximale Steiggeschwindigkeiten bis w_{max} größer oder gleich 0,5 m/s durchgerechnet.

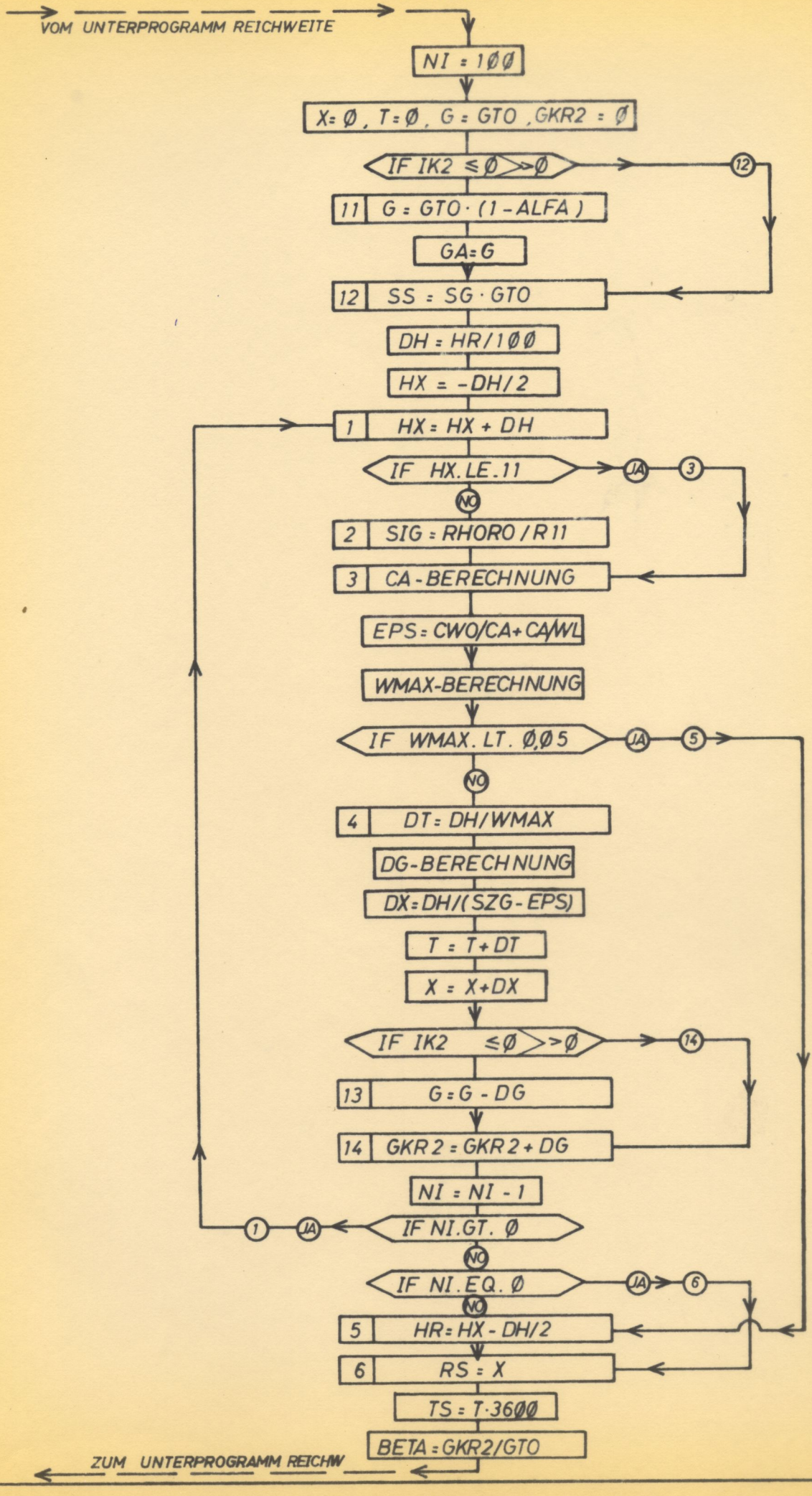
Das Bild unten zeigt das Schema des stufenweisen Vorgehens.

SCHRITTSCHEMA FÜR DEN STEIGFLUG



1. PUNKT
GKR2 = DG
T = DT
X = DX

FLUSSDIAGRAMM FÜR DAS UNTERPROGRAMM STEIGFLUG



7.2.9 FUNCTION SOUNDV (HRFT)

Mit diesem Nebenprogramm kann die Schallgeschwindigkeit abhängig von der Flughöhe berechnet werden. Da die Flughöhe oft in feet gegeben ist, wurde das Programm für das angelsächsische Maßsystem ausgelegt und mit den entsprechenden Umrechnungsfaktoren für das metrische Maßsystem versehen.

7.2.10 FUNCTION FBR (H,VMA, S)

Dieser Programmteil kann zur Erfassung des Brennstoffverbrauches in Abhängigkeit von Reisehöhe, Geschwindigkeit und Schub verwendet werden. Ein Ansatz zur Erweiterung ist im Programmausdruck gegeben. Im vorliegenden Fall wird vereinfacht FBR = 1 eingegeben.

8. Eingabedaten und Auswertung.

8.1 Eingabedaten.

Die Erklärung erfolgt in der Reihenfolge des Eingabedatenausdruckes im Programm.
Der Startkraftstoffanteil ALFA wurde mit 0.01 eingegeben, d.h. 1 % des Startgewichtes wird bis zu Beginn des Steigfluges an Kraftstoff verbraucht. Ein Kraftstoffverbrauch von 0.8 % vom Startgewicht wird für die Landephase als ausreichend angesehen. ZETA wird also mit 0.008 eingegeben.
Der Ausweichflug soll, je nach dem die Berechnung mit oder ohne Reserve durchgeführt wird, in einer Höhe HA = 4 km stattfinden und über eine Strecke von RA = 300 km gehen.
Die Reisehöhe soll HR = 11 km betragen.
Der Reiseflug soll in Reisehöhe mit VMAR = 0.8 Mach oder VR = 236 m/s erfolgen.
Die Wartezeit kann je nach Anforderung mit 0.0 oder mit 0.75 (= 45 Minuten) eingegeben werden.
Das fiktive Triebwerk soll einen Startschub S_o von 20 t bei einem Gewicht von 4 t haben. GRTW/SR ist also 0.2 während GHTW/SH mit 0.0 anzugeben ist, da ja keine Hubtriebwerke vorgesehen sind.
Die linearen Näherungsbeziehungen der Teilgewichte wurden aus Statistiken bestimmt. Danach wird eingegeben:
GRUC = 6600., A = 0.095, GLWC = 160., B = 0.022, GFWC = 530., C = 0.032, GGOC = 0.0 (keine Gondeln oder ähnliche Zusatzgewichte), D = 0.0, GARC = 15000., E = 0.0, Nutzlast GN = 30000.
FO wird mit 0.0 eingegeben, da zur Widerstandsbestimmung CWO direkt eingelesen wird und zwar CWO = 0.035. Der Faktor FGM wird als erste Näherung mit 0.8, d.h. 80 % angenommen. Bei diesem prozentualen Anteil vom Startgewicht soll der Warte- oder Ausweichflug stattfinden. Bei fortschreitender Rechnung wird FGM bei den jeweiligen Gewichten immer exakt bestimmt.
OGES und CF sind wie im Subroutine DRAG erklärt, mit 0.0 einzugeben. Der Brennstoffverbrauch des gedachten Triebwerkes soll in den einzelnen Flugphasen betragen:

Ausweichflug (minimalester Streckenverbrauch)	b_A = 0,55 kg/kph
Warteflug (mit optimaler Gleitzahl)	b_W = 0,60 kg/kph
Steigflug (mit maximaler Steiggeschwindigkeit)	b_S = 0,70 kg/kph
Reiseflug (bei allen Programmen)	b_R = 0,65 kg/kph

Da ein Schwebeflug ohne Hubtriebwerke nicht möglich ist,

wird b_{sch} = 0.0 ebenso wie SHO = 0.0 eingegeben.
Die Konstanten der Schubabhängigkeit von der Geschwindigkeit sollen $A_1 = 0.288\ 10^{-2}$ und $A_2 = 0.918\ 10^{-5}$ betragen.
Die Zahl der Marschtriebwerke für den Airbus soll zwei sein.
Der Einfachheit halber wird für S'/G zu Beginn des Steigfluges = S/GA = 0.32 gesetzt. Man könnte ja annehmen, daß das Triebwerk während des Anrollens die Drehzahl erhöht und so trotz Geschwindigkeitszunahme bis zu Beginn des Steigfluges konstanten Schub liefert.
SMAX wird für das Reiseflugprogramm 3 benötigt, wenn die Abhängigkeit des Treibstoffverbrauches mit dem Drosselverhältnis SM/SMAX in der FUNCTION FBR eingeführt wird. Hier wird SMAX = 0.0 gesetzt.
SRO wird wie schon erwähnt mit 20000. und SHO mit 0.0 eingegeben. Für die Reisegeschwindigkeit bei VMAR = 0.8 wird der Profilwiderstandsbeiwert mit CWP = 0.01 angenommen.
Die Schwebezeit (Reserveschwebezeit) ist für ein HTOL-Gerät natürlich 0.0
Die Konstanten der Schubabhängigkeit des Triebwerkes von der Höhe seien N = 0.855 und N11 = 1.0.
Die Konstanten für die Flächengewichtsberechnung sind mit NFL = 1.00 und KO = 0.018 eingegeben.

Die Zahl der Hubtriebwerke ist Null.
Die Reichweite soll nach den statistischen Untersuchungen 1800 km betragen.
Der Eingabewert für das Startgewicht wurde überschlagsmäßig zu GTO = 125000 kp bestimmt.
Der Spannweitenwirkungsfaktor soll Tau = 0.95 sein.
Die Berücksichtigung von Schubverlusten oder eine Überdimensionierung der Triebwerke werden nicht berücksichtigt. Man gibt also ein: SEFF/SO = 1.0 und FSUE = 1.0
Die jährlichen Betriebsstunden können variiert werden.
Hier wurde gerechnet mit 2100h, 2800h, 3500h, und 4200h, was einer jährlichen Streckenzahl mit 1800 km Länge von 840, 1120, 1400 und 1680 entspricht.
Der Flugzeugpreisfaktor wurde mit PF = 500 DM/kp sicher nicht zu hoch angesetzt.
Es wurden 7 Abschreibungsjahre angenommen.
C_1 und C_2 werden mit 0.0 eingesetzt und bestimmen dadurch die Berechnung nach der ausführlichen Kostenformel.

AUSGI = 0.0 gesetzt unterdrückt den Ausdruck der Zwischenergebnisse.
Der Streckungswert wurde in Stufen zu 1 zwischen 2 und 12, die Flächenbelastung in Stufen zu 50 zwischen 300 und 800 variiert.
Die Kraftstoffmengenstufe war 2000 zwischen den Grenzen 10 000 und 26 000 kp.

8.2 Auswertung

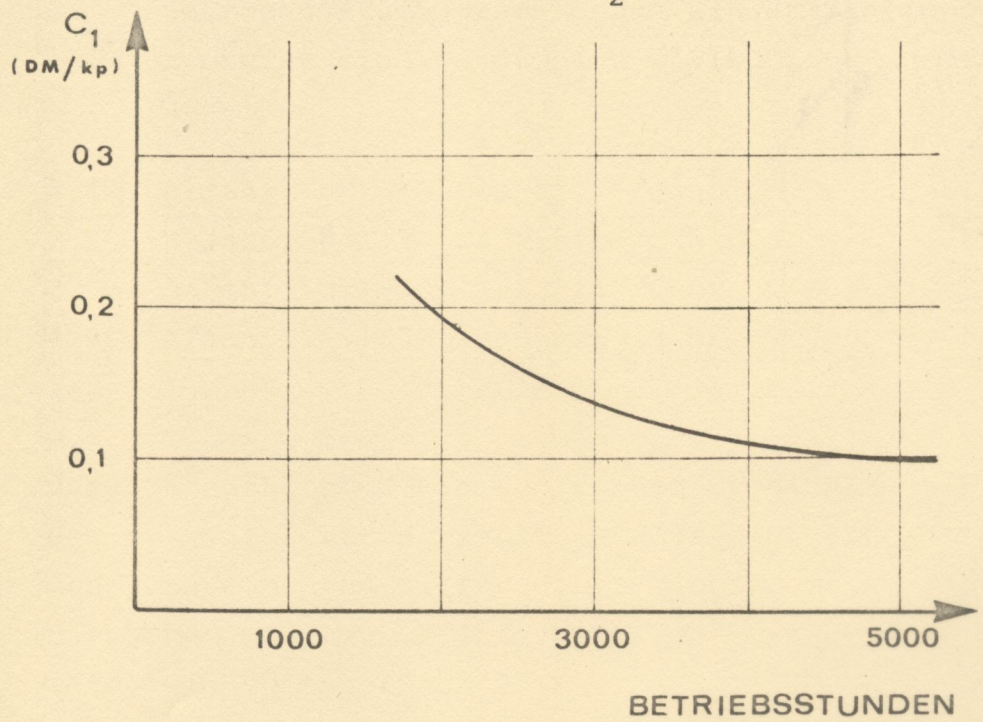
Im Anhang sind Diagramme für die Einzelgewichte, das Startgewicht und für die direkten Betriebskosten bei 4 verschiedenen Werten der Jährlichen Betriebsstunden gezeichnet.
Dabei wurden zur besseren Übersicht jeweils die Gewichte über der Flächenbelastung, mit der Streckung als Parameter, und dann über der Streckung, mit der Flächenbelastung als Parameter, aufgetragen.
Ebenso wurde bei den Diagrammen für die direkten Betriebskosten (DOC) verfahren.
Die Diagramme zeigen im einzelnen:

Seite	I	Tragflächengewicht	G_{FL}	
	II	Rumpfgewicht	G_{RU}	
	III	Leitwerksgewicht	G_{LW}	
	IV	Fahrwerksgewicht	G_{FW}	
	V	Triebwerksgewicht	G_{TW}	
	VI	Rüstgewicht	G_{R}	
	VII	Kraftstoffgewicht	G_{KR}	
	VIII	Startgewicht	G_{TO}	
	IX	Direkte Betriebskosten		2 100 h
	X	"		2 800 h
	XI	"		3 500 h
	XII	Direkte Betriebskosten		4 200 h

Bei der Kostenberechnung wurde von folgender Überlegung ausgegangen:
Jeder Flugeinsatz über die Reichweite R = 1800 km soll ca. 2,5 h betragen. Für verschiedene Einsatzzahlen oder Flugstunden im Jahr ergibt sich, indem man willkürlich ansetzt:

	C_1
2 100 h/Jahr = 840 Einsätze /Jahr	0,1868
2 800 h/Jahr = 1120 Einsätze /Jahr	0,1449
3 500 h/Jahr = 1400 Einsätze /Jahr	0,1198
4 200 h/Jahr = 1680 Einsätze /Jahr	0,1031

der Kostenfaktor C_1 in der Kostenformel zu den Werten, die in der obigen, letzten Tabellenspalte angegeben sind. Dem folgenden Diagramm kann C_1 für die verschiedensten Flugstundenzahlen entnommen werden. C_2 ist bei allen Berechnungen konstant und wird, wie schon erwähnt, zu C_2 = 0,18 DM/kp angenommen.



Außerdem sind auf Seite XIII des Anhanges noch die DOC als Funktion der jährlichen Einsatzzeit aufgetragen. Die Flächenbelastung ist dabei Parameter. Die Kurven gelten für die Streckungen 6 und 7, bzw. 8 und 9.

Dieses Zahlenmaterial erleichtert nun die Auswahl der Auslegungsdaten. Aus den Ausdrucken des Digitalrechners ist ersichtlich, daß das minimale Abfluggewicht nicht mit den minimalen direkten Betriebskosten zusammenfällt.

Geht man von einer sichergestellten Betriebszeit von 3 500 h im Jahr aus, so ergibt sich das minimalste Abfluggewicht für die Streckung 6 und einer Flächenbelastung von 800 kp/m^2. Das Abfluggewicht ist dabei 104,7 t.
Die minimalsten Kosten findet man für eine Streckung von 7 bei einer Flächenbelastung von 800 kp/m^2. Die Kosten sind dabei 0,1883 DM/t km.
Für die Auswahl der Auslegungsdaten muß ein Kompromiß geschlossen werden, der entweder höheres Gewicht, größere direkte Betriebskosten oder beides bringt. Dazu sind konstruktive und aerodynamische Gesichtpunkte zu berücksichtigen. (Tankvolumen in der Tragfläche, Klappenanordnungen für den Langsamflug usw.)

```
@  RUN  DOERNR,IFB,8,30,13
@I    FOR  COCOL
       COMMON ALFA,A,A1,A2,BA,B,BW,BSCH,BS,BK,BRO,CWO,C,CWP,CF,Y,REISOL
       COMMON D,E,F,FS,FGM,GTO,GKR,GKRW,GKR2,GKR3,GN,GR,GZL,WMR,GKONST
       COMMON GRUC,GLWC,GGOC,GARC,H,HA,HR,LAMDAE,NNR,NO,PF,GFWC,SGA,C1,C2
       COMMON OGES,RHORO,RA,RS,SG,SR,SMAX,SO,STRECK,SHGA,SMGA,SPGMTR,W3,
      1SPGHTR,TW,TSCH,TS,U,UN,UFL,VR,VMAR,WL,WKFL,XH,ZETA,ZHTR,ZMTR
       DIMENSION XREI(30), GTOV(30)
       REAL LAMDAE,NO
       READ 11,  NR1
C
C NR1 ANZAHL DER FLUGZEUGE DIE BERECHNET WERDEN SOLLEN. ALLGEMEIN NR1=1
C
       DO 903 INR1=1,NR1
       READ 11,  NAUSIO,NGKRO,NNR,NRECH
C
C NAUSIO IST STEUERGROESSE FUER DIE AUSGABE VON ZWISCHENERGEBNISSEN.
C NAUSIO DARF DIE WERTE 0 UND +2 ERHALTEN, ABER NICHT +1
C
C
C NGKRO GIBT DIE ZAHL DER ITERATIONSSCHRITTE IN DER KRAFTSTOFFSCHLEIFE
C AN. MEIST GENUEGT NGKRO = 5
C
C NNR IST STEUERGROESSE FUER ART DER REICHWEITENBERECHNUNG. NNR = 1,2,3
C
C NRECH IST STEUERGROESSE FUER AUSLEGUNG DES MARSCHTRIEBWERKES.
C NRECH = 1 AUSLEGUNG WIRD UEBERGANGEN
C NRECH = 0 AUSLEGUNG WIRD DURCHGEFUEHRT
C
       READ 10,  ALFA,ZETA,HA,RA,HR,VR,VMAR,TW,
      1          SPGHTR,SPGMTR,A,B,C,D,E,F,
      2          GRUC,GLWC,GFWC,GGOC,GARC,GN,FGM,OGES,
      3          BA,BW,BSCH,BS,BRO,A1,A2,ZMTR,
      4          SG,SMAX,SOO,SHO,CWO,CWP,GAFS,CF
       READ 10,  TSCH,U,UN,UFL,WKFL,ZHTR,REISOL
       READ 10,  SHGA,SMGA,GTO,SGA,WU,STREC1,DSTREC,STRECL,
      1          FMVTSO,GALF1,DGALF,GALF2,GKRMIN,DEGKR,GKRMAX,H,
      2          NO,PF,Y,C1,C2,FSUE,AUSGI
C
C AUSGI IST STEUERGROESSE FUER AUSGABE VON ZWISCHENERGEBNISSEN.
C AUSGI = 0, KEINE AUSGABE
C AUSGI KLEINER ODER GROESSER NULL, AUSGABE ERFOLGT.
C
       PRINT 14, ALFA,ZETA,HA,RA,HR,VR,VMAR,TW,
      1          SPGHTR,SPGMTR,A,B,C,D,E,F,
      2          GRUC,GLWC,GFWC,GGOC,GARC,GN,FGM,OGES,
      3          BA,BW,BSCH,BS,BRO,A1,A2,ZMTR,A2,
      4          SG,SMAX,SOO,SHO,CWO,CWP,CF,GAFS
       PRINT 15, TSCH,U,UN,UFL,WKFL,ZHTR,REISOL,
      1          SHGA,SMGA,GTO,SGA,WU,FMVTSO,H,NO,
      2          PF,Y,C1,C2,FSUE,AUSGI,
      3          STREC1,DSTREC,STRECL,GALF1,DGALF,GALF2,
      4          GKRMIN,DEGKR,GKRMAX
     7 FORMAT(1H*,18X,4F8.0,F9.4)
     8 FORMAT(1H )
    12 FORMAT(1H*,F16.0,2X,4F8.0,F9.4)
    10 FORMAT (8F10.0)
    11 FORMAT (4I5)
    14 FORMAT(1H1/1H0,12X7HEINGABE///12X4HALFA,4X4HZETA,6X2HHA,6X2HRA,6X2
      1HHR,6X2HVR,4X4HVMAR,6X2HTW/8X,2F8.3,4F8.0,2F8.3//9X7HGHTW/SH,1X7HG
      2RTW/SR,7X1HA,7X1HB,7X1HC,7X1HD,7X1HE,6X2HF0/8X7F8.4,F8.2//12X4HGRU
      3C,4X4HGLWC,4X4HGFWC,4X4HGGOC,4X4HGARC,6X2HGN,5X3HFGM,4X4HOGES/8X6F
      48.0,F8.2,F8.0//14X2HBA,6X2HBW,4X4HBSCH,6X2HBS,6X2HBR,6X2HA1,6X2HA2
      54X4HZMTR,24X2HA2,/8X5F8.3,2F8.6,F8.0,16XE10.4,//13X3HS/G,4X4HSMAX,
      65X3HSRO,5X3HSHO,5X3HCWO,5X3HCWP,6X2HCF,3X5HGA/FS/8XF8.2,3F8.0,3F8.
```

```
  75,F8.0/)
15 FORMAT(12X4HTSCH,7X1HN,5X3HN11,5X3HNFL,6X2HK0,4X4HZHTR,7X1HR/8X5F8
  1.4,2F8.0,  //11X5HSH/GA,3X5HSR/GA,4X4HGTOO,4X4HS/GA,5X3HTAU,1X7HSE
  2FF/S0,7X1HH,6X2HN0/8X2F8.3,F8.0,3F8.3,2F8.0//14X2HPF,7X1HY,6X2HC1,
  36X2HC2,4X4HFSUE,3X5HAUSGI/8X4F8.0,2F8.2/////9X7HSTRECK1,5X7HDSTREC
  4K,5X7HSTRECKL,5X7H(GA/F)1,5X7HD(GA/F),5X7H(GA/F)L,/4X6F12.0,//10X6
  5HGKRMIN,7X5HDEGKR,6X6HGKRMAX/4X3F12.0,//)
18 FORMAT(86X5HGTO =,3F8.0)
19 FORMAT(86X5HWMR =,2F8.0,F8.5)
20 FORMAT(85X6HBETA =,3F8.4)
21 FORMAT(86X5HGKR =,3F8.0)
   ISEIT = 0
   IZEIL = 30
   GTOMAX = 10000000.
   GTOO = GTO
   HRO = HR
   RHORO = ((1. - 0.0226*HR)**4.225)**U
   STRECK = STREC1 - DSTREC
65 STRECK = STRECK + DSTREC
   ISTR = 0
   LAMDAE = STRECK*WU
   IF(STRECK.GT.STRECL) GO TO 903
70 GALF = GALF1 - DGALF
75 GALF = GALF + DGALF
   IF(GALF.GT.GALF2) GO TO 65
80 NAUSIT = NAUSIO
   GTO1 = GTOO
   GTO = GTO1
   SO1 = SOO
   SO = SO1
   GKR = GKRMIN - DEGKR
   REIUN = 0.
   REIOB = 0.
   GKRUN = 0.
   GKROB = 0.
   NGKR = NGKRO
   IXH = 0
190 GKR = GKR + DEGKR
   IF(GKR.LE.GKRMAX) GO TO 191
150 IF(NGKR.LT.NGKRO) GO TO 152
151 NGKR = NGKR - 1
   GKR = GKRUN + ((REISOL-REIUN)*(GKROB-GKRUN))/(REIOB-REIUN)
   GO TO 191
152 IF(NGKR) 700,700,153
153 IF(ABS((XH-REISOL)/REISOL) - 0.001) 700,154,154
154 IF(XH.GT.REIOB) GO TO 157
155 DO 158 NXH=1,IXH
   IF(XREI(NXH).GE.REISOL) GO TO 157
158 CONTINUE
   GO TO 75
157 GKR1 = GKR
   GKR = GKR + ((REISOL-XH)*(GKROB-GKR))/(REIOB-XH)
   GKROB = GKR1
   REIOB = XH
   NGKR = NGKR - 1
191 HR = HRO
   NSM = 30
195 NGA = 20
200 IF(GTO.GT.GTOMAX.OR.GTO.LE.0) GO TO 75
201 F = GTO/GALF
   FS = GTO/GAFS
   SMGA = SO*FMVTSO*ZMTR / GTO
   SHGA = SHO/GTO
   CALL START1(1)
   CALL GEOMET(NRECH)
   CALL WEIGHT(NRECH)
```

```
      IF(AUSGI) 508,509,508
  508 CALL TITEL(ISEIT,IZEIL,1)
      PRINT 18, GTO,GZL,GR
  509 IF(ABS((GTO-GTO1)/GTO) - 0,001) 240,506,506
  506 NGA = NGA - 1
      IF(NGA)507,240,507
  507 GTO1 = GTO
      GO TO 200
  240 CALL DRAG
      IF(NRECH) 241,241,320
  241 CALL START1(2)
      S0 = S0*FSUE
      IF(AUSGI) 512,514,512
  512 CALL TITEL(ISEIT,IZEIL,1)
      PRINT 19, WMR,S0,CW0
  514 IF(ABS((S0-S01)/S0) - 0.01) 320,515,515
  515 NSM = NSM - 1
      IF(NSM)516,320,516
  516 S01 = S0
      GO TO 195
  320 IF(NAUSIT) 525,335,525
  525 IF(IZEIL.LT.30) GO TO 527
  526 CALL TITEL(ISEIT,IZEIL,1)
      GO TO 529
  527 CALL TITEL(ISEIT,IZEIL,1)
      IF(ISTR)523,528,523
  528 PRINT 8,
      IZEIL = IZEIL + 1
  529 IF(ISTR)523,524,523
  524 PRINT 12, STRECK,GALF,GTO,GR,GKR,BK
      ISTR = 1
      GO TO 335
  523 PRINT 7, GALF,GTO,GR,GKR,BK
  335 CALL REICHW(GAMMA,BETA,DELTA,NAUSIT)
      IXH = IXH + 1
      XREI(IXH) = XH
      GTOV(IXH) = GTO
      IF(AUSGI) 530,531,530
  530 CALL TITEL(ISEIT,IZEIL,2)
      PRINT 20, BETA,GAMMA,DELTA
      PRINT 21, GKR,XH,RS
  531 IF(NAUSIT.EQ.1) GO TO 75
  340 IF(NGKR.LT.NGKR0) GO TO 150
      IF(NGKR.GE.NGKR0) GO TO 401
  400 REIUN = XH
      GKRUN = GKR
      GO TO 190
  401 IF(REIUN) 402,400,402
  402 IF(XH.LE.REISOL) GO TO 410
  403 IF(REIOB) 190,420,190
  410 IF(GKR+DEGKR.LE.GKRMAX) GO TO 400
  420 REIOB = XH
      GKROB = GKR
      GO TO 190
  700 NAUSIT = 1
      CALL START1(3)
      GO TO 191
  903 CONTINUE
      CALL TITEL(ISEIT,IZEIL,0)
      END
@I  FOR WARTEF
      SUBROUTINE WARTEF(DELTA)
      COMMON ALFA,A,A1,A2,BA,B,BW,BSCH,BS,BK,BR0,CW0,C,CWP,CF,Y,REISOL
      COMMON D,E,F,FS,FGM,GTO,GKR,GKRW,GKR2,GKR3,GN,GR,GZL,WMR,GKONST
      COMMON GRUC,GLWC,GGOC,GARC,H,HA,HR,LAMDAE,NNR,NO,PF,GFWC,SGA,C1,C2
      COMMON OGES,RHOR0,RA,RS,SG,SR,SMAX,S0,STRECK,SHGA,SMGA,SPGMTR,W3,
```

```
     1SPGHTR,TW,TSCH,TS,U,UN,UFL,VR,VMAR,WL,WKFL,XH,ZETA,ZHTR,ZMTR
      REAL LAMDAE,NO
      PI = 3.1415927
      W3 = 1.7320508
      WL = PI*LAMDAE
      CW0 = FS/F + CWP
      EP = SQRT(CW0/WL)
      GM = GTO*FGM
      R0 = 0.1249*(1.-0.0226*HA)**4.225
      EPSMIN = EP*2.
      EPSOPT = EP*4./W3
      VOPT = SQRT(1.5*GM*EPSOPT/(R0*F*CW0))
      GKRW = (EPSMIN*BW*TW + EPSOPT*BA*RA/(VOPT*3.6))*GM + BSCH*TSCH*GTO
      DELTA = GKRW/GTO
      RETURN
      END
@I  FOR  STEIGF
      SUBROUTINE STEIGF(BETA)
      COMMON ALFA,A,A1,A2,BA,B,BW,BSCH,BS,BK,BR0,CW0,C,CWP,CF,Y,REISOL
      COMMON D,E,F,FS,FGM,GTO,GKR,GKRW,GKR2,GKR3,GN,GR,GZL,WMR,GKONST
      COMMON GRUC,GLWC,GGOC,GARC,H,HA,HR,LAMDAE,NNR,NO,PF,GFWC,SGA,C1,C2
      COMMON OGES,RHOR0,RA,RS,SG,SR,SMAX,S0,STRECK,SHGA,SMGA,SPGMTR,W3,
     1SPGHTR,TW,TSCH,TS,U,UN,UFL,VR,VMAR,WL,WKFL,XH,ZETA,ZHTR,ZMTR
      REAL LAMDAE,NO
C
C  IK2 GROESSER NULL  G = KONSTANT.
C
      IK2 = 1
      NI = 100
      R00 = 0.1249
      X = 0.
      T = 0.
      G = GTO
      GKR2 = 0.
      IF(IK2)11,11,12
   11 G = GTO*(1. - ALFA)
      GA = G
   12 SS = SG*GTO
      DH = HR/100.
      U1 = 4.225*U
      S11 = SS*(1.-0.2486)**U1
      R11 = (1.-0.2486)**4.225
      HX = -DH/2.
    1 HX = HX + DH
      RHOR0 = (1. - 0.0226*HX)**4.225
      SZG = SS/G  * RHOR0**U
      IF(HX.LE.11) GO TO 3
    2 SIG = RHOR0/R11
      SZG = S11/G * SIG**UN
    3 CA = (SQRT(1. + 12.*CW0/(WL*SZG**2)) - 1.)*WL*SZG*0.5
      EPS = CW0/CA + CA/WL
      WMAX = (SZG - EPS)*SQRT(G*2./(0.1249*RHOR0*F*CA)) * 3.6
      IF(WMAX.LT.0.5) GO TO 5
    4 DT = DH/WMAX
      DG = SZG*BS*DT*G
      DX = DH/(SZG - EPS)
      T = T + DT
      X = X + DX
      IF(IK2) 13,13,14
   13 G = G - DG
   14 GKR2 = GKR2 + DG
      NI = NI - 1
      IF(NI.GT.0) GO TO 1
      IF(NI.EQ.0) GO TO 6
    5 HR = HX - DH/2.
    6 RS = X
```

```
      TS = T * 3600.
      BETA = GKR2/GTO
      RETURN
      END
@I  FOR  REICHW
      SUBROUTINE REICHW(GAMMA,BETA,DELTA,NAUSIT)
      COMMON ALFA,A,A1,A2,BA,B,BW,BSCH,BS,BK,BRO,CWO,C,CWP,CF,Y,REISOL
      COMMON D,E,F,FS,FGM,GTO,GKR,GKRW,GKR2,GKR3,GN,GR,GZL,WMR,GKONST
      COMMON GRUC,GLWC,GGOC,GARC,H,HA,HR,LAMDAE,NNR,NO,PF,GFWC,SGA,C1,C2
      COMMON OGES,RHORO,RA,RS,SG,SR,SMAX,SO,STRECK,SHGA,SMGA,SPGMTR,W3,
     1SPGHTR,TW,TSCH,TS,U,UN,UFL,VR,VMAR,WL,WKFL,XH,ZETA,ZHTR,ZMTR
      REAL LAMDAE,NO
      CALL WARTEF(DELTA)
      CALL STEIGF(BETA)
      GA = GTO*(1.-ALFA-BETA)
      GE = GTO*(1.+DELTA+ZETA) - GKR
      DG = GA - GE
      GKR3 = DG
      GAMMA = GKR3/GTO
      HRFT = HR*1000./0.30479947
      VR = VMAR*SOUNDV(HRFT)*0.30479947
      ROO = 0.1249
      RHORO = (1. - 0.0226*HR)**4.225
      RO = ROO*RHORO
      RORO = RHORO**U
      A3 = (1. - A1*VR + A2*VR**2)
      QF = RO*F*VR**2*0.5
      CA = GA/QF
      CW = CWO + CA**2 / WL
      EPSR = CW/CA
      GO TO (100,200,300),NNR
C
C REISEFLUGPROGRAMM 1
C
  100 XH = ALOG(GA/GE)*VR / (EPSR*BRO/3.6)  +  RS
  101 IF(NAUSIT) 102,107,102
  102 IF(EPSR - SG*RORO) 103,103,104
  103 PRINT 105, XH,HR,
  107 RETURN
  104 PRINT 106, XH,HR
      RETURN
  105 FORMAT(60X,F8.0,F8.2)
  106 FORMAT(60X,F8.0,F8.2,10X19HVR NICHT ERREICHBAR)
C
C REISEFLUGPROGRAMM 2
C
  200 XH = 2.*(1.-SQRT(GE/GA))*VR / (EPSR*BRO/3.6) + RS
      GO TO 101
C
C REISEFLUGPROGRAMM 3
C HIER MUSS FUNCTION FNBR(H,VMA,S) SO VERVOLLSTAENDIGT WERDEN,
C DASS FBR = BR/BRO IST.
C
  300 DG = DG/10.
      D2 = DG/2.
      NI = 10
      X = 0.
  301 G = GA - D2
      GE = GA - DG
      CA = G/QF
      EPS = CWO/CA + CA/WL
      SM = CA*EPS*QF/ZMTR
      Q = SM/SMAX
      BR = BRO*FBR(HR,VMAR,Q)
      X = X + VR*ALOG(GA/GE) / (EPS*BR/3,6)
      NI = NI - 1
```

```
      IF(NI.GT.0) GO TO 303
  302 GA = GE
      GO TO 301
  303 XH = X + RS
      GO TO 101
      END
@I  FOR  WEIGHT
      SUBROUTINE WEIGHT (NRECH)
      COMMON ALFA,A,A1,A2,BA,B,BW,BSCH,BS,BK,BR0,CW0,C,CWP,CF,Y,REISOL
      COMMON D,E,F,FS,FGM,GTO,GKR,GKRW,GKR2,GKR3,GN,GR,GZL,WMR,GKONST
      COMMON GRUC,GLWC,GGOC,GARC,H,HA,HR,LAMDAE,NNR,NO,PF,GFWC,SGA,C1,C2
      COMMON OGES,RHOR0,RA,RS,SG,SR,SMAX,S0,STRECK,SHGA,SMGA,SPGMTR,W3,
     1SPGHTR,TW,TSCH,TS,U,UN,UFL,VR,VMAR,WL,WKFL,XH,ZETA,ZHTR,ZMTR
      REAL LAMDAE,NO
      GFL = WKFL *F**0.695 * STRECK**UFL * GTO**0.695
      GRU = GRUC + A*GTO
      GLW = GLWC + B*GTO
      GFW = GFWC + C*GTO
      GGO = GGOC + D*GTO
      GAR = GARC + E*GTO
      GTW = GTO*(SPGHTR*SHGA + SPGMTR*SMGA)
      GZL = GFL + GRU + GLW + GFW + GGO
      GTO = GZL + GTW + GAR + GKR + GN
      GR = GZL + GTW + GAR
      RETURN
      END
@I  FOR  DRAG
      SUBROUTINE DRAG
      COMMON ALFA,A,A1,A2,BA,B,BW,BSCH,BS,BK,BR0,CW0,C,CWP,CF,Y,REISOL
      COMMON D,E,F,FS,FGM,GTO,GKR,GKRW,GKR2,GKR3,GN,GR,GZL,WMR,GKONST
      COMMON GRUC,GLWC,GGOC,GARC,H,HA,HR,LAMDAE,NNR,NO,PF,GFWC,SGA,C1,C2
      COMMON OGES,RHOR0,RA,RS,SG,SR,SMAX,S0,STRECK,SHGA,SMGA,SPGMTR,W3,
     1SPGHTR,TW,TSCH,TS,U,UN,UFL,VR,VMAR,WL,WKFL,XH,ZETA,ZHTR,ZMTR
      REAL LAMDAE,NO
      PI = 3.1415927
      W3 = 1.7320508
      WL = PI*LAMDAE
      CW0 = FS/F + CWP
      RO = 0.1249*(1. - 0.0226*HR)**4.225
      QF = RO*VR*VR*F*0.5
      G = GTO*(1. - ALFA )
      CAR = G/QF
      WMR = (CW0 + CAR**2/WL) * QF
      RETURN
      END
@I  FOR START1
      SUBROUTINE START1 (K)
      COMMON ALFA,A,A1,A2,BA,B,BW,BSCH,BS,BK,BR0,CW0,C,CWP,CF,Y,REISOL
      COMMON D,E,F,FS,FGM,GTO,GKR,GKRW,GKR2,GKR3,GN,GR,GZL,WMR,GKONST
      COMMON GRUC,GLWC,GGOC,GARC,H,HA,HR,LAMDAE,NNR,NO,PF,GFWC,SGA,C1,C2
      COMMON OGES,RHOR0,RA,RS,SG,SR,SMAX,S0,STRECK,SHGA,SMGA,SPGMTR,W3,
     1SPGHTR,TW,TSCH,TS,U,UN,UFL,VR,VMAR,WL,WKFL,XH,ZETA,ZHTR,ZMTR
      REAL LAMDAE,NO
      GO TO (1,2,3),K
    1 SHGA = SGA - SMGA
      RETURN
    2 S0 = WMR / ((1. - A1*VR + A2*VR**2)*RHOR0*ZMTR)
C
C BEI AUSLEGUNG DES REISESCHUBES, SG = S0*ZMTR / GTO
C
      RETURN
    3 IF(C1) 5,5,4
    4 IF(C2) 5,5,6
    5 BK =(((1.4175/Y + 0.079 + 8.7*H/1000000.)*PF/NO + 0.0084)*GR*1000
     1+ 180.*GKR)/(GN * REISOL)
      RETURN
```

```
    6 BK = (C1*GR + C2*GKR)/(GN*REISOL)
      RETURN
      END
@I  FOR  GEOMET
      SUBROUTINE GEOMET(NRECH)
      COMMON ALFA,A,A1,A2,BA,B,BW,BSCH,BS,BK,BR0,CW0,C,CWP,CF,Y,REISOL
      COMMON D,E,F,FS,FGM,GTO,GKR,GKRW,GKR2,GKR3,GN,GR,GZL,WMR,GKONST
      COMMON GRUC,GLWC,GGOC,GARC,H,HA,HR,LAMDAE,NNR,NO,PF,GFWC,SGA,C1,C2
      COMMON OGES,RHOR0,RA,RS,SG,SR,SMAX,S0,STRECK,SHGA,SMGA,SPGMTR,W3,
     1SPGHTR,TW,TSCH,TS,U,UN,UFL,VR,VMAR,WL,WKFL,XH,ZETA,ZHTR,ZMTR
      REAL LAMDAE,NO
      GKONST = GRUC + GLWC + GFWC + GGOC + GARC + GN
      RETURN
      END
@I  FOR FUNCTION FBR
      FUNCTION FBR(H,VMA,S)
C
C WENN KOEFFIZIENTEN BEKANNT, KANN ANGESETZT WERDEN FBR = K1*(1._1./S),
C WOBEI S DAS DROSSELVERHAELTNIS IST UND K1 EINE FUNKTION VON
C MACHZAHL (VMA) UND HOEHE (R) BEDEUTET.
C
      FBR = 1.
      RETURN
      END
@I  FOR FUNKTION SOUNDV
      FUNCTION SOUNDV(HRFT)
C
C BERECHNET DIE SCHALLGESCHWINDIGKEIT (FT P SEC), HRFT = HOEHE (FT)
C TEMP (GRAD FAHRENHEIT), FUER (METER/SEC) MULT. MIT 0.30479947.
C
      IF(HRFT.GT.36089.) GO TO 1
 3    TEMP = 518.688 - 0.00356616*HRFT
      GO TO 2
 1    TEMP=389.99
 2    SOUNDV=49.040772*SQRT(TEMP)
      RETURN
      END
@I  FOR  TITEL
      SUBROUTINE TITEL(ISEIT,LINE,K)
      IF(LINE.LT.30) GO TO 10
    1 ISEIT = ISEIT + 1
      PRINT 9, ISEIT
      PRINT 13,
      LINE = 8
      RETURN
   10 IF(K)12,12,11
   11 LINE = LINE + K
      RETURN
   12 PRINT 17,
      RETURN
    9 FORMAT(1H1,40X,5HSEITE,I3///)
   13 FORMAT(1H ,9X9HSTRECKUNG,4X4HGA/F,5X3HGTO,6X2HGR,5X3HGKR,4X6HKOSTE
     1N,5X1HR,6X2HHR,20X18HZWISCHENERGEBNISSE,/)
   17 FORMAT(//50X20HIFB, ENTWURFSANALYSE/56X7HDOERNER//)
      END
@  XQT   COCOL
    1
    0   10    1    0
0.010     0.008     4.        0.0       11.       236.      0.800     0.0
0.0000    0.2000    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000    0.0000    0.00
35000.    3000.     5000.     0.0       15000.    30000.    0.80      0.0
0.550     0.600     0.000     0.700     0.650     0.00288   .00000918 2.
0.32      5.        20000.    0.0       0.0       0.005     22500.    0.0
0.0000    0.855     1.        1.0       0.012     0.        1800.
0.000     0.320     125000.   0.320     0.950     2.        1.        12.
1.0       200.      50.       700.      15000.    2000.     35000.    4200.
```

1680.	750.	5.	0.00	0.00	1.	0.0	62

@ FIN

10. Literatur.

[1] BACKHAUS, G. — Grundbeziehungen für den Entwurf optimaler Verkehrsflugzeuge. WGL-Jahrbuch 1958

[2] EVANS, P. — The Airbus That Never Was. Shell

[3] LUDWIG, R. — Leistungsberechnung von Flugzeugen mit Strahltriebwerken. Z.f.Flugwiss.3,Heft 6 1955

[4] LUFTHANSA — Betriebskosten-Schätzverfahren der DLH

[5] N.N. — Airbus Vorlesungen. WGLR-Jahrestagung 1967, Karlsruhe

[6] N.N. — Statistische Jahresbücher Fachserie H Reihe 3, Statistisches Bundesamt Wiesbaden

[7] N.N. — Statistische Unterlagen der einzelnen Luftfahrtgesellschaften

[8] N.N. — ABC-World Airways Guide, June 1967

[9] ROTTA, J. — Flugzeug mit Turbinenstrahltriebwerk. Z.f.Flugwiss.1, Heft 4 1953

[10] RICCIUS, R — Die Auslegung vertikalstartender, schnellfliegender Flugzeuge. VDI-Zeitschrift, Reihe 12

[11] RICHTER, W — Flugmechanik

[12] STÜSSEL, R. — Über die Möglichkeiten des zivilen Einsatzes von Vertikalstartflugzeugen. WGL-Jahrbuch 1962

Zeitschriften:

[14]	AEROKURIER	3,1967	Um einen europäischen Airbus
[15]	AVIATIO WEEK & SPACE-TECHNOLOGY	Feb.14,1966	Douglas Offering Two DC-10 Designs.
		Feb.21,1966	Layouts, Characteristics Shown for Douglas DC-10.
			Boeing Shifts to Low-Wing-Range 747 Design.
		Mars 21,1966	Boeing May Pick Single-Deck Model 747.
		May 30,1966	Profit Spurs Air France to Independence.
		Aug.22,1966	European Airbus Concepts Differ.
			German Airbus Design Specifications.
		Oct.31,1966	U.S. Firms Study High-Capacity, Midrange.
		June 26,1967	Douglas Proposes Two Versions of Airbus.
			Lockheed Airbus uses Current Technology.
		Sept.11,1967	Civil Buffalo Pushed as Intercity STOL.
		Sept.18,1967	L-1011 Designed for Cross-Country Role.
		Oct. 9,1967	Pratt & Whitney Bases Airbus Powerplant on JT9D.
[16]	FLIGHT	Jan. 6,1966	Boeing 747 Revealed
		Feb.24,1966	Air Transport
		Mars 31,1966	Sud-Aviation's-Airbus, Named Galion.
		Apr.21,1966	Boeing 747 Ordered.
		July 7,1966	The Busiest Airlines, 1965
		Nov. 3,1966	European Airbus.
		Jan.12,1967	Two-and-a-half-Engines?
		Feb.16,1967	Now or Never. The German Airbus Symposium.
		Apr.27,1967	Europe's A-300 Airbus.
		June 29,1967	Balance of Power.
		July 13,1967	Air Transport
		Aug. 3,1967	Two or Three for the Airbus?
		Aug.10,1967	European Airport Traffic Growth.
		Aug.24,1967	A Viable Europe.

[17] FLUGWELT Heft 12,1966 Airbusvorprojekte der deutschen Arbeitsgemeinschaft Airbus.

Heft 2,1967 Der europäische Airbus, das anglo-französische Konzept.

Heft 4,1967 Das gemeinsame europäische Airbuskonzept.

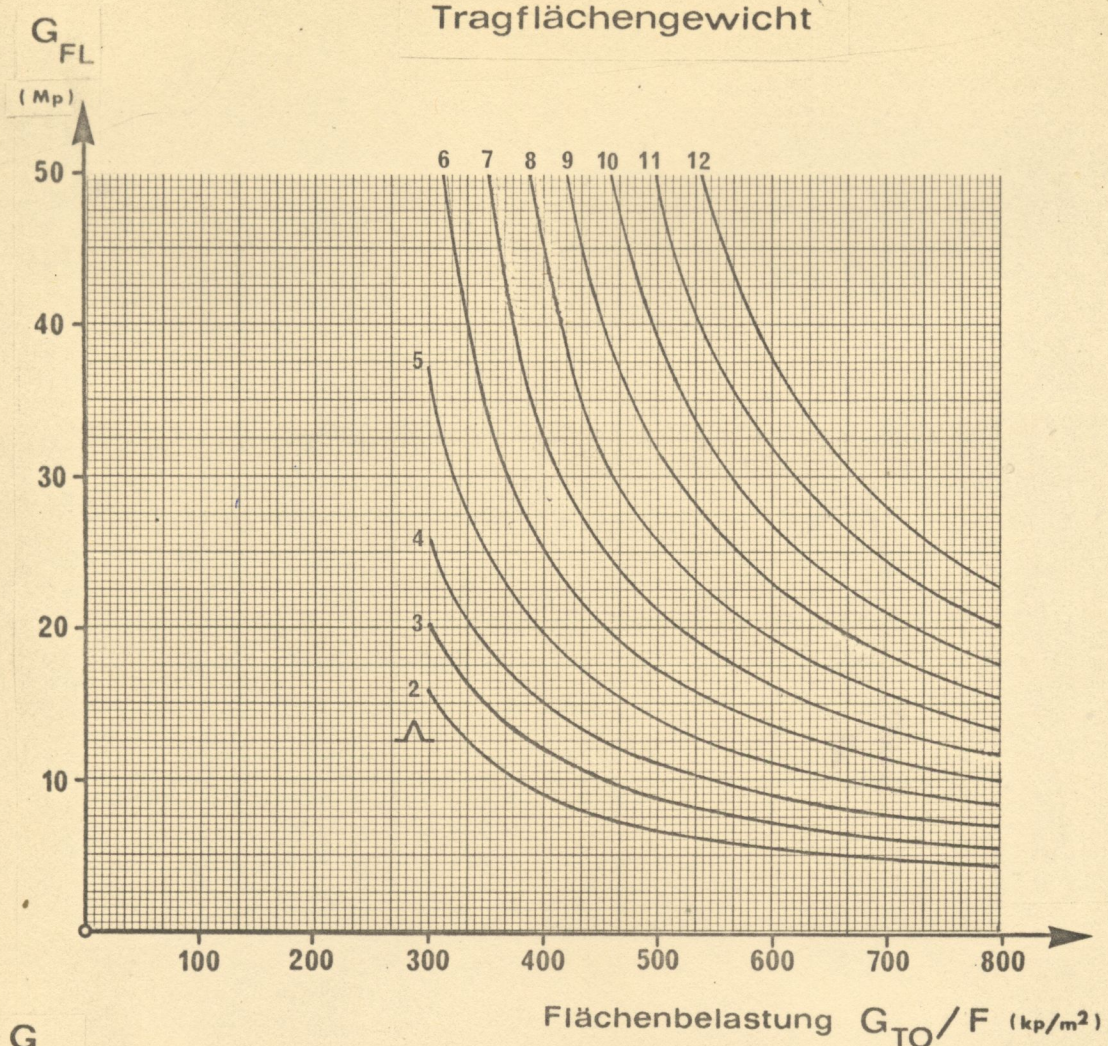
[18] INTERAVIA 3,1967 Grundsätzliche Einigung auf gemeinsames Airbus Projekt.

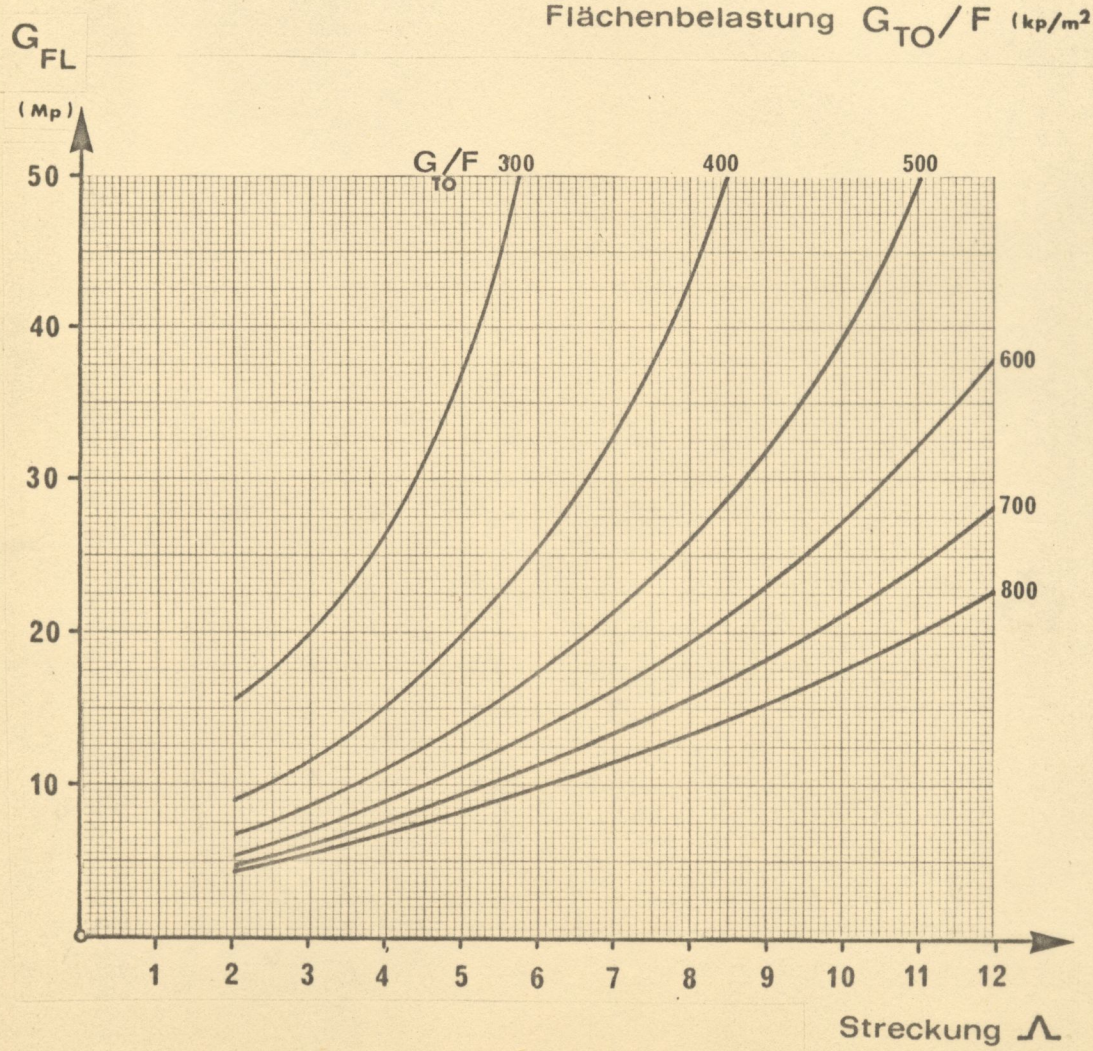
6,1967 Bessere Flughäfen unerlässlich.

FORTRAN-PROGRAMMIERUNG:

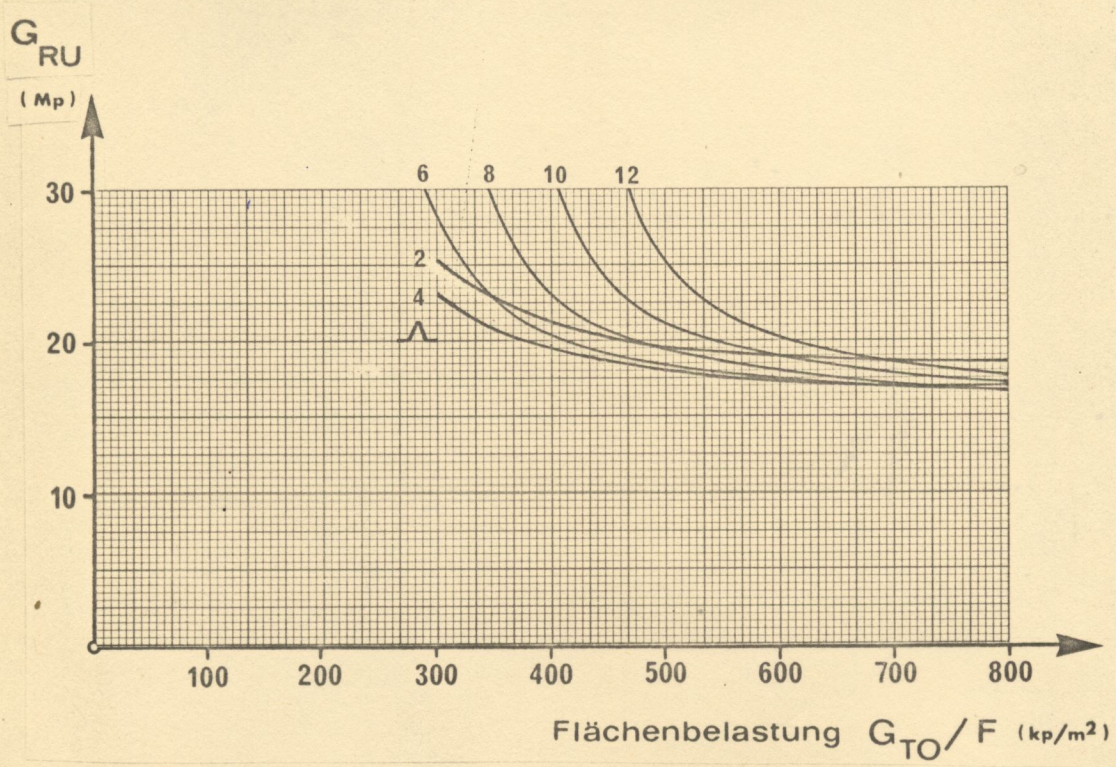
[19] MC CRACKEN, D.D. A Guide to Fortran Programming

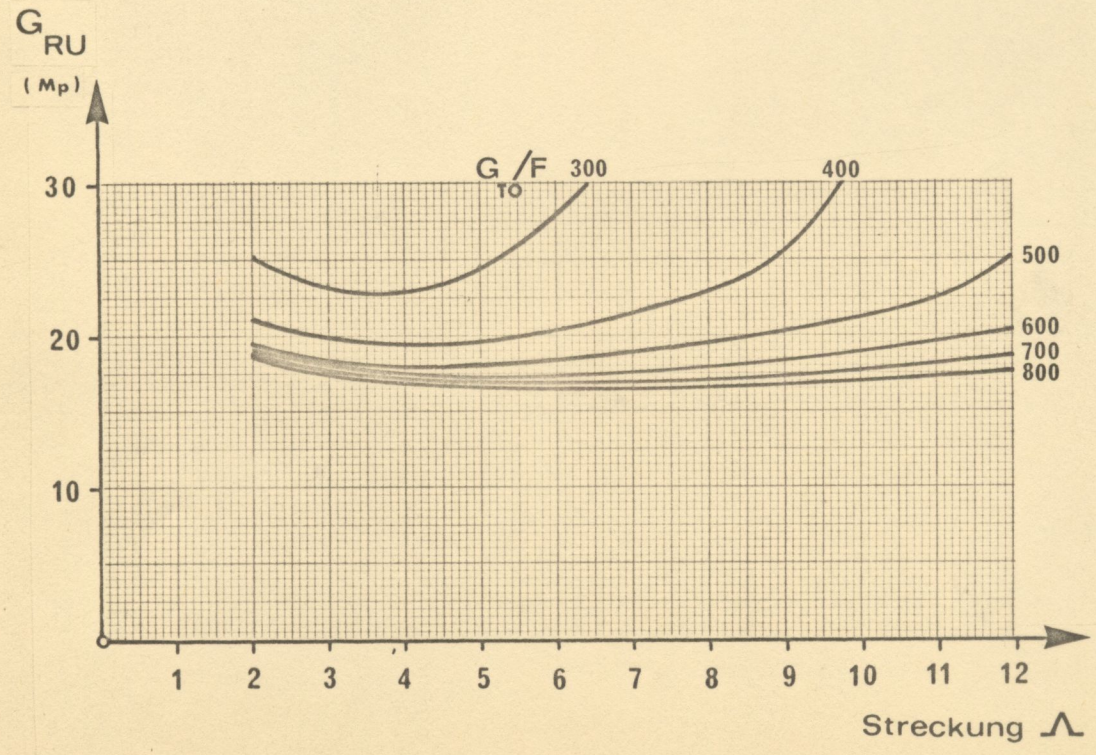
Tragflächengewicht



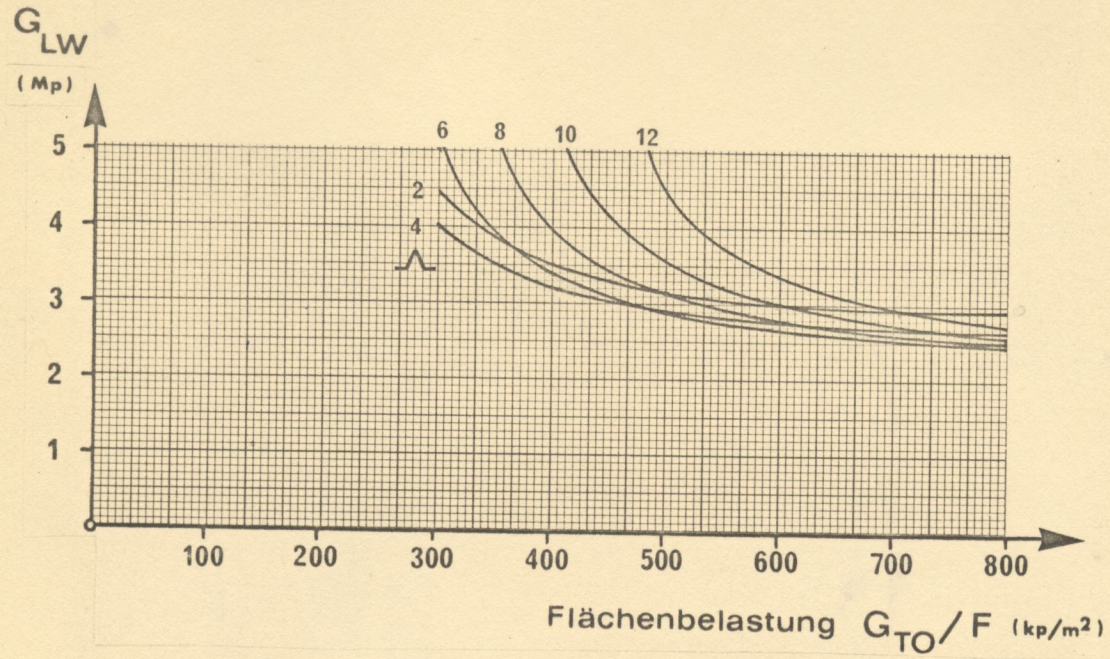


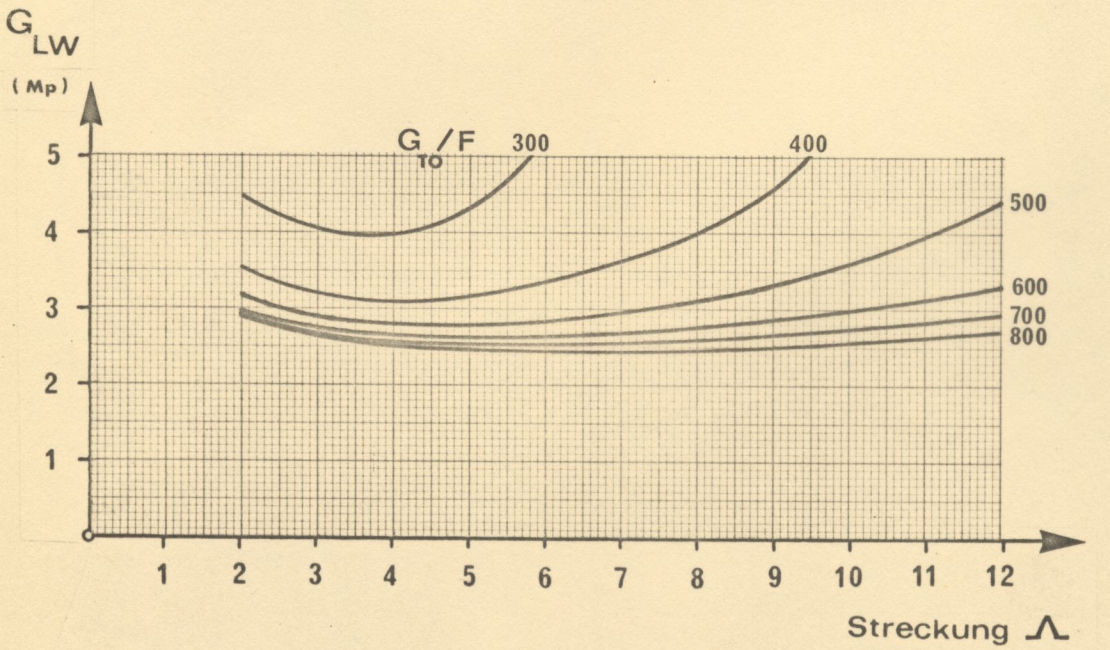
Rumpfgewicht



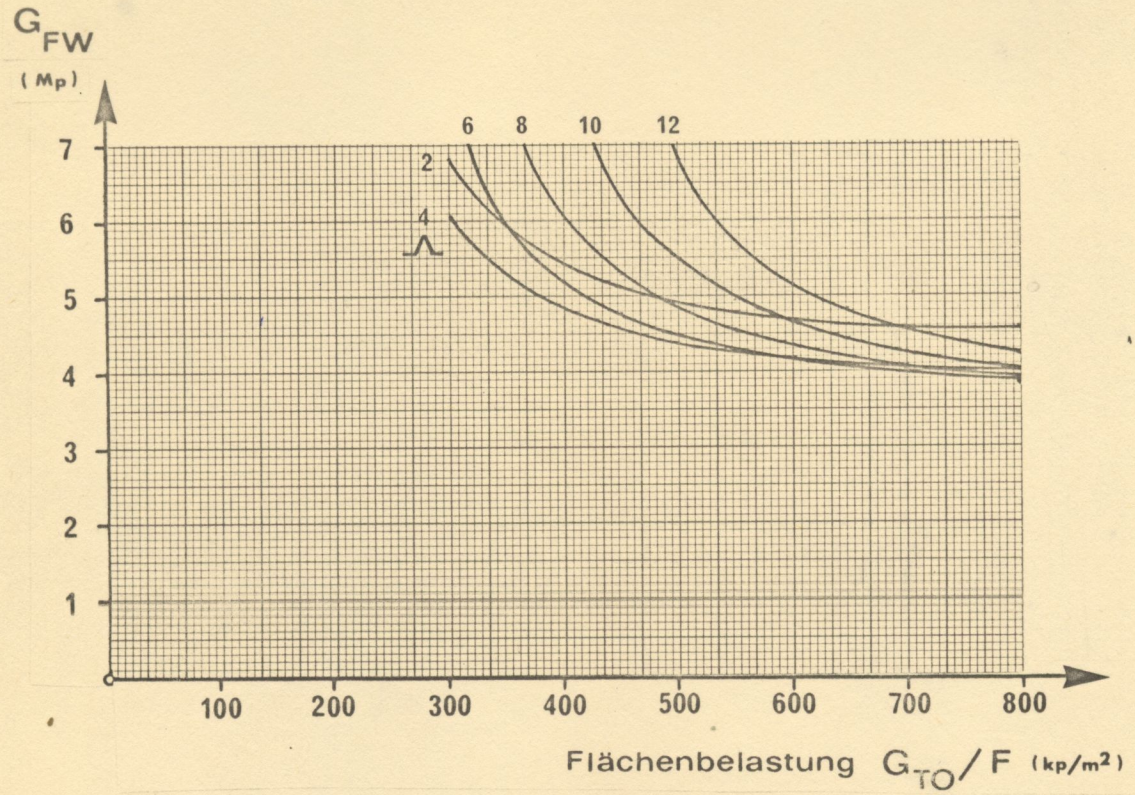


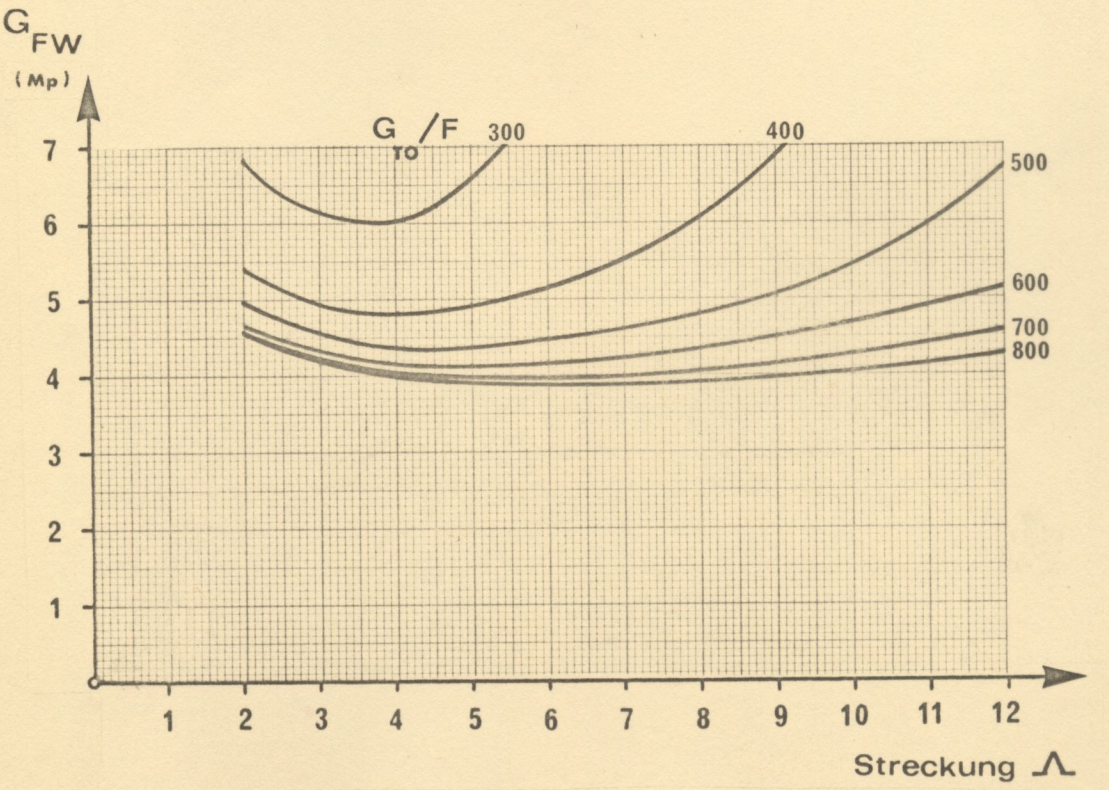
Leitwerksgewicht



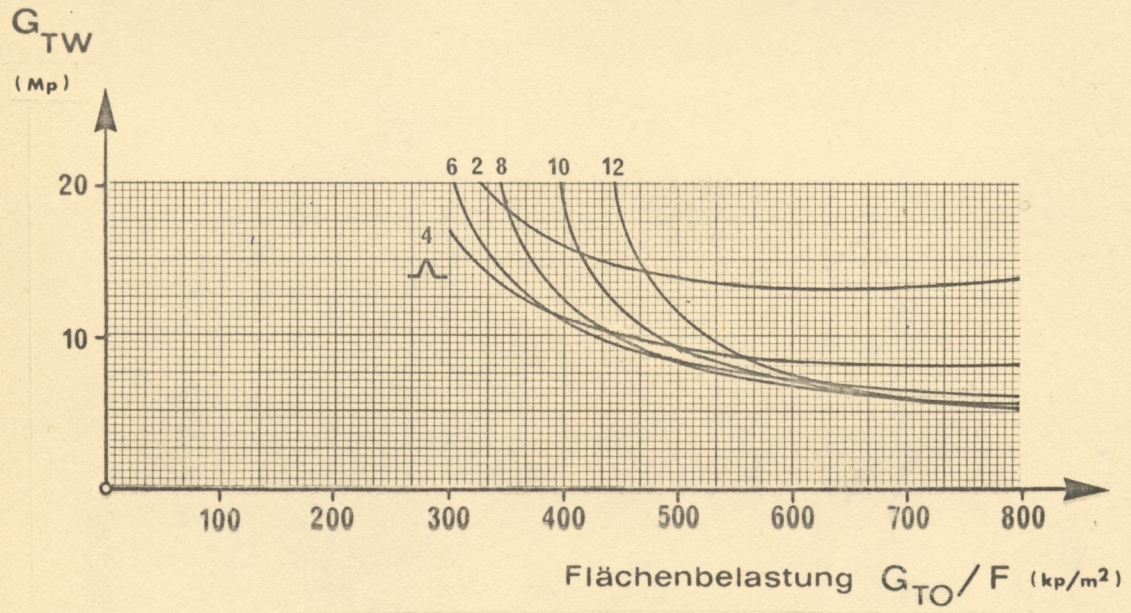


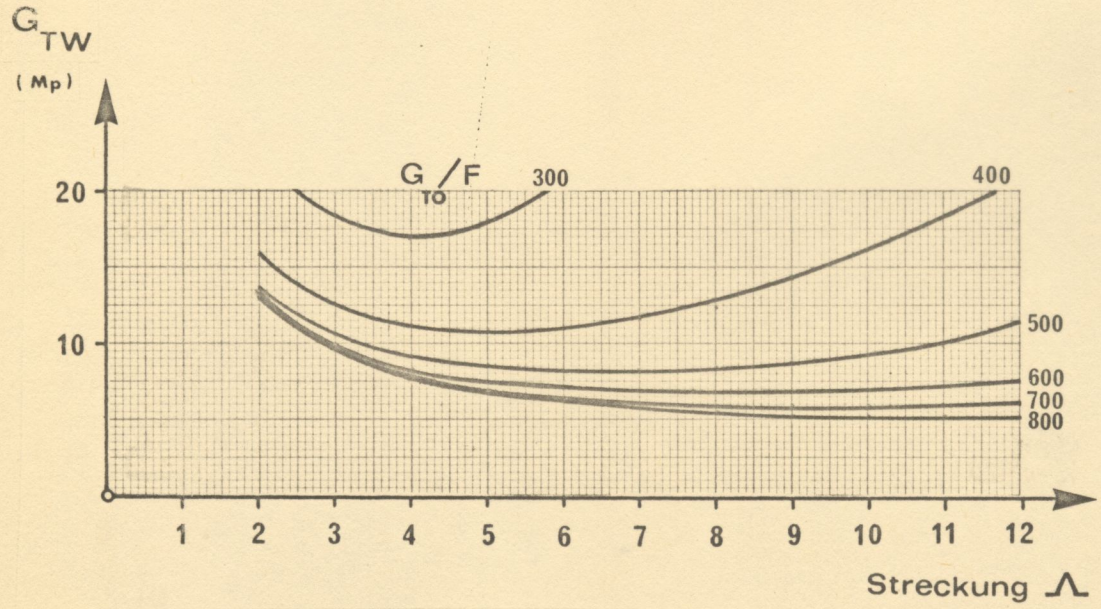
Fahrwerksgewicht



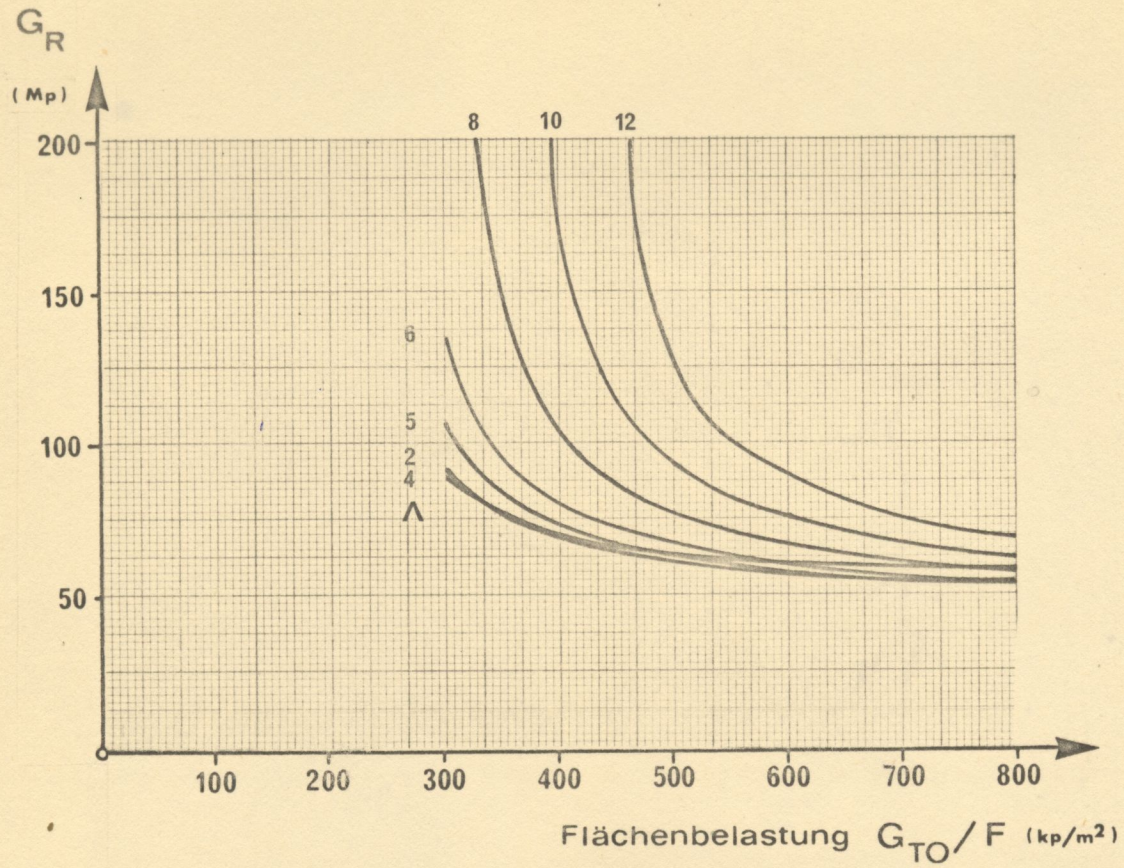


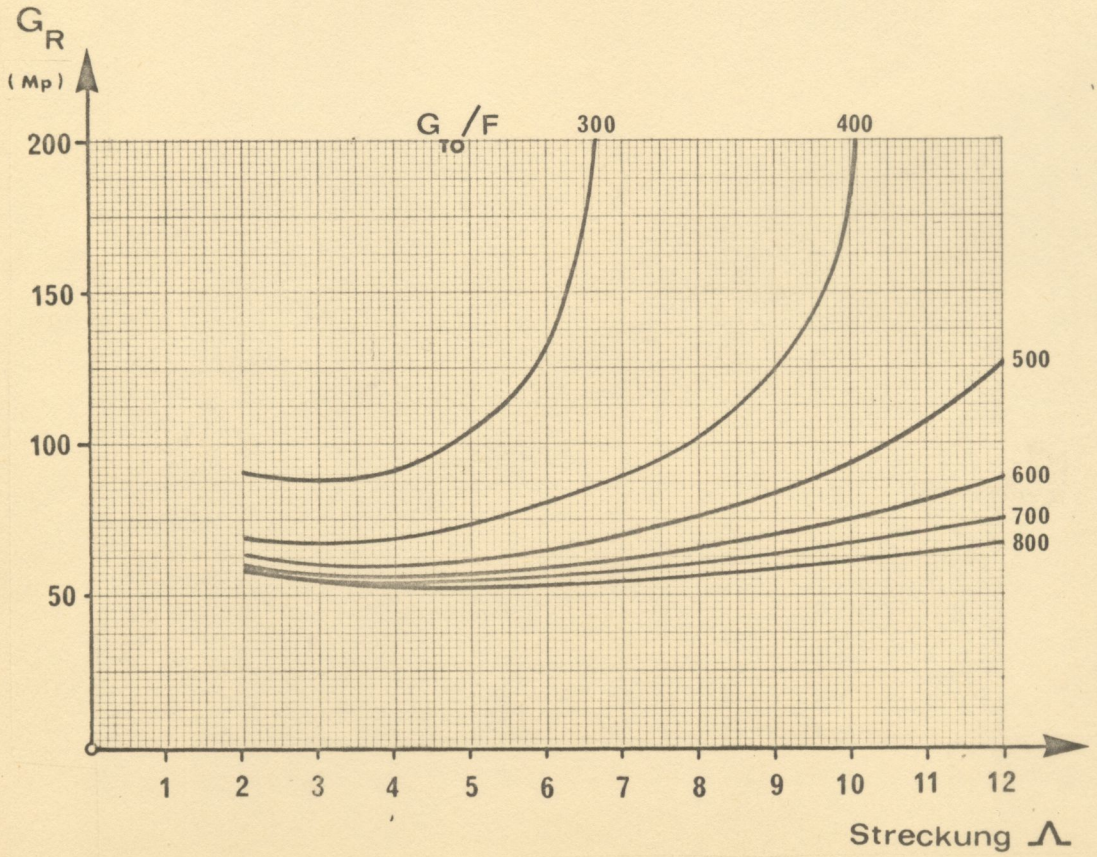
Triebwerksgewicht



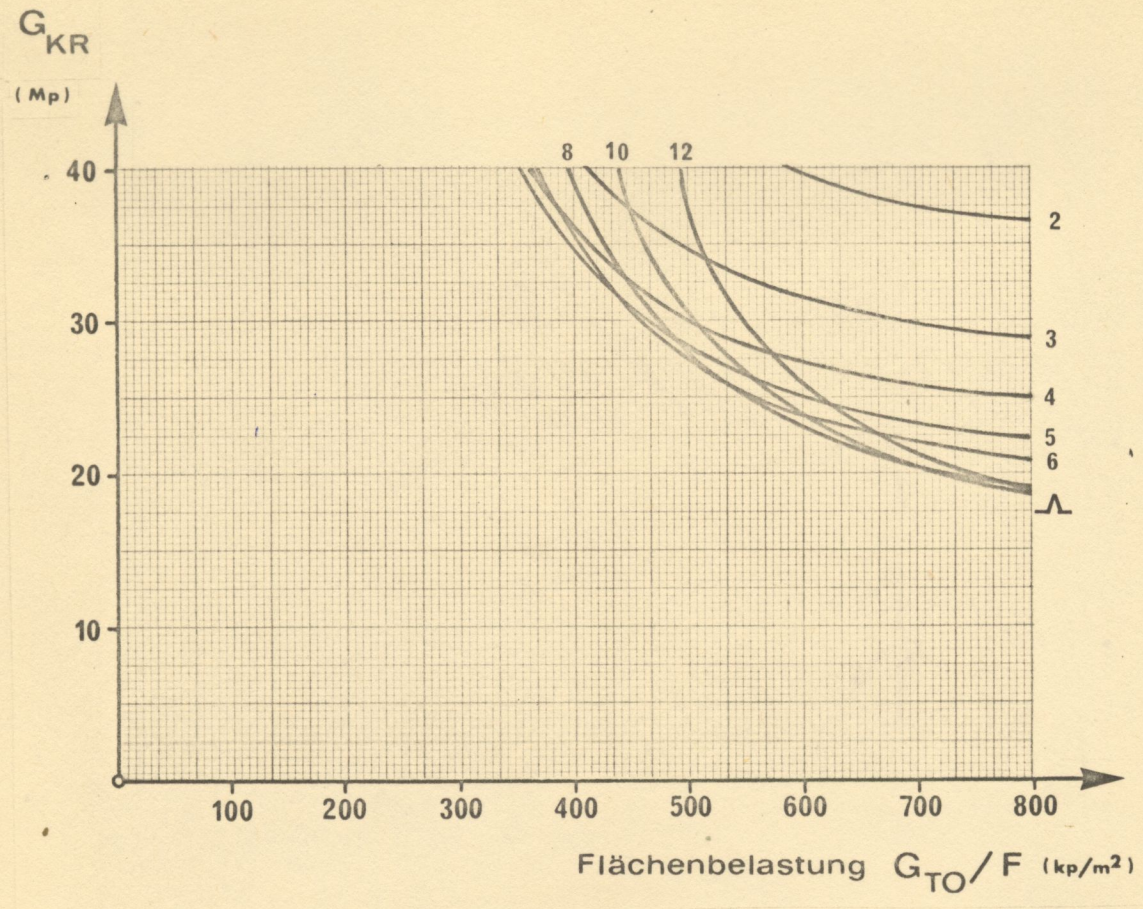


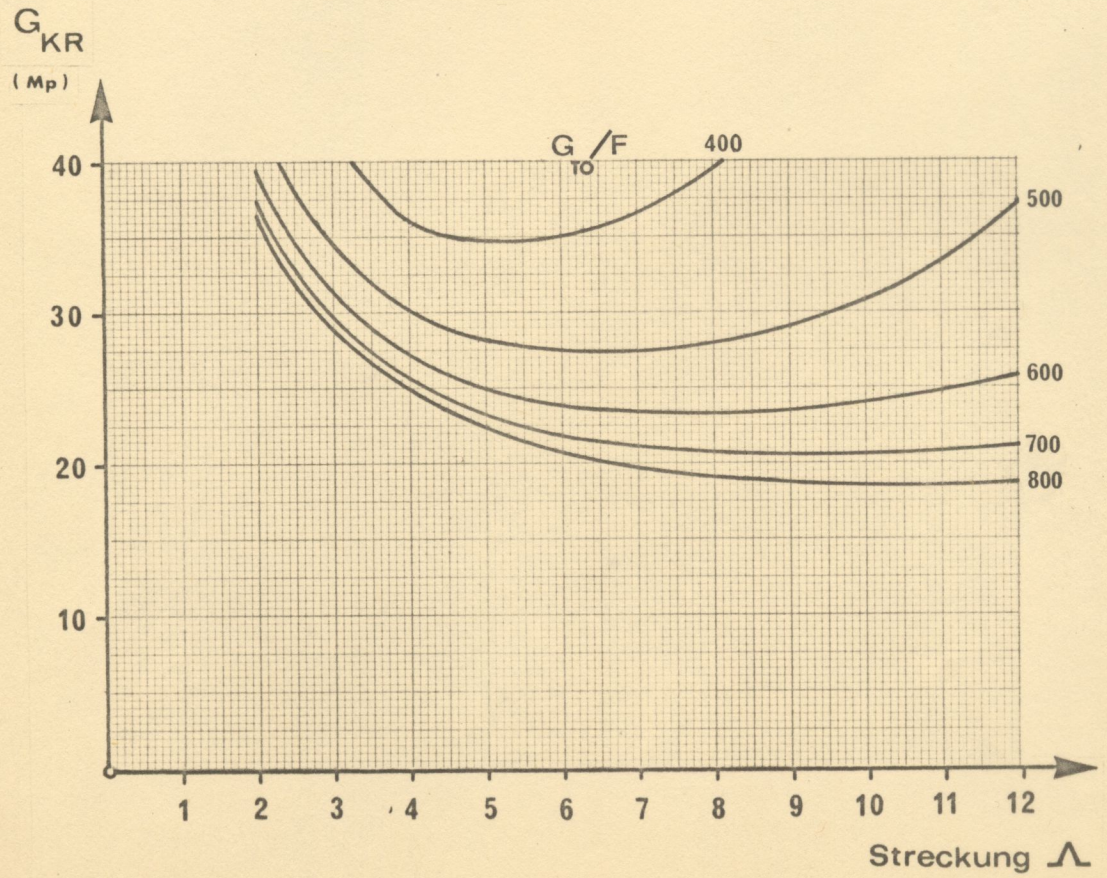
Rüstgewicht



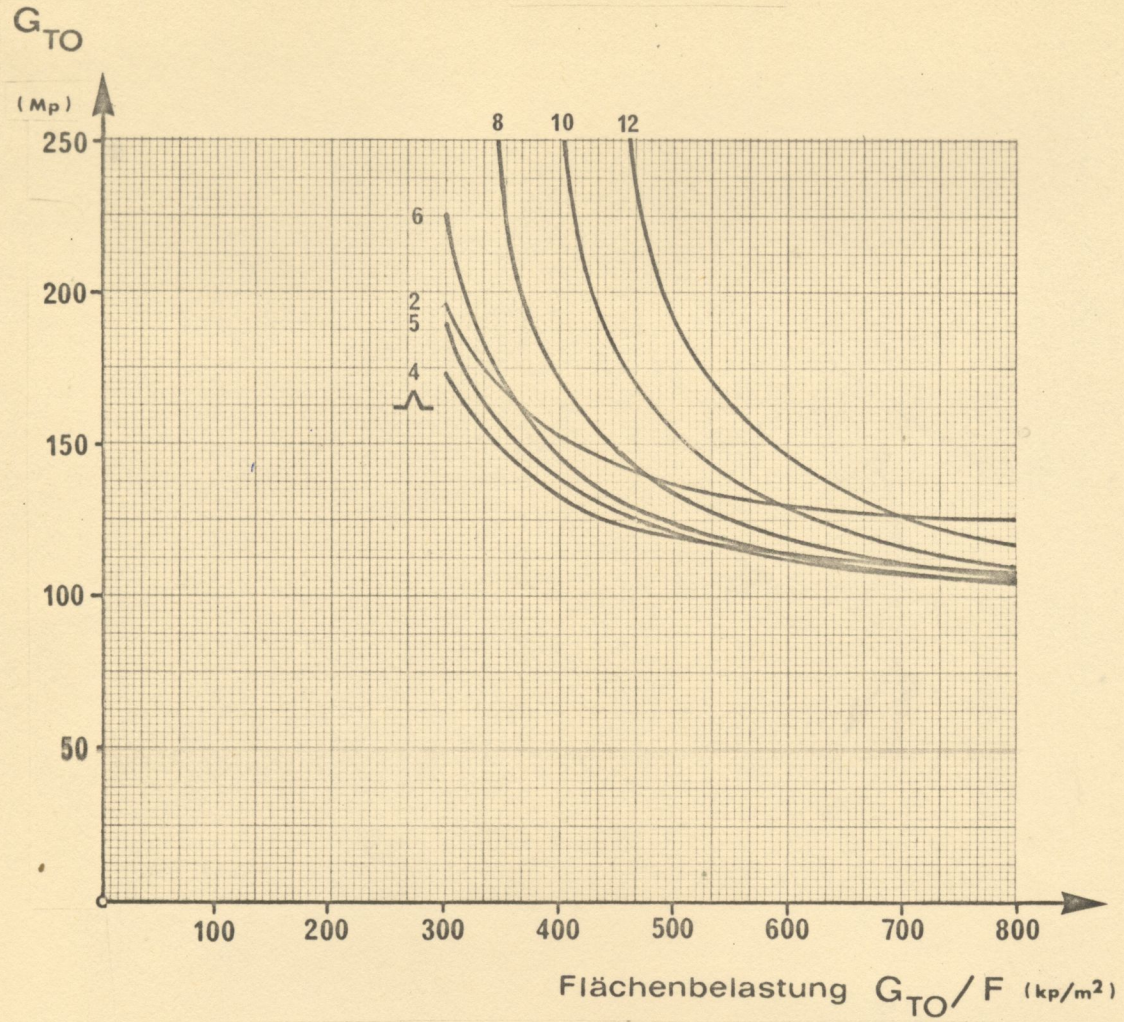


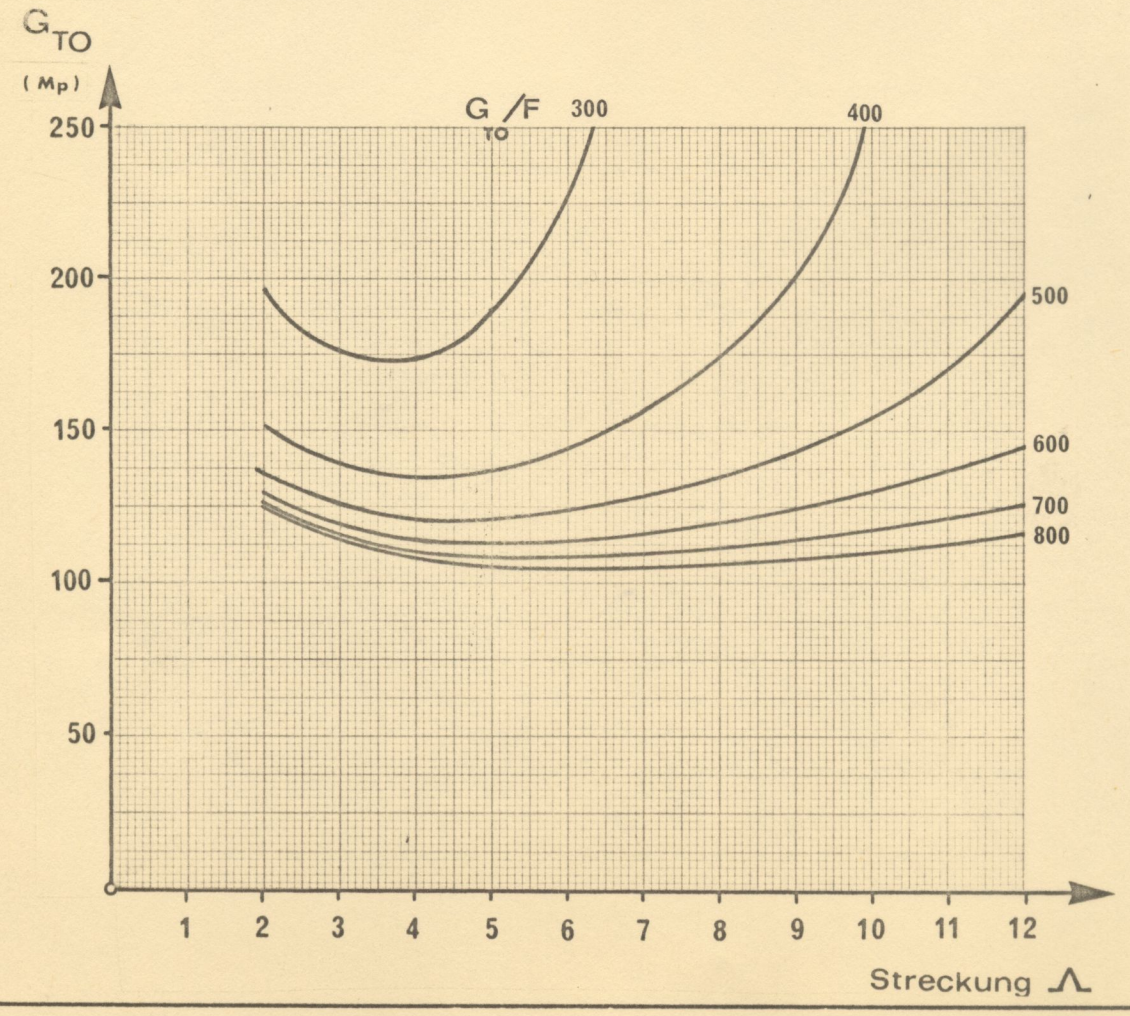
Kraftstoffgewicht



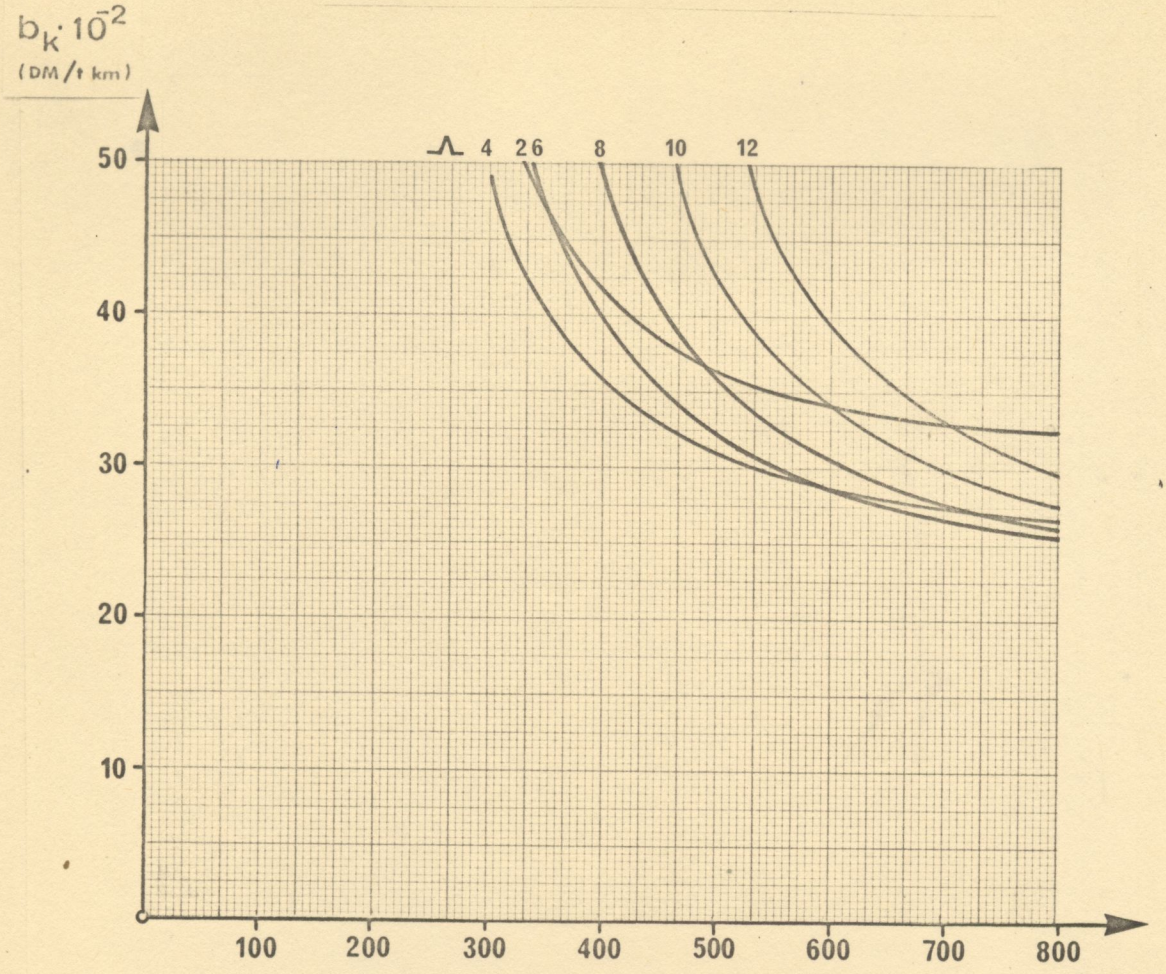


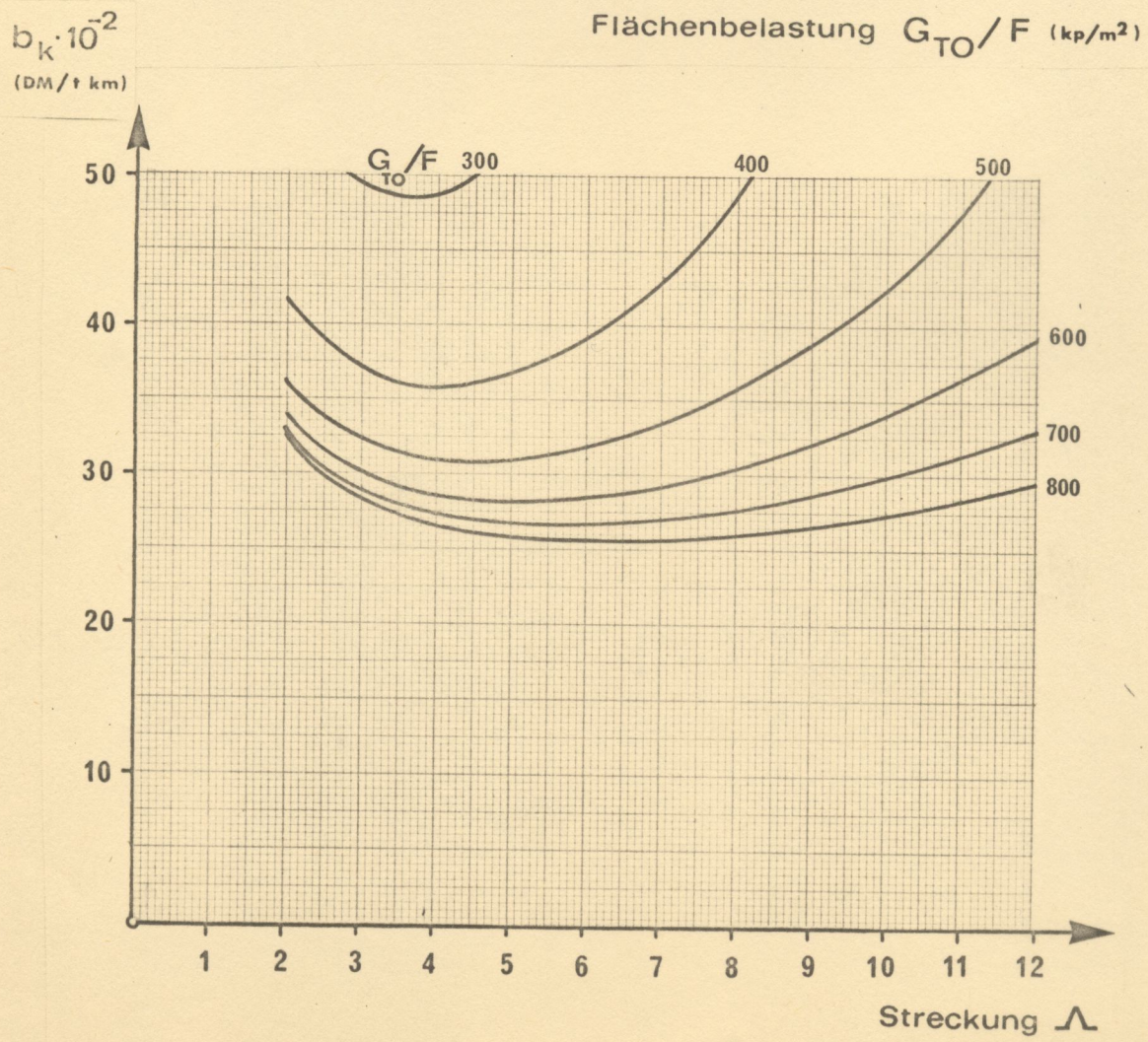
Startgewicht



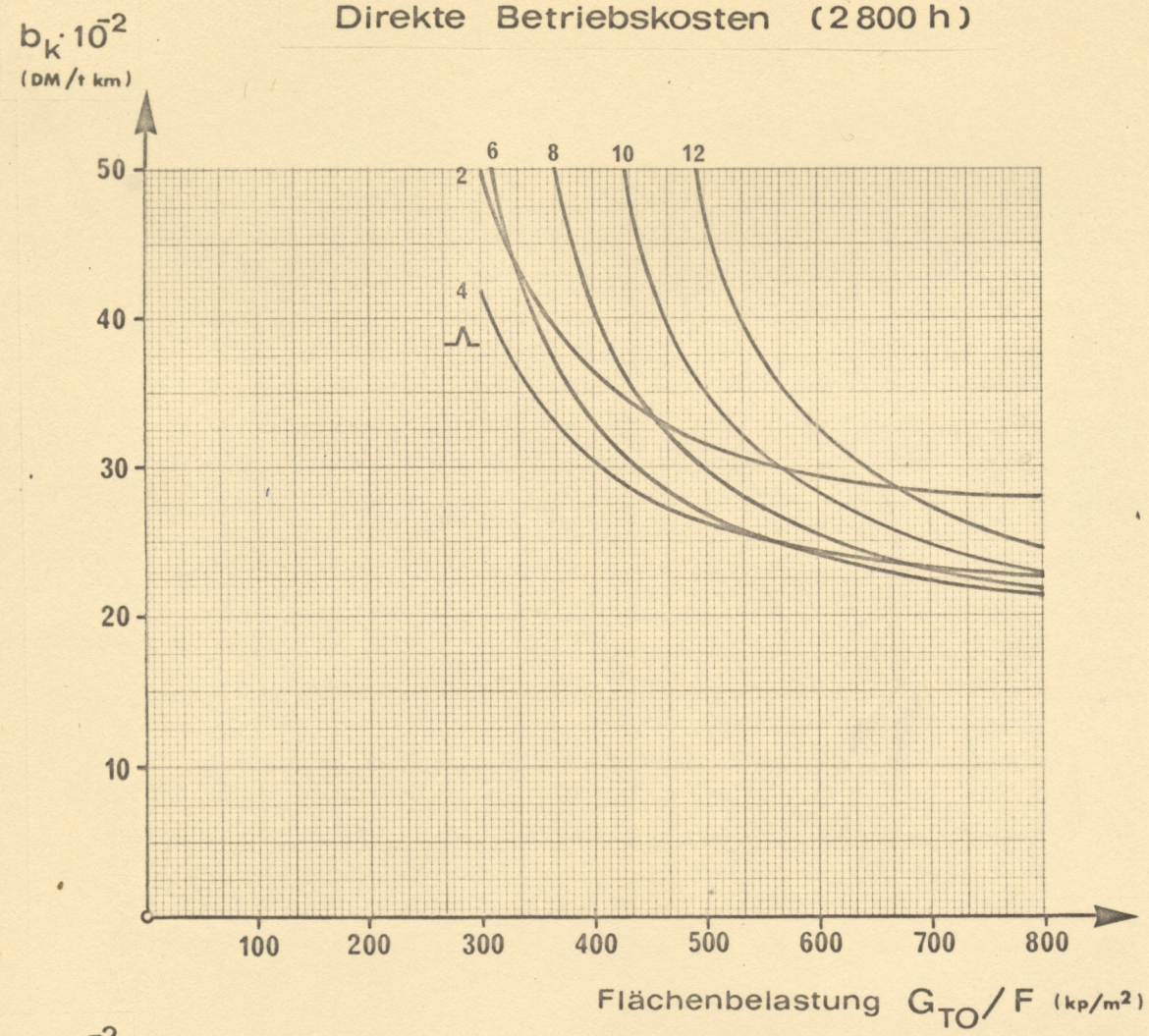


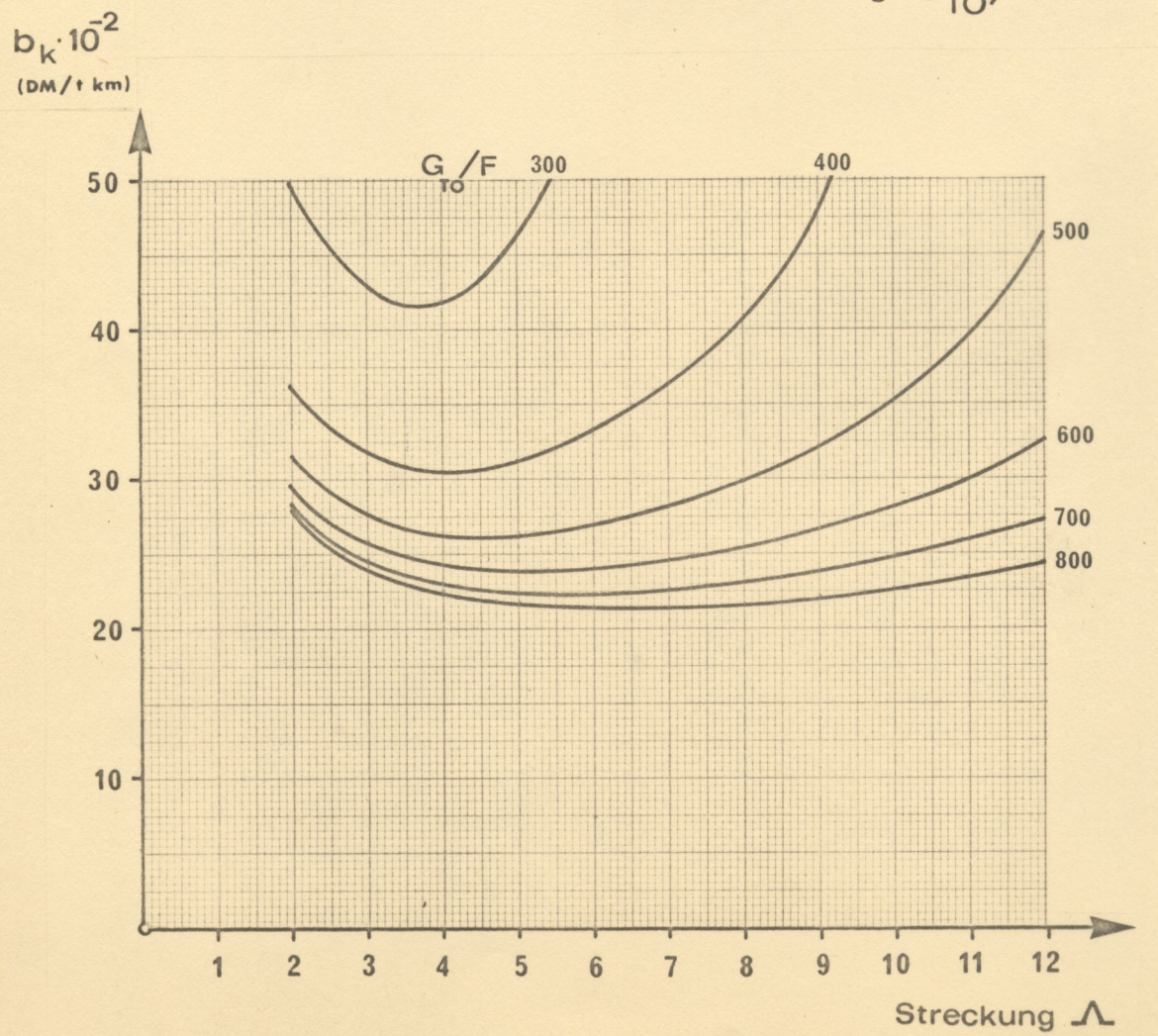
Direkte Betriebskosten (2100 h)



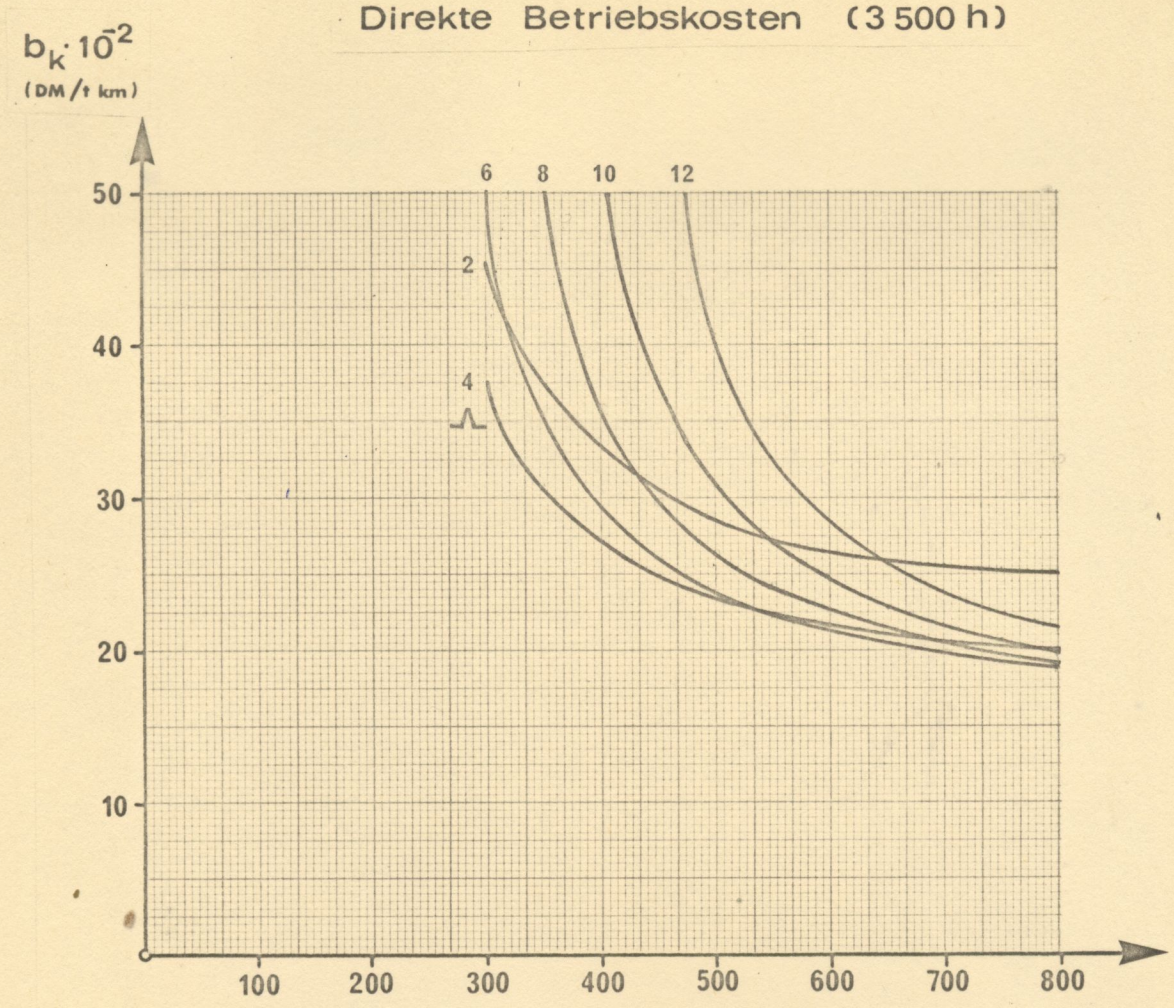


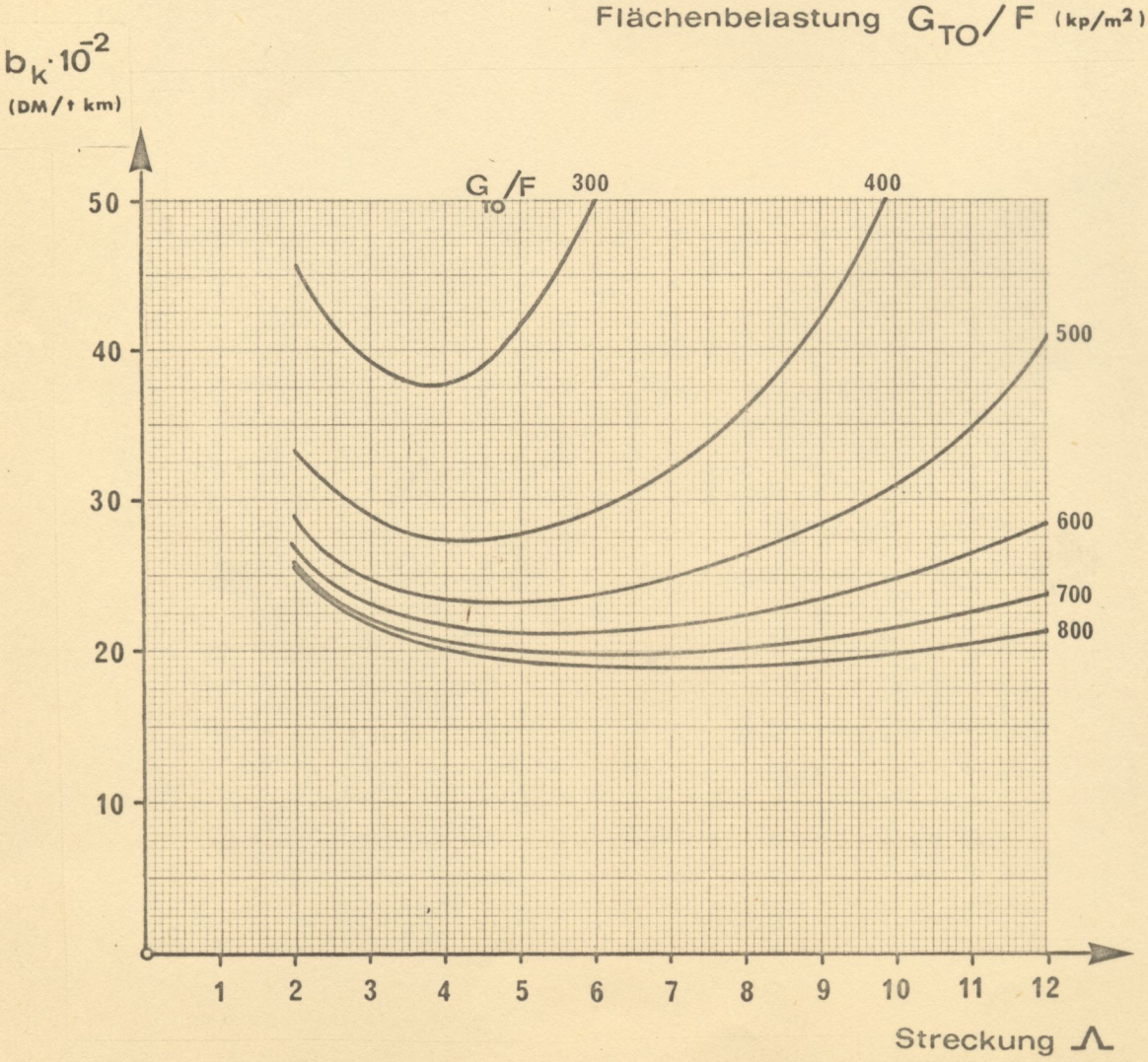
Direkte Betriebskosten (2800 h)



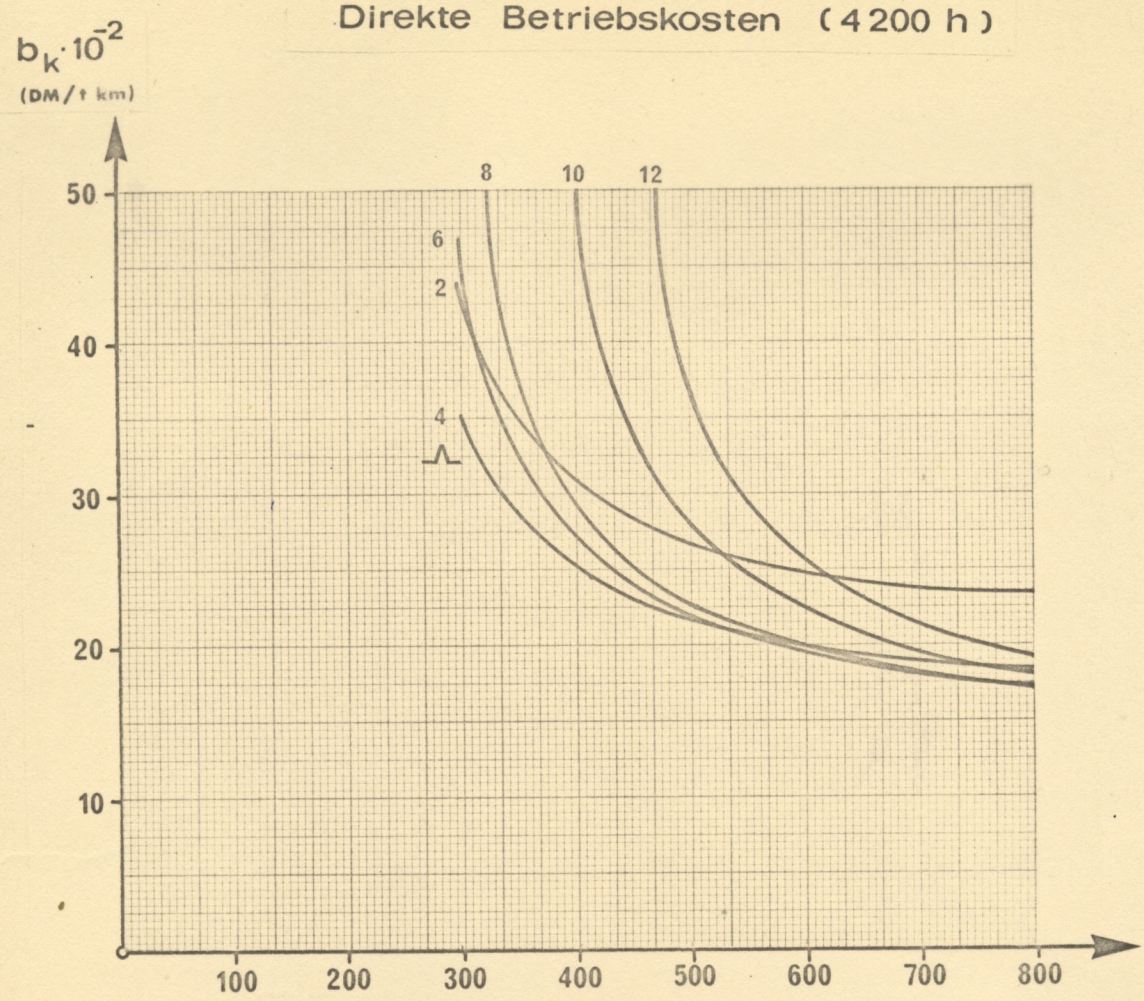


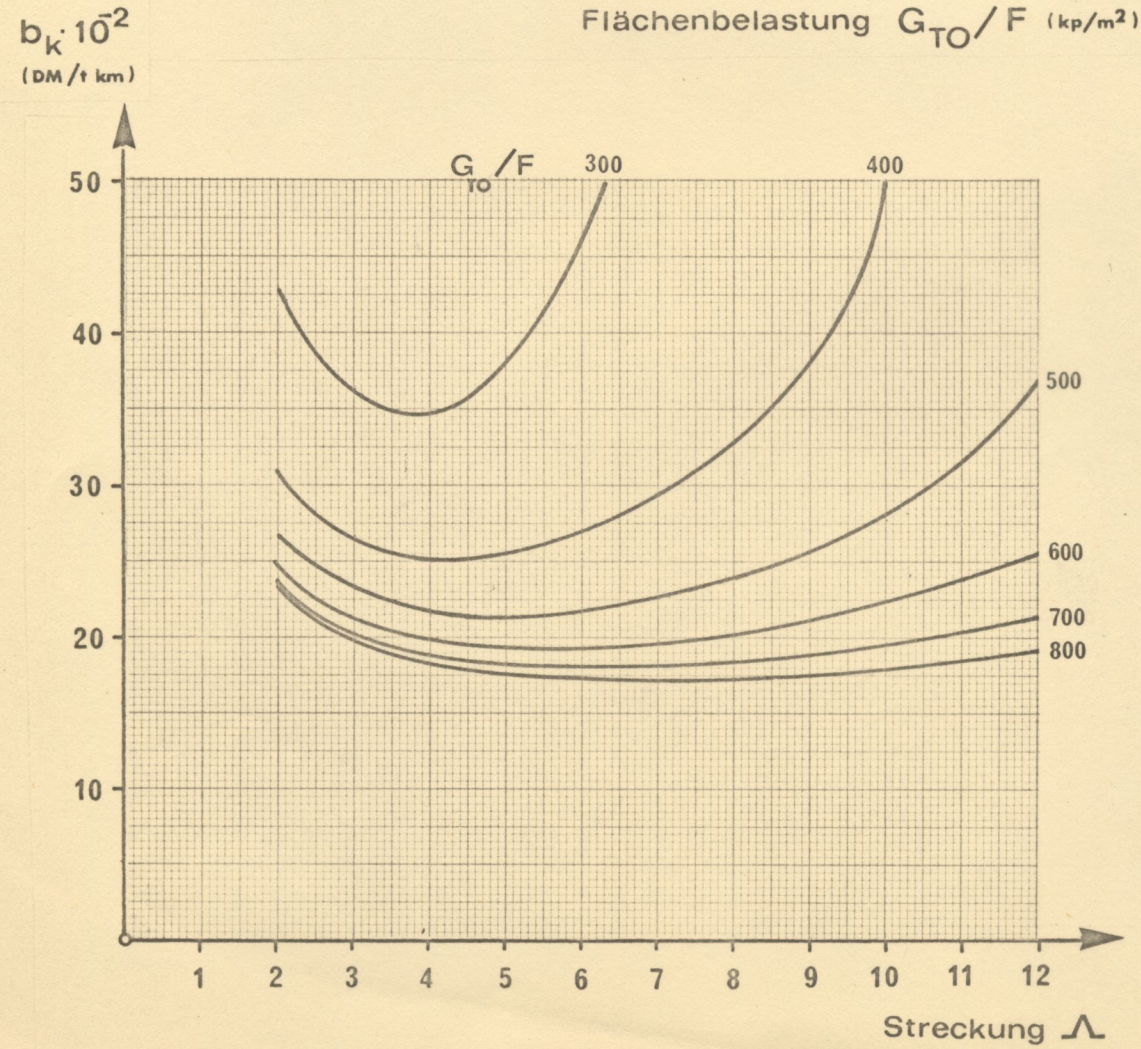
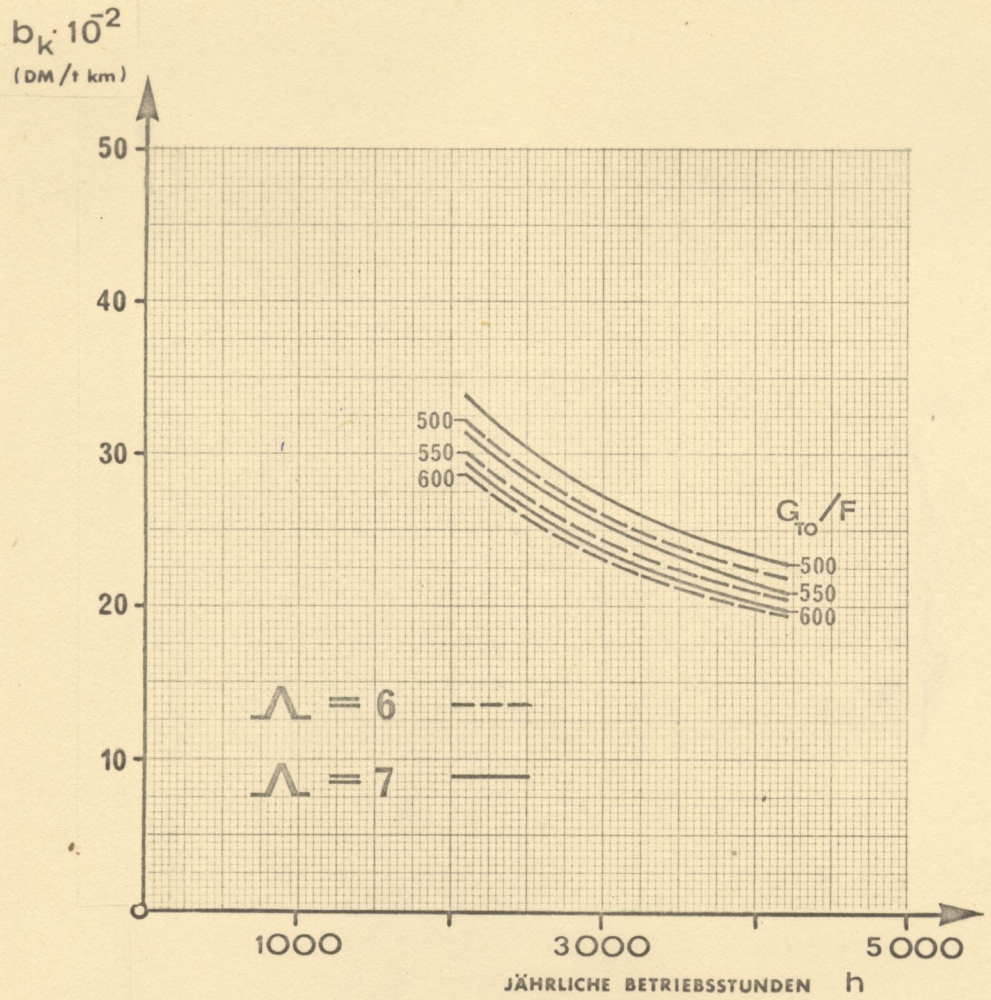
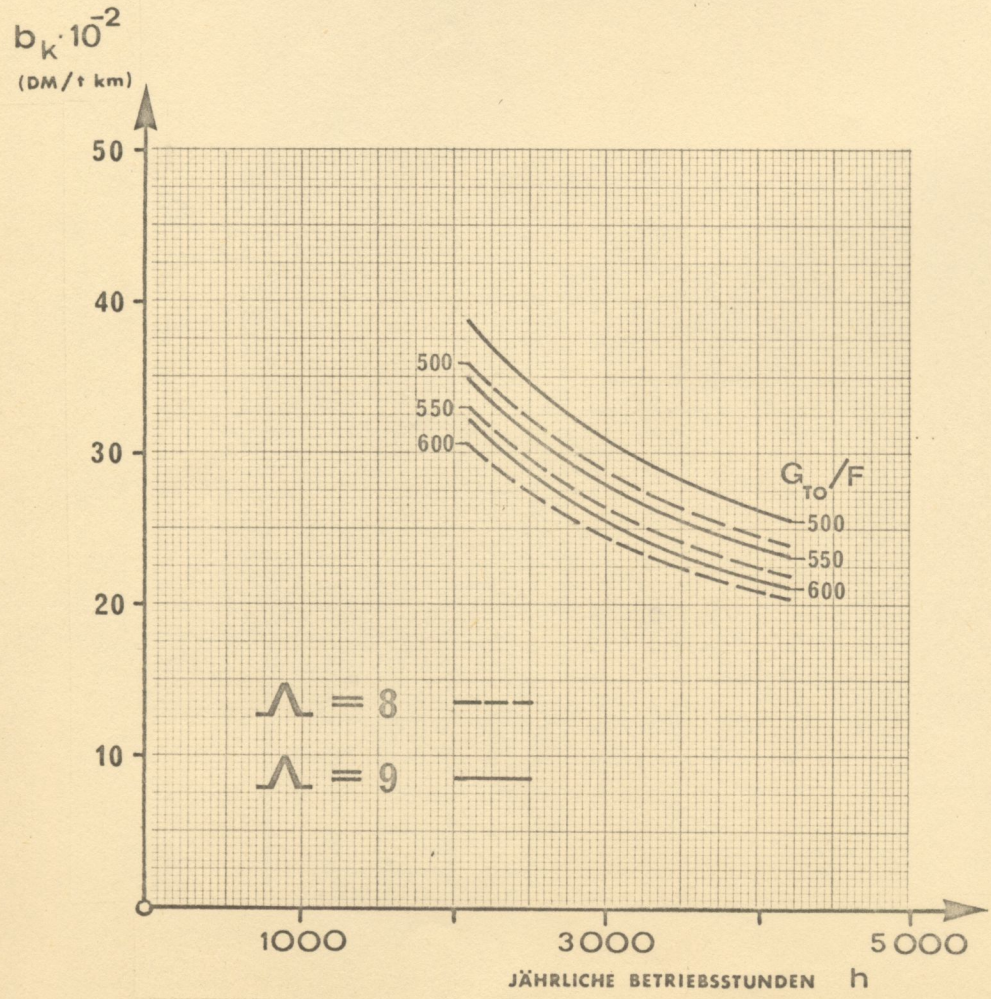
Direkte Betriebskosten (3 500 h)





Direkte Betriebskosten (4200 h)





Direkte Betriebskosten