

Douglas-Muster im Vergleich zu Connies und Super-Connies

Um die beiden Flugzeug-Familien richtig und wahrhaftig vergleichen zu können, muß man sich der dialektischen Methode bedienen, die die alten Griechen an der Naturbetrachtung entwickelt hatten, Georg Wilhelm Friedrich Hegel theoretisch begründete und Karl Marx vom Kopf auf

die Füße stellte. Die Theorie besagt, daß die Natur aus Gegensätzen besteht, daß diese sich bewegen, gegenseitig durchdringen und so alte Gegensätze absterben lassen und neue hervorbringen. Die Methode aber gibt als erstes vor, den Betrachtungsstandpunkt genau zu definieren.

Würden Rundfunkreporter jedesmal, bevor sie ihren Bericht beginnen, sagen, von welchem Standpunkt aus sie das Geschehen betrachten, würde der Rezipient sofort wissen, was er vom Nachfolgenden zu halten hat. So aber erscheint jede Reportage von einem „objektiven“ Standpunkt aus erzählt, und wenn man dann mehrere zu dem Thema gehört hat, fragt man sich: Ja, was ist denn nun die wirkliche Wahrheit?

Es gibt viele Wahrheiten, nämlich mindestens so viele, wie es Erscheinungen zu einem Wesen gibt. All das sind aber Teilwahrheiten, Oberflächlichkeiten. Die Wirklichkeit der Wahrheit ergibt sich aus dem dialektischen Verhältnis von Wesen und Erscheinungen. Der Betrachter kann Erscheinungen sinnlich wahrnehmen. Aber um das Wesen zu erkennen, muß er seinen Verstand gebrauchen. Beides wollen wir jetzt tun.

Aus Platzgründen erlegen wir uns eine Beschränkung hinsichtlich der zu untersuchenden Betrachtungsebenen auf. Die erste Betrachtungsebene soll die zeithistorische sein, die zweite die technische Reife der Konstruktion, die dritte Betrachtungsebene soll die der

Foto: Alastair Bridges



Während die Lockheeds mit Erscheinen der Düsenflugzeuge zügig aus dem Verkehr gezogen wurden, blieben DC-6 A und B aufgrund ihrer Kosten und Variabilität noch viele Jahre im Einsatz. Hier eine DC-6 B ST in Manchester 1981.

Airlines bezüglich der direkten Betriebskosten sein. Man müßte noch die Ebene des Passagiers hinsichtlich von Bequemlichkeit, Lärmbelästigung, Platzverhältnissen usw. einführen, natürlich mittels repräsentativer Umfrage, es soll hier aber die einzelne Meinung eines damaligen Fachmanns genügen.

Zeitlich betrachtet erschien die DC-4 etwa zugleich mit der L-049, die DC-6B zusammen mit der L-649, die DC-7 zusammen mit der L-1049 C, die DC-7B mit der L-1049 G, die DC-7 C aber ein Jahr vor der L-1649. So betrachtet, müßte man immer diese Paare miteinander verglei-



chen, wenn man die technische Vorherrschaft des einen über den anderen begründen wollte. Aus dieser Sicht läßt sich aber immer nur das Neue an dem jeweiligen Muster feststellen. Man bliebe deshalb im altbekannten „Sowohl als Auch“ stecken, also im Aufzählen und Zusammenzählen aller Vor- und Nachteile, ohne einen wirklichen Schritt hin zu einem Urteil zu kommen. Mit dieser Betrachtungsweise tut man übrigens niemandem wirklich weh.

Nun zur technischen Reife der Konstruktion. Bei Douglas und Lockheed stehen sich zwei gegensätzliche Entwurfsmethoden gegenüber. Das kommt

der dialektischen Betrachtungsweise natürlich entgegen. Die Douglas Company entwarf ihre Muster vom Nutzraum ausgehend, weshalb auch so extrem häßliche, aber hocheffiziente Flugzeuge wie die militärischen Globemaster I und II oder die Cargomaster entstanden sind. Lockheed dagegen entwarf auf geringsten Widerstand hin, was bei Jagdflugzeugen (wo es um höchste Geschwindigkeiten geht) durchaus sinnvoll sein kann, bei reinen Transportflugzeugen jedoch nur zu höheren Entwicklungs- und Betriebskosten führt.

In den Konstruktionselementen selbst unterscheiden sich die beiden Flugzeug-

Stimmungsvolles Bild eines schönen Flugzeuges: Die Zusatztanks an den Tragfügelenden gaben der L-1049 G ihre interkontinentale Reichweite. Die im Propellerstrom angeordneten Leitwerke verstärkten bei böigem Wetter jedoch die Stöße auf die Zelle. Das hochbeinige Fahrwerk erforderte hohe Passagiertreppen und erhöhte die Unfallgefahr. Für ein kraftschonendes Be- und Entladen des Gepäcks ergaben sich erhebliche Nachteile.

Familien kaum: Halbschalenbauweise bei Rumpf, Flügel und Leitwerk; später für den Flügel Integralbauweise wegen Vergrößerung der Tankräume; moderne Fertigungsverfahren und Taktstraßen; Druckkabinen für Differenzdrücke bis zu 0,36 atü, immer die modernste nautische und funktechnische Anlage. Kurz, im Innern sind keine grundsätzlich verschiedenen Wege gegangen worden. Dafür aber äußerlich.

Bereits die DC-1 stellte im Kern einen Nutzraum dar, dem man mittels Flügel und Motoren das Fliegen beigebracht hatte. Die DC-3 mit ihrem runderen Rumpf und ihren zugespitzteren Flügeln war aerodynamisch optimiert und wirtschaftlich effektiviert worden. Die Folge war bei minimalen Veränderungen ein regelrechter Sprung in der Transportleistung. Die DC-4 endlich bildete die Grundlage aller Entwicklungen bis zur DC-7 C. Ein kompromißlos einfacher Trapezflügel von 135 m² und ordentlicher Zuspitzung von 3,33 mit dem „Allerweltsprofil“ NACA 23016/12 sorgte für ein außerordentlich hohes Entwicklungspotential, das die Steigerung der Flächenbelastung von zunächst 245 auf schließlich 412 kg/m² zuließ. Einfacher Flügel und einfaches Zentral-Leitwerk in Verbindung mit ebenso einfacher Rumpfform hatten ein gutmütiges Flugverhalten und geringe Herstellungskosten zur Folge. Da es beim Passagierflugzeug um die niedrigsten Sitzplatzkosten und damit Ticketpreise geht, läuft alle technische Optimierung in Richtung ökonomischer Maximierung, also letztlich auf das Wesen aller Transportprozesse hinaus, nämlich ein Gut so billig wie möglich und so schnell wie nötig von A nach B zu schaffen. Dieses Prinzip hatte nach Hugo Junkers auch Donald Douglas erfaßt und verinnerlicht, worauf sein Erfolg beruhte.

Bei der Lockheed Corporation war dieses Prinzip noch nicht angekommen. Dort hatte offensichtlich der Chef-Aerodynamiker mehr zu sagen als der Chef-

Abmessungen, Leistungen, Komfort und Wirtschaftlichkeit im Vergleich

Hersteller	Douglas	Lockheed	Douglas	Lockheed	Douglas	Lockheed	Douglas	Lockheed
Typ	DC-4	L-049	DC-6 B	L-749 A	DC-7	L-1049G	DC-7C	L-1649A
Erstflug	Domestic 14.2.1942	Constellation 9.1.1943	Super-Six 2.2.1951	Constellation 1947	Domestic 18.5.1953	Super-Seas* Prototyp 13.10.50	„Seven Seas“ 20.12.1955	Starliner 11.10.1956
Triebwerk	4 x Pratt&Whitney R-2000 SD 13G	4 x Wright Cycl. R-3350-C18	4 x Pratt&Wh. R-2800-CB17	4 x Wright Cycl. R-3350-C18	4 x Wright Cycl. R-3350-DA1	4 x Wright Cycl. 3350-C18DA3	4 x Wright TC 3350-TC18EA1	4 x Wright TC R-3350-TC18EA2
Standleistung am Boden	1.470 PS/2.700 u	2.230 PS/2.800 u	2.535 PS/2.800 u	2.535 PS/2.800 u	3.296 PS/2.900 u	3.250 PS/2.900 u	3.450 PS/2.900 u	3.445 PS/2.900 u
Reiseleistung	1.100 PS/2.550 u	1.800 PS/2.400 u	1.750 PS/2.600 u	1.800 PS/2.400 u	2.450 PS/2.600 u	2.450 PS/2.600 u	2.450 PS/2.600 u	2.450 PS/2.600 u
Bauart	14-Zyl.-Doppelstern luftgekühlt 2-Gang-Lader	18-Zyl.-D.stern luftgekühlt 2-Gang-Lader	18-Zyl.-D.stern luftg., 2-Gang-L. Wassereinspr.	18-Zyl.-D.stern luftg., Compound (Verbundmotor)	18-Zyl.-D.stern luftg., Compound Wassereinspr.	18-Zyl.-D.stern luftgekühlt, 1 ATL Turbo-Compound	18-Zyl.-D.stern luftgekühlt T.-Comp., 3 ATL	18-Zyl.-Doppelstern luftg., T-Compound 3 Abgasturbolader
Hubraum	32,8 l	54,8 l	45,9 l	54,8 l	54,8 l	54,8 l	54,8 l	54,8 l
Volldruckhöhe	4.265 m	5.490 m	4.115 m	4.880 m	5.000 m	5.000 m	5.000 m	5.000 m
Durchmesser/Länge	1,25 m/1,55 m	1,44 m/1,99 m	1,34 m/2,07 m	1,44 m/1,99 m	1,44 m/2,0 m	1,44 m/2,0 m	1,44 m/2,28 m	1,44 m/2,28 m
Trockengewicht	728 kg	1.261 kg	1.084 kg	1.323 kg	1.636 kg	1.636 kg	1.655 kg	1.655 kg
Propeller/Dm./Gewicht	3-Blatt/3,98 m/-	3-Blatt/4,57 m/-	3-Blatt/4,11 m/-	3-Blatt/4,62 m/-	4-Blatt/4,10 m/-	3-Blatt/4,62 m/-	4B./4,3 m/436 kg	3-Blatt/5,11 m/-
spez. Kraftstoffverbrauch	210 g/PSH	218 g/PSH	190 g/PSH	218 g/PSH	200 g/PSH	190 g/PSH	170 g/PSH	170 g/PSH
Kraftstoffverb. im Reiseflug	511 kg/h	1.015 kg/h	572 kg/h	1.040 kg/h	1223 kg/h	1.480 kg/h	1.328 kg/h	1.380 kg/h
Spannweite (b)	35,81 m	37,49 m	35,81 m	37,49 m	35,81 m	37,63 m	38,86 m	45,60 m
Flügelfläche (F)	135,4 m ²	153,28 m ²	136 m ²	153,28 m ²	136 m ²	153,30 m ²	152 m ²	171,5 m ²
aerodyn. Flügeltiefe (l _μ)	4,095 m	3,885 m	4,095 m	3,885 m	4,095 m	3,885 m	3,986 m	≈ 4,00 m
Flügelstreckung (Λ)	9,47	9,17	9,43	9,17	9,43	9,17	9,94	12,15
Flügelzuspitzung (z)	3,33	2,38	3,21	2,38	3,4	2,38	2,8	2,63
Profildicke innen/auß.(d/l)	16% zu 12%	18% zu 12%	16% zu 12%	18% zu 12%	16% zu 12%	18% zu 12%	16% zu 12%	15% zu 11%
Flächenbelastung (G _A /F)	245 kg/m ²	290 kg/m ²	334 kg/m ²	317 kg/m ²	408 kg/m ²	412 kg/m ²	415 kg/m ²	412 kg/m ²
Länge	28,60 m	29,00 m	32,18 m	29,00 m	33,05 m	34,62 m	34,21 m	35,44 m
Höhe	8,38 m	7,00 m	8,86 m	7,10 m	8,72 m	7,54 m	9,37 m	7,14 m
Rumpf (Breite x Höhe)	3,05 x 3,50 m	(Kreis) 3,54 m	3,17 x 3,50 m	(Kreis) 3,54 m	3,28 x 3,50 m	(Kreis) 3,54 m	3,28 x 3,50 m	(Kreis) 3,54 m
Betriebsleergewicht (G _{Bl})	20.130 kg	29.302 kg	27.340 kg	29.400 kg	32.331 kg	37.400 kg	35.400 kg	41.570 kg
Abfluggewicht (G _A)	33.100 kg	44.380 kg	45.360 kg	48.534 kg	55.430 kg	63.200 kg	64.863 kg	70.760 kg
max. Zuladung/Anteil an G _A	12.970 kg = 39 %	15.078 kg = 34 %	18.020 kg = 40 %	19.134 kg = 39 %	23.099 kg = 42 %	28.800 kg = 41 %	29.463 kg = 45 %	29.190 kg = 41 %
Leistungsbelastung (G _A /P)	5,63 kg/PS	4,97 kg/PS	4,47 kg/PS	4,78 kg/PS	4,20 kg/PS	4,86 kg/PS	5,15 kg/PS	5,13 kg/PS
ök. Reisegeschwindigkeit in Höhe	376 km/h 3,5 km	430 km/h 3,9 km	450 km/h 4,57 km	427 km/h 3,96 km	507 km/h 6,5 km	537 km/h 6,9 km	556 km/h 6,6 km	546 km/h 6,9 km
Höchstgeschwindigkeit	450 km/h	515 km/h	575 km/h	504 km/h	602 km/h	593 km/h	657 km/h	607 km/h
Steiggeschwindigkeit	5,4 m/s	8,6 m/s	6,2 m/s	7,5 m/s	5,8 m/s	5,6 m/s	5,3 m/s	5,6 m/s
Dienstgipfelhöhe	6.900 m	8.504 m	6.850 m	8.291 m	9.205 m	7.620 m	9.205 m	7.225 m
Startstrecke auf 15,25 m	1.850 m	1.480 m	1.875 m	1.488 m	1.800 m	1.905 m	1.940 m	1.737 m
Landegeschwindigkeit	156 km/h	185 km/h	149 km/h	190 km/h	159 km/h	159 km/h	156 km/h	163 km/h
Landestrecke aus 15,25 m	1.650 m	1.210 m	1.524 m	1.400 m	1.083 m	1.080 m	1.555 m	1.100 m
ök. Reichweite bei max. Nutzlast von	3.170 km 7,42 t	3.940 km 6,2 t	6.000 km 9,54 t	4.060 km 7,4 t	5.650 km 9,23 t	5.400 km 9,82 t	7.450 km 10,18 t	7.200 km 11,2 t
max. Reichweite mit Nutzlast bei Kraftstoffvorrat	7.100 km 3,19 t / 9,79 t	4.908 km 2,8 t / 12,3 t	11.800 km 3,02 t / 14,9 t	6.650 km 1,6 t / 15,84 t	6.130 km 8,1 t / 15 t	7.750 km 3,88 t / 21,2 t	9.050 km 8,16 t / 21,3 t	11.000 km 3,45 t / 25,8 t
max. Tankkapazität	13.596 l (9,79 t)	17.130 l (12,3 t)	20.550 l (14,9 t)	22.000 l (15,84 t)	20.862 l (15,02 t)	29.340 l (21,1 t)	29.575 l (21,3 t)	36.300 l (26,14 t)
Besatzung/Pass.	4+2/44	4+2/43-48	4+2/54-90	3+2/40-60	3+3/60-95	3+3/47-94	5+3/62-105	2x3+5/58-92
Kabine (Breite x Höhe)	2,88 x 2,11 m	3,35 x 2,10 m	2,97 x 2,13 m	3,35 x 2,10 m	3,05 x 2,36 m	3,35 x 2,10 m	3,05 x 2,36 m	3,35 x 2,10 m
Kabinenlänge	17,5 m	13,5 m	20,74 m	13,5 m	21,65 m	18 m	22,80 m	21 m
Kabinenvolumen	120 m ³	146 m ³	141,5 m ³	148 m ³	148 m ³	156 m ³	155 m ³	161 m ³
Sitzanordnung	(2+2)x11 à 1,35 m	(3+2)x12	(2+2)x24 à 86 cm	(3+2)x12	(3+2)x14	(3+2)x16	(3+2)x21	(3+2)x16
Druckhöhe/Flughöhe	ohne Druckkab.	ohne Druckkab.	2,44 km/6,1 km	2,44 km/6,95 km	2,44 km/7,62 km	2,44 km/6,95 km	2,44 km/7,62 km	2,45 km/7,22 km
Fenstergröße	■ 43 x 43 cm	■ 38 cm	■ 43 x 43 cm	■ 38 cm	■ 43 x 43 cm	■ 56 x 56 cm	■ 43 x 43 cm	■ 56 x 56 cm
kleinste Betriebskosten bei Reichweite von	0,38 DM/tkm 3.170 km	0,56 DM/tkm 3.940 km	0,33 DM/tkm 6.000 km	0,51 DM/tkm 4.000 km	0,43 DM/tkm 5.650 km	0,45 DM/tkm 3.500 - 5.400 km	0,39 DM/tkm 4.200 - 7.450 km	0,39 DM/tkm 5.000 - 7.200 km
direkte Betriebskosten bei max. Reichweite von	0,64 DM/tkm 5.700 km	1,17 DM/tkm 4.900 km	1,06 DM/tkm 11.800 km	1,21 DM/tkm 6.250 km	0,45 DM/tkm 6.050 km	0,95 DM/tkm 7.500 km	0,60 DM/tkm 9.050 km	0,65 DM/tkm 9.500 km
dir. Betriebsk. bei 4.000 km	0,42 DM/tkm	0,51 DM/tkm	0,33 DM/tkm	0,51 DM/tkm	0,44 DM/tkm	0,45 DM/tkm	0,40 DM/tkm	0,40 DM/tkm
Stückpreis	1,8 Mio. DM		5,334 Mio. DM	6,97 Mio. DM	7,988 Mio. DM	7,15 Mio. DM	11,2 Mio. DM	12,26 Mio. DM
produzierte Flugzeuge	154 (+1.088 C-54)	88 (+20 C-69)	288 Stück	113 Stück	120 Stück	99 Stück	121 Stück	43 Stück



Die links stehende Leistungstabelle ist so eingeteilt, daß die vergleichbaren Typen direkt nebeneinander stehen. Also DC-4 und L-049, dann die DC-6 B und die L-749 A, dann die mit Turbocompound-Motoren ausgerüsteten DC-7 und L-1049 G sowie die beiden letzten Entwicklungen mit interkontinentaler Reichweite DC-7 C mit dem bezeichnenden Namen „Seven Seas“, weil sie über alle sieben Meere fliegen sollte, und die L-1649 „Starliner“.

Bild oben. Eine L-1049 G der Lufthansa wird auf dem Frankfurter Flughafen eingewiesen.

Projektant. Am deutlichsten wird die Diskrepanz zwischen Entwurfsaerodynamik und Gesamtentwurf beim Vergleich der beiden Erstmodelle DC-4 sowie L-049 aus den Jahren 1942 bzw. 1943 deutlich. Die Höchstgeschwindigkeit der L-049 lag 65 km/h über der der DC-4. Dagegen lag das Betriebsleergewicht der DC-4 bei 20 t, das der L-049 bei 30 t, das Startgewicht der DC-4 bei 33 t, das der L-049 bei 44 t. Nun ist es so, daß die Gewichte nicht direkt in die Luft gehoben werden müssen, sondern daß die Motorleistung allein den Flug- und Rollwiderstand überwinden muß, um das Flugzeug anzuheben. Je kleiner also der Widerstand, desto kleiner die Motoren, desto geringer der Kraftstoffverbrauch, desto größer die Effizienz. Aber – das ist kein linearer Zusammenhang. Der Luftwiderstand wächst ja mit der Fluggeschwindigkeit quadratisch.

Die Verdopplung der Endgeschwindigkeit benötigt die vierfache Motorleistung, die wiederum zu erhöhtem Kraftstoffverbrauch führt. Beim Abheben dagegen sind die Geschwindigkeiten niedriger, es kommt nur der Rollwiderstand hinzu. Eine niedrigere Motorleistung hebt das Flugzeug nur später von der Piste ab. Ist dieser Kompromiß machbar, so hat er natürlich geringere direkte Betriebskosten zur Folge. Andererseits freuen sich die Passagiere über eine höhere Reisegeschwindigkeit, aber nur, wenn sie dafür nicht zusätzlich zur Kasse gebeten werden. Unter kapitalistischen Bedingungen wird allerdings die höhere Fluggeschwindigkeit auf dem Umweg der Konkurrenz erzwungen.

Ein weiterer technischer Vergleich bietet sich durch die Einführung der Turbocompound-Motoren an der L-1049 B und der DC-7 an. Da Lockheed

seinen Konkurrenten Douglas nur über die Erhöhung der Reisegeschwindigkeit bezwingen konnte, kamen immer stärkere Motoren in den Lockheeds zur Anwendung, während Douglas mit der DC-6B, der sogenannten „Super-Six“, den absoluten ökonomischen Höhepunkt der Kolbenmotor-Ära bereits 1951 erreicht hatte. Alles, was danach folgte, war ökonomischer Rückschritt bei gleichzeitigem technischen Fortschritt, ein wachsender Widerspruch, der mit dem Desaster der Comet 1 ab 1954 weiter an Schärfe gewann.

Beim Rennen über den Atlantik und in die Weiten des Pazifik hatte die DC-6 die Nase vorn, denn sie konnte 11.800 km weit fliegen, während die L-749 A nur auf 6.650 km kam. Das änderte sich erst mit der L-1049 G, die mit 38 Passagieren 7.750 km weit fliegen konnte. Außerdem erzielte die 1049 G eine Rei-

segeschwindigkeit von 537 km/h, die DC-6 B nur 450 km/h. Obwohl also die DC-6 B die mit Abstand niedrigsten Betriebskosten und die größte Reichweite hatte, sah sich Douglas gezwungen, den bewährten R-2800-Motor zu ersetzen gegen einen großen, schweren und störanfälligen Motor. Die DC-7 sank durch diesen Motor auf eine Reichweite von 6.130 km, nur um 57 km/h schneller zu fliegen als die DC-6 B Super-Six.

Durch die Einführung dieses Motors begann erneut ein Wettlauf zwischen den beiden Erzrivalen. Beide mußten alles dafür tun, die begrenzten Reichweiten ihrer Muster zu erhöhen. Der einfachste Weg war der der Kraftstoff-erhöhung, das verlangte aber wiederum mehr Motorleistung. Am Muster DC-7 B führte Douglas sogenannte Satteltanks ein. Das waren im Luftstrom liegende hintere Erweiterungen der Motorgondeln, mit denen es Douglas gelang, die maximale Reichweite auf 7.922 km bei einer Nutzlast von 5,29 t und einer Reiseschwindigkeit von 574 km/h zu schrauben. Da Lockheed einsah, daß Douglas auf diese Weise nicht zu schlagen war, sah sich Lockheed gezwungen,

eine neue Tragfläche für die L-1649 zu konstruieren. Doch diese Geschichte soll ein späteres Kapitel erzählen.

Vom Standpunkt der direkten Betriebskosten ergibt sich endlich ein sehr wahrheitsgetreues Bild, denn die hier benutzte DDR-Methode bezieht alle technischen und ökonomischen Daten ein (Hier erscheint das Wesen, bzw. die Wahrheit tritt in die Wirklichkeit). In der Tabelle auf der vorigen Seite sind die beiden roten Zeilen die aussagekräftigsten über die Reife und die Leistungen der einzelnen Vergleichsmuster ausgedrückt in Mark und Pfennig. Darüber hinaus stehen noch die kleinsten direkten Betriebskosten und die direkten Betriebskosten bei der größten Reichweite dabei. Die Douglas-Muster sind immer und in jeder Kostenkategorie besser als die vergleichbaren Flugzeugmuster von Lockheed.

Zum Schluß noch eine Aufzeichnung von Entwurfsingenieur Günter Weyh auf einer Werbetour für die „152“ durch Südamerika auf der Flugstrecke Zürich – Buenos Aires – Rio de Janeiro 1959:


Die Strecke wurde mit der Swissair in einer DC-7 C zurückgelegt. Die DC-7 C

erschien uns als die ideale Langstreckenmaschine. Im Gegensatz zur Boeing 707 und der Super-Constellation war sie sehr weich in ihren Bewegungen beim Durchfliegen böiger Gebiete. An der Klimatisierung und der Belüftung war nichts zu bemängeln. In der Touristenklasse betrug der Sitzabstand 95 cm, die Sitzbreite 54 cm, die Gangbreite 38 cm. Die Küche befand sich gegenüber dem Einstieg und war mit Kühlschrank und Wärmeröhre ausgestattet. Die Größe der WCs entsprach ungefähr der 152 (1,10 x 1,00 m). Die gesamte Kabine war in zwei Räume unterteilt; der vordere war Touristenklasse, der hintere 1. Klasse. Die Armlehnen waren mit rotem Leder bezogen, wodurch die gesamte Kabine ein lebendiges und ansprechendes Bild erhielt. Sehr gut war die Aufhängung und Unterbringung des Babykörbchens gelöst. Auf beiden Strecken waren die Maschinen fast 100 % besetzt. Die Zwischenlandezeiten lagen zwischen 40 und 60 min. Während jeder Zwischenlandung wurden außer Auftanken, Kabinenreinigen, Küchendiens-ten, Gepäckbeladen umfangreiche Kontrollen am Trieb- und Fahrwerk getätigt.

Die Silhouettendarstellung zeigt immer recht schön die Entwicklungsgeschichte von Flugzeugtypen, aber genau so die Unterschiede zwischen den Typen. Bei der L-1049 fällt der sehr lange Rumpf im Verhältnis zur Spannweite auf. Das Flugzeug wirkt einfach überstreckt, was zu Lasten der Reichweite geht. Interessant ist auch die Flügelveränderung von der DC-3 zur DC-4. Anfangs hatte man an der DC-3 die gerade Hinterkante favorisiert und die Vorderkante allein für die Zuspitzung genutzt. Die DC-3 wurde dadurch sehr richtungsstabil und die Klappenwirkung war maximal. Anschließend kam das Umdenken an der DC-4 mit ausgeglichenerer Trapezbildung und somit „abfließenderer“, also stabilisierenderer Hinterkante für weiche Bewegungen. Die B-377 baute vollständig auf der B-29/B-50 auf.




Beladen einer DC-7C in Düsseldorf 1964. Mit den flugzeuggebundenen Containern war es eine Leichtigkeit, die Douglas-Maschinen zu beschicken.



$b = 28,95 \text{ m}$
 $F = 91,6 \text{ m}^2$
 $\Lambda = 9,15 / z = 3,33$
 $v_{\text{max}} = 330 \text{ km/h}$
 $R = 914 \text{ km}$ mit
32 Passagieren

bei 270 km/h


Douglas DC-3
(1936)



$b = 35,81 \text{ m}$
 $F = 135,4 \text{ m}^2$
 $\Lambda = 9,47 / z = 3,33$
 $v_{\text{max}} = 450 \text{ km/h}$
 $R = 3.170 \text{ km}$ mit
72 Pass.

bei 376 km/h


Douglas DC-4
(1942)



$b = 35,81 \text{ m}$
 $F = 136 \text{ m}^2$
 $\Lambda = 9,43 / z = 3,21$
 $v_{\text{max}} = 575 \text{ km/h}$
 $R = 6.000 \text{ km}$ mit
95 Pass.

bei 450 km/h


Douglas DC-6B
(1946)



$b = 35,81 \text{ m}$
 $F = 136 \text{ m}^2$
 $\Lambda = 9,43 / z = 3,4$
 $v_{\text{max}} = 602 \text{ km/h}$
 $R = 5.650 \text{ km}$ mit
92 Pass.


bei 507 km/h

Douglas DC-7
(1953)




$b = 37,63 \text{ m}$
 $F = 153,3 \text{ m}^2$
 $\Lambda = 9,27 / z = 2,38$
 $v_{\text{max}} = 593 \text{ km/h}$
 $R = 5.400 \text{ km}$ mit
98 Pass.
bei 537 km/h

Lockheed L-1049 Super-Constellation
(1950)




$b = 45,60 \text{ m}$
 $F = 171,5 \text{ m}^2$
 $\Lambda = 12,15 / z = 2,63$
 $v_{\text{max}} = 607 \text{ km/h}$
 $R = 7.200 \text{ km}$ mit
92 Pass.
bei 546 km/h

Lockheed L-1649A Super-Starliner
(1956)




$b = 38,86 \text{ m}$
 $F = 152 \text{ m}^2$
 $\Lambda = 9,94 / z = 2,8$
 $v_{\text{max}} = 657 \text{ km/h}$
 $R = 7.450 \text{ km}$ mit
101 Pass.
bei 556 km/h

Douglas DC-7C „Seven Seas“
(1955)




$b = 43,07 \text{ m}$
 $F = 160 \text{ m}^2$
 $\Lambda = 11,6 / z = 2,88$
 $v_{\text{max}} = 600 \text{ km/h}$
 $R = 4.447 \text{ km}$ mit
95 Pass.
bei 445 km/h

**Boeing (B-367 Strato-Tanker)
B-377 Stratocruiser**
(1947)



$b = 39,52 \text{ m}$
 $F = 223 \text{ m}^2$
 $\Lambda = 7,0 / z = 3,04$
 $v_{\text{max}} = 936 \text{ km/h}$
 $R = 4.500 \text{ km}$ mit
150 Pass.
bei 839 km/h

**Boeing 707(00)
Model 367-80 Stratoliner**
(1954)



$b = 35,05 \text{ m}$
 $F = 188 \text{ m}^2$
 $\Lambda = 6,5 / z = 4,37$
 $v_{\text{max}} = 835 \text{ km/h}$
 $R = 3.000 \text{ km}$ mit
28 Pass.
bei 724 km/h

**de Havilland
D.H. 106 Comet 1**
(1949)