



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Projekt

Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

Triebwerksintegration

Verfasser: Mark Endesfelder

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Abgabedatum: 18.03.2005

Kurzreferat

Triebwerke in der zivilen Luftfahrt können auf verschiedenste Art und Weise an einem Flugzeug angebracht werden. Dieses betrifft zum einen den Ort der Montage am Luftfahrzeug, wie auch die entstehenden Folgen für Strömung, Widerstand und damit den spezifischen Kraftstoffverbrauch. Zielsetzung ist es, verschiedene Methoden der Anbringung zu beleuchten, sowie eine Gegenüberstellung von verschiedenen Lösungsmethoden durchzuführen. Im Einzelnen werden Aufgaben wie Triebwerksanordnungen oder Lärminderungsmaßnahmen bearbeitet, aber auch sekundäre Themen, z.B. Baugruppen von Triebwerken und deren Einfluss auf die Integration. Das Themengebiet lässt sich gerade im Bereich der Verkehrsreiseflugzeuge nicht verallgemeinern, sowie problemlos von Flugzeugtyp zu Flugzeugtyp übertragen. Dadurch dass dem Leser eine große Vielfalt an bisher ausgeführten Triebwerksinstallationen als Beispiel zur Verfügung gestellt wird, ist es aus diesem Grund möglich, einen optimalen Entwurf mit der jeweils idealen Triebwerkspositionierung auszuführen.





FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK UND

Triebwerksintegration

Aufgabenstellung zum *Projekt 2* gemäß Prüfungsordnung

Hintergrund

Die Triebwerksintegration wird hier aus Sicht des Flugzeugentwurfs behandelt. Es geht daher um die Frage welche Art von Triebwerken in welcher Anzahl wo und wie am Flugzeug untergebracht werden. Die Art der gewählten Integration kennzeichnet wesentlich die gewählte Flugzeugkonfiguration und hat weitreichende Auswirkungen auf die Flugzeugmasse, den Schwerpunkt des Flugzeugs, die Aerodynamik, die Flugmechanik, die Struktur und Aeroelastik, die Wartbarkeit, die Lärmabstrahlung, die Systeme mit Rohrleitungen / Kabeln und nicht zuletzt auch auf die Triebwerke selbst. Eine optimale Integration ist somit eine interdisziplinäre Aufgabe, die sich auch heute geschlossen mathematisch kaum lösen lässt. Lehrbücher zum Flugzeugentwurf enthalten – falls überhaupt – nur wenige Hinweise zur Triebwerksintegration.

Aufgabe

Durch eine umfangreiche Recherche und eine systematische Darstellung soll versucht werden, die in der Literatur fehlende zusammenfassende Information zum Thema "Triebwerksintegration" bereitzustellen. Dabei soll der Schwerpunkt auf den Aspekten der Triebwerksintegration von strahlgetriebenen Passagierflugzeugen liegen. Die Integration von anderen Antrieben bei anderen Flugzeugtypen kann begleitend dargestellt werden. Der Leser soll so geführt werden, dass er für gegebene Anforderungen an ein Flugzeug eine günstige Integrationsvariante der Triebwerke vorschlagen kann. Dabei sollen die unter "Hintergrund" genannten Stichworte berücksichtigt werden.

Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

Inhalt

	Seite
Verzeichnis der Bilder.....	6
Verzeichnis der Tabellen.....	10
Liste der Symbole.....	11
Liste der Abkürzungen.....	14
1 Einleitung	15
2 Auswahl und Anzahl der Triebwerke	17
2.1 Auswahl der Antriebsart.....	17
2.2 Anzahl der Triebwerke und erforderlicher Gesamtschub.....	22
2.3 Wahrscheinlichkeitsbetrachtung eines Triebwerksausfalls.....	23
3 Anordnung der Triebwerke	25
3.1 Anordnung der Triebwerke bei Propellerflugzeugen.....	25
3.1.1 Einmotorige Flugzeugen.....	25
3.1.2 Zweimotorige Flugzeuge.....	27
3.1.3 Dreimotorige Flugzeuge.....	28
3.1.4 Viermotorige Flugzeuge.....	29
3.2 Anordnung der Triebwerke bei Strahlflugzeugen.....	31
3.2.1 Unterbringung der Triebwerke in Gondeln.....	31
3.2.2 Unterbringung der Triebwerke in der Struktur.....	33
3.2.3 Mehrmotorige Flugzeuge mit gemischter Triebwerksunterbringung in Gondeln und in der Struktur.....	35
4. Einflüsse auf die Triebwerkspositionierung	36
4.1 Beeinflussung der Anordnung aufgrund von Notausstiege.....	36
4.2 Triebwerksanordnung aufgrund von Bruch des Antriebs.....	37
4.3 Einfluss der Aerolastik auf die Triebwerksanordnung.....	40
5 Baugruppen und Schnittstellen	41
5.1 Pylon.....	41
5.1.1 Auslegungskriterien.....	43
5.1.2 Pylonaufbau.....	44
5.1.3 Pylonmaterialauswahl.....	45
5.1.4 Pylon- Flügelanbindung.....	45
5.2 Triebwerksbefestigungsarten.....	46
5.3 Triebwerksgondeln, Triebwerkseinläufe und Austrittsteile.....	50
5.4 Schubumkehrsystem.....	54

5.5	Schubdüse und Abgassystem	56
5.6	Triebwerksbrand / Blitzschlagschutzsysteme	58
5.7	Drainage	60
5.8	Wartbarkeit.....	61
6	Aerodynamik der Triebwerksintegration	62
6.1	Einfluss der Triebwerkspositionierung	62
6.2	Unter-/ Überflügeltriebwerkspositionierung	63
6.3	Triebwerkspositionierung am Rumpf.....	69
6.4	Einfluss des Pylons auf die Strömung.....	70
6.5	Aerodynamik des Triebwerkseinlaufs.....	71
7	Massenprognosen	73
7.1	Triebwerksmassen.....	73
7.2	Auswirkungen der Triebwerkspositionierung auf die Systemmassen	77
7.3	Auswirkungen der Anordnung auf den Schwerpunkt des Flugzeugs	79
8	Flugmechanik	81
8.1	Nickmoment infolge der Triebwerksanordnung	81
8.2	Giermoment infolge der Triebwerksanordnung	82
9	Triebwerkslärm	83
9.1	Bewertung des Lärmeindrucks.....	83
9.2	Lärmregularien	86
9.3	Lärm- und Schallquellen	90
9.4	Lärm aufgrund der Triebwerksanordnung	92
9.5	Akustische Triebwerksverkleidungen	95
10	Zusammenfassung	98
	Literaturverzeichnis	99
	Anhang A Systemmassen ausgeführter Entwürfe	103

Verzeichnis der Bilder

Bild 2.1	Verwendungsbereiche von Flugtriebwerken.....	18
Bild 2.2	Vergleich von Vortriebswirkungsgraden bei Strahltriebwerken.....	18
Bild 2.3	Wasp-Major Kolbenmotor mit vier hintereinander liegenden Zylindersternen	19
Bild 2.4	Lycoming O-360	19
Bild 2.5	Turboproptriebwerk GE CT17	20
Bild 2.6	Schnittdarstellung eines IAE V2500-A5 Turbofan Triebwerks.....	21
Bild 2.7	Propfan eine Ilyushin 62 Transporters	21
Bild 2.8	Auszug aus der JAR 25	22
Bild 3.1	Robin DR400 mit Motoranordnung in der Flugzeugnase.....	26
Bild 3.2	Stemme Motorsegler mit Triebwerksanordnung hinter dem Piloten	26
Bild 3.3	Kyusha J7W1 Shinden mit Triebwerksanordnung im Hinterteil des Rumpfes	26
Bild 3.4	Lake LA-250 mit Motoranordnung oberhalb des Rumpfes	26
Bild 3.5	Britten Norman BN-2B Islander	27
Bild 3.6	Beech Starship I mit Druckpropellern.....	27
Bild 3.7	Saab 340 B.....	27
Bild 3.8	Adam A500	27
Bild 3.9	Junkers Ju-52.....	28
Bild 3.10	Ford 5-AT Trimotor	28
Bild 3.11	Britten Norman BN-2A Trislander.....	28
Bild 3.12	Ilyushin IL-18.....	29
Bild 3.13	Lockheed C-121C Super Constellation.....	29
Bild 3.14	De Havilland DHC-7 Dash 7.....	29
Bild 3.15	Anordnungsmöglichkeiten von Propellerturbinen	30
Bild 3.16	BAE 146.....	31
Bild 3.17	Airbus A340-600.....	31
Bild 3.18	VFW Fokker 614.....	31
Bild 3.19	McDonnell Douglas MD-90.....	32
Bild 3.20	Ilyushin 62 Passagierflugzeug mit 4 Triebwerken in Heckanordnung und Heckstütze gegen Kippen	32
Bild 3.21	Dassault Falcon 200 Geschäftsreiseflugzeug.....	32
Bild 3.22	De Havilland Comet DH-106 Comet	33
Bild 3.23	Vision Aire Vantage.....	33
Bild 3.24	Lockheed L1011 Tristar1 mit einem Triebwerk in der Rumpfstuktur.....	34
Bild 3.25	McDonnell Douglas MD11 mit einem Triebwerk im Seitenleitwerk.....	34
Bild 3.26	Boeing B-727 mit drei Hecktriebwerken	35
Bild 3.27	Hinteres Rumpfteil der Boeing B-727 mit Luftzuführung zum Triebwerk 2	35
Bild 4.1	Triebwerks- und Türenpositionierung.....	36

Bild 4.2	Skizze der gefährdeten Bereiche bei Bläser-/ Turbinenscheibenbruch.....	37
Bild 4.3	Gesichtspunkte bei der Triebwerkspositionierung.....	38
Bild 4.4	Erhöhung der passiven Sicherheit von Passagieren und Besatzung durch Einsatz von Gewebematerialien.....	38
Bild 4.5	Effekt der Positionierung in Spannweitenrichtung auf das Flatterverhalten	40
Bild 4.6	Effekt der Positionierung in Bezug zur Profiltiefe auf das Flatterverhalten.....	40
Bild 5.1	Pylon (damalige Bezeichnung: Stil) mit TL-Triebwerk	41
Bild 5.2	Heutiger Pylon ohne Verkleidungsteile	41
Bild 5.3	Pylonmontage bei einem Airbus A380	42
Bild 5.4	Pylon angeordnet über dem Rumpf.....	42
Bild 5.5	Pylonbauteile einer Dornier 728	44
Bild 5.6	Pylonsysteme.....	44
Bild 5.7	Schnitt Flügel/Pylon/Triebwerk mit Versorgungsleitungen	45
Bild 5.8	Befestigungsgestell eines PTL Triebwerks am vorderen Tragflügelholm.....	46
Bild 5.9	Lage der Triebwerksaufhängungen bei einem IAE V2500-A5 Triebwerk.....	47
Bild 5.10	Seitliche Triebwerksaufhängung am Rumpf.....	48
Bild 5.11	Vordere- und hintere Triebwerksaufhängung eines IAE V2500-A5 Triebwerks.	48
Bild 5.12	Vordere Triebwerksaufhängung eines IAE V2500-A5 Triebwerks	49
Bild 5.13	Sollbruchstelle zwischen Triebwerk Pylon.....	49
Bild 5.14	Triebwerkeinlauf eines IAE V2500 A5 Triebwerks.....	50
Bild 5.15	Triebwerksfrontansicht eines Kolbentriebwerks.....	50
Bild 5.16	Anstellwinkelkorrekturen über die Flugmachzahl	51
Bild 5.17	Wartungsschaubild	52
Bild 5.18	Triebwerksverkleidungen des Rolls-Royce Trent 1000.....	52
Bild 5.19	Gewichtsreduktion bei Triebwerkeinläufen durch Verwendung von Composite Werkstoffen.....	53
Bild 5.20	Reverser CF 6-80 als Kaskade ausgeführt	55
Bild 5.21	Schubumkehrer PW 6000 als Schwenktür ausgeführt	55
Bild 5.22	Boeing 737-200 Klappensystem	56
Bild 5.23	Dreiteiliges Hochauftriebssystem vom Abgasstrahl angeblasen	56
Bild 5.24	Aufbau von primären und sekundären Schubdüsen bei Turbofantrieb- werken mit separaten Schubdüsen	57
Bild 5.25	Zwangsmischer eines PW6000 Triebwerks	57
Bild 5.26	Feuerlöschsystem	58
Bild 5.27	Drainage-Mast	60
Bild 5.28	Drainage-Mast am Pylon.....	60
Bild 5.29	Wartungsarbeiten bei einer heckseitigen Triebwerksintegration.....	61
Bild 5.30	Borescope Inspektion nach Fremdkörperschaden im Verdichter	61
Bild 6.1	Parameter die den Flügel – Triebwerksinterferenzwiderstand beeinflussen.....	62
Bild 6.2	Triebwerkspositionen aus dem Windkanal und CFD-Methoden.....	63
Bild 6.3	Widerstand für verschiedene Triebwerkspositionen im Auslegungspunkt.....	64

Bild 6.4	Schubabhängigkeit des Widerstands für zwei verschiedene Vorlagen des Triebwerks	64
Bild 6.5	Einfluss der Triebwerksposition auf die Flügelauftriebsverteilung	64
Bild 6.6	Einfluss der Triebwerksposition auf die Flügeldruckverteilung auf der Innenbordseite neben dem Pylon	65
Bild 6.7	Einfluss des Schubstrahls auf die Flügelauftriebsverteilung auf der Innenbordseite neben dem Pylon	65
Bild 6.8	Effekt der Triebwerkspositionierung in Spannweitenrichtung auf den induzierten Widerstand	66
Bild 6.9	Effekt der Überflügelanordnung auf den Auftrieb	66
Bild 6.10	Einfluss des Schubstrahls auf die Strömung	67
Bild 6.11	Einfluss des Schubstrahls auf die Flügeldruckverteilung	67
Bild 6.12	Definition des Installationswiderstandes	68
Bild 6.13	Widerstand von Triebwerken am Rumpf	69
Bild 6.14	Effekt durch Konturierung des Rumpfes auf die Strömung	69
Bild 6.15	Druckverteilung auf der Flügeloberseite – Ausgangsgeometrie	70
Bild 6.16	Druckverteilung auf der Flügeloberseite einer optimierten Geometrie – Euler Rechnung	70
Bild 6.17	Einfluss der geometrischen Änderungen im Kernbereich des Triebwerks auf die Flügeldruckverteilungen – innenbord	70
Bild 6.18	Grundlegende Strömungsverhältnisse und Widerstände an einer Triebwerksgondel	71
Bild 6.19	Einlaufdruckverlust und Einlaufwirkungsgrad über die Flugmachzahl	72
Bild 6.20	Einfluss der Dicke der Einlaufkante von Triebwerksgondeln	72
Bild 7.1	Kraftstoffsystemskizze eines Airbus A-320	78
Bild 7.2	Kraftstoffsystemskizze einer Tupolev Tu134	78
Bild 7.3	Einfluss der Triebwerkskonfiguration auf die Fracht und den Schwerpunkt	79
Bild 8.1	Flugzeugskizze mit Bemaßung	81
Bild 8.2	Cessna T337H Skymaster II mit 2 Antrieben auf der Mittellinie	82
Bild 9.1	Darstellung des Frequenzbereiches von Schall	84
Bild 9.2	Beschreibung der drei wesentlichen Referenzpunkte zur Fluglärmbestimmung ..	86
Bild 9.3	Verlauf der Grenzwerte für den effektiv empfundenen Schallpegel	88
Bild 9.4	Prinzipskizze zur Erläuterung der unterschiedlichen Lärmgrenzen während des Startens von Flugzeugen mit unterschiedlichen Triebwerken	89
Bild 9.5	Veränderung verschiedener Schallquellen eines Triebwerks mit des Bypassverhältnis	91
Bild 9.6	Vergleich der Abstrahlcharakteristiken verschiedener Triebwerksschallquellen bei Triebwerken mit kleinem und großem Bypass-Verhältnis	91
Bild 9.7	Bläserlärmabstrahlung an die angrenzende Struktur	92
Bild 9.8	Abschirmung der Tragfläche bei einer Überflügelanordnung, VFW 614	93
Bild 9.9	Abschirmung des Triebwerkklärs durch die Tragfläche, Boeing B-727	93

Bild 9.10	Ökoflugzeug mit ummantelten Propfantriebwerken	94
Bild 9.11	Trend der Schallemission von Unterschall-Verkehrsflugzeugen.....	95
Bild 9.12	Gestaltung einer Fanstufe und der ersten Stufen des Verdichters im Kerntriebwerk unter dem Gesichtspunkt der Lärmminimierung	96
Bild 9.13	Aufbau und Zusammensetzung typischer Schallauskleidungen	97

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 2.1	Verhältnis der Ausfallwahrscheinlichkeit von Triebwerken über die Anzahl der installierten Triebwerke.....	24
Tabelle 7.1	Gewichtsanalyse der Triebwerkskomponenten	75
Tabelle 7.2	Übersicht heutiger Turbofantriebwerke und deren Massen.....	76
Tabelle 7.3	Übersicht heutiger PTL's und deren Massen.....	76
Tabelle 7.4	Zusammenfassung kritischer Ladezustände der Triebwerksanordnungen aus Konfiguration 1 und 2	80
Tabelle A.1	Systemmassen einzelner Baugruppen.....	102
Tabelle A.2	Systemmassen einzelner Triebwerksbaugruppen	103

Liste der Symbole

A	Fläche
b	Beschleunigung
c_0	Fluggeschwindigkeit
$c_{0,To}$	Abhebegeschwindigkeit
c_D	Widerstandsbeiwert (drag coefficient)
$c_{Lmax,TO}$	Lift coefficient (Auftriebsbeiwert) -take-off
c_p	Druckbeiwert
c_{Stall}	Abreißgeschwindigkeit
c_{SW}	Normalkomponente des Seitenwinds
d	Durchmesser
d_h	Einlaufdurchmesser
F_{WG}	externer Einlaufdruckwiderstand
F_{WZ}	Zulaufwiderstand
F_{WGR}	externer Einlaufreibungswiderstand
g	Erdbeschleunigung
k_{pg}	Koeffizient für die Gewichtsberücksichtigung
k_{thr}	Gewichtskoeffizient für den Schubumkehrer
L_{EPN}	Effektiv empfundener Schallpegel
m_e	Masse eines Triebwerks ohne Anbauteile
m_{el}	Masse des elektrischen Systems
m_{inst}	Masse der installierten Triebwerke
m_N	Gewicht der Triebwerksverkleidung (nacelle)
m_{MTOW}	Maximum take-off weight (maximales Abfluggewicht)
m_{PH}	Gewicht des Pneumatik- und Hydrauliksystems
m_{DE}	Delivery Empty Weight (Auslieferungsgewicht)
Ma_0	Flugmachzahl
Ma_{c2}	Zuströmmachzahl
M_E	Nickmoment aufgrund eines Triebwerksausfalls
n	Lastvielfache
N_D	Widerstand durch das ausgefallene Triebwerk
n_e	Anzahl der Triebwerke
N_E	Giermoment aufgrund eines Triebwerksausfalls
N_V	durch Seitenruder aufzubringende Gegenmoment bei einem Triebwerksausfall
p	Schalldruck
\bar{p}	Effektivwert des Schalldrucks
P_{el}	Leistung des elektrischen Generators
P_{TO}	Startleistung in HP pro Kolbenmotor
v_1	Entscheidungsgeschwindigkeit

T_{TO}	Take-off thrust (Startschub)
S_{TOFL}	Take-off field length (Startbahnllänge)
S	Wing area (Flügelfläche)
$(T/W)_{TO}$	Startschubgewichtsverhältnis
V_{pc}	Volume Passenger cabin (Volumen der Passagierkabine)
$(W/S)_{TO}$	Weight to wing area ratio (Flächenbelastung) Take-off
W	Weight

Griechische Symbole

α	Anstellwinkel des Flugzeugs
α_G	Neigungswinkel der Frontfläche einer Gondel
ρ	Dichte
τ	Schubspannung
σ	air-density-ratio (Luftdichtenverhältnis)
Π_E	Einlaufdruckverlust
η_E	Einlaufwirkungsgrad
μ	Bypassverhältnis

Liste der Abkürzungen

AIRDATA	aircraft drag and thrust analyses
CFD	Computational fluid dynamics
CG	Center of gravity
DGLR	Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt
DUPRIN	Ducted propfan investigations
ENIFAIR	Engine integration on future transport aircraft
ESHP	Equivalent shaft horse power (take-off, standard atmosphere)
FAR	Federal Aviation Regulations
GE	General Electric
HP	Horse Power
IAE	International Aero Engines
ICAO	International civil aviation organisation
JAR	Joint Aviation Requirements
LDMF	Long ducted mixed flow
M	Moment
MD	McDonnell Douglas
MTOGW	Maximum take-off gross weight
NDT	Niederdruckturbine
PTL	Propeller-Turbinen-Luftstrahltriebwerk
PW	Pratt & Whitney
RR	Rolls-Royce
SDSF	Short ducted mixed flow
TFN	Through flow nacelle
TL	Turbinenluftstrahltriebwerk
TO	Take-off
TOP ₂₅	Take Off Parameter
TPN	Turbo Powered Nacelle
TW	Triebwerk
WWW	World Wide Web
ZTL	Zweistrom-Turbinen-Luftstrahltriebwerk
VSTOL	Very short take-off and landing

1 Einleitung

Eine der schwierigsten Aufgaben während des Flugzeugentwurfs ist die Suche nach der bestmöglichen Form des Zusammenwirkens von Antrieb, Flügel und Rumpf. Hierzu gehört ein Verstehen der komplexen Strömungsvorgänge zunächst am Modell, und nach eingehender Analyse die Übertragung der gewonnenen Erkenntnisse auf ein Fluggerät, das letztlich optimale Eigenschaften aufweist. Diese relativ junge Disziplin bezeichnet man als Triebwerksintegration. Daher sind **Informationen** nur im **äußerst begrenztem** Umfang **verfügbar**. Die überwiegende Zahl der bisher erschienenen Literatur schlägt zwar eine große Auswahl an unterschiedlichen Antriebsarten vor, endet aber schnell bei spezifischen interdisziplinären Problemen. Der Leser musste sich also seine bisherigen Informationen aus verschiedensten Quellen zusammentragen, was eine zusammenhängende Bearbeitung erschwerte.

Diese Arbeit soll einen „**roten Faden**“ durch die Themengebiete der Triebwerksintegration geben, da die Lösungen des Problems auf vielfältige Art und Weise möglich sind. Sie richtet sich nach der jeweiligen Aufgabenstellung und wird bei einem einmotorigen Propellerflugzeug anders aussehen als bei einem mehrmotorigen strahlgetriebenen Flugzeug. Ziel ist es, ein breites Angebot von geeigneten Lösungsvorschlägen zu unterbreiten, ohne dabei wichtige konstruktive technische Aspekte zu vernachlässigen.

Der Aufbau der Arbeit erfolgt *chronologisch*. Der Hauptteil umfasst neun Ausführungen zum Thema:

- Abschnitt 2** beschreibt die Auswahl der Motoren nach Einsatzgebiet, gibt Hinweise zum benötigten Schub eines Flugzeugs
- Abschnitt 3** widmet sich den unterschiedlichen Integrationsmöglichkeiten an verschiedenen Flugzeugtypen gegliedert nach Antriebsarten
- Abschnitt 4** erläutert die möglichen Einflussfaktoren, aufgrund derer die Position eines Motors beeinflusst werden kann
- Abschnitt 5** gibt in Form einer Kurzdarstellung eine kompakte Systemübersicht der Triebwerksbaugruppen
- Abschnitt 6** behandelt die unterschiedlichen Themengebiete der Aerodynamik in Bezug auf die Triebwerksintegration
- Abschnitt 7** widmet sich den Massen des Gesamtsystems Triebwerk und dessen nachhaltigen Auswirkungen auf das Flugzeug

Abschnitt 8 diskutiert die verschiedenen Anordnungsarten von Motoren in Hinsicht auf die Flugmechanik

Abschnitt 9 enthält wichtige Hinweise zu Lärminderungsmöglichkeiten während der Triebwerksintegration

2 Auswahl und Anzahl der Triebwerke

In diesem Abschnitt soll dem Leser die Möglichkeit gegeben werden, einen geeigneten Antrieb für das jeweilige Luftfahrzeug zu wählen und Kenntnisse über den Schub, bzw. die Anzahl der Motoren zu sammeln. Des Weiteren wird die Ausfallwahrscheinlichkeit von Triebwerken behandelt. Nachfolgende Abschnitte sind im „Step by Step“ Verfahren chronologisch geordnet.

2.1 Auswahl der Antriebsart

Eine Auswahl der wichtigsten Faktoren, die bei der Wahl der Antriebsart eine Rolle spielen, bzw. diese signifikant beeinflussen ist im Folgenden gegeben:

- geforderte Reisegeschwindigkeit / Höchstgeschwindigkeit
- geforderte Flughöhe
- geforderte Reichweite und damit spezifischer Kraftstoffverbrauch
- FAR / JAR 36 Lärmrichtlinien (siehe Kapitel 9)
- installiertes Gewicht der Triebwerke
-

Des Weiteren muss zu den genannten Punkten das Triebwerk mit dem jeweils besten *Vortriebswirkungsgrad* η_{thrust} gewählt werden, Bild 2.2.

Definition: Der **Vortriebswirkungsgrad** (propulse efficiency) ist das Verhältnis der Vortriebs-Schubleistung zur Antriebsleistung eines Triebwerks.

$$\eta_{thrust} = \frac{V}{V + \frac{V_{JET}}{2}} \quad (2.1)$$

V Fluggeschwindigkeit

V_{JET} Strahlgeschwindigkeit des Antriebs relativ zum Triebwerk

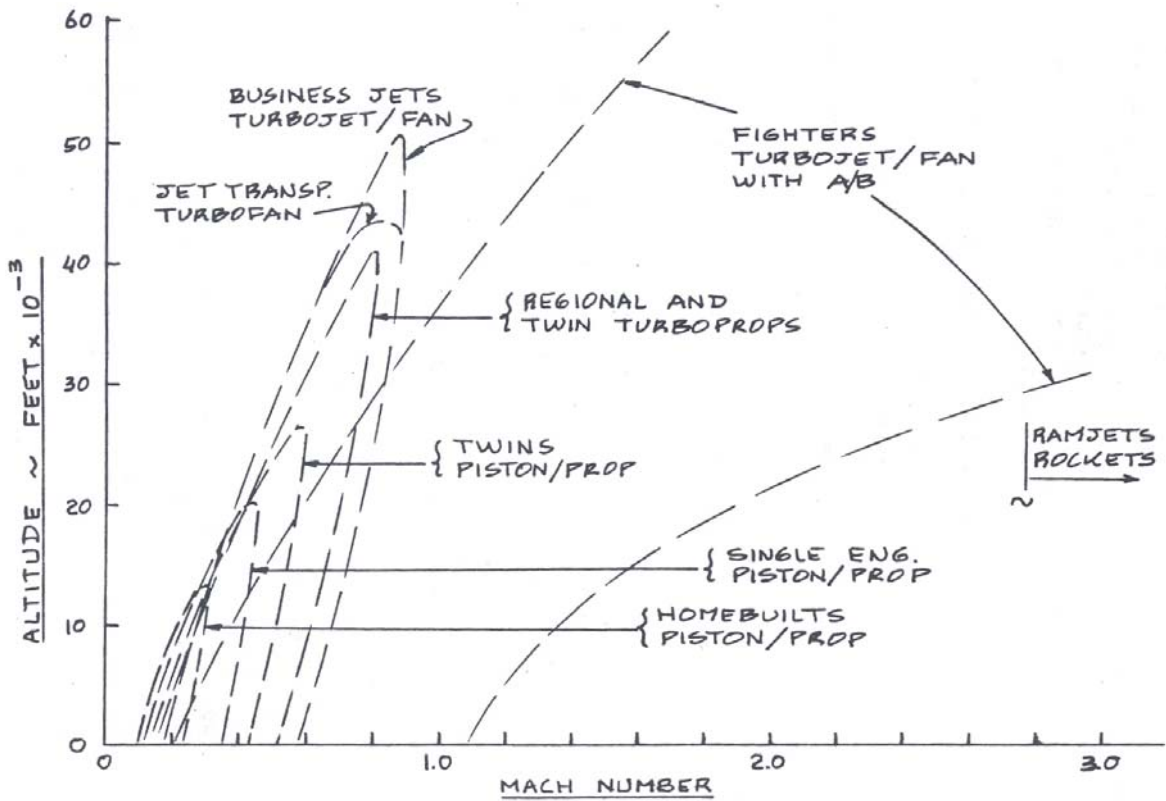


Bild 2.1 Verwendungsbereiche von Flugtriebwerken (Nobmann 1997)

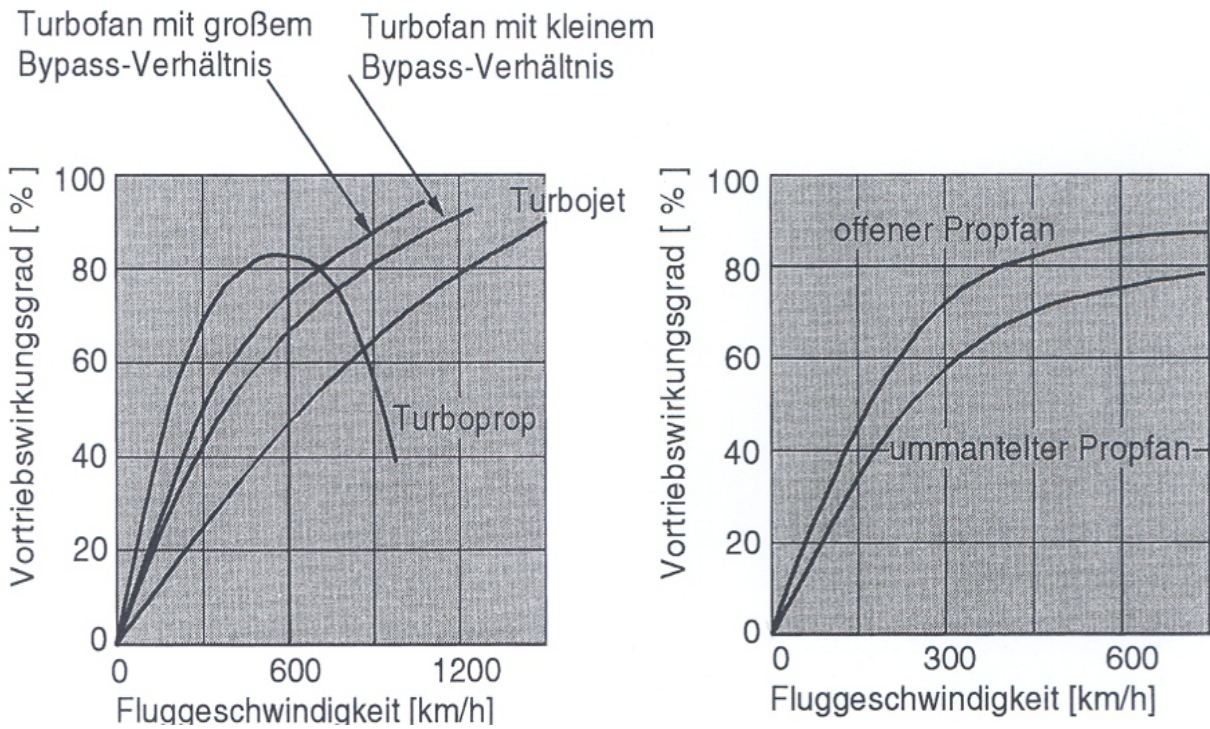


Bild 2.2 Vergleich von Vortriebswirkungsgraden bei Strahltriebwerken (Bräunling 2004)

In der heutigen Zeit und im Ausblick auf die nächsten 5-10 Jahre wird vornehmlich auf folgende Triebwerksprojekte zurückgegriffen werden können:

- Kolbenriebwerke mit Aufladung / - ohne Aufladung
- Turbostrahltriebwerke (Turbojet-, Turbofan- und Propfantriebwerke)
- Wellenleistungs-Gasturbinetriebwerke (Propellerturbinetriebwerke, Hubschraubertriebwerke)
- Ramjettriebwerke (befinden sich noch in der Versuchsphase und werden überwiegend in unbemannten Luftfahrtgerät eingesetzt)

Die Kategorie der Turbostrahl- / und Wellenleistungstriebwerken lässt sich generell in weitere Bauweisen einordnen:

- Einwellentriebwerke
- Mehrwellentriebwerke

Um einen besseren Überblick über die zur Verfügung stehenden Triebwerkstypen zu geben, sollen die wichtigsten Gruppen mit ihren Eckdaten und einem kurzen geschichtlichen Überblick erläutert werden:

Kolbenriebwerke:

Wie im Bild 2.1 abzulesen ist, werden herkömmliche Kolbenriebwerke eher im unteren Geschwindigkeitsbereich und niedrigen Höhen verwendet. Die Entwicklung dieses Antriebs erreichte im Jahre 1957 mit Indienststellung der Lockheed „Super-Star Constellation“ bei den Passagierflugzeugen ihren Höhepunkt. Zudem erforderten stetig steigende Reiseleistungen von über 550 km/h ein Maximum an *Zylinderpackungsdichte*. Als Schlagwort sei der stärkste bisher in Serie gebaute Kolbenflugmotor „Wasp-Major“ von Pratt & Whitney mit 3500 HP Startleistung genannt (Bild 2.3). Heutige Kolbenmotoren weisen ein breit gefächertes Leistungsspektrum von etwa 75KW bis 300KW auf. Eine weit verbreitete Variante stellt der Lycoming O-360 dar, Bild 2.5. Gründe für die Verwendung von alternativen Antriebskonzepten im oberen Leistungsbereich sind die ökonomischen und technischen Grenzen. Zudem ist die Dienstgipfelhöhe bei einfach aufgeladenen Kolbenmotoren stark eingeschränkt.

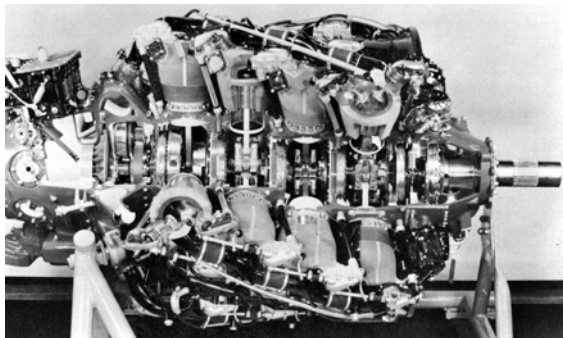


Bild 2.3 Wasp-Major Kolbenmotor mit vier hintereinander Zylindersternen (**Kyrill von Gersdorff 1995**)



Bild 2.4 Lycoming O-360, typischer Flugmotor in 4 Zylinder Boxerbauweise (**Textron Lycoming 2004**)

Turboproptriebwerke:

Ein Bindeglied zwischen Kolbenmotoren und Turbostrahltriebwerken stellt das Turboproptriebwerk dar, Bild 2.5. Bei einem Geschwindigkeitsbereich bis ca. 600 km/h kann es sehr wirtschaftlich betrieben werden und bildet eine günstige Alternative zum Turbofantriebwerk. Heute finden PTL's im Bereich von Leistungen zwischen **200 kW bis 8200KW** ihre Hauptanwendung. Oberhalb von 600 km/h nimmt der Vortrieb rapide ab, da starke Verluste aufgrund der hohen Blattspitzengeschwindigkeiten auftreten. Durch eine geringere Akzeptanz bei Passagieren ist es jedoch zu beobachten, dass reine Strahlantriebe oftmals den PTL-Triebwerken vorgezogen werden.

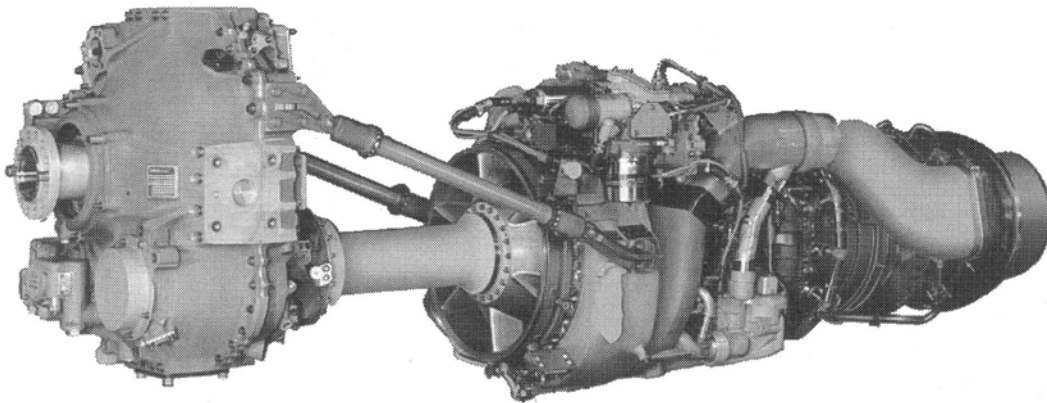


Bild 2.5 Turboproptriebwerk GE CT7, z.B. Antrieb der Saab 340
(General Electric Aircraft Engines 2005)

Turbo-/ Propfantriebwerke

Eine vorteilhafte Kombination von Gasturbine und Propeller stand auch bei der Entwicklung des Turbofans (ZTL) in Bild 2.6 und der offenen Version, dem Propfan (Bild 2.7) zur Seite. Turbofan- und besonders Propfantriebwerke sind aufgrund ihres **höheren Luftmassendurchsatzes** bei geringer Geschwindigkeit in der Lage, ihren Vortriebswirkungsgrad im Gegensatz zu Turbojettriebwerken (TL) deutlich zu verbessern. Die Schubklassen der Turbofantriebwerke reichen von kleinen Triebwerken wie dem JT15D mit $9,8 \text{ KN}$ bis hin zu Großtriebwerken wie dem GE90-B4 mit ca. 390 KN Schub.

Turbojettriebwerke werden aufgrund des oben genannten kleinen Luftmassendurchsatzes und den damit verbundenen hohen spez. Kraftstoffverbrauch nicht mehr verwendet. Aktuelle Lärmregularien (Kapitel 9) schränken die Verwendung zusätzlich ein, so dass von einer Verwendung abgesehen werden sollte.

Nach Roskam 1997 ist eine **Kombinierung** der Antriebsarten wie z.B. Kolbentriebwerke mit Turbostrahltriebwerken als ungeeignet anzusehen, da Wartungskosten und Ersatzteillagerkosten für unterschiedliche Triebwerkstypen sehr *kostenintensiv* sind.

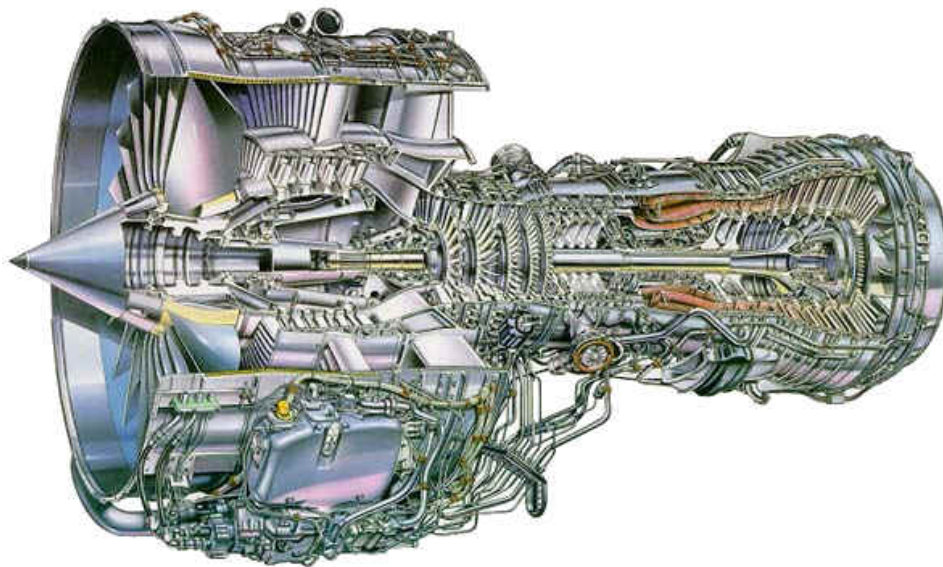


Bild 2.6 Schnittdarstellung eines IAE V2500-A5 Turbofan Triebwerks (IAE 2005)



Bild 2.7 Propfan einem Ilyushin-76 Transporters (www.airliners.net)

2.2 Anzahl der Triebwerke und erforderlicher Gesamtschub

In den Bauvorschriften werden lediglich Angaben zur Mindestanzahl gemacht, die bei nach FAR 25 und FAR 23 (mit mehr als 10 Insassen) zugelassenen Flugzeugen mindestens 2 Antriebe beträgt. In diesem konkreten Fall müsste die Überschrift für die Triebwerkswahl lauten: „Wie viel Schub braucht ein Flugzeug?“, denn diese Aussage lässt nun auch auf die Zulassungsvorschriften, z.B. die **JAR 25.113**, **25.111** und **25.109** in Bild 2.8 beziehen. In dieser werden Angaben zur Startstrecke und zur Überflughöhe eines 35 ft Hindernisses gemacht, welches auch bei einem ausgefallenen Triebwerk überflogen werden muss (OEI – one engine out). In der Realität bedeutet dieses, dass ein zweimotoriges¹ Luftfahrzeug seinen Start nach v_1 (take-off decision speed) mit nur einem verbleibendem Motor *fortsetzen können muss*.

JAR 25.113	Take-off distance and take-off run
(a)	Take-off distance is the greater of -
(1)	The horizontal distance along the take-off path from the start of the take-off to the point at which the aeroplane is 35 ft above the take-off surface, determined under JAR 25.111 [d.h. mit <i>Triebwerksausfall</i> und Geschwindigkeit V_2]; or
(2)	115% of the horizontal distance along the take-off path, with <i>all engines operating</i> , from the start of the take-off to the point at which the aeroplane is 35 ft above the take-off surface, as determined by a procedure consistent with JAR 25.111.
JAR 25.111	Take-off path
(a)	...
(2)	The aeroplane must be accelerated on the ground to VEF, at which point the critical engine must be made inoperative and remain inoperative for the rest of the take-off; and
(3)	After reaching VEF, the aeroplane must be accelerated to V_2 .
(b)	During the acceleration to speed V_2 , the nose gear may be raised off the ground ... However, landing gear retraction may not be begun until the aeroplane is airborne.
(c)	During the take-off path determination in accordance with sub-paragraphs (a) and (b) of this paragraph -
(2)	The aeroplane must reach V_2 before it is 35 ft above the take-off surface *
JAR 25.109	Accelerate-stop distance
(a)	The accelerate-stop distance is ...
(2)	The sum of the distances necessary to -
(i)	Accelerate the aeroplane from a standing start to V_1 and continue the acceleration for 2.0 seconds after V_1 is reached with all engines operating; and
(ii)	Come to a full stop from the point reached at the end of the acceleration period prescribed in sub-paragraph (a)(2)(i) of this paragraph, assuming that the pilot does not apply any means of retarding the aeroplane until that point is reached ...
*	nach JAR 25.107 (take-off speeds) muß V_2 auf jeden Fall größer sein als 1.2 VS.

Bild 2.8 Auszug aus der JAR 25 (JAR 1999)

Die bei jedem Start individuell zu bestimmende Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 , im deutschen auch Entscheidungsgeschwindigkeit genannt, richtet sich im Wesentlichen nach zwei Bedingungen:

- die verbleibende Startbahn reicht für ein sicheres Abbremsen nicht mehr aus
- die Geschwindigkeit des Startvorgang ist bereits hoch genug, um durch vollen Seitenruderausschlag ein ausreichend großes Giermoment (Moment durch die Hochachse – z-Achse) zu erzeugen, entgegen dem durch dem Triebwerksausfall verursachten Drehmoment und so die ursprüngliche Bewegung am Boden bzw. bereits in der Luft beizubehalten.

¹ drei- und viermotorige Flugzeuge verhalten sich analog dazu

Weiterer Gesichtspunkt ist, dass zweimotorige Flugzeuge in der Regel als Kurzstreckenflugzeuge ausgelegt sind, die somit kürzere Startbahnen auf kleinen Regionalflughäfen bedienen müssen. Damit ist ebenfalls das Verhältnis von Schub zu Bruttostartgewicht höher als bei drei- oder viermotorigen Flugzeugen. Der Betrag an Triebwerksschub kann auch durch zusätzliche Überlegungen an die Steigzeit, den Reiseflug und die Reisefluggeschwindigkeit geändert werden (Bräunling, 2004).

Nach **Bräunling 2004** lässt sich der Startschub überschlägig aus dem Bruttostartgewicht (MTOGW = Maximum Take-Off Gross Weight) bestimmen:

$$T_{to} = k_{To} \cdot M_{MTOGW} \quad (2.1)$$

mit $k_{To} : 1,25 \frac{N}{kg} \dots 1,33 \frac{N}{kg}$

Die oben angesprochene Formel ist wie bereits erwähnt eine triviale Abschätzung des benötigten Schubes und kann nur unzureichend für eine genauere Dimensionierung benutzt werden. Wesentlich umfangreichere Darstellungen hingegen liefern das *Flugzeugentwurf Skript* von **Scholz 1999** sowie die darin ebenfalls enthaltene Berechnung **nach Loftin**. Unter Zuhilfenahme des Berechnungsschema (Scholz, 1999) lässt sich mittels einschlägigen Flugzeugdaten eine ausreichende Aussage zum Schub pro Triebwerk treffen.

Entschieden werden muss grundsätzlich während der Entwicklungsphase eines Flugzeugs, ob auf einen vorhandenen Antrieb zurückgegriffen wird, oder ob man einen komplett neuen Motor entwirft. Bei einem neuen Antrieb ist zu beachten, dass die Entwicklung und Zertifizierung im Durchschnitt 7-10 Jahre beträgt (nach Roskam, 1997). Bereits am Markt bestehende Flugzeugtriebwerke sind hingegen in ihren Leistungsdaten relativ festgelegt, so dass der Schub nur in relativ kleinen Grenzen an das jeweilige Flugzeug angepasst werden kann. Es müssen also Kompromisse eingegangen werden. Als Beispiel aus der Praxis sei der Airbus 318 genannt, der zurzeit mit einem für diesen Typen sehr schubstarken CFM56 Triebwerk geflogen wird, da keine kleineren zertifizierten Antriebe verfügbar sind. Dies schlägt sich in einem hohen installierten Gewicht und einem hohen Kraftstoffverbrauch nieder.

2.3 Wahrscheinlichkeitsbetrachtung eines Triebwerksausfalls

Moderne Triebwerke weisen heutzutage *kaum noch Fehlfunktionen im Betrieb* auf. Dennoch kann in bestimmten Situationen, z.B. beim Start oder Durchstarten, der Schubverlust ernste Konsequenzen haben. Aus diesem Grund muss der Triebwerksausfall während des Flugzeugentwurfs mit in Betracht gezogen werden. Die Wahrscheinlichkeit eines Triebwerksausfalls im Verhältnis zu der Anzahl der installierten Triebwerke zeigt Tabelle 2.1. Nach Torenbeek 1988 ist die Wahrscheinlichkeit einer auftretenden Funktionsstörung (malfunction) pro Flugstunde als P definiert und die Wahrscheinlichkeit dass keine Störung auftritt demnach mit $1-P$. P ist als infinitesimal klein gegenüber der Zahl eins anzusehen – in etwa $0,5 \cdot 10^{-3}$ bis 10^{-4} . Eine Annäherung an Flugzeuge mit zwei, drei, sowie vier Motoren, liefert ebenfalls Tabelle 2.1.

Tabelle 2.1 Verhältnis der Ausfallwahrscheinlichkeit von Triebwerken über die Anzahl der installierten Triebwerke (Roskam 1997)

Failure of:	1 Engine	2 Engines	3 Engines
Airplane with:			
two engines	$2P_{ef}$	P_{ef}^2	not appl.
three engines	$3P_{ef}$	$3P_{ef}^2$	P_{ef}^3
four engines	$4P_{ef}$	$6P_{ef}^2$	$4P_{ef}^3$

3 Anordnung der Triebwerke

Nachdem die Art der Triebwerke gewählt wurde, der erforderliche Schub bekannt ist und die Ingenieurin die Anzahl der Triebwerke festgelegt hat, muss die Anordnung der Motoren am Flugzeug betrachtet werden. Hinweise über die jeweiligen Vor- / Nachteile und Besonderheiten sind im betreffenden Abschnitt genannt. Auswirkungen der Antriebspositionierung z.B. im Hinterteil des Rumpfes auf die Flugmechanik werden im Kapitel 7 behandelt. Im Voraus sollten folgende Punkte beachtet werden, da sie wichtige Faktoren für die Anordnung sind (nach Roskam 1997):

- Auswirkungen beim Triebwerksausfall auf die Steuerbarkeit des Flugzeugs
- Masse- und Schwerpunktauswirkungen der Installation
- Widerstand der Installation
- Einlaufbedingungen der Triebwerke und damit verbundene Effekte auf den *installierten Schub*
- Wartbarkeit und damit Zugangsmöglichkeiten zur Installation

Aussagen zu Zulassungsanforderungen macht die **FAR 23.925** und **FAR 25.925**. Demzufolge müssen 9 inches (für Flugzeuge mit Spornrad), bzw. 7 inches (für Flugzeuge mit Bugfahrwerk) Freiraum von der Propellerblattspitze zum Boden vorhanden sein. Bei Wasserflugzeugen müssen zwischen Propeller und Wasseroberfläche mindestens 18 inches vorhanden sein. Nach Torenbeek 1988 gilt als Richtwert aus der Praxis ca. 40% des Propellerdurchmesser.

3.1 Anordnung der Triebwerke bei Propellerflugzeugen

3.1.1 Einmotorige Flugzeuge

Treibt nur ein Kolben- oder PTL –Triebwerk die Luftschraube eines Flugzeugs an, so wird dieses meistens im Rumpfvorderteil untergebracht (Bild 3.1). Bei einer derartigen Unterbringung des Triebwerks lässt sich die gesamte Triebwerksanlage gut anordnen und einfach am Rumpf befestigen. Schwierigkeiten entstehen hierbei mit der Integration des Bugrades. Um das Rumpfvorderteil aerodynamisch optimal zu gestalten, was für die Verringerung des Widerstandes notwendig ist, kann das Triebwerk auch hinter der Kabine der Pilotin untergebracht werden, Bild 3.2. Dies wiederum gestattet die Ausnutzung des Rumpfvorderteils für die Integration des Bugfahrwerks.

Eine Montage im Heckteil des Luftfahrzeugs verringert ebenfalls den Widerstand, da Rumpf und Flächenmittelstück nicht vom Luftstrom der Schraube umströmt werden, Bild 3.3. *Es erhöht sich jedoch die Länge des Fahrwerks bei dieser Lösung, um im Stand und beim Abheben den erforderlichen Abstand zwischen Propellerblattspitze und Startbahn zu gewährleisten.* Ein größeres Strukturgewicht ist somit die Folge. Bei hinter dem Cockpit angeordnetem Propeller sollte beachtet werden, dass bei Auftreten einer Havariesituation Gefahr für Passagiere und Pilotin beim Ausstieg herrscht. Sonderlösungen wie in Bild 3.4 stellen z.B. Antriebe oberhalb des Flugzeugs dar, um einen Kontakt von Wasser und Luftschaube zu vermeiden.



Bild 3.1 Robin DR400 mit Motoranordnung in der Flugzeugnase (www.airliners.net)



Bild 3.2 Stemme Motorsegler mit Triebwerksanordnung hin dem Piloten (www.airliners.net)



Bild 3.3 Kyusha J7W1 Shinden mit Triebwerk im Hinterteil des Rumpfes (www.airliners.net)



Bild 3.4 Lake LA-250 mit Motoranordnung oberhalb des Rumpfes ([Aeroclub di Como](http://www.aeroclubdi.com) 2004)

3.1.2 Zweimotorige Flugzeuge

Integrationen mit zwei Kolbentriebwerken, bzw. PTL-Triebwerken werden meistens im Tragflügel untergebracht (Bild 3.5 - Bild 3.8). Dieses vermindert das Gewicht der Tragflügelkonstruktion, da die Massen der Motoren den aerodynamischen Belastungen entgegenwirken und somit das Biegemoment, das am Wurzelquerschnitt des Tragflügels wirkt, verringern. Um Kabinenlärm und Materialermüdung aufgrund von akustischen Einflüssen zu vermeiden, ist ein Freiraum von Rumpf zur Propellerblattspitze von mindestens **20 – 40 inches** sicherzustellen (Roskam 1997). Die von der FAR geforderten 4 inches plus 0,65 inches pro 100 PS sind als absolute Mindestmaße anzusehen. Bei Verwendung eines Druckpropellers nach der Flügelhinterranke (Bild 3.6) sollte ein Freiraum von $0,5 \cdot c$ (Profiltiefe) gewährleistet sein, welches die dynamische Anregung der Propellerblätter durch die Tragflügelwirbel mindert. Die Triebwerksverkleidungen können bei mehrmotorigen Flugzeugen zur Unterbringung des Fahrwerks genutzt werden, was mehr Platz in der Kabine schafft.



Bild 3.5 Britten Norman BN-2B Islander (www.airliners.net)



Bild 3.6 Beech Starship I mit Druckpropellern (www.airliners.net)

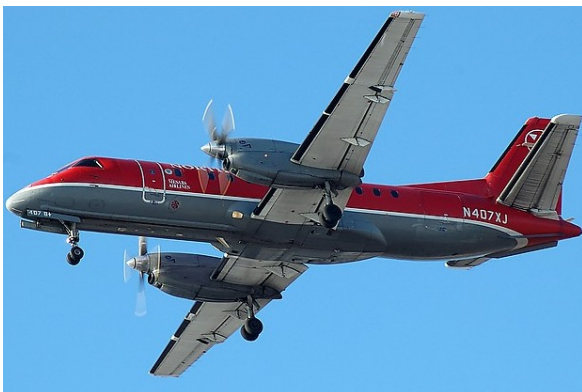


Bild 3.7 Saab 340 B (www.airliners.net)



Bild 3.8 Adam A500 (www.airliners.net)

3.1.3 Dreimotorige Flugzeuge

Dreimotorige Flugzeuge wurden verstärkt während des 2. Weltkriegs produziert. In der heutigen Zeit werden nur noch wenige Flugzeugtypen mit einer solchen Motorisierung ausgestattet.



Bild 3.9 Junkers Ju-52
(Lufthansa 2003)



Bild 3.10 Ford 5-AT Trimotor
(www.airliners.net)



Bild 3.11 Britten Norman BN-2A
Trislander (www.airliners.net)

3.1.4 Viermotorige Flugzeuge

Nach Schulshenko 1976 sollte bei viermotorigen Flugzeugen die Integration des Triebwerks ausschließlich im Flügel erfolgen, um **Interferenz-** und **Induzierten Widerstand** gering zu halten (Schulshenko, 1976). Das Abstandsmaß vom Propeller zum Boden und die damit verbundene Fahrwerkslänge ist ein wichtiger Faktor bei der Auswahl der Triebwerkslage im/am Flügel. Nebeneinander liegende Propeller dürfen ein Mindestmaß von 9 inches nicht unterschreiten. Die Bilder 3.12 bis 3.14 liefern Beispiele für bisherige Lösungen.



Bild 3.12 Ilyushin IL-18
(www.airliners.net)



Bild 3.13 Lockheed C-121C
Super Constellation (www.airliners.net)



Bild 3.14 De Havilland DHC-7 Dash 7
(www.airliners.net)

Bild 3.15 stellt drei unterschiedliche Anbringungsarten von Propellerturbinen dar, was sich aber ebenfalls auch auf Kolbentriebwerke übertragen lässt. Die angesprochene Freigängigkeit von der Propellerblattspitze zum Boden erfordert bei Tiefdeckern in Abhängigkeit zur Fahrwerkslänge häufig eine Anbringung auf dem Flügel, was z.B. eine Verlängerung des Abgasrohres zur Folge hat (Lockheed Electra, Bild 3.15). Zu favorisieren ist nach **Torenbeek 1988** eine *niedrig zum Tragflügel angebrachte Triebwerksverkleidung*, da weniger Sekundärstruktur und kürzere Abgassysteme zur Integration benötigt werden (Aerospatiale Fregate und Short Belfast, Bild 3.15).

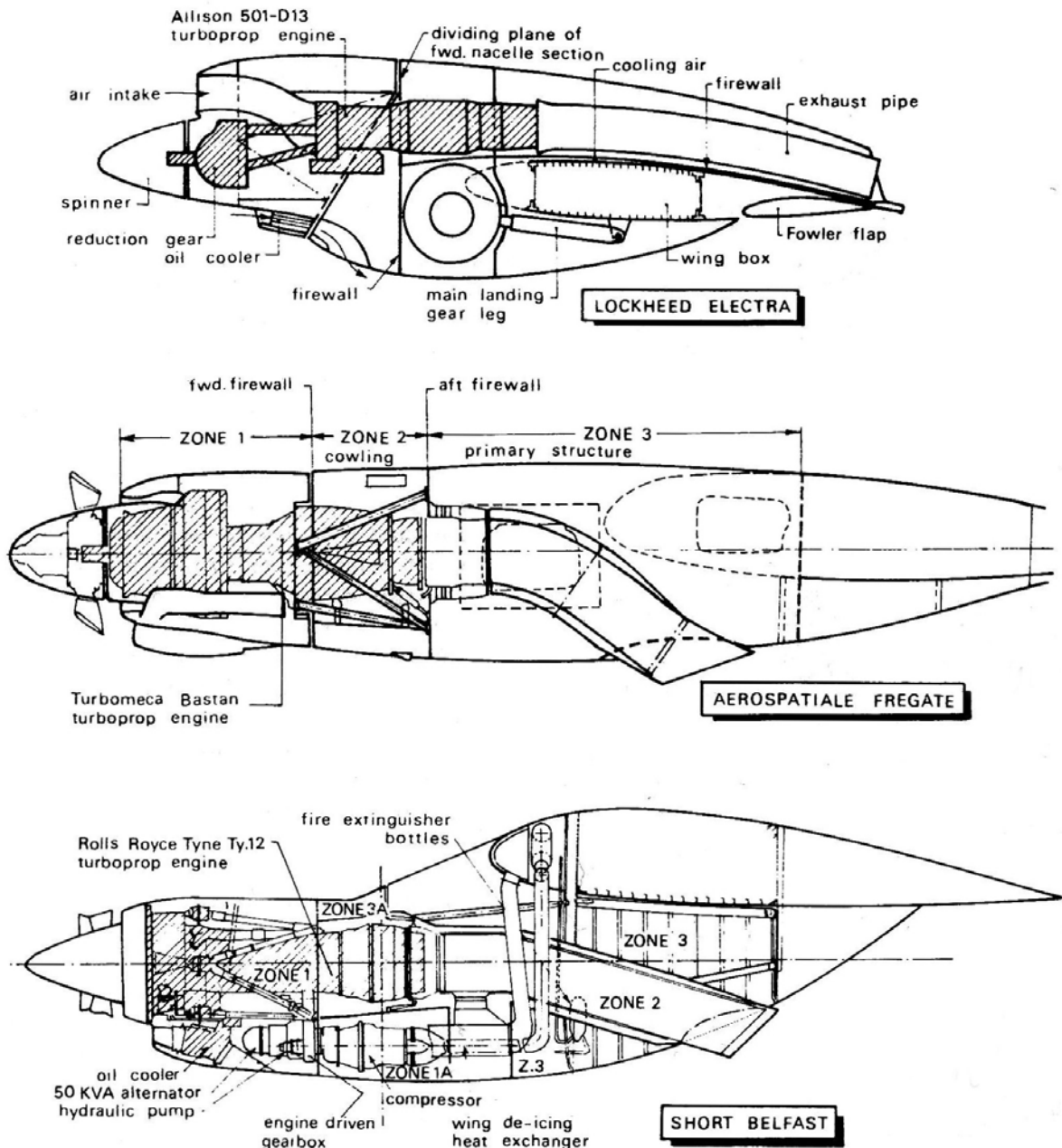


Bild 3.15 Anordnungsmöglichkeiten von Propellerturbinen (Torenbeek 1988)

3.2 Anordnung der Triebwerke bei Strahlflugzeugen

Strahltriebene Flugzeuge stellen heutzutage den zahlenmäßig größten Teil der Passagierverkehrsflugzeuge. Aufgrund unterschiedlichster Flugmissionen (mission specification) haben sich viele Anordnungsmöglichkeiten gebildet. Als Ausnahme und der Vollständigkeit halber sollen an dieser Stelle auch kleinere Geschäftsreiseflugzeuge mit aufgeführt sein.

3.2.1 Unterbringung der Triebwerke in Gondeln

a) am Flügel

Als eine vom aerodynamischen Standpunkt aus rationellste Lösung hat sich die Anbringung unter dem Tragflügel an Stielen (Pylonen) erwiesen, Bild 3.2.1. Dies ermöglicht eine *Verringerung der Interferenz zwischen Tragflügel und Triebwerk*. Eine weitere Abminderung der aerodynamischen Wechselwirkungen sowie der Schallemissionen wird durch eine Anbringung über dem Flügel erreicht, Bild 3.17. Nach Torenbeek 1988 sind am Rumpf montierte Höhenleitwerke unter Umständen bei hohen Anstellwinkeln in ihrer Wirksamkeit aufgrund des „downwash effects“ eingeschränkt. Grundsätzliche Bestimmungen z.B. zur Bodenfreiheit oder dem Kriterium bei Bläser- / Turbinenscheibenbruch werden im Kapitel 4.2 sowie 5.1 erläutert.



Bild 3.16 BAE 146 (www.airliners.net)



Bild 3.17 Airbus A-340-600 (Airbus 2003)



Bild 3.18 VFW Fokker 614 (Vereinigte Flugzeugwerke 1978)

b) am Rumpf

Bei einer Triebwerksanordnung am Rumpf werden diese meist am hinteren Ende angeordnet. Die Anordnung von zwei oder vier Triebwerken in Gondeln mindert die Lärmbelastigung innerhalb der Kabine und gibt ein gewisses zusätzliches Maß an Sicherheit im Brandfall. Außerdem verbessert sich die Aerodynamik des Tragflügels. Aufgrund der fehlenden Massenentlastung wird dieser aber ca. 2 – 4% schwerer (**Schulshenko, 1976**). Bei einem Triebwerksausfall werden nur geringe Drehmomente verursacht, da die Motoren nahe am Rumpf liegen und somit einen kleinen Hebelarm haben. Zu beachten ist bei einer Heckseitigen Positionierung, dass der Gesamtschwerpunkt des Flugzeugs weit nach hinten wandert. Die angrenzende Struktur muss dicker ausgeführt sein, um im Fall eines Triebwerksschadens keine Teile in die Kabine eindringen zu lassen und den Verdichter-/ Turbinenlärm im erträglichen Maße zu halten.



Bild 3.19 McDonnell Douglas MD-90
(www.airliners.net)



Bild 3.20 Ilyushin IL-62 mit ausgefahrener Heckstütze gegen Kippen
(**unbekannte Quelle**)



Bild 3.21 Dassault Falcon 2000 Geschäftsreiseflugzeug (www.airliners.net)

3.2.2 Unterbringung der Triebwerke in der Struktur

a) im Flügel

Eine Integration der Triebwerke im Tragflügel vermindert das Gewicht der Konstruktion, das die Massenkräfte der Triebwerke den aerodynamischen Belastungen entgegenwirken und somit das Biegemoment, das am Wurzelquerschnitt des Tragflügels wirkt, verringert (Schulshenko 1976). Wartungsarbeiten und Sichtkontrollen werden durch die gekapselt Bauweise erschwert. *Moderne Triebwerke mit hohem Nebenstromverhältniss machen eine solche Unterbringung aufgrund ihres Durchmessers nicht möglich.*



Bild 3.22 De Havilland DH-106Comet
(www.airliners.net)

b) im Rumpf

Eine Unterbringung von Strahltriebwerken im Rumpf *findet fast ausschließlich im militärischen Bereich statt*. Bei Großraumverkehrsflugzeugen wird auf die gemischte Integration zurückgegriffen (siehe Kapitel 3.2.3). Eine reine Unterbringung im hinteren Rumpfteile zeigt Bild 3.21.



Bild 3.23 VisionAire Vantage
([Flugrevue 2004](#))

3.2.3 mehrmotorige Flugzeuge mit gemischter Triebwerksunterbringung in Gondeln und in der Struktur

Eine Kombinationsmöglichkeit stellt die Kombination Flügel + Hecktriebwerk dar (Bild 23, Bild 3.24); hier werden die positiven Eigenschaften der Unterflügelaufhängung mit einem zusätzlichen Triebwerk im Rumpfhinterteil, oder auch im Seitenleitwerk kombiniert. Offensichtlich sind die Nachteile in der Anströmung während **kritischer Betriebsituationen**, wie Start/Landung. Dabei entsteht durch den angestellten Rumpf ein Wirbelgebiet, das bei ZTL Triebwerken zu einem unerwünschten *Compressors-Stall*² führen kann. Zusätzlich verschlechtert sich durch eine lange Luftführung zum Hecktriebwerk der Wirkungsgrad durch Wandreibungs-/Umlenkverluste erheblich, Bild 3.26.



Bild 3.24 Lockheed L1011 TriStar1 mit einem Triebwerk in der Rumpfstruktur (www.airliners.net)



Bild 3.25 McDonnell Douglas MD11 mit einem Triebwerk in der Seitenleitwerksstruktur (**Quelle unbekannt**)

² Strömungsabriss an den Verdichterschaufeln, dadurch entstehen starke Schwingungen. Die Folgen reichen vom Schubausfall bis hin zur Zerstörung des Triebwerkes.

Eine weitere Variante stellt Bild 3.25 dar. Bei dieser Unterbringung der Triebwerke am Heck lassen sich eine *gute Steuerbarkeit bei Ausfall eines Triebwerks* aufgrund des kleinen Hebelarms erzielen. Ebenso kann das Fahrwerk kürzer ausgeführt werden. Durch die Anordnung großer Massen am hinteren Teil der Kabine, muss deshalb durch Gegengewichte, z.B. Fracht oder Passagiere, einer kritischen Schwerpunktwanderung entgegengewirkt werden.



Bild 3.26 Boeing B-727 mit drei Hecktriebwerken (www.airliners.net)

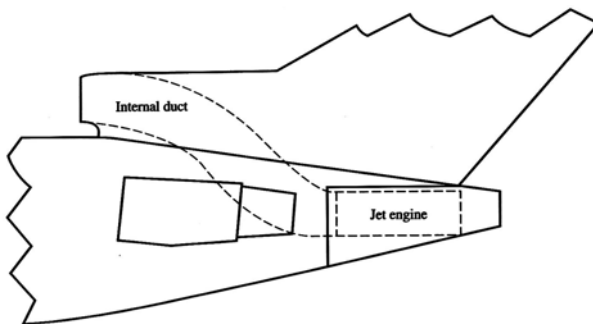


Bild 3.27 Hinteres Rumpfteil der Boeing B-727 mit Luftzuführung zum Triebwerk 2 (Anderson 1999)

4 Einflüsse auf die Triebwerkspositionierung

Im Kapitel 3 wurden die möglichen Variationen der Triebwerksanordnungen behandelt. In den folgenden Abschnitten werden diejenigen Parameter angesprochen, welche die Lage der Triebwerke direkt beeinflussen.

4.1 Beeinflussung der Anordnung aufgrund von Notausstiegen

Notausstiege bilden eine Schnittstelle von der Rumpfauslegung zur Triebwerksintegration, da die Position der jeweiligen Ausstiege unmittelbaren Einfluss auf die Positionierung der Motoren hat. Ist während der Rumpfauslegung das Mindest-, bzw. Höchstmaß (Bild 4.1) der Türabstände nicht mehr veränderbar, so müssen die Koordinaten des Triebwerks z.B. in der Vorlage, oder auch in Richtung der Spannweite abgeändert werden. Bild 4.2 veranschaulicht die Triebwerkslage in Abhängigkeit zur Notrutsche.

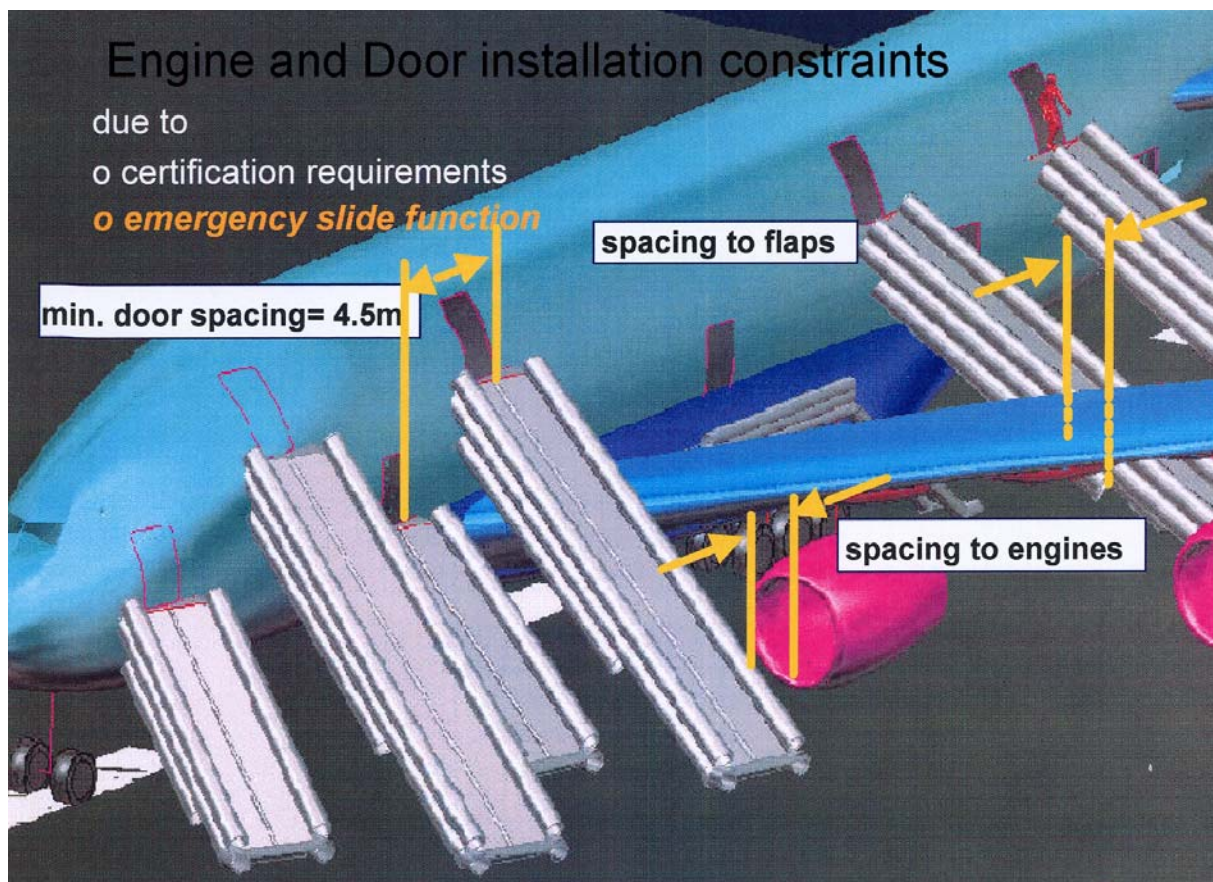


Bild 4.1 Triebwerks- und Türenpositionierung (nach Trahmer 2003)

4.2 Anordnung aufgrund von Bruch des Antriebs

Im Falle eines Bläser-/ Turbinenbruchs ist es wahrscheinlich, dass Teile aus der Triebwerksverkleidung mit hoher Geschwindigkeit geschleudert werden. Bei diesen Bruchstücken wird davon ausgegangen, dass sie eine **unendliche Energie besitzen** und wie bei einem „Durchschuss“ alle Bauteile die auf der Flugbahn liegen, durchdringen. Komponenten wie z.B. die Hydraulik, müssen so angeordnet oder räumlich getrennt sein, dass bei einem Zerlegen des Triebwerks nicht alle Hydrauliksysteme auf einmal ausfallen. Die Kraftstofftanks im Flügel sollten ebenfalls nicht beschädigt werden³ (nach Boettger, 2005). Streubereiche von Fragmenten sind auf der betreffenden Tragflügelseite mit 5° anzusetzen und auf der gegenüberliegenden Flügelfläche mit 3° (Airbus, 2005). In Bild 4.2 wird der gefährdete Bereich an einem zweimotorigen Flugzeug dargestellt, Bild 4.3 zeigt eine Airbus A-380 Triebwerksanordnung.

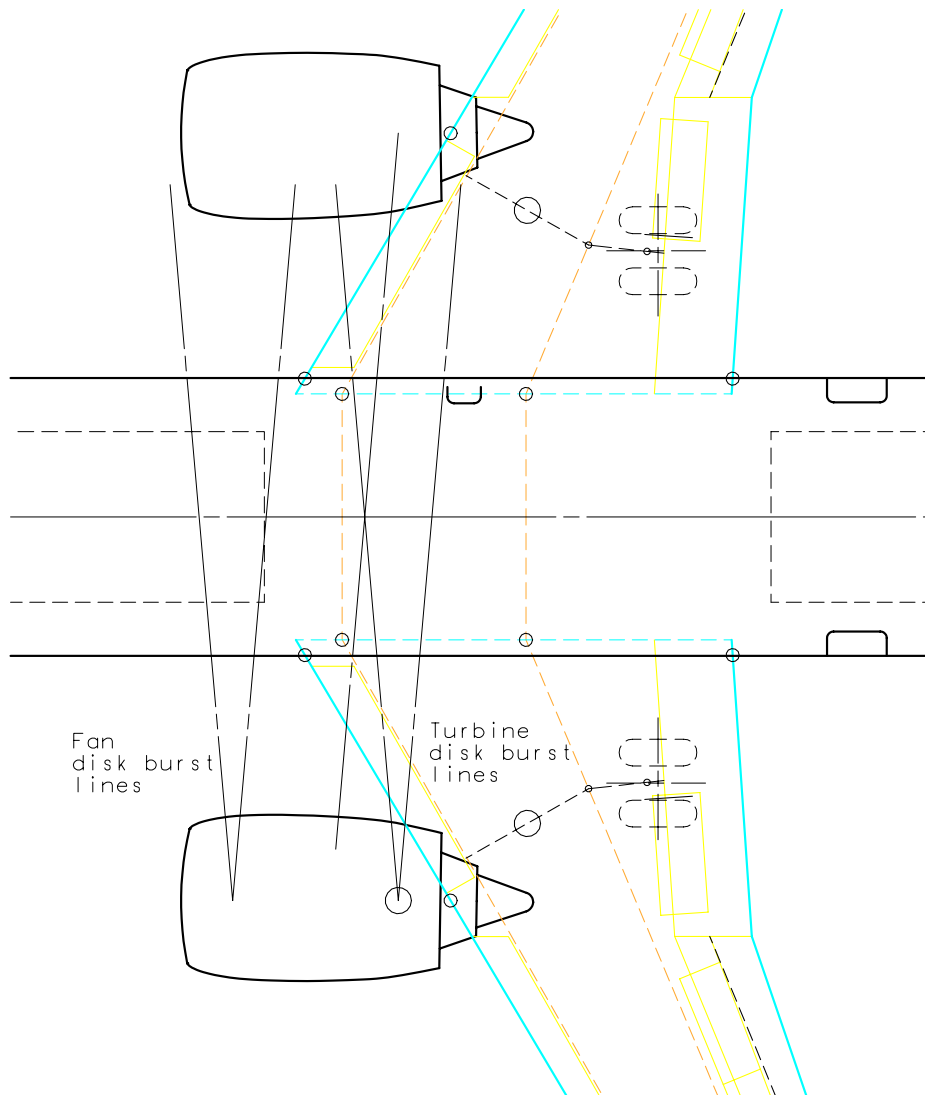


Bild 4.2 Skizze der gefährdeten Bereiche bei Bläser-/ Turbinenbruch (Boettger 2005)

³ Dieses lässt sich gerade in der Realität bei mehrmotorigen Flugzeugen nicht umsetzen

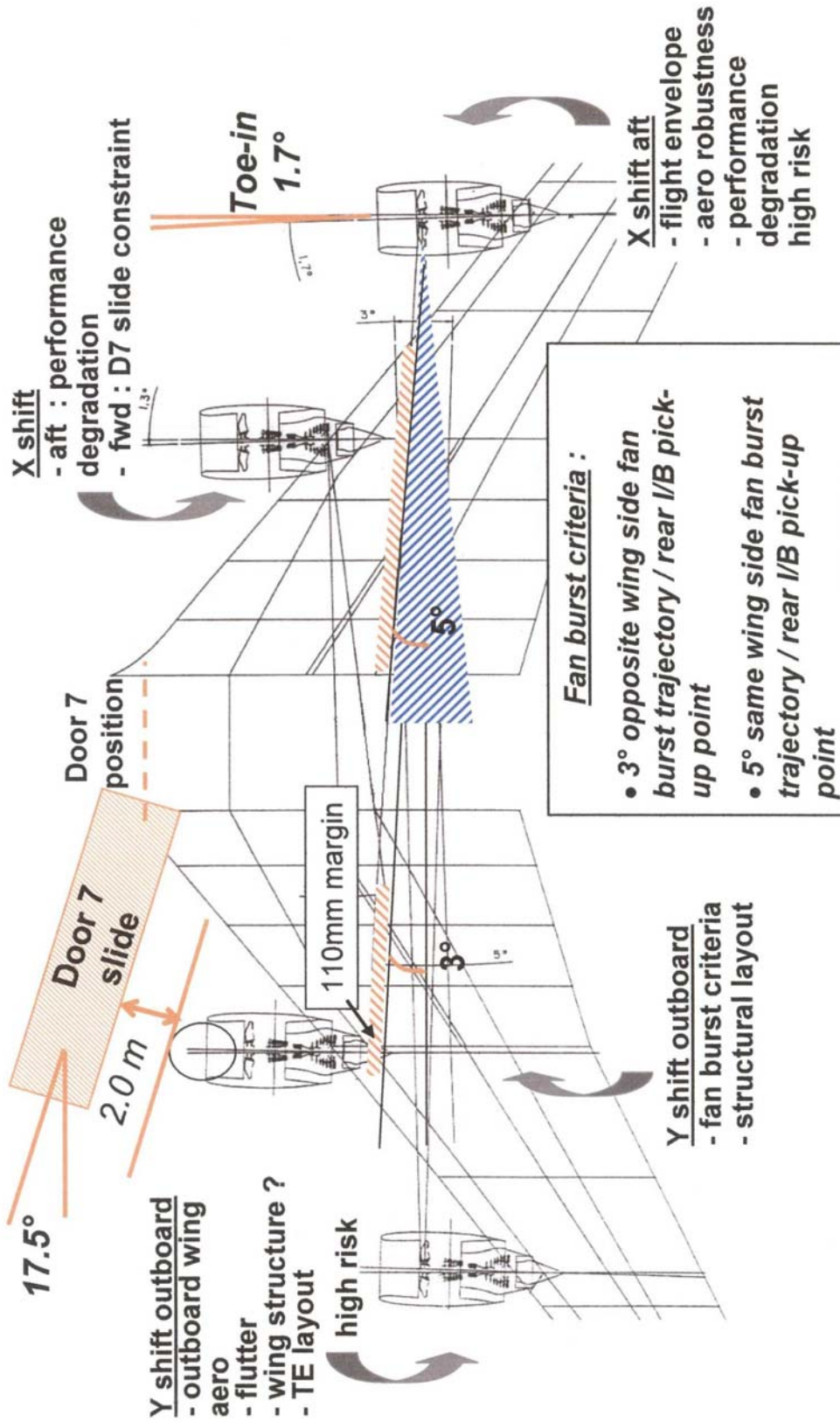


Bild 4.3 Gesichtspunkte bei der Triebwerkspositionierung (Boettger 2005)

Bei Propellerflugzeugen ist sicherzustellen, dass keine Mitglieder der Cockpitbesatzung in einem Winkel von 5° vor sowie hinter dem Propellerkreis untergebracht sind (FAR 23.771, FAR 25.771), Bild 4.4. Primärsysteme zur Flugsteuerung sind in diesem Bereich ebenso nicht zu integrieren. Passagiere sollten in der vorher beschriebenen Fläche ebenfalls nicht sitzen, was sich in der Praxis aber schlecht umsetzen lässt. Durch die Verwendung von speziellen Geweben kann das Risiko des Eindringens von Propellerteilen in die Kabine minimiert werden, Bild 4.4.

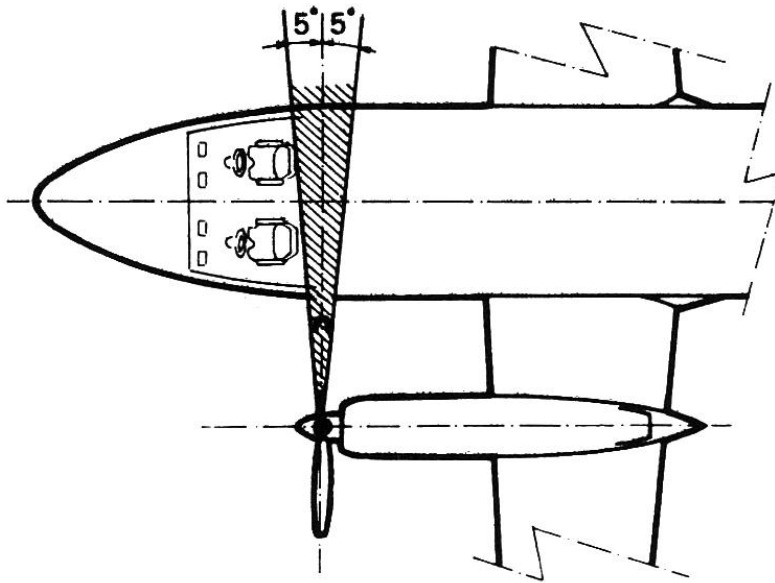


Bild 4.3 Bereich in dem keine Cockpitbesatzung, Flugsteuerung sowie Instrumente untergebracht werden dürfen (Boettger 2005)

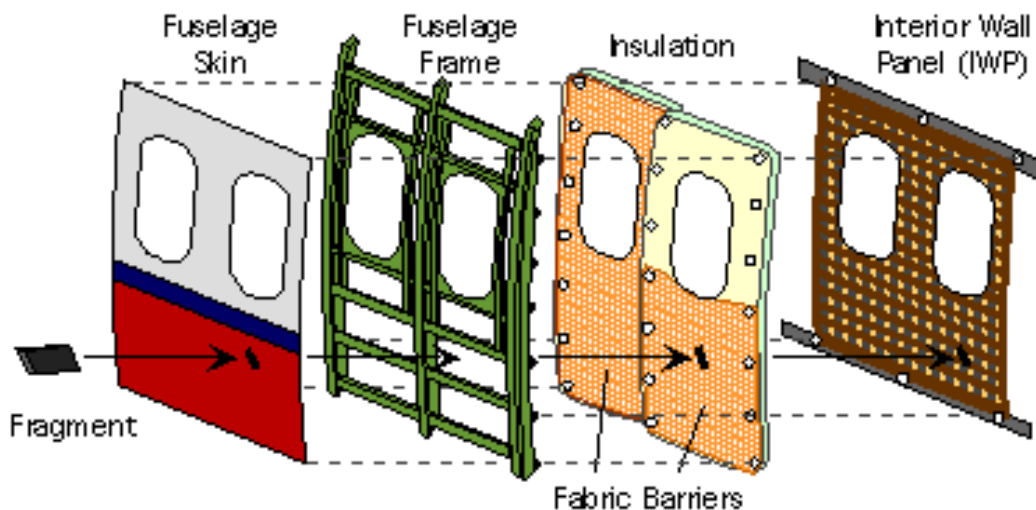


Bild 4.4 Erhöhung der Passiven Sicherheit von Passagieren und Besatzung durch Einsatz von Gewebematerialien (Boettger 2005)

4.3 Einfluss der Aerolastik auf die Triebwerksanordnung

Aerolastische Effekte sind nach Torenbeek 1988 vornehmlich **für große und schnell fliegende Flugzeuge** zu berücksichtigen. Generell gilt: Die Elastizität der Flugzeugstruktur nimmt mit wachsender Baugröße überproportional zu (Krag 2003). Statische und zeitunabhängige dynamische Verformungen (Schwingungen) der Tragflügel und die daraus induzierten stationären und instationären aerodynamischen Reaktionen können zu einer Vielzahl von aerolastischen Problemen mit weit reichenden Konsequenzen führen, bis hin zum Versagen der Primärstruktur. Zu unterscheiden sind Flügelaerolastik, sowie Aerolastik des Triebwerks (z.B. Flattern der Beschaufelung axialer Turbomaschinen. Flutterprobleme an der Verdichterschaufelung sind aufgrund der wechselseitigen aerodynamischen Interferenz ungleich schwieriger zu berechnen als beispielsweise der isolierte Tragflügel (Krag 2003). Genaue Aussagen zur Triebwerkspositionierung lassen sich nur in ungenügender Qualität treffen, da sich die Systeme Flugtriebwerk/Tragfläche in jedem einzelnen Fall unterschiedlich verhalten. Allgemeingültig ist jedoch anzumerken, dass bei der Verschiebung des Triebwerks zum Tragflügelende die aerolastischen Effekte aufgrund der oben aufgeführten Elastizität zunehmen (Airbus, 2005). Bild 4.5 zeigt die Effekte einer Verschiebung des Triebwerks in Spannweitenrichtung im Verhältnis zur Flattergeschwindigkeit. *Eine größere Vorlage des Antriebs erhöht zudem nach Swan 1973 die Flatterneigung, Bild 4.6.*

Es muss also ein Kompromiss zwischen der Massenentlastung durch die Position des Triebwerks und den aerolastischen Effekten durch die Triebwerksanbringung gefunden werden. In der Flugzeugindustrie geschieht dieses mit Hilfe von Rechenmodellen mit anschließender Validierung der Ergebnisse im Windkanal durch die spezialisierten Fachabteilungen.

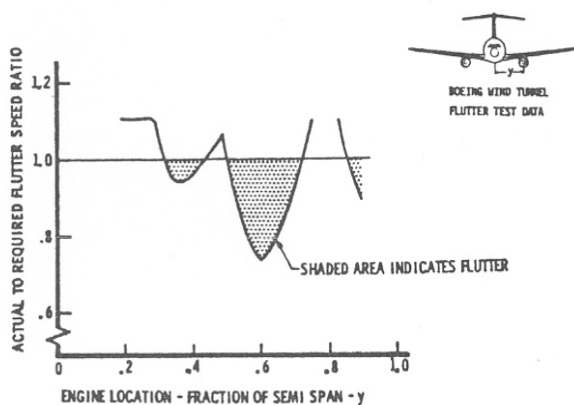


Bild 4.5 Effekt der Positionierung in Spannweitenrichtung auf das Flatterverhalten (Swan 1973)

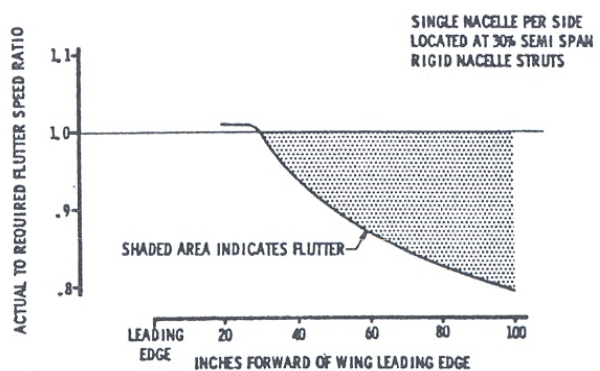


Bild 4.6 Effekt der Positionierung in Bezug zur Profiltiefe auf das Flatterverhalten (Swan 1973)

5 Baugruppen und Schnittstellen

In diesem Kapitel werden verschiedenste Thematiken der Integration eines Flugmotors behandelt. Zur Wahrung einer übersichtlichen Gliederung sind die einzelnen Unterkapitel vom Flügel aus zum Triebwerk verlaufend. Einige Unterabschnitte behandeln im „tieferen Sinne“ die Triebwerks- und Systemtechnik. Da diese aber unmittelbare Auswirkungen auf eine gelungene Integration haben, werden entsprechende Punkte mit angesprochen.

5.1 Pylon

Ein Aspekt in der komplexen Triebwerksintegration ist das physische Bindeglied zwischen Triebwerk und Flügel, der Pylon (Bild 4.1 bis Bild 4.4). Dieser stellt eine äußerst umfangreiche Baugruppe aufgrund der Anzahl von verschiedensten Systemen dar. Fast alle dem Gesamtsystem Flugzeug bereitgestellten Energieformen passieren den Pylon, was bei der Auslegung berücksichtigt werden muss. Dazu gehören Kraftstoffversorgungsleitungen, Hydraulikleitungen, Generatorkabel, Zapfluftsyste sowie Mess-/ Steuerleitungen.

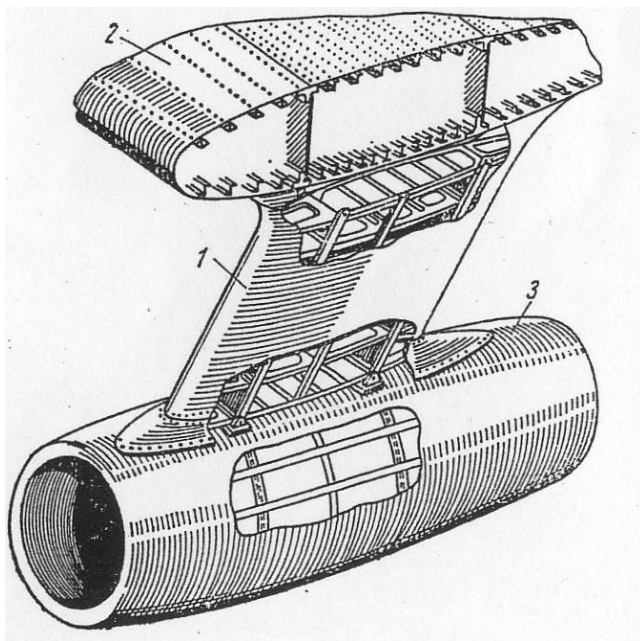


Bild 5.1 Pylon (damalige Bezeichnung: Stil) mit TL-Triebwerk (**Schulshenko 1976**)

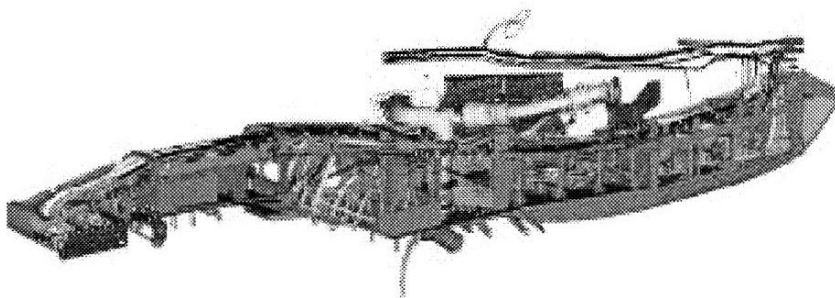


Bild 5.2 Heutiger Pylon ohne Verkleidungsteile (**Sturma 2002**)

Bei der Unterflügelanordnung sollten vor der Wahl des Pylons und den damit verbundenen Abmessungen, folgende Punkte beachtet werden:

- Fahrwerkshöhe (18 inches Bodenfreiheit der Gondel beim Rollen im Vollbeladenen Zustand)
- Fahrwerksposition
- Spritzwasserkegel des Bugrads
- Aerodynamik (Beispiele im Kapitel Aerodynamik, dazu auch Einfluss Vor/Tieflage des Pylon)
- Flügelpfeilung
- Flügel V Form
- Position der Flaptrack Fairings (Düseneffekt zwischen Pylon und Flaptrack Fairing)
- Zugänglichkeit der Laderäume



Bild 5.3 Pylonmontage bei einem Airbus A380 (Airbus 2004)



Bild 5.4 Pylon angeordnet über dem Rumpf (Teal 2004)

5.1.1 Auslegungskriterien:

Wie in der Strukturkonstruktion üblich, müssen Lastvielfache beim Entwurf des Pylons einbezogen werden. Das Verhältnis der Beschleunigung zur Erdbeschleunigung

$$n = \frac{b}{g} \quad (5.1)$$

wird als Lastvielfaches n bezeichnet (Seibel 2002).

Dies gilt für alle drei Achsen: n_x, n_y, n_z

Darüber hinaus treten im täglichen folgende Lastfälle auf:

- Dynamic Landing Conditions
- Dynamic Gust Conditions
- Taxiing and Take-Off
- Engine Failure (Compressor or Fan Seizure)
- Unchecked Pitching Maneuver
- Rudder Maneuver
- Maximum Torque
- Rolling Maneuver
- Reverse Thrust

Dimensionierungen der genannten Größen sind in der JAR/FAR Part 25 festgelegt (dahinter Lastvielfache bei der Auslegung der Do 728):

- | | |
|------------------------------|--|
| • Manöverlastvielfache | |
| $n_{z,\max} = +2,5$ | |
| $n_{z,\min} = -1,0$ | |
| • Crashlasten / Notlandungen | Auslegung Do 728 als Richtwert: |
| $n_x = - 9,0$ | $n_x = - 1,5$ bis $+ 9$ |
| $n_y = \pm 2,5$ | $n_y = - 3$ bis $+ 3$ |
| $n_z = + 4,5$ | $n_z = - 3$ bis $+ 6$ |

5.1.2 Pylonaufbau

Typische Beispiele für den Pylonaufbau (Bild 5.5) liefert *die Airbus Single-Aisle Familie*, bzw. die Dornier 728/928. Im Falle der Dornier ist der Pylon in drei Hauptbaugruppen aufgeteilt (Sturma, 2002):

- Forward Extension zur Aufhängung der Fan Cowl
- Der lastübertragende vordere Pylonkasten
- Die aerodynamische Ablaufverkleidung (Aft-Fairing)

Die oberen / seitlichen Verkleidungsteile tragen *nur aerodynamische Lasten*. Aus leichtbau-technischen Gesichtspunkten sind Bauteile wie die Seitenwände integral zu fräsen, was bedeutet, dass Fräsrippen, Stringer und Gurte aus einem Teil bestehen. Die Aft-Fairing und andere Verkleidungsteile können als Kohlefaserbauteile ausgeführt werden, wobei diese ebenfalls als Zugangsdeckel fungieren, um die Systeme (Bild 5.6) im inneren des Pylons zu erreichen (z.B. Feuerlöschflaschen).

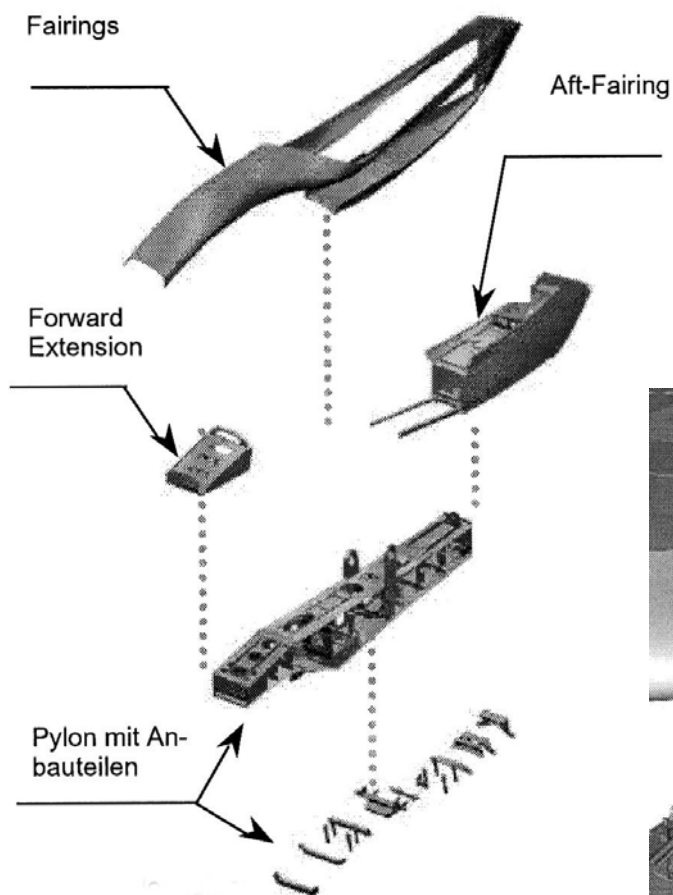


Bild 5.5 Pylonbauteile einer Dornier 728 (Sturma 2002)

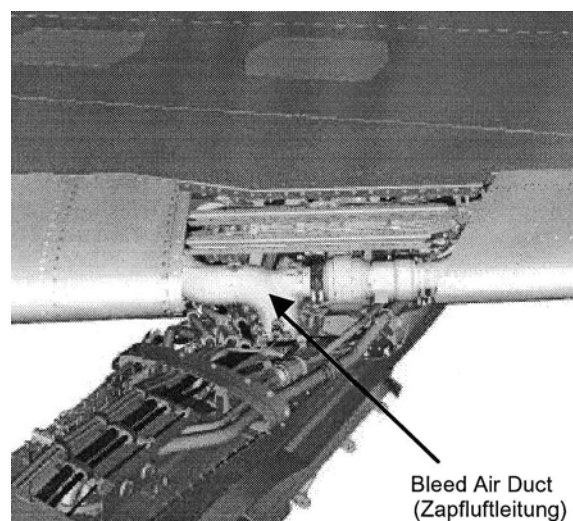


Bild 5-6 Pylonsysteme (Sturma 2002)

5.1.3 Materialauswahl

Durch die unterschiedlichen Belastungen, denen die verwendeten Materialien ausgesetzt sind, kommen Werkstoffe wie rostfreier Stahl (Hitzeschilder im Abgasbereich, Brandschott), Titan (Rippen, Holmsegmente, Pylonseitenwände), Aluminium (ebenfalls Holme sowie Rippen der Sekundärstruktur), Silicon (Dichtmaterialien) und Kohlefaser (Seitenverkleidungen) zum Einsatz (Airbus 2005). Da viele der Bauteile im Heißteilmbereich des Antriebs liegen, muss darauf geachtet werden, dass Primärstruktur aus dem überwiegend verwendeten Titan keinen Oberflächentemperaturen von mehr als 200°C ausgesetzt ist (Dauerfestigkeitswerte von Titan fallen ab 200°C rapide). Deshalb ist es gerade im Abgasbereich wichtig, die Werkstoffe mit einem Hitzeschild vor Strahlungswärme, Konvektionswärme zu schützen (nach Sturma 2002). Dazu werden Nickelbasislegierungen wie Nymonic oder Inconel benutzt.

5.1.4 Pylon- Flügelanbindung

Da auf die Triebwerksbefestigungsarten in Kapitel 5.2 gesondert eingegangen wird, soll an dieser Stelle die Anbindung der Baugruppe nur oberflächlich angeschnitten werden. Aufgrund der relativ großen Massen des Antriebs, bei einem CF34-8D Motor von General Electric beispielsweise, mit einer Masse von ca. 1600 kg und dem Pylon selbst mit 230 kg, wird das Gesamtsystem als Schwingmasse angesehen. Nicht zu vernachlässigen sind die Steifigkeitsverhältnisse von Flügel-/ Pylonkasten: es darf unter **keinen Umständen zur Kopplung von Pylon – mit den Flügeleigenfrequenzen** kommen. Auftretende Wärmedehnungen dürfen keine Spannungen hervorrufen, weshalb der vordere Lagerpunkt als Festlager ausgelegt ist und der hintere Lagerpunkt als Schiebesitz (Airbus Deutschland 2005).

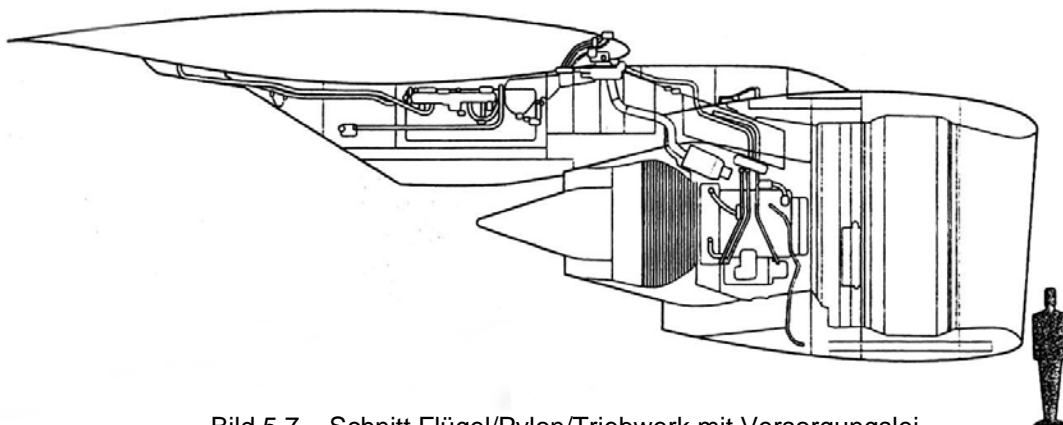


Bild 5.7 Schnitt Flügel/Pylon/Triebwerk mit Versorgungsleitungen (air international 2003)

5.2 Triebwerksbefestigungsarten

Primäre Aufgabe der Triebwerksbefestigung ist die Übertragung der Schubkräfte an den Pylon (siehe Kapitel 5.1), bzw. direkt an die anliegende Struktur. Zusammengefasst wirken folgende Kräfte auf die Triebwerksanlage und demzufolge auch auf die Befestigungselemente am Pylon/Flugzeug (Schmitt 1998):

- Massenkraft $F_{ber} = n_{ber} * F_{GTW}$ (5.2)
 F_{GTW} - Gewichtskraft des Triebwerks
 n_{ber} - Koeffizient des errechneten Lastvielfachen
- Schubkraft F_S durch Schubkraft des Antriebs
- Reaktionsmoment M_R der Luftschraube (für Flugzeuge mit Luftschraube)
- Die aerodynamischen Kräfte, die an den Gondeln der Triebwerke wirken.
 (Im Verhältnis zu den anderen Belastungen klein)

Im Allgemeinen unterscheidet sich die Konstruktion der Befestigung vom Propellertriebwerk erheblich von denen der Strahltriebwerke. Sie hängt nicht nur vom Triebwerkstypen ab, sondern auch von der Lage am Flugzeug. Kolben- und PTL Triebwerke werden meistens entlang der vorderen Flügelnasenkante, oder im Bugbereich mit Hilfe eines Systems von Trägern angebracht. Bild 5.8 zeigt die Befestigung einer Propellerturbine am Tragflügel. Die Konstruktion stellt ein räumliches Tragwerk dar, das über Dämpfungselemente mit dem PTL-TW verbunden ist. Die oberen und unteren Streben haben am Ende eine Befestigungsgabel mit Gewinde, das zur Regulierung der Lage der Triebwerksachse dient. Allgemein kann die Montage mit Hilfe von Trägern geschehen. In diesem Fall nehmen die Träger nur axiale Belastungen auf (vgl. Prinzip Pendelstützen). Ebenso kann die Aufnahme mit einer Träger-Balkenkonstruktion geschehen, was die Übertragung von Biegekräften erlaubt (Schulshenko 1976).

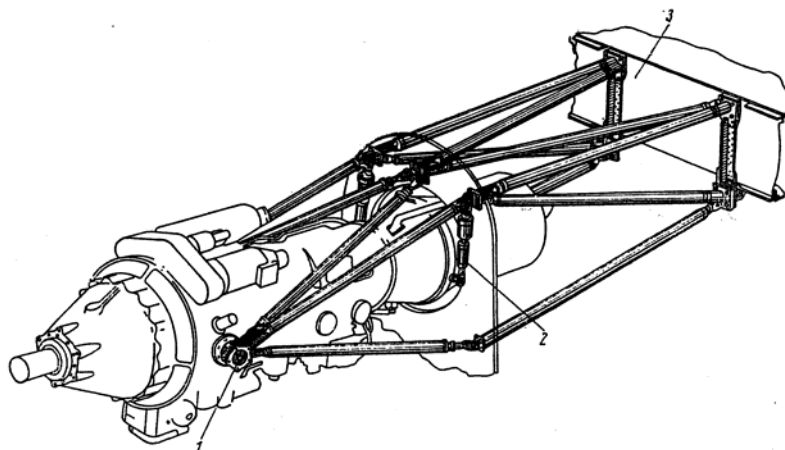


Bild5.8 Befestigungsgestell eines PTL am vorderen Tragflügelholm 1 – Aufhängungsdämpfer; 2 – Strebe mit Deflektor; 3 – Holm des Tragflügels (**Schulshenko 1976**)

Bei heute üblichen Verkehrsflugzeugen, werden Turbofantriebwerke überwiegend an Pylonen hängend unter dem Tragflügel (Bild 5.9), oder am Rumpf 5.10) angebracht. Bild 5.9 stellt ein

IAE V2500-A5 Unterflügel Engine Mount System dar, welches bei den meisten Triebwerksherstellern verwendet wird. Bei diesem Triebwerk überträgt die vordere Aufhängung (Bild 5.12) den gesamten Schub. Der hintere Aufhängungspunkt überträgt das Moment „ M_x “ und verhindert durch sein fehlendes Festlager in „X“-Richtung Spannungen durch thermische Ausdehnungen. Die Motoren-/ Pylonverbindung ist als 2-Mount System ausgeführt (Lufthansa Technik 2003);

- **Vordere Aufhängung:** überträgt X-Kräfte (Schub), Y-Kräfte (Lateral) und Z-Kräfte (Vertikal)
- **Hintere Aufhängung:** überträgt Y-Kräfte (Lateral), Z- Kräfte (Vertikal) und das Moment M_x (Moment durch Drehung der Wellensysteme)

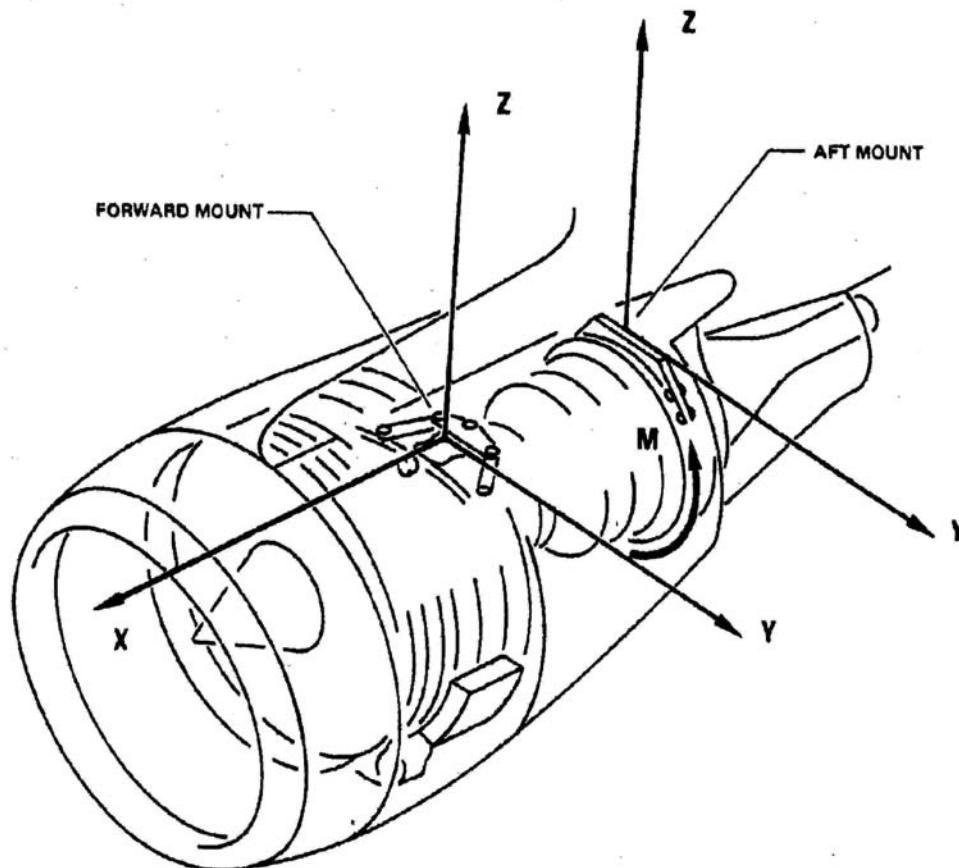


Bild 5.9 Lage der Triebwerksaufhängungen an einem IAE V2500 – A5 Triebwerk, sowie Aufnahme der jeweiligen Lasten (in Anlehnung an **MTU Maintenance 1998**)

Eine Variante der Heckinstallation stellt Bild 5.10 dar, wie sie z.B. bei McDonnell Douglas verwendet wird. Hier übernimmt die vordere Aufhängung alle X-, Y-, sowie Z-Kräfte und das Rollmoment M_x . Die hintere Aufhängung ist demnach ein Schiebelager, welches die X- und die Z-Kräfte aufnimmt.

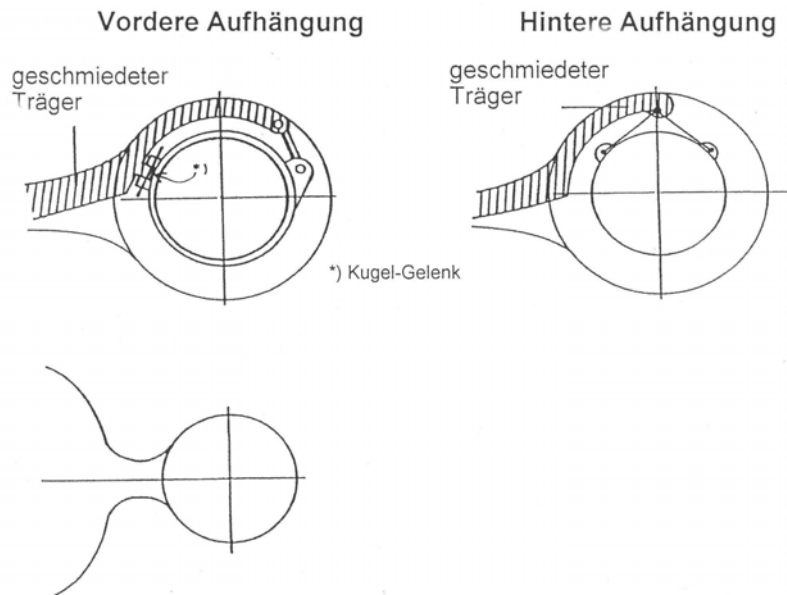


Bild 5.10 seitliche Triebwerksaufhängung am Rumpf
(in Anlehnung an Schmitt 1998)

Die bei diesen Arten von Schraubverbindungen hohen Anzugsmomente von bis zu 700 Nm verhindern unter allen Betriebszuständen das Klaffen bzw. Abheben der Auflageflächen (Yoke), was erheblich negative Auswirkungen auf die Lebensdauer der Zugbolzenverbindung hätte. Die vorgesehene Montageposition stellen so genannte Shear Pins her (Vermeidung von Montagefehlern, siehe auch Bild 5.11). Bei Ausfall eines Bolzens pro Aufhängung muss noch ein sicherer Flugbetrieb bis zum nächsten Check gewährleistet sein.

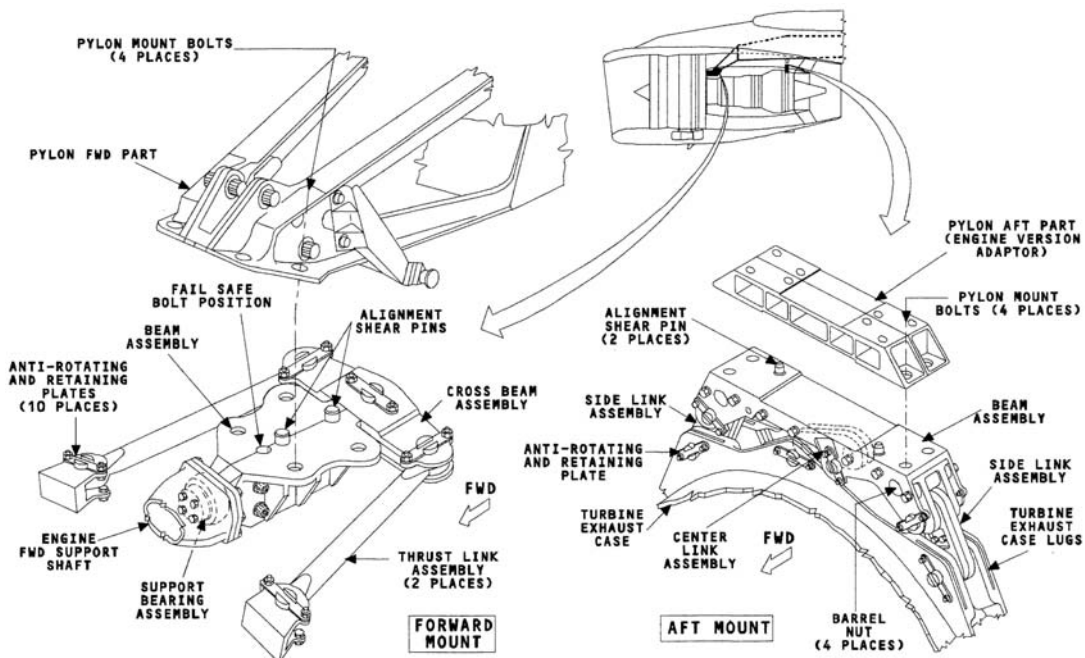


Bild 5.11 Vordere- und hintere Triebwerksaufhängung eines IAE V2500 – A5 Triebwerks (MTU Maintenance 1996)

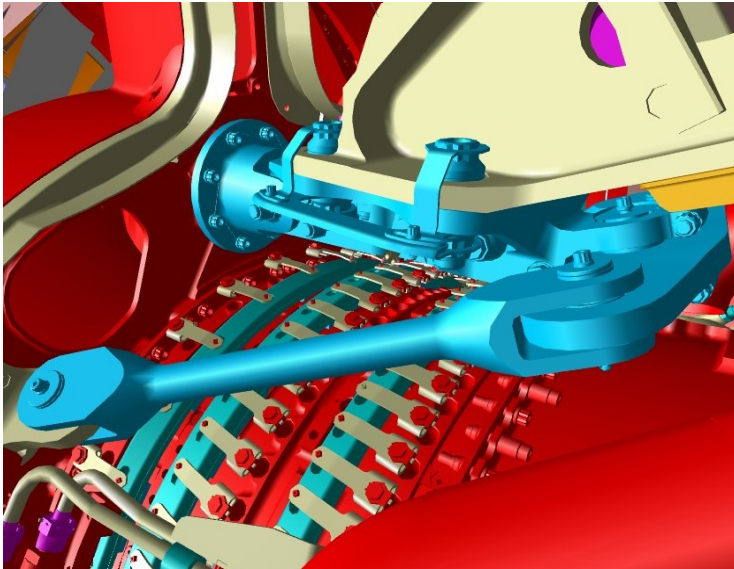


Bild 5.12 Vordere Triebwerksaufhängung eines IAE V2500-A5 Triebwerks (**International Aero Engines 1999**)

Bei Betrieb in Notsituationen, z.B. Landen ohne Fahrwerk, mit nicht vollständig ausgefahrenem Fahrwerk, sowie Notwasserung, muss die Anbindung vom Triebwerk zum Pylon so ausgelegt sein, dass sich dieses vom Pylon löst. Im Gegensatz zur Trennstelle Flügel-/ Pylon verhindert das Lösen des Triebwerks von seiner Aufhängung eine Beschädigung der Integraltanks und ein Austreten des Kraftstoffs (Bild 5.13). Folgende übermäßige Belastungen führen zum Sollbruch:

- Z-Last (senkrecht Last, positiv / negativ)
- Y-Last (seitliche Last, positiv / negativ)
- X-Last (rückwärtsgerichtete Last)

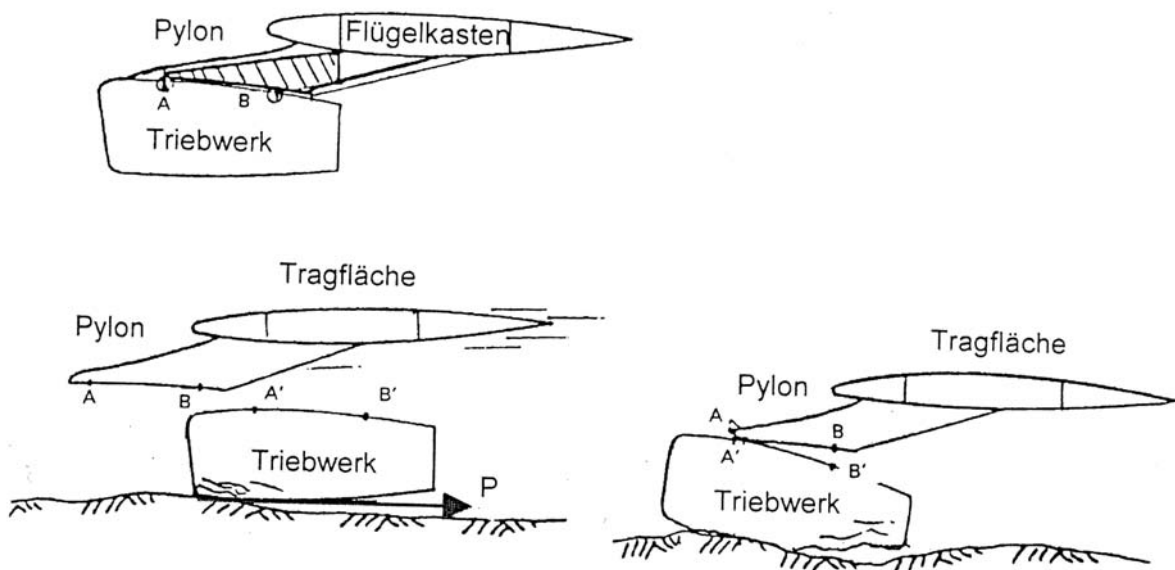


Bild 5.13 Sollbruchstelle zwischen Triebwerk und Flügel (**Schmitt 1998**)

5.3 Triebwerksgondeln, Triebwerkseinläufe und Austrittsteile

Triebwerksgondeln kombinieren in Hinsicht auf das Flugzeug primäre sowie sekundäre Aufgaben:

- Aerodynamische Formgebung der Motorverkleidung, bzw. Umhüllung des gesamten Antriebs
- Raum für Accessories (Kraftstoff – und Ölsysteme, etc.)
- Enteisungssysteme
- Schubumkehr
- Anbindung zum Pylon
- diverse Wartungsverkleidungen (Cowlings)

Zu verifizieren sind generell Triebwerkseinläufe von Kolbenmotoren (Bild5.15), PTL-, sowie ZTL Triebwerken (5.14), da alle Antriebsvarianten eine unterschiedliche Methode zur Schuberzeugung, bzw. Energiegewinnung haben.



Bild 5.14 Triebwerkseinlauf eines IAE V2500 A5 Triebwerks (Endesfelder 2003)



Bild 5.15 Triebwerksfrontansicht eines Kolbentriebwerks (Endesfelder 2003)

Aufgabe des Einlaufes ist es, das Geschwindigkeitsniveau der vom Triebwerk angesaugten Luft möglichst verlust- und turbulenzarm so zu reduzieren, dass eine für den nachfolgenden Verdichter geeignete Zuströmung entsteht.

Dieser Zustand stellt den Idealfall dar, der in Realität nicht immer zu verwirklichen ist. Als Kompromisslösungen seien hierbei genannt:

- Boeing 737 mit optimierten Einläufen
 - aufgrund mangelnder Bodenfreiheit
- Flugzeuge mit Hecktriebwerk; MD-11, DC-10, MD-90
 - ungünstige Anströmung durch Rumpf, Vorrichtung zum Ablaufen der Grenzschicht vom Rumpf
- Turbopropenläufe
 - meist Störungen vor- oder im Einlauf wie; Propellerwelle, Untersetzungsgetriebe, Verwirbelungen durch Luftschraube

Alle Triebwerkseinläufe bei herkömmlichen strahlgetriebenen Reiseflugzeugen sind als subsonischer Einlauf (pitot intake) ausgelegt. Die Vorteile liegen in vergleichsweise geringen Einlaufverlusten bis $Ma_0=0,9$. Ober- und unterhalb dieser Grenze, z. B. im Bodenstandfall entstehen relativ hohe Strömungsverluste.

Gondeln heutiger Verkehrsflugzeuge besitzen meist eine Gondelneigung α_G . Dieser Winkel entspricht dem Anstellwinkel α_{AC} während des Reisefluges. Da der Flugzeuganstellwinkel eine veränderliche Größe durch den Kraftstoffverbrauch ist (Bild 5.16), muss er während des Fluges ständig angepasst werden. Ab einer Flugmachzahl von $Ma_0 \geq 0,4$ fällt dieser aber eher gering aus, im Vergleich von Anstellwinkeländerungen bei Start und Landevorgängen bei $Ma_0 \leq 0,3$. Für Flugzeuge, die sich mit einer Reisefluggeschwindigkeit von $Ma_0 \approx 0,85$ fortbewegen, kann die Neigung wie folgt berechnet werden (Bräunling 2004):

$$\alpha_G = 0,5^\circ + 1,1 * \alpha_{A/C} \quad (5.4)$$

Soll das Flugzeug für einen niedrigeren Geschwindigkeitsbereich optimiert werden, gilt die abgeänderte Formel:

$$\alpha_G = 0,5^\circ + 1,4 * \alpha_{A/C} \quad (5.5)$$

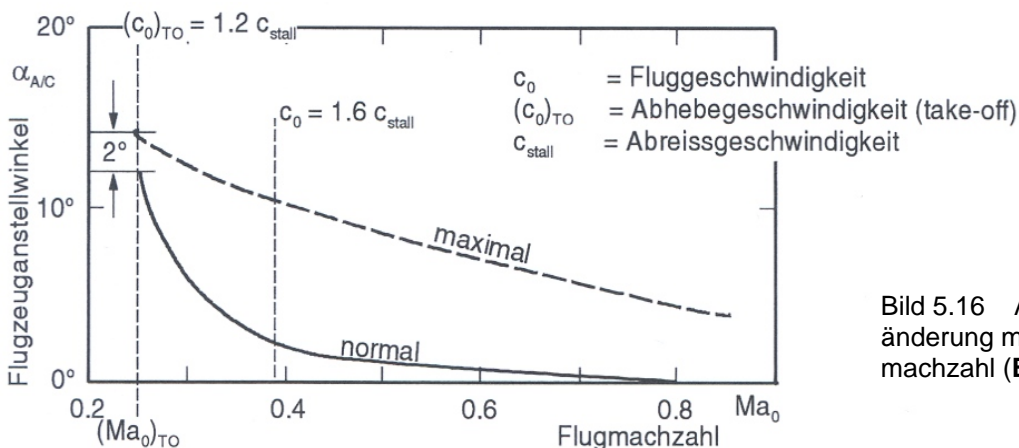


Bild 5.16 Anstellwinkeländerung mit der Flugmachzahl (Bräunling 2004)

Die seitlichen Verkleidungsteile des Bläfers (Fan Cowl Doors Bild 5.17) ermöglichen es dem Konstrukteur, Baugruppen wie das Kraftstoffsystem, Ölsystem, Teile der Schubumkehrvorrichtung, etc. platzsparend und aerodynamisch günstig zu integrieren. Bodenstandzeiten des Flugzeuges können durch eine geschickte Platzierung der Wartungsklappen (Bild 5.18) minimiert werden (z.B. für Ölkontrolle, Kontrolle der Chip-Detektoren)

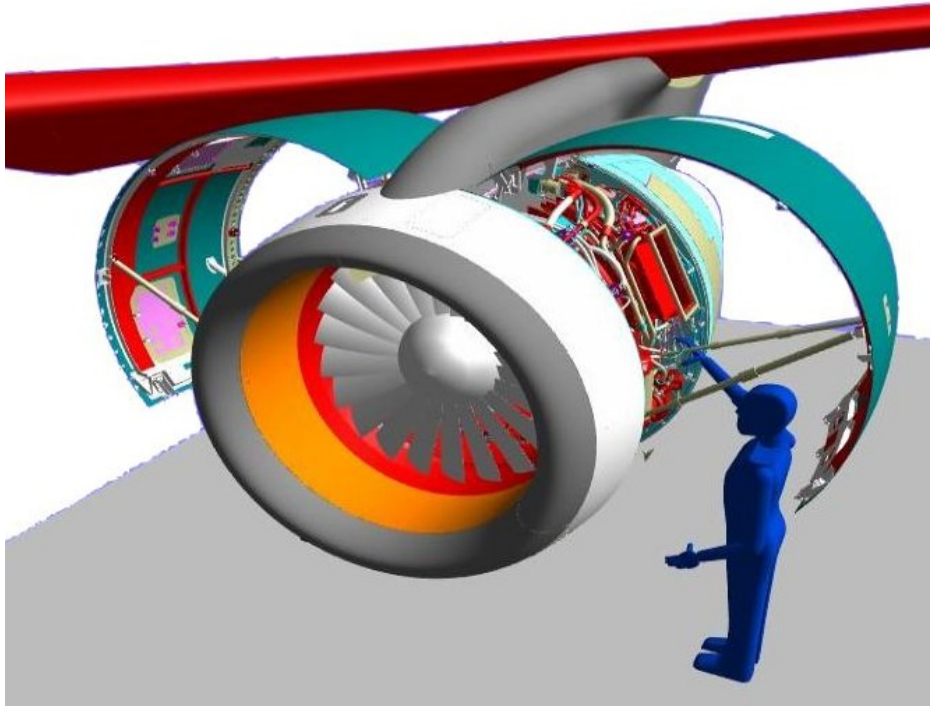


Bild 5.17 Wartungsschaubild (Airbus 2003)

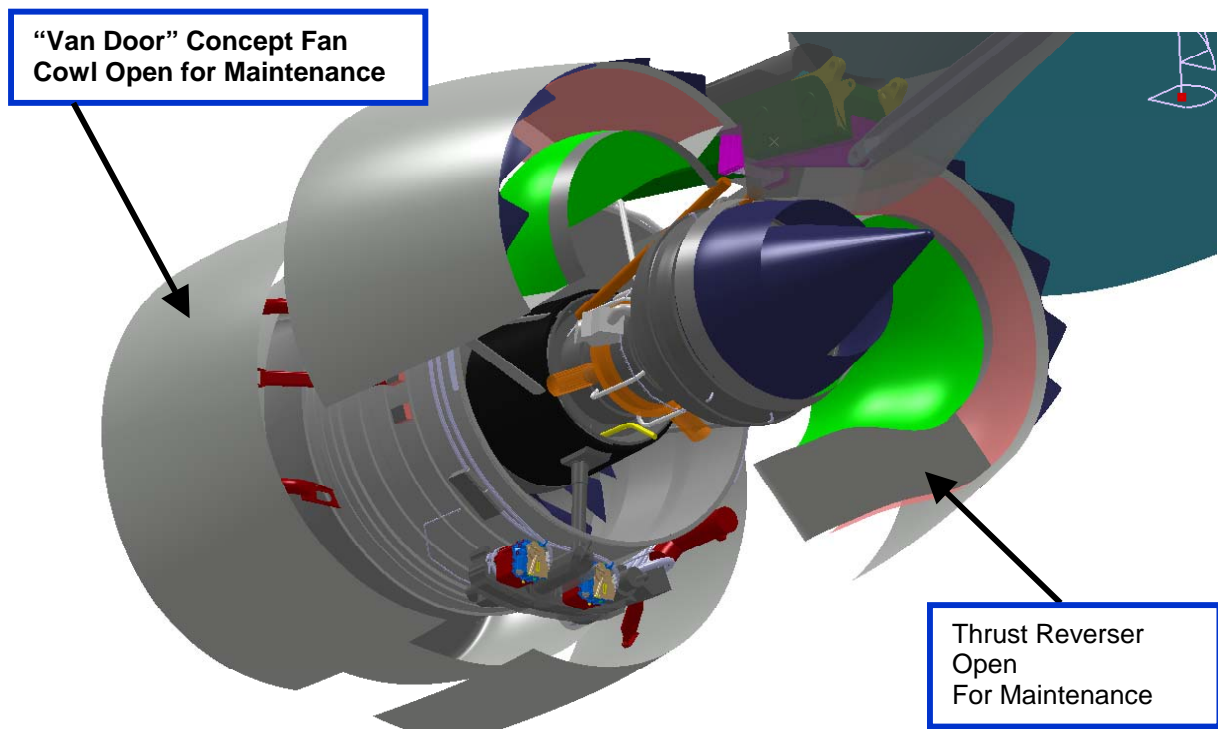


Bild 5.18 Triebwerksverkleidungen des Rolls-Royce Trent 1000 (Airbus 2005)

Nach Roger Nield 1994 entfallen bei modernen High-Bypass-Triebwerken ca. 15-20 % des Gesamtpreises für einen Antrieb auf die Motorenhäuse (Nacelle). Vorteile infolge Gewichtseinsparung lassen sich durch die vermehrte Verwendung von Composite Werkstoffen erzielen. Diese vereinigen günstige Eigenschaften wie eine gute Schallabsorbierung (Bläserlärm, Verdichterschall), was unter dem Kapitel Lärmreduzierung gesondert behandelt wird. Bild 5.19 zeigt die tendenzielle Gewichtsreduktion von konventionellen Al-Einlaufverkleidungen durch Ersetzen von Composite Materialien.

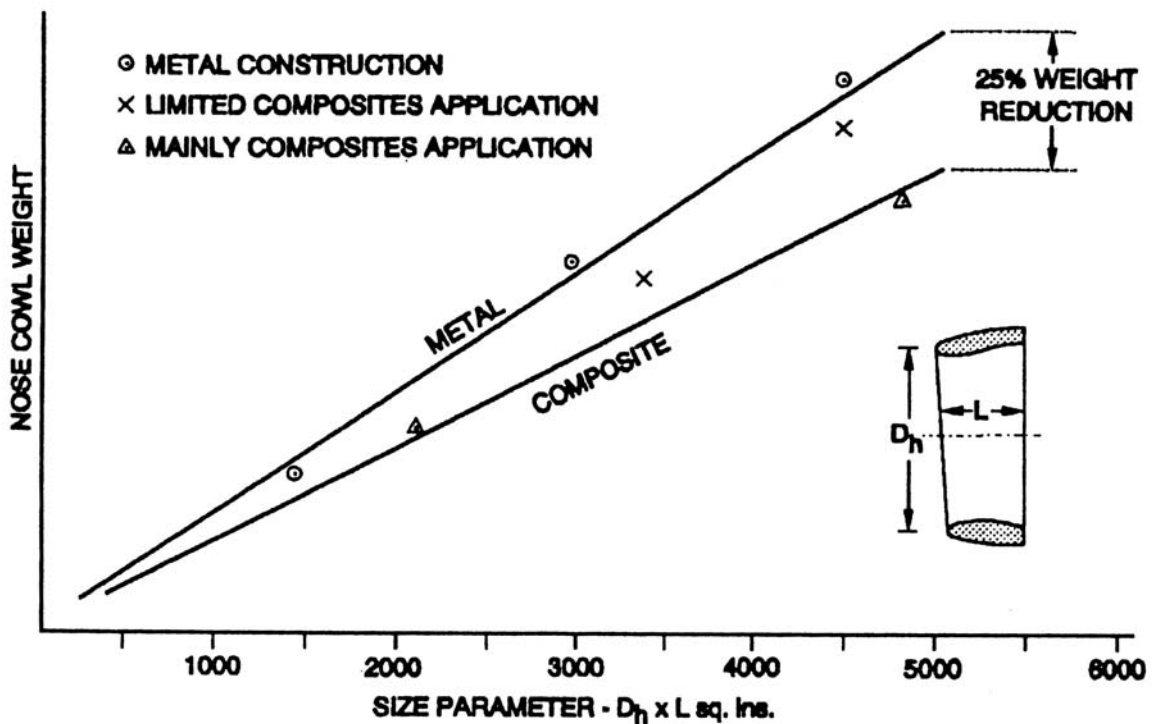


Bild 5.19 Gewichtsreduktion bei Triebwerkseinläufen durch Verwendung von Composite Werkstoffen (Nield 1994)

5.4 Schubumkehrsystem

Um den Bremsweg des landenden Flugzeugs zu verkürzen, werden Schubumkehrinrichtungen zusätzlich zum herkömmlichen Bremssystem benutzt. Der Schubumkehrer ist in nahezu allen zivilen Flugzeugen zu finden und ist in der Lage, durch eine Richtungsänderung des Schubstrahls, die Bremskraft um 30 % zu verkürzen. Auf nassen Landebahnen kann sich der Anteil auf bis zu 50 % der Bremswirkung steigern (Hünecke 1993). Weitere Aufgaben sind:

- Reduzierung des Bremsenverschleiß
- Richtungskontrolle in Notsituationen
- Rückwärtsrollen des Flugzeugs vom Finger

Bei der Integration eines entsprechenden Systems, muss unter Umständen beachtet werden, dass der Betrieb zum Teil erheblich gestört werden kann. Beim langsamen Rollen, oder hohen Leistungsstufen im Umkehrbetrieb ist es möglich, heiße Gase wieder anzusaugen. Dieses kann zu kritischen Temperaturen im Verdichter führen.

Weitere Gefahr stellen von der Landebahn aufgewirbelte Teilchen -/ Fremdkörper dar. Deshalb wird aus wartungstechnischen Gründen auf das Zurücksetzen mittels Umkehrschub im normalen Betrieb verzichtet. Zu prüfen ist auch, ob der Umkehrstrahl die Flügelaerodynamik stört, oder zusätzlichen Auftrieb erzeugt wird, was auf dem Flügel ein starkes Unterdruckfeld entstehen lässt, so dass die Räder durch ein Kopplastiges Moment entlastet werden und das Heck anhebt.

Triebwerke mit hohem Nebenstromverhältnis besitzen in der Regel nur im kalten Kreis einen Schubumkehrer. Diese sind bei modernen Antrieben als Dreh-/ Schwenktüren wie in Bild 5.21 (z.B. CFM 56-5, PW6000), oder auch als Kaskaden (IAE V2500, CF6-50) im Bild 5.20 ausgeführt sind (Bräunling, 2004).

Turboprop- Flugzeuge gewährleisten durch eine Verstellung der Propellerblätter die Wirkrichtung des Schubs.

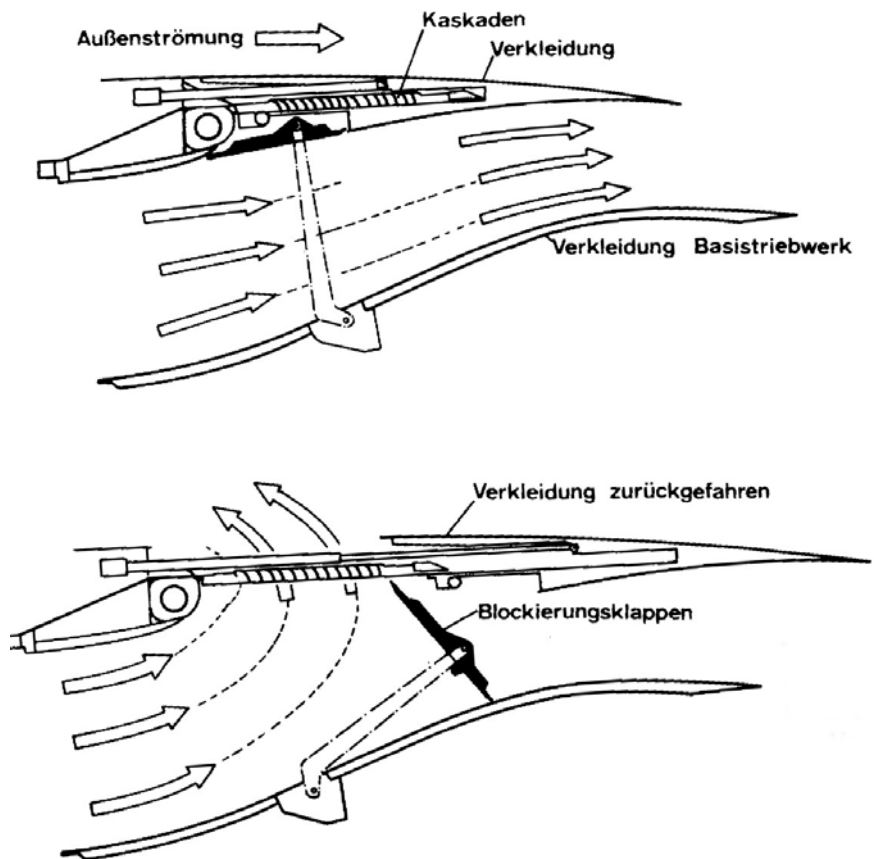


Bild 5.20 Reverser CF 6-80 als Cascade ausgeführt (Hünecke 1993)

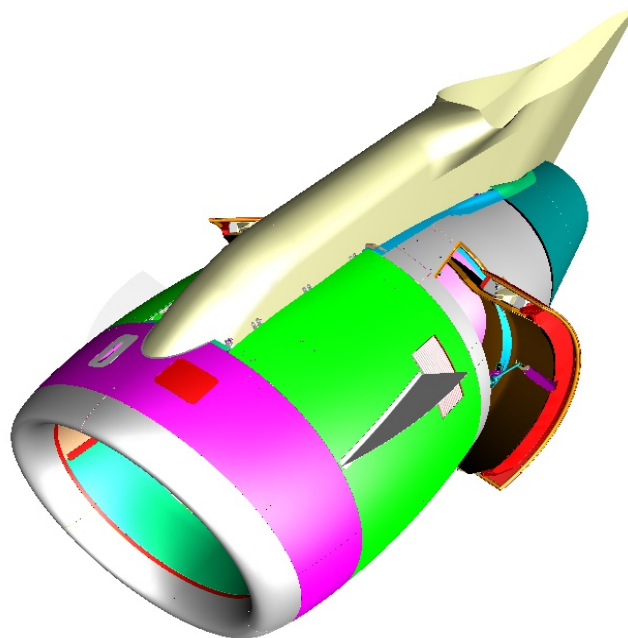


Bild 5.21 Reverser PW 6000 als Schwenktür ausgeführt (Pratt & Whitney 2003)

5.5 Schubdüse und Abgassystem

Schubdüsen von Unterschall-Reiseflugzeugen sind konvergent ausgelegt und bestehen im Fall der Turbofantriebwerke aus 2 Düsenbauteilen. Dabei hüllt der Strahl des Kaltluftstroms (Primärkreis) den Heißgasstrom ein, so dass eine lärmreduzierende Wirkung erreicht wird. PTL's (Propeller Turbinen Luftstrahltriebwerke) gewinnen nur ca. 10 % ihres Gesamtschubes aus dem Abgasstrahl, der restliche Anteil fällt auf den Schub des Propellers zurück. Kolbentriebwerke hingegen sind bei der Betrachtung des Schubes infolge des Abgasstrahls zu vernachlässigen. Als Beispiel sind Konstruktionslösungen aufgeführt, die das Gesamtsystem, sowie dessen Flugleistungen beeinflussen:

Bei einer sehr engen Bindung zwischen Triebwerk und Flügel, müssen ggf. die Klappensysteme modifiziert werden (Bild 5.22).



Bild 5.22 Boeing 737-200 Klappensystem
(www.airliners.net)

Flugzeuge mit besonders kurzen Start und Landestrecken (VSTOL; Very Short Take Off and Landing), ist es erforderlich, den Abgasstrahl als Auftriebshilfe zu benutzen, Bild 5.23. Diesem Kriterium werden bei Militärtransporten sowie Passagierflugzeugen wie der BAe 146 besondere Aufmerksamkeit geschenkt.

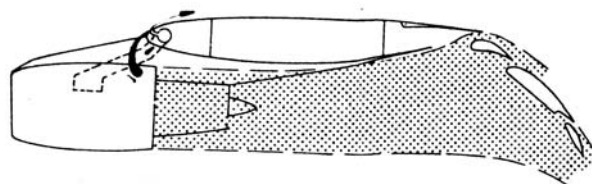


Bild 5.23 Dreiteiliges Hochauftriebssystem vom
(Quelle unbekannt)

Zu unterscheiden sind nach ihrer Bauweise separate Schubdüsen (Bild 5.24), sowie Düsen mit Abgasmischvorrichtungen (Bild 5.25). Die auf der vorigen Seite angesprochene lärmreduzie-

rende Wirkung kann gesteigert werden, indem der äußere Verkleidungsteil bis zum Ende des Triebwerks verlängert wird. Ein Beispiel dafür liefert das Triebwerk IAE V2500 (Bild 5.24 unten). Obwohl hierbei von einer integralen Schubdüse gesprochen wird (common or integrated exhaust nozzle), zählt diese Bauart noch zu den separaten Schubdüsen, da nur eine geringe interne Strahlvermischung stattfindet.

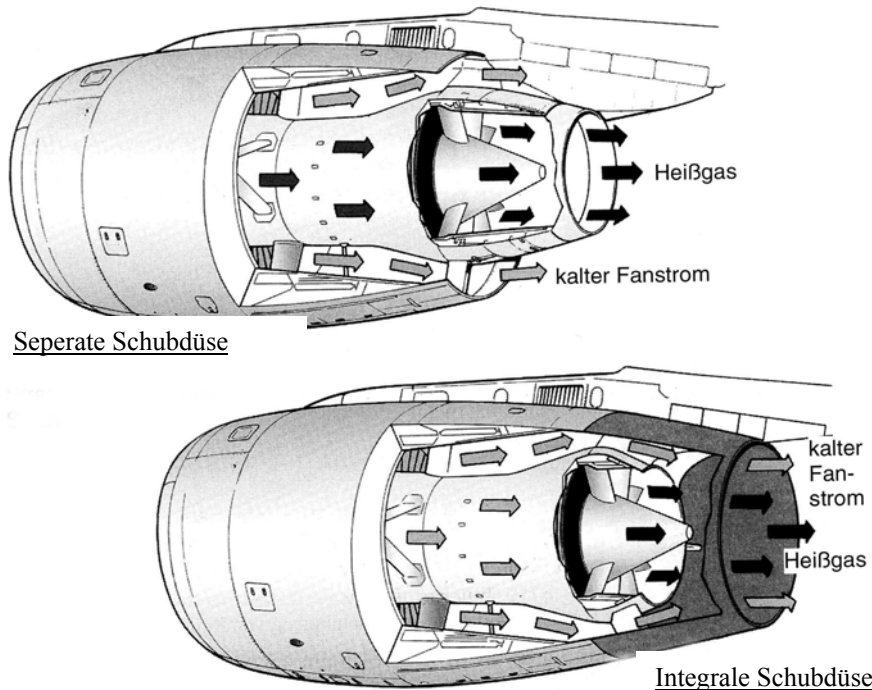


Bild 5.24 Aufbau von primären und sekundären Schubdüsen bei Turbofantriebwerken mit separaten Schubdüsen (nach Bräunling 2004)

Zu Mischern oder auch Zwangsmischern (forced mixer) führt Bräunling 2004 aus, dass es zu einer Vermischung des Primär- und Sekundärstroms kommt. Man spricht dann nur noch von einer einzigen Schubdüse. Typische Beispiele sind die Triebwerke RB211-524H (Boeing 767-300) und PW6000 (Airbus 318). Ziel der Mischer ist durch gestiegene Lärmschutzanforderungen eine Reduzierung des Abgasschalls, sowie eine Senkung des Spezifischen Kraftstoffverbrauchs.

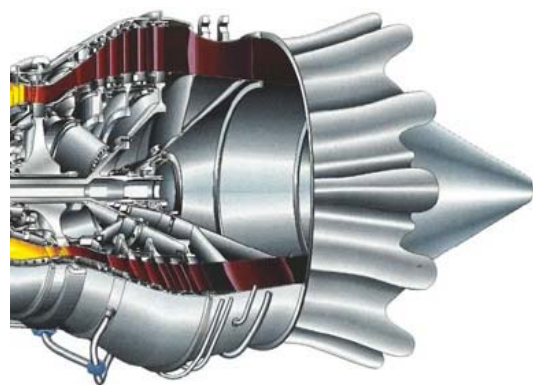


Bild 5.25 Zwangsmischer eines PW6000 Triebwerks (Airbus 2004)

5.6 Triebwerksbrand- / Blitzschlagschutzsysteme

Zweckmäßig ist die Berücksichtigung eines Triebwerksbrandes bei der Integration der Systeme Triebwerk und Pylon. Dieses muss durch brandbeständige Werkstoffe und eine Feuerlöschanlage geschehen. Praktische Ausführungen der Fa. Fairchild Dornier stellen eine Betriebstüchtigkeit der Primärstruktur von 15 Minuten im Falle eines Triebwerksbrandes der Do 728 bei einer Temperatur von 1100 °C sicher (Giroto, 2002). Werkstoffe der Primärbauteile im Brandraum sind aus rostfreien Stahl, bzw. den besonders hitzebeständigen Nickellegierungen auszuwählen. Die Triebwerksverkleidung muss mit feuerfestem Dichtmaterial gasdicht geschlossen sein, damit keine Flammen in Richtung Flügeltank schlagen können. Die Brandmeldung kann durch eine Feuerwarnschleife sichergestellt werden, welche eine anschließende Brandbekämpfung mit Gasen möglich machen, Beispiele dazu in **Dieter Scholz**, Vorlesung Triebwerkssysteme, ATA26. Wichtig ist die Berücksichtigung des Feuerlöschsystems (Bild 5.26) in die Konstruktion, da eine nachträgliche Änderung aufgrund der sehr eingeschränkten Platzverhältnisse im Pylon / Triebwerk nahezu ausgeschlossen ist.

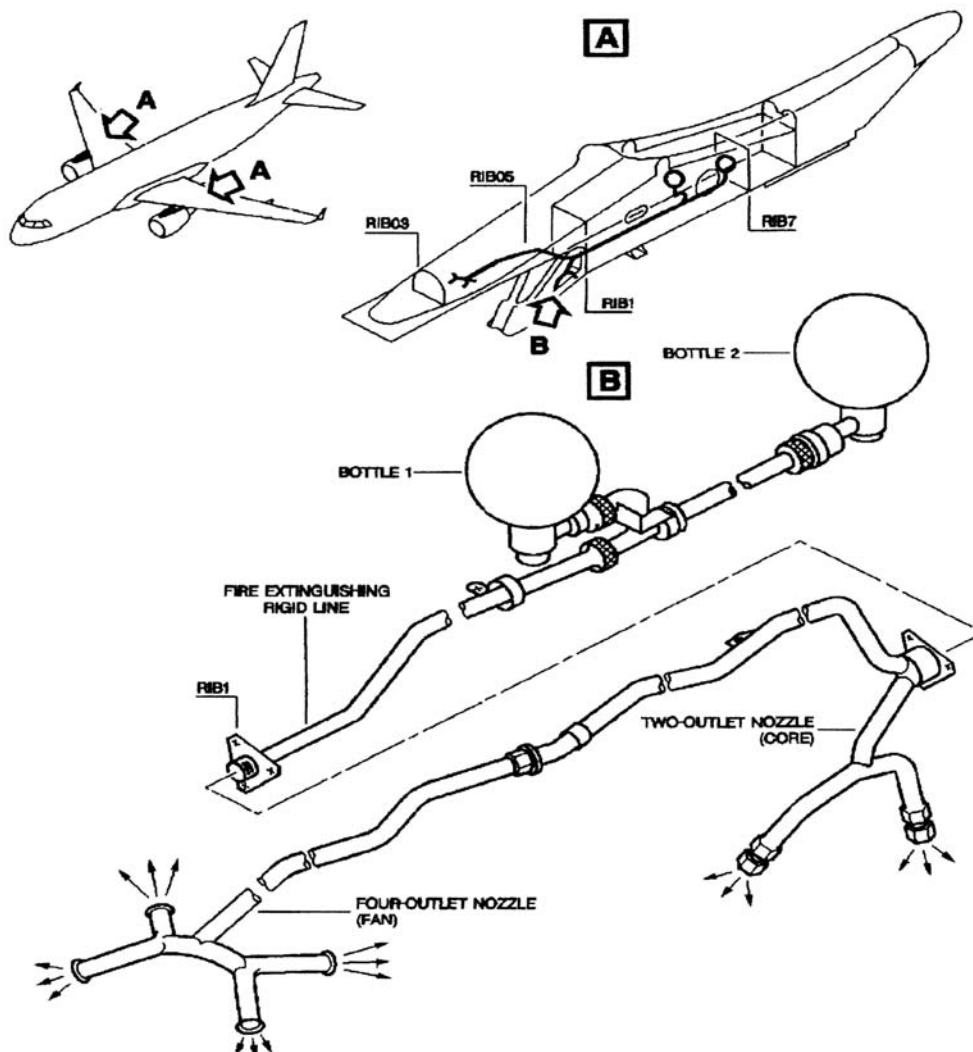


Bild 5.26 Feuerlöschsystem eines Airbus A-320 (Scholz 1999)

Nicht vernachlässigt werden sollten Maßnahmen zur statischen Ableitung bei Blitzschlag, da das Triebwerk und der Pylon durch seine Lage eine gefährdete Zone darstellen (Sturma, 2002). Um im Falle eines Blitzschlags einen sicheren Weiterflug zu ermöglichen, werden z.B. bei der Dornier 728 folgende Maßnahmen getroffen, damit eine statische Aufladung der Bauteile vermieden wird:

- Kohlefaserbauteile im Außenbereich sind mit einem Kupfermesh überzogen
- Kohlefaserbauteile im Außenbereich sind entweder über eine ausreichende Anzahl von Verbindungselementen oder über Massebänder an die Primärstruktur angebunden
- Der Pylonkasten sowie die Aft-Fairing sind über redundante Massebänder an den Flügel angebunden
- Massebänder werden nicht direkt an der Primärstruktur sondern an separaten Haltern angeschlossen
- Die Primärstruktur verfügt intern über entsprechend ausgeführte und oberflächengeschützte Vernietungen, um die Ableitung der Bauteile untereinander sicherzustellen

5.7 Drainage

Einrichtungen zur Drainage von Flugzeugkomponenten sind an Triebwerksgondeln, wie auch Pylonen zu finden (Bild 5.27 und 5.28). Hauptaufgabe dieser Systeme ist die Ableitung von Flüssigkeiten aus Gefahrenbereichen, bzw. brandgefährdeten Zonen:

- Schwitzwasser
- Hydraulikfluid
- Öl
- Kraftstoffundichtigkeiten

Die Austrittsöffnung des sog. Drainagemasts muss so positioniert sein, dass durch ungünstige Strömungen ein Wiedereintritt der Stoffe in das Flugzeug ausgeschlossen ist. Ebenso sollte bei Bodeneffekt-/Wasserflugzeugen ein Sammelbehälter vorgesehen sein. Vorteilhaft ist die Einteilung von Baugruppen in Sektionen, dadurch ist es dem Wartungspersonal möglich, die Undichtigkeit schneller zu lokalisieren, was die Fehlersuche stark vereinfacht.



Bild 5.28 Drainmast am Pylon
(Endesfelder 2004)



Bild 5.27 Drainmast (Endesfelder 2004)

5.8 Wartbarkeit

Die Wartbarkeit der Triebwerke stellt trotz der zunehmenden Betriebsicherheit und den Abständen einzelner Prüfungen zwischen den Flügen ein wichtiges Thema dar. Heutige Motorüberwachungssysteme verkürzen allerdings die Vorflugkontrolle auf ein Minimum, was die Erreichbarkeit der Triebwerke im Vergleich zur Vergangenheit nicht zwingend erforderlich macht. Einmotorige Flugzeuge sind im Gegensatz zu mehrmotorigen leichter zu warten, da ein Zugang der Triebwerkssysteme meist ohne aufwendige Hilfsmittel möglich ist. Bei größeren Luftfahrzeugen ist eine eingehende Sichtprüfung ohne spezielle Hebebühnen in der Regel nicht durchführbar. Deshalb sollte beim Entwurf darauf geachtet werden, dass Flugzeuge die überwiegend kleinere Flugplätze ohne ausreichende Infrastruktur bedienen, Möglichkeiten im Schadensfall für den Zugang des Wartungspersonals bieten (Bild 5.28, Bild 5.29).

Triebwerkswechsel mit niedrig angebrachten Propeller-/ bzw. Strahlantrieben lassen sich leichter durchführen, als heckseitig am Rumpf angebrachte Motoren, oder in der Struktur integrierte Antriebe.



Bild 5.28 Wartungsarbeiten bei einer heckseitigen Triebwerksintegration
(Quelle unbekannt)



Bild 5.29 Borescope Inspektion nach Fremdkörperschaden im Verdichter
(Endesfelder 2004)

6 Aerodynamik der Triebwerksintegration

Die aerodynamischen Parameter einer optimalen Triebwerksintegration haben entscheidenden Einfluss auf den späteren Gesamtwiderstand des Flugzeugs. Nach Girotto 2002 kann durch eine optimale Anordnung der Motoren ein Potenzial von 1 bis 2 % des Flugzeugwiderstands erzielt werden. Dem Leser soll in den folgenden Abschnitten ein Überblick über die wesentlichen Faktoren und Maßnahmen zu deren Optimierung gegeben werden.

6.1 Einfluss der Triebwerkspositionierung

Von zentraler Bedeutung während des Entwurfes ist der Interferenzwiderstand von Tragflügel/ Triebwerk respektive Rumpf/ Triebwerk.

Definition: Der Interferenzwiderstand entsteht durch die gegenseitige Beeinflussung der Strömung um benachbarte Baugruppen. Je näher sich zwei Baugruppen sind, desto größer ist der Interferenzwiderstand (nach Scholz 1999).

Bei den durchströmten Bereichen können sich Düsen- sowie Diffusoreffekte bilden, von denen die letzteren einen negativen Einfluss auf das Grenzschichtverhalten und damit wiederum auf den Formwiderstand ausüben.

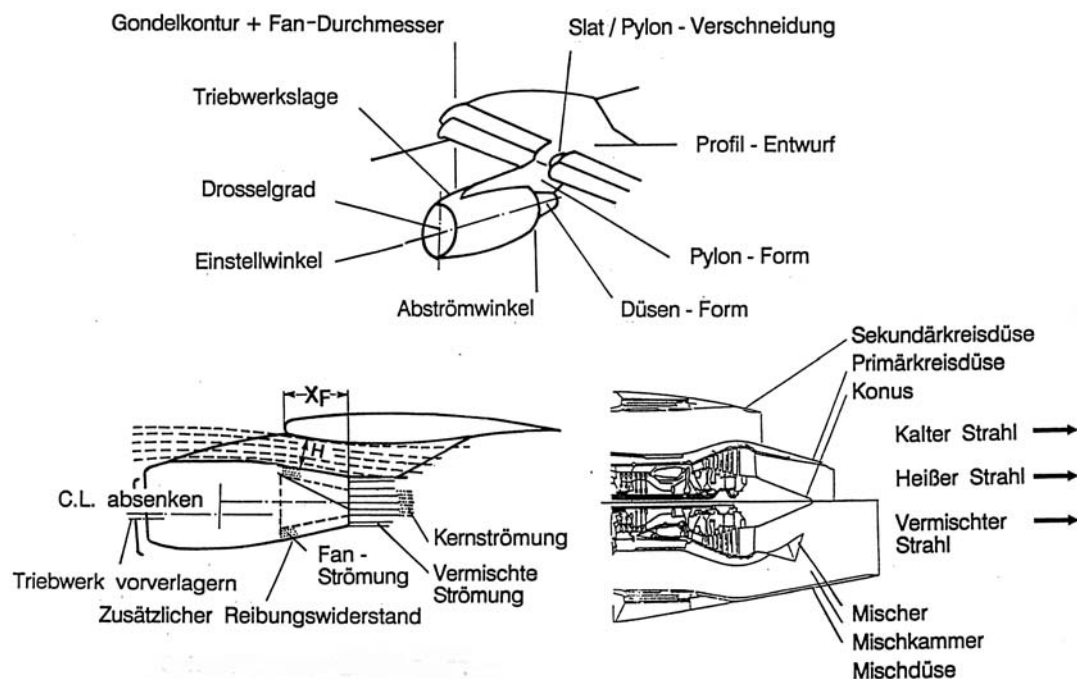


Bild 6.1 Parameter, die den Flügel – Triebwerks Interferenzwiderstand beeinflussen (Airbus 1991)

6.1.1 Unter-/ Überflügel Triebwerkspositionierung

Zu den wichtigsten Parametern in der Aerodynamik zählen die Einflussfaktoren der Vor- und Tieflage des Triebwerks relativ zum Flügel, bzw. dessen Nasenkante. Entscheidend sind bei diesen Maßen die verwendeten Verkleidungen. Es wird unterschieden zwischen SDSF (Short Duct Separat Flow) sowie LDMF (Long Duct Mixed Flow) Cowlings. Ein Vergleich der beiden Varianten wird durch deren Abmaße und somit verschiedener Bezugspunkte erschwert. Nach Girotto 2002 haben LDMF Verkleidungen immer eine größere Rücklage. Triebwerke der Baureihen CFM56, CF34 und Cf6-50/80 Baureihen sind beispielsweise den Short Duct Triebwerkstypen zuzuordnen.

Bild 6.2 stellt akzeptable Installationspositionen (maximal 1 % des Gesamtreiseflugwiderstandes) dar. Die dort abgebildeten Modelle sind alle Short Duct Nacelles und haben ihren Bläserauslass vor der Flügelnasenkante. Die Einführung von Triebwerken mit Long Duct Nacelles mit interner Strahlvermischung erschweren die Bewertung einer optimalen Integration, da der Widerstand durch die größere benetzte Oberfläche sowie dem Interferenzwiderstand ansteigt.

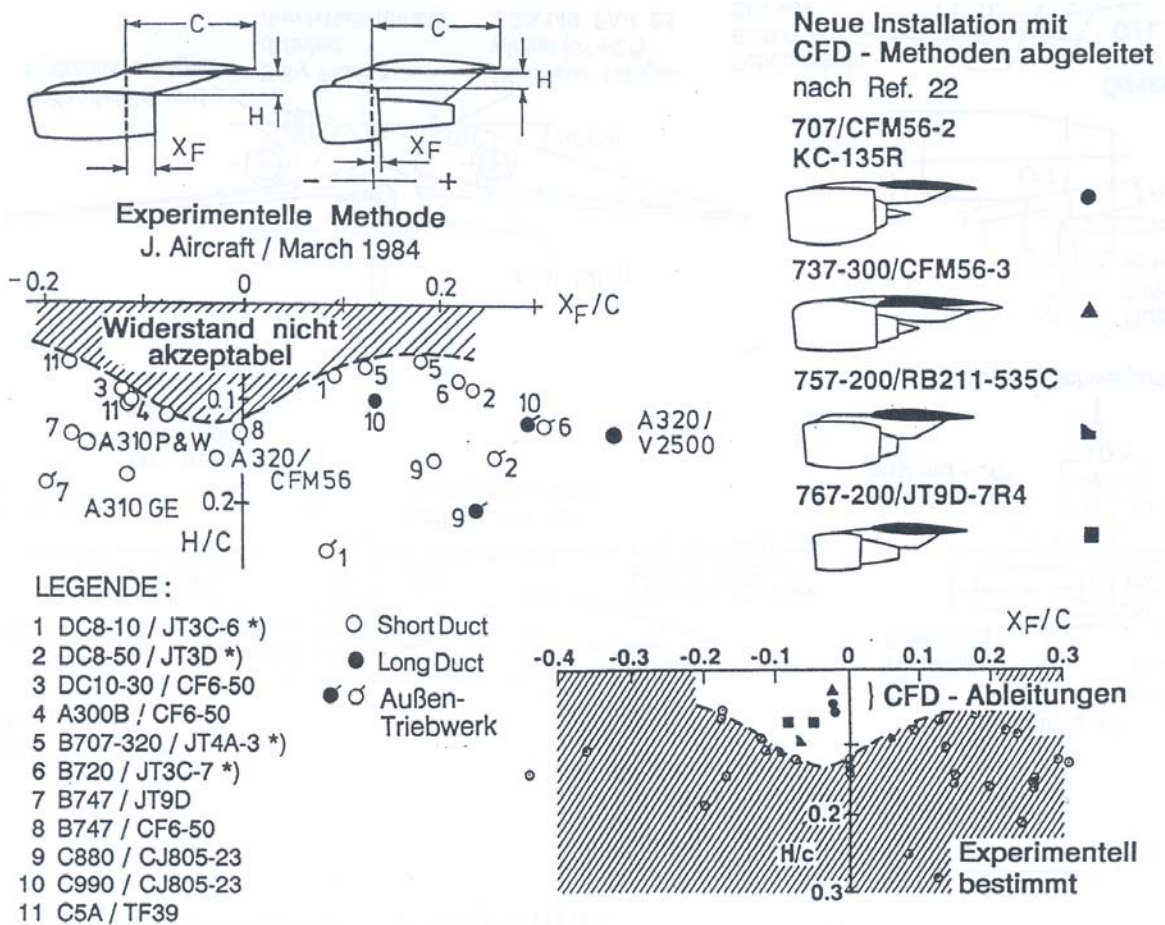


Bild 6.2 Triebwerkspositionen aus Windkanal und CFD-Methoden (Airbus 1991)

Bild 6.3 zeigt im konkreten Beispiel der Do 728 eine deutliche Schubabhängigkeit des Widerstandes bei großer Vorlage, während die Erhöhung der Tieflage keinen Effekt aufweist, Bild 6.4. Diese Voruntersuchungen verdeutlichen sowohl den Einfluss der Wahl der Triebwerksposition als auch das Potenzial einer Widerstandsoptimierung. Dabei ist der Schubstrahleinfluss in der Widerstandsbilanz zu berücksichtigen (Giroto 2002). Im Windkanal gemessene Triebwerkspositionen können anschließend mit Euler- und Navier-Stokes Verfahren gerechnet werden, um die Quellen des von der Position abhängigen Widerstands zu bestimmen. Wird der Antrieb in der hinteren Position vorgesehen, ist der lokale Auftriebseinbruch am größten, Bild 6.5.

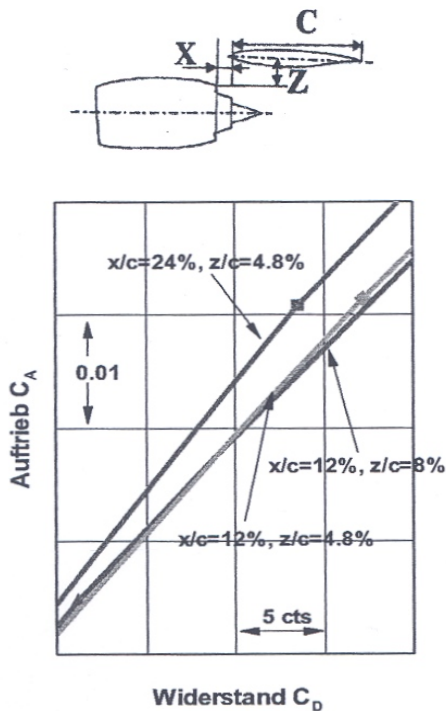


Bild 6.3 Widerstand für verschiedene Triebwerkspositionen im Auslegungspunkt (Giroto 2002)

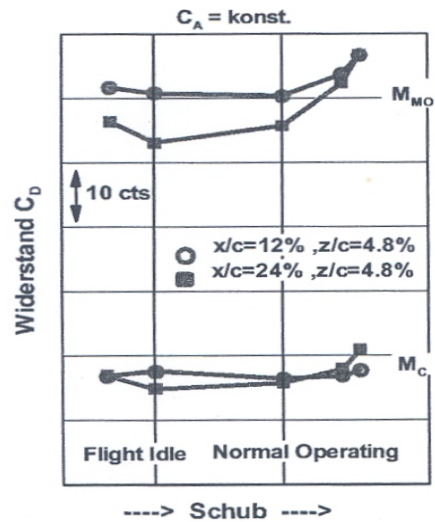


Bild 6.4 Schubabhängigkeit des Widerstandes für zwei verschiedene Vorlagen des Triebwerks (Giroto 2002)

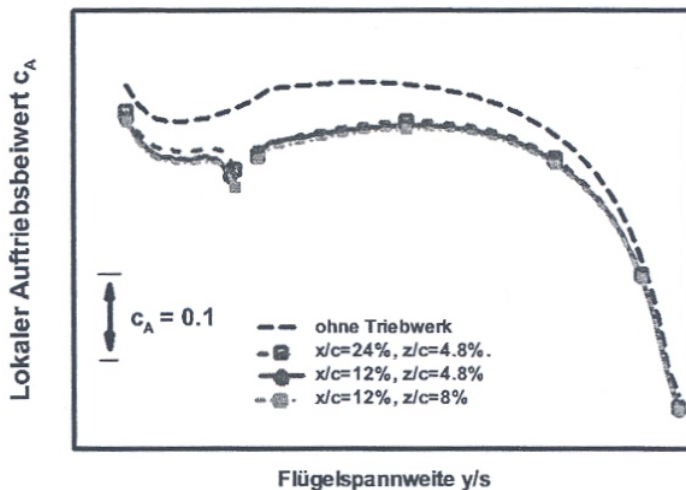


Bild 6.5 Einfluss der Triebwerksposition auf die Flügel-auftriebsverteilung (Giroto 2002)

Eine enge Triebwerks-Flügel Integration verursacht hauptsächlich 2 lokale aerodynamische Effekte (Giroto 2002):

- Kanalbildung zwischen Triebwerksverkleidung und Flügel, besonders auf der dem Rumpf zugewandten Seite (durch V-Stellung des Tragflügels) Verstärkung des Beschleunigungseffektes durch den Schubstrahl
- Pylon-/ Flügel Verschneidung beeinflusst die Strömung auf der Tragflügeloberfläche signifikant. Bei einer nach oben gezogenen Verschneidung kann, sofern sie mit dem Überschallgebiet auf der Oberseite des Tragflügels interferiert, eine dadurch eingebrachte Störung einen starken Stoß erzeugen.

Bild 6.6 zeigt eine Beschleunigung der Strömung im Flügelnasenbereich auf der Unterseite. Dieses lässt sich ebenfalls aus einer Kanalverengung (vgl. Düseneffekt) erklären. Weitere Geschwindigkeitserhöhungen der Flügelumströmung führen daher zu lokalen Überschallgebieten, welche mit einer stoßbehafteten Rekompensation und damit Verlusten verbunden sind. Der Schubstrahleffekt auf den im Anschluss eingegangen wird, stellt an dieser Stelle eine immense Verstärkung der Widerstandszunahme dar, Bild 6.7.

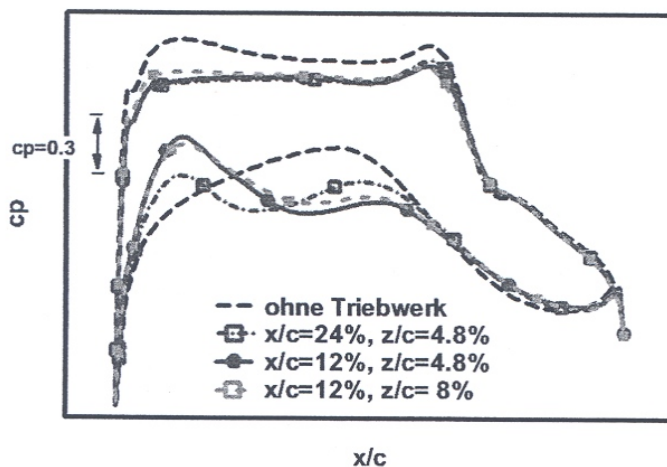


Bild 6.6 Einfluss der Triebwerksposition auf die Flügeldruckverteilung auf der Innenbordseite neben dem Pylon (Giroto 2002)

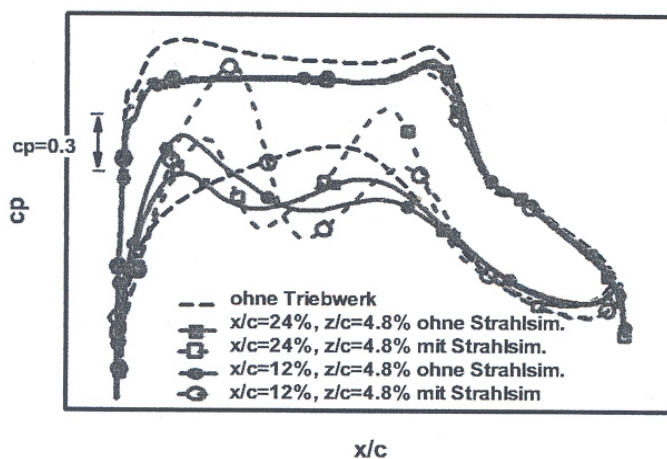


Bild 6.7 Einfluss des Schubstrahls auf die Flügeldruckverteilung auf der Innenbordseite neben dem Pylon (Giroto 2002)

Bild 6.3 zeigt den Effekt der Triebwerksposition in Spannweitenrichtung auf den Widerstand. Mit einer Verlagerung des Antriebs zur Flächenspitze nimmt auch der induzierte Widerstand zu (AGARD 1973).

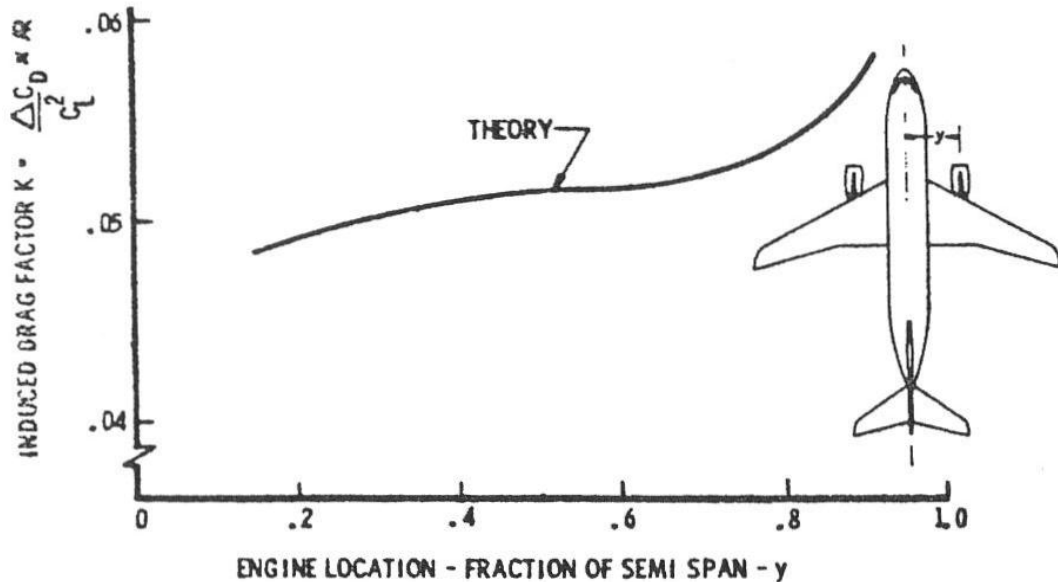


Bild 6.8 Effekt der Triebwerkspositionierung in Spannweitenrichtung auf den induzierten Widerstand (Swan 1973)

Über dem Flügel angeordnete Triebwerke (Bild 3.18) haben den Vorteil, dass bei Flugzeugen mit besonderen Kurzstart-/ Landeeigenschaften der **Coanda**⁴ Effekt genutzt werden kann, um Hochauftrieb während niedriger Flugeschwindigkeiten zu produzieren, Bild 6.4. Bei Integrationen ohne Pylon über dem Tragflügel ist zu beachten, dass im Reiseflug die kritische Strömung auf der Flügeloberseite nicht zusätzlich beeinträchtigt wird.

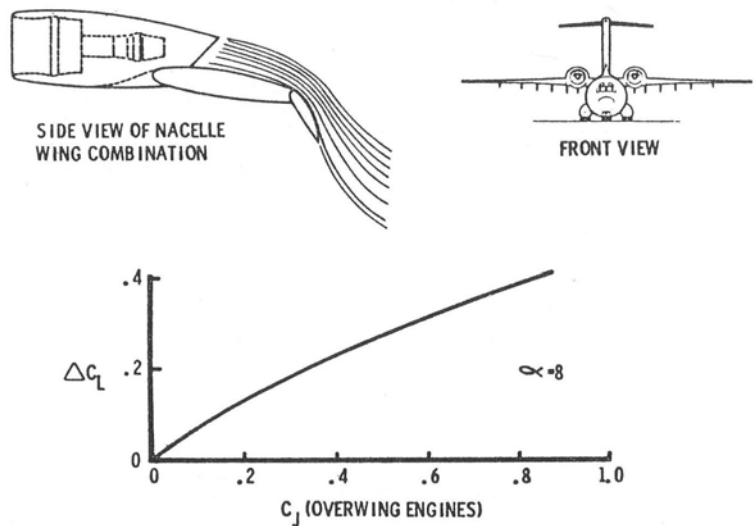


Bild 6.9 Effekt der Überflügelanordnung auf den Auftrieb (Swan 1973)

⁴ Mit COANDA-Effekt bezeichnet man die Ablenkung einer Strömung, sobald man einen festen Körper an die Strömungsfläche bringt. Diese Ablenkung erfolgt gegen den Störkörper hin. In diesem Fall ist der „Störkörper“ die Landeklappen.

Weitaus größeren Einfluss als die Positionierung hat der **Schubstrahleffekt** des Triebwerks auf die Auftriebsverteilung des Flügels (Greff 1993). Verstärkt werden die Einbrüche durch den Strahleffekt, Bild 6.10 und Bild 6.11.

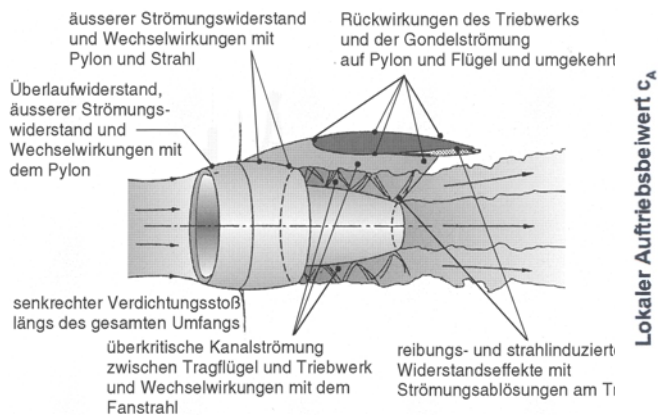


Bild 6.10 Einfluss der Schubstrahls **Bräunling**, auf die Strömung (**Bräunling 2004**)

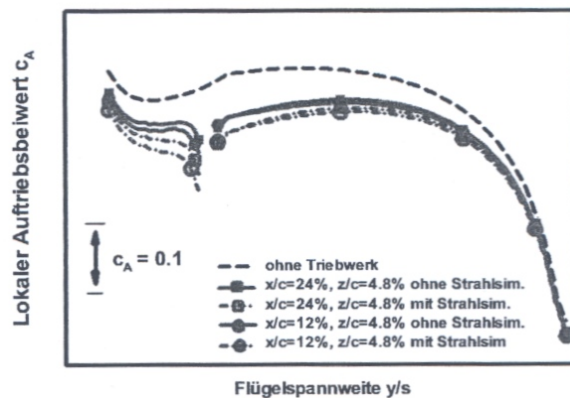




Bild 6.11 Einfluss des Schubstrahls auf die Flügelauftriebsverteilung (**Giroto 2002**)

Im Rahmen von Voruntersuchungen in der Vorentwurfsphase ist es üblich, Windkanalmessungen an Halbmodellen mit Durchflussgondeln (TFN – Through Flow Nacelles) durchzuführen. TFN sind nicht angetriebene Triebwerksmodelle, die benutzt werden, um Installationswiderstände im Reiseflug oder während des Langsamfluges zu simulieren. Bei dieser Simulationsmethode ist neben den oben genannten Widerstand nur der Einlaufmassenstrom aussagekräftig, da alle anderen Messwerte (z.B. Düsendruckverteilung) nach einer Studie von Airbus aufgrund des fehlenden Abgasstrahls zu ungenau sind. Deshalb werden für die Bestimmung der Schubstrahleffekte sog. TPN Modelle (Turbo Powered Simulators) benutzt. Bild 6.6 stellt beide Simulationsarten gegenüber, wobei darauf zu achten ist, dass ein TPN Versuch signifikant teurer ist. Aus diesem Grund werden TPN Windkanalversuche meist in der Entwicklungsphase angewandt, um die Auswirkung von kleinen Modifikationen an Triebwerksverkleidung, oder am Pylon zu prüfen.

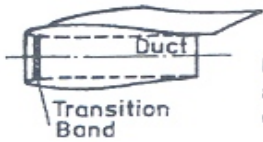
Weitere Untersuchungen des Schubstrahleffekts und der Triebwerkspositionierung wurden im Rahmen der EU-Forschungsprojekte DUPRIN I (**DU**cted **PR**opfan **IN**vestigations), DUPRIN II, ENIFAIR (**EN**gine **I**ntegration on **F**uture **T**ransport **A**IRcraft), sowie AIRDATA (**A**IRcraft **D**rag **A**nd **T**hrust **A**nalysis) angestellt. Die Untersuchungen zeigen, dass der durch die Triebwerksintegration hervorgerufene Auftriebsverlust in erster Näherung proportional zur Triebwerksgöße ist (Rudnik 2001). Wie bereits zuvor erwähnt, zeigte Vertikalverschiebung keinen signifikanten Einfluss, wohingegen eine Verschiebung nach vorn den Auftriebsverlust mindert.

SIMULATOR TYPE			
SIMULATION ACCURACY		TFN	TPS
Thrust		-	+
Inlet Flow		(+)	+
Pressure Distribution at Nozzle Exit	Fan Flow	-	+
	Hot Flow	-	+
Temp. Distribution at Nozzle Exit	Fan Flow	-	+
	Hot Flow	-	-
Flow State	Fan Flow	-	+
	Hot Flow	-	(+)

ABBREVIATIONS:
 P/P = Pod/Pylon
 W/B = Wing+Body
 FTF = Flap-Track-Fairing
 S_{wett} = Wetted Area
 S = Wing Area
 f = Shape Factor

ENGINE INSTALLATION DRAG

$$\Delta C_{D_{inst}} = C_{D_{W/B, P/P, FTF}} - C_{D_{W/B, FTF}} - C_{D_{O P/P}}$$



Internal Drag Correction acc. to Flat Plate or Pressure Plotting

$$C_{D_{O P/P}} = \sum_i C_{f_i} \cdot S_{wett_i} / S \cdot f$$

JET - INTERFERENCE DRAG

$$\Delta C_{D_{jet-efflux}} = C_{D_{W/B, TPS / P, FTF}} - C_{D_{W/B, FTF}} - C_{D_{O TPS / P}} - \Delta C_{D_{inst}}$$



With TPS only Corrected for Outer Skin Friction of Nacelle

Bild 6.12 Definition des Installationswiderstand (Greff 1993)

6.1.2 Triebwerkspositionierung am Rumpf

Zunehmende Triebwerksdurchmesser aufgrund steigender Nebenstromverhältnisse erfordern eine weitaus konsequentere Untersuchung der Integrationsvarianten im Vergleich zu früheren Triebwerksgenerationen (Voogt 1981). Dies bedeutet im Rahmen der Integration von Antrieben die Beeinflussung der aerodynamischen Interferenzen von Triebwerk-/ Rumpf. Die Abstandsmaße der Zelle zum Triebwerk sind dabei die Entscheidenden Parameter.

Eine einfache Erhöhung des Abstandsmaßes vom Rumpf zur Zelle ist als unzureichende Lösung zur Reduzierung von Übergeschwindigkeiten aufgrund der Kanalbildung anzusehen. Zufriedenstellende Ergebnisse lassen sich durch eine optimierte Kontur des Rumpfes erreichen, (Bild 6.13 und Bild 6.14). Die Einlaufklappe des Triebwerks sollte nach Voogt 1981 nicht zu nah am Rumpf positioniert sein, um Einlaufverluste und Störungen der Strömung auf der rumpfungewandten Seite zu vermeiden. Bild 6.14 zeigt die Effekte einer optimierten Rumpfgestaltung auf die Druckverteilung im Vergleich zu herkömmlichen Rumpfen.

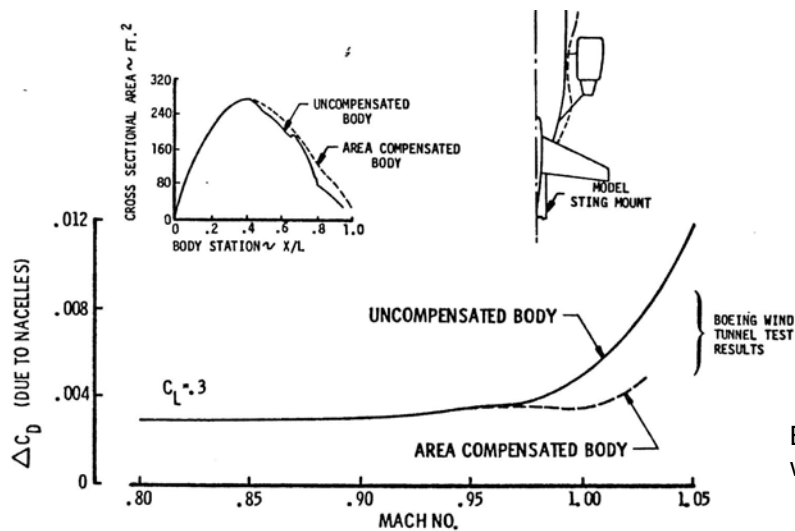


Bild 6.13 Widerstand von Triebwerken am Rumpf (Swan 1973)

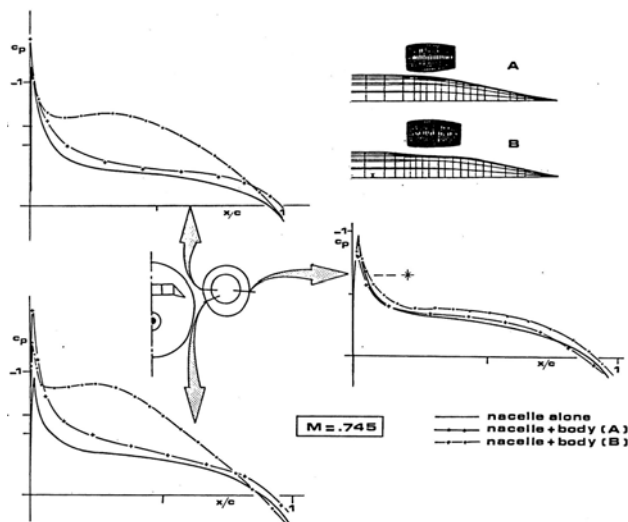


Bild 6.14 Effekt durch Konturierung des Rumpfes auf die Strömung (Voogt 1981)

6.2 Einfluss des Pylons auf die Strömung

Bereits in Kapitel 5.1 „Pylon“ wurde die Problematik der Systemintegration aufgrund der baulichen Enge angesprochen, welches sich auch in der aerodynamischen Optimierung widerspiegelt. Die Berücksichtigung der Systeme (z.B. Kraftstoff-, Zapfluft-, Hydraulik- sowie elektrischen Leitungen) erfordert Kompromisse im jeweiligen Pylondesign, wie der Flügel-/Pylonverschneidung. Eine Verschneidung des Pylons bis in das Überschallgebiet des Flügels (Bild 6.16), wie es bei diversen älteren Baumustern aufzufinden ist, hat einen starken schräg zum Rumpf gerichteten Stoß zur Folge. Mit Annäherung zum Rumpf krümmt sich die Spur des Stoßes wegen des Wandeffekts nach vorne. Die Stoßstärke und der damit verbundene Verlust kann ca. 1,5% des Gesamtwiderstandes im Reiseflug betragen. Eine wirkungsvolle Maßnahme diesem Stoß entgegenzuwirken ist es, die Verschneidungslinie zwischen Pylon und Flügel aus dem Überschallgebiet an der Nasenkante des Flügels herauszuziehen, Bild 6.16.

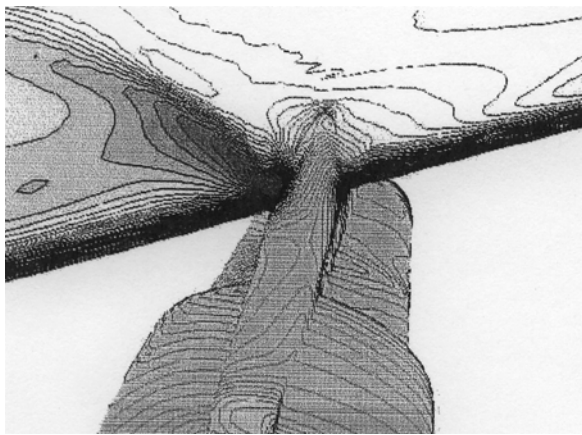


Bild 6.15 Druckverteilung auf der Flügeloberseite - Pylon der Ausgangsgeometrie – Euler Rechnung (Giroto 2002)

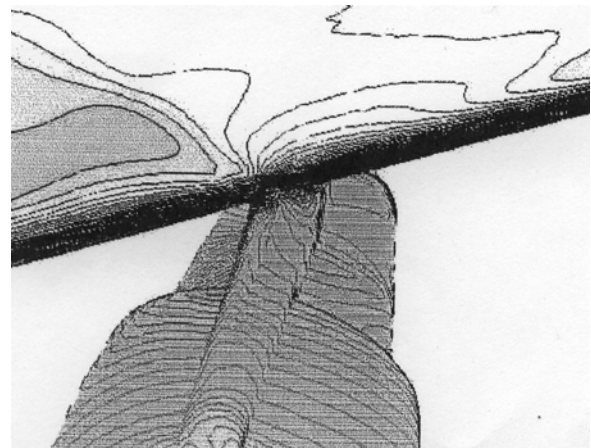


Bild 6.16 Druckverteilung auf der Flügeloberseite einer optimierten Geometrie – Euler Rechnung (Giroto 2002)

Bild 6.17 zeigt den Einfluss von Modifikationen der Pylonseitenwand sowie des Triebwerkskerns im Triebwerksstrahl. Durch Modifikationen wie z.B. Hamsterbacken (seitliche Auswölbungen), lässt sich die vordere Saugspitze auf der Flügelunterseite abbauen (Giroto 2002).

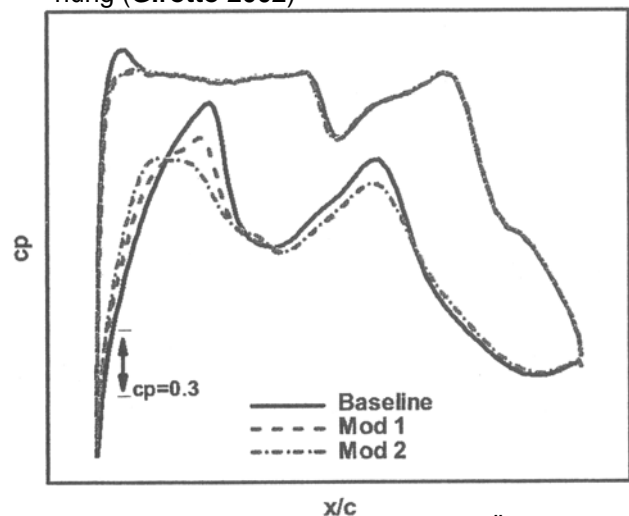


Bild 6.17 Einfluss geometrischer Änderungen im Kernbereich des Triebwerks auf die Flügeldruckverteilungen - innenbord neben den Pylon- (Giroto 2002)

6.3 Aerodynamik des Triebwerkseinlauf

Wie im Kapitel 5.3.1 angemerkt, ist es die primäre Aufgabe des Einlaufs, das Geschwindigkeitsniveau der angesaugten Luft Verlust- und Turbulenzarm zu reduzieren. Ein weiterer wichtiger Aspekt, der sich unmittelbar vor dem Triebwerk befindet, stellt die Fangstromröhre dar, Bild 6.18. Die Fangstromröhre teilt sich vor dem Triebwerk in einen internen und einen externen Anteil auf, wobei der interne in erster Linie für die Versorgung mit Luft verantwortlich ist, wohingegen der externe Anteil der Fangstromröhre die Aerodynamik des Gesamtflugzeugs beeinflusst (nach Bräunling 2004). Es ergeben sich somit im Hinblick auf den Triebwerkseinlauf folgende Störquellen:

- interne Einlaufverluste
- externe Einlaufverluste

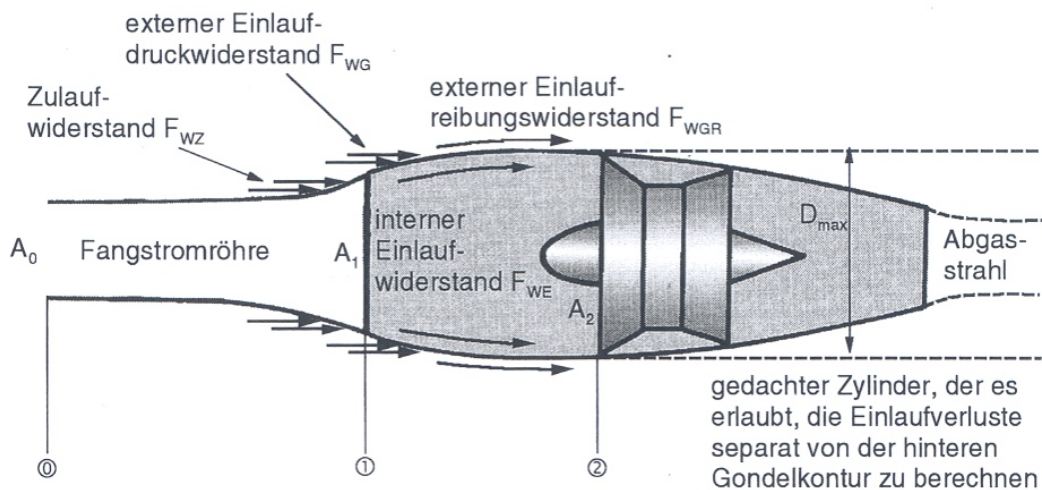


Bild 6.18 Grundlegende Strömungsverhältnisse und Widerstände an einer Triebwerksgondel (Bräunling 2004)

Die externen Einlaufverluste, bzw. der externe Widerstand $F_{WE,ext}$ setzt sich aus folgenden drei Anteilen zusammen:

- Zulaufwiderstand F_{WZ} . Widerstand aufgrund der Druckverteilung auf der Fangstromröhre.
- externer Druckwiderstand F_{WG} . Widerstand aufgrund der Druckverteilung auf der äußeren Einlaufkontur.
- externer Reibungswiderstand F_{WGR} . Viskoser Widerstand infolge der Grenzschichtentwicklung der äußeren Gondelkontur.

Der interne Einlaufdruckverlust Π_E (pressure recovery) ist eine rein experimentell zu bestimmende Größe. Für einen subsonischen Einlaufdiffusor zeigt Bild 6.19 die Abhängigkeit von Π_E von der Flugmachzahl und dem Triebwerksmassenstrom. Der Einlaufwirkungsgrad η_E ist experimentell aus dem Π_E -Verlauf berechnet. Wie bei den meisten Komponenten des Gesamtsystems Flugzeug müssen bei der Gestaltung des Einlaufs notwendige Kompromisse gemacht werden.

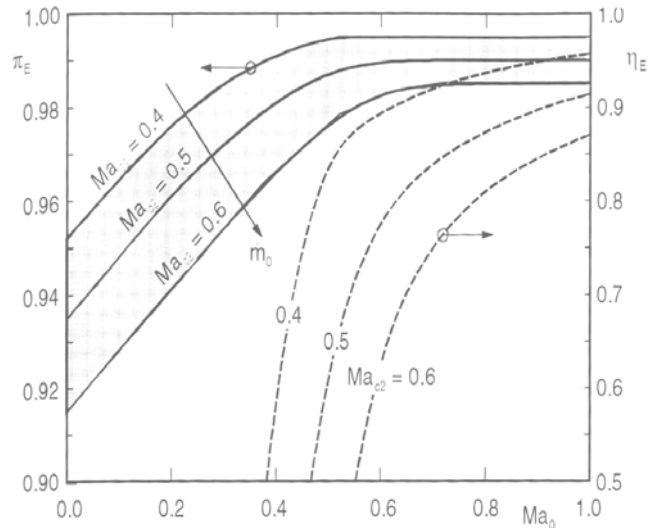


Bild 6.19 Einlaufdruckverlust Π_E und Einlaufwirkungsgrad η_E aufgetragen über die Flugmachzahl (Bräunling 2004)

In Bild 6.20 sind die wesentlichen – und dazu auch noch gegensätzlichen - Probleme bei der Gestaltung subsonischer Einläufe dargestellt: die Dicke sowie die Form-/ Profilgebung der Gondel einlauf-Flippe. Im Reiseflug sollte eine dünne Einlauf-Flippe gewählt werden, um lokale Überschallgebiete und verlustbehaftete Verdichtungsstöße zu vermeiden. Im Startfall und Betrieb in niedrigen Flugmachzahlen muss die Einlauf-Flippe dagegen dick und bauchig sein, um die Einlaufströmung ohne allzu große örtliche Übergeschwindigkeiten und damit auftretenden Strömungsablösungen dem Bläser (Fan) zuzuführen. Geringe Rollgeschwindigkeiten bei gleichzeitig starkem Seitenwind verstärken diese Probleme zusätzlich. Als Beispiel kann unter Zuhilfenahme des Bild 6.20 angeführt werden, dass bei einer Normalkomponente des Seitenwindes von $(c_{sw})_N = 15 \text{ m/s}$ und einer axialen Zuströmmachzahl zum Fan von $Ma_{c_2} = 0,45$, dass Flugzeug eine Rollgeschwindigkeit von wenigstens $c_0 = 10 \text{ m/s}$ haben muss, um großflächige interne Ablösungen zu vermeiden. (nach Bräunling 2004)

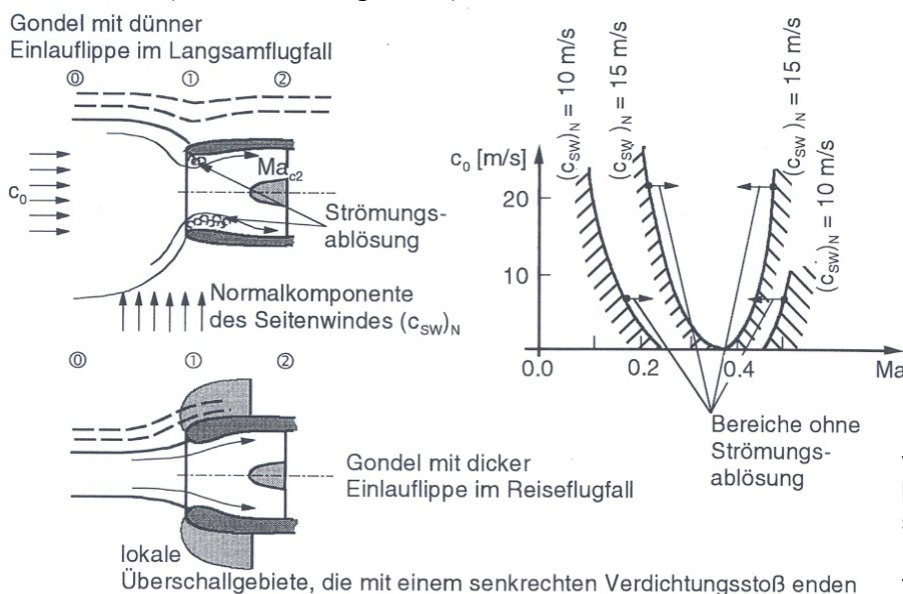


Bild 6.20 Einfluss der Dicke der Einlauf-Flippe von Triebwerks-gondeln bei Reise – und Langsamflugmachzahlen und bei Seitenwind (Bräunling 2004)

7 Massenprognosen

7.1 Triebwerksmassen

In den Zulassungsvorschriften FAR Part 25 sowie JAR2-5 werden Aussagen über Masse und Schwerpunkt gemacht. Diese beschränken vorher genannte Werte nicht direkt, sondern verlangen, dass Masse und Schwerpunkt in den Grenzen bleiben müssen, die unter Berücksichtigung der Festigkeit und des sicheren Flugbetriebs noch zulässig sind (Scholz 1999)

Die Kenntnis über die exakte Triebwerksmasse (sofern bereits bestehende Triebwerke vorhanden sind) mit allen Anbaugeräten ist für den gesamten Flugzeugentwurf von großer Bedeutung, da sich mit denen zum Teil weit entfernten Massen vom Schwerpunkt (Center of Gravity) gravierende Änderungen in der Gesamtstruktur ergeben können. Im Folgenden sollen einige kurze Beispiele angeführt werden, die speziell auf den Bereich *Triebwerk* zugeschnitten sind, da über das Kapitel Schwerpunktsberechnung bereits ausführliche Schriften⁵ vorhanden sind. In Tabelle 7.2 u. 7.3 soll ein Überblick der verfügbaren Motoren und deren Gesamtmassen gegeben werden. Bei neuen Projekten, ohne vorliegende Triebwerke, müssen Richtwerte wie unten verwandt werden (Torenbeek 1988).

Für die Verkleidungen gilt:

- Gewicht Triebwerksverkleidungen (nacelles) bei einmotorigen Leichtflugzeugen mit Kolbenmotor in der Rumpfnase:

$$m_N = 1,134 * \sqrt{P_{to}} \quad [P_{to} \text{ in hp}] \quad (7.1)$$

- Gewicht Triebwerksverkleidungen (nacelles) bei mehrmotorigen Flugzeugen mit Kolbenmotor in Boxerbauweise:

$$m_N = 0,145 * \sqrt{P_{to}} \quad [P_{to} \text{ in hp}] \quad (7.2)$$

- Gewicht Triebwerksverkleidungen (nacelles) bei mehrmotorigen Flugzeugen mit Kolbenmotor in Boxerbauweise:

$$m_N = 0,0635 * ESHP \quad (7.3)$$

⁵ Scholz 1999, Roskam 1997, Torenbeek 1988

- Bei Einziehfahrwerken 0,018 pro ESHP zu den oberen Formeln zuaddieren!
- Masse Triebwerksverkleidungen (nacelles) bei Flugzeugen mit ZTL Triebwerken (Turbofan):

$$m_N = \frac{0,055 * T_{to}}{g} \quad [T_{to} \text{ in N}] \quad (7.4)$$

- Masse Triebwerksverkleidungen (nacelles) bei Flugzeugen mit high-bypass ZTL Triebwerken (Turbofan) und kurzer Bläserverkleidung:

$$m_N = \frac{0,065 * T_{to}}{g} \quad [T_{to} \text{ in N}] \quad (7.5)$$

Bei den Abschätzungsformeln für Turbofantriebwerken sind in die Massen des Pylons und des mittlerweile standardmäßig verwendeten Schubumkehrer enthalten. Sollte dieser entfallen, da er keine Baugruppe ist, die an einem Flugzeug vorhanden sein muss, kann man die Verkleidungsmasse 10% reduzieren. Wie erwähnt, sollen diese Gleichungen nur einen groben Schätzwert liefern. Sollte es erforderlich sein, eine genauere Kenntnis der Gewichte/Massen zu erhalten, muss an dieser Stelle ein bereits fortgeschrittenes Design der Verkleidungen vorliegen. Im Kapitel 5.6 werden akustische Triebwerksverkleidungen behandelt, welche eine Gesamtfläche von bis zu 30m² aufweisen können. Diese können je nach angewandtem Material ca. 20% der Verkleidungsmasse zusätzlich ausmachen (Torenbeek 1988).

Für die Masse der *installierten* Triebwerke gilt:

- Propellerflugzeuge: $m_{inst} = k_{pg} * n_e (m_e + 0,109 * P_{to})$ (7.6)

wobei der Term 0,109 für das Propellergewicht steht

- Strahlflugzeuge: $m_{inst} = k_{pg} * k_{thr} * n_e * m_e$ (7.7)

$k_{pg} = 1,16$ für einmotorige Propellerflugzeuge

$k_{pg} = 1,36$ für mehrmotorige Propellerflugzeuge

$k_{pg} = 1,15$ für strahlgetriebene Passagierflugzeuge mit Triebwerke in Gondeln

$k_{pg} = 1,40$ für strahlgetriebene Leichtflugzeuge mit eingebauten Triebwerken (buried engines)

$k_{thr} = 1,00$ ohne Schubumkehrer

$k_{thr} = 1,18$ mit Schubumkehrer

n_e = Anzahl der Triebwerke

m_e = Masse eines Triebwerks ohne Anbauteile (accessories)

Um eine genauere Gewichtsanalyse durchführen zu können, können Gewichtsangaben aus Tabelle 7.1 benutzt werden. Angaben zum Kraftstoffsystem (fuel system) aus unten stehender Tabelle beinhalten folgende Baugruppen (weitere Systeme siehe Abschnitt 7.3):

- Kraftstofftanks und Abdichtungen
- Pumpen und Kraftstoffrohrleitungen
- Kraftstoffverteilung und Kraftstoffeinfüllsystem
- Kraftstoffschnellablass (fuel dump)

Tabelle 7.1 Gewichtsanalyse der Triebwerkskomponenten (Torenbeek 1988)

WEIGHT CONTRIBUTION	METHOD			REMARKS AND NOMENCLATURE
	TURBOJET/TURBOFAN	TURBOPROP	RECIPROCATING	
ENGINE INSTALLATION	$N_e W_e$			consult engine manufacturer's brochure
ACCESSORY GEAR BOXES AND DRIVES, POWER PLANT CONTROLS, STARTING AND IGNITION SYSTEM	$36 N_e W_{f_{to}}$ pneumatic or cartridge starting system	$.4 x N_e P_{to}^{.8}$ (.181) add 30% for beta control		W_e = definitive weight ~lb(kg) per engine N_e = number of engines $W_{f_{to}}$ = fuel flow/engine during takeoff ~lb/sec (kg/sec)
AIR INDUCTION SYSTEM	podded engines: included in nacelle group buried engines : $11.45 x (\frac{L_d N_i A_i}{29.62})^{.5} k_{geo}^{.7331}$	included in nacelle group	$1.03 x N_e P_{to}^{.7}$ (.467)	P_{to} = takeoff BHP per engine L_d = duct length ~ ft (m) N_i = number of inlets A_i = capture area per inlet ~sq.ft(m ²) k_{geo} = 1.0: round or one flat side = 1.33: two or more flat sides T_{to} = takeoff SLS thrust/ engine assumed inlet Mach number: .4
EXHAUST SYSTEM	tailpipes: 3lb/sq.ft (14.63 kg/m ²) silencers: $.01 N_e T_{to}$			
SUPERCHARGERS	-	-	$.455 x (N_e W_e)^{.943}$ (.435)	for separate superchargers
OIL SYSTEM AND COOLER	$(.01 \text{ to } .03) N_e W_e^{**}$	$.07 N_e W_e$	radial: $.08 N_e W_e$ hor. opposed: $.03 N_e W_e$	** additional system; basic system supplied by engine manufacturer
FUEL SYSTEM	integral tanks: $80 x (N_{ft} + N_e - 1) + 15 x N_{ft}^{.5} V_{ft}^{.333}$ (36.3) (4.366) bladder tanks: $3.2 x V_{ft}^{.727}$ (.551)		single engine: $2 x V_{ft}^{.667}$ (.3735) multi engine: $4.5 x V_{ft}^{.60}$ (.9184)	N_{ft} = total number of fuel tanks ($N_{ft} \geq N_e$ for airworthiness) V_{ft} = total fuel tank volume, U.S. gal. (liters)
WATER INJECTION SYSTEM	$8.586 x V_{wt}^{.687}$ (1.561)	(optional)		V_{wt} = total water tank capacity ~ U.S. gal. (liters)
PROPELLER INSTALLATION*	-	$k_p N_p (D_p P_{to} \sqrt{B_p})^{.78174}$ $k_p = .108 (.124) \quad \quad k_p = .144 (.165)$		N_p = number of propellers D_p = propeller diameter ~ ft (m) B_p = number of blades / propeller
THRUST REVERSERS	$.18 N_e W_e$			optional

ALL WEIGHTS IN LB (KG)

Die Tabellen 7.2 und 7.3 auf den nächsten Seiten geben einen Überblick zu heutigen am Markt befindlichen Triebwerksprojekten. Diese Auswahl spiegelt einen großen Bereich an Schubklassen wieder und gibt eine ausreichende Anzahl an Beispielen bzgl. der variierenden Triebwerksmassen.

Tabelle 7.2 Übersicht heutiger Turbofantriebwerke und deren Massen (Bräunling 2004)

Hersteller	Land	Bezeichnung	Wen	NB	F kN	B _s kg/h/kN	π_v	π_{Tm}	μ	m ₀ kg/s	T ₁₄ K	m _{rw} kg	ℓ mm	∅ mm	Flugzeug
General Electric	USA	F118-GE-100	2	nein	84.5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	Northrop B-2A Stealth Bomber
BMW Rolls Royce	Germany	BR715-B1-30	2	nein	88.8	64.2	32	—	4.5	110	1635	2792	5900	1470	Boeing B717-200
Rolls Royce	UK	Conway Co43	2	nein	93.4	85.6	—	—	0.45	166	—	2267	—	1270	BAC VC-10
Pratt & Whitney	USA	TF33-P-7	2	nein	93.4	56	16	1.9	1.21	226	1227	2109	3607	1372	Lockheed C-141 Starlifter
CFM International	France	F108-CF-100	2	nein	96.2	36.3	23.7	1.5	6	356	1493	2091	2931	1829	Boeing KC-135R
Pratt & Whitney	USA	PW 6122	2	nein	98.3	—	30.1	—	4.8	—	—	2333	2743	1435	Airbus A318/A319
NK-Engines, Samara	Russia	NK-8-4	2	nein	103	60.16	23.2	2.15	1.02	—	1255	2400	5288	1442	Il-62, Tu-154
CFM International	France	CFM56-3	2	nein	104.5	37.5	30.6	—	5	297	1530	1951	2360	1524	B737-300, -400, -500
Aviadvigatel	Russia	D-30KU	2	nein	108	50	20	—	2.42	269	—	2308	5698	1455	Il-62M
CFM International	France	CFM56-7B26	2	nein	117.4	—	32.7	—	5.1	—	—	—	2620	1549	B 737-800
IAE	USA	V2528-D5	2	nein	124.5	32.3	30.5	1.7	4.7	374.2	1665	2382	3200	1613	MD-90
KKBM Kuznetsow	Russia	NK-144	2	ohne mit	127.5 196.1	—	15	—	1	250	1325	2850	5200	1500	Tupolev Tu-144 SST
CFM International	France	CFM56-5C	2	nein	138.8	31.2	37.4	—	6.6	465.8	—	3921	2616	1836	A340
Aviadvigatel	Russia	PS-90A	2	nein	157	60.7	35.5	—	4.6	—	1565	2800	5329	1900	Il-86, Il-96-300, Tu-204
Pratt & Whitney	USA	PW2037	2	nein	170.1	34.7	27.6	1.7	6	549	1678	3311	3729	2154	B757-200
Rolls Royce	UK	RB211-535E	3	nein	178.4	34.1	25.8	—	4.3	522.1	—	3295	2994	1892	B757-200
General Electric	USA	TF39-GE-1	2	nein	181.5	31.5	26	1.56	8	702.5	1561	3260	5156	2540	Lockheed C-5A Galaxy
Pratt & Whitney	USA	F117-PW-100	2	nein	185.5	33	31.8	—	5.8	—	—	3221	3729	2146	McDonnell Douglas C-17A
Rolls Royce	UK	RB211-524B	3	nein	222.4	36.1	28.4	—	4.5	686.3	—	4386	3175	2192	L1011-200, B747-200
General Electric	USA	F103-GE-101	2	nein	230	39.9	30.2	—	4.31	669.5	1638	3977	4394	2195	MD KC-10A Globemaster
Pratt & Whitney	USA	PW4052	2	nein	231.3	35.8	27.5	1.7	5	771.1	—	4179	3901	2463	B767, A310-300
General Electric	USA	CF6-50C2	2	nein	233.5	39.8	30.4	1.71	4.31	669.5	1565	3856	4394	2390	DC10-10, A300B, B747-200
General Electric	USA	CF6-80C2B2	2	nein	233.5	33.6	30.4	—	5.31	748.4	1605	4144	4087	—	B767-300
Pratt & Whitney	USA	JT9D-59A	2	nein	235.7	36.3	24.5	1.54	4.9	743.5	1643	4152	3357	2464	DC10-40, A300B, B747-200
Rolls Royce	UK	Trent 970	3	nein	311.0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	Airbus A380
Engine Alliance	USA	GP7270	2	nein	311.0	—	43.9	—	8.7	—	—	—	4740	3160	Airbus A380-800
Engine Alliance	USA	GP7277	2	nein	340.0	—	43.9	—	8.7	—	—	—	4740	3160	Airbus A380-F
Rolls Royce	UK	Trent 977	3	nein	340.0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	Airbus A380-F
Rolls Royce	UK	Trent 772	3	nein	316.3	—	35.5	—	5.0	920	—	—	3912	2474	Airbus A330
Rolls Royce	UK	RB211-882	3	nein	376.8	31.3	39	—	6.01	1198	—	—	—	—	B777
General Electric	USA	GE90-B4	2	nein	388.8	—	39.3	—	8.4	1378	—	—	4902	3124	B777
Pratt & Whitney	USA	PW4084	2	nein	391	—	34.4	1.7	6.41	1157	—	6667	4869	2845	B777
Rolls Royce	UK	Trent 895	3	nein	422.6	34.5	41.6	—	5.8	1211	—	8204	4369	2794	B777
NK-Engines, Samara	Russia	NK-44	3	nein	431.5	30.8	36.5	—	—	—	1613	8400	3900	3300	TU-304

Tabelle 7.3 Übersicht heutiger PTL's und deren Massen (Bräunling 2004)

Hersteller	Land	Bezeichnung	P _{aq} kW	P kW	B _s kg/h/äqkW	π_v	m ₀ kg/s	T ₁₄ K	m _{rw} kg	ℓ mm	∅ mm	Flugzeug
RKBM-Rybinsk	Russia	TVD-1500B	970	—	0.2760	14.4	—	—	240	1965	620	An-38
Pratt & Whitney	Canada	PT6A-67R	1125	1061	0.3164	8.8	4.0	—	234	1880	483	Shorts 360-300, Basler Turbo 67
Armstrong Siddeley	UK	Mamba	1300	1210	0.4200	6	9.7	—	385	—	—	Short Seawew
General Electric	USA	CT17-9D	1305	—	0.4610	18	—	—	365	2438	737	CN235-M, LET L610G
Walter	CSSR	M-602	1360	—	0.3500	12.4	—	—	570	2565	753	L-610
AlliedSignal (Garrett)	USA	TPF351-20CW	1566	—	0.3012	13.3	6.35	1078	340.2	1954	606	Embrear/FAMA CBA-123
Daimler-Benz	Germany	DB 721 A/H	1618	—	0.375	6	10	1173	300	2320	450	Versuchstriebswerk
Pratt & Whitney	Canada	PW119B	1626	—	0.3120	11.8	—	—	425.5	2057	635	Dornier 328
Daimler-Benz	Germany	DB / He S 021	1760	1470	—	—	30	—	1300	3530	800	Versuchstriebswerk
Klimov	Russia	TV7-117	1864	—	—	16	—	1515	520	2143	886	An-140, Il-114
Pratt & Whitney	Canada	PW125B	2095	1864	0.2815	14.4	—	—	481	2134	660	Fokker 50
Ivchenko Progress	Ukraine	AI-24T	2103	—	—	7.55	—	1070	600	2346	677	An-26, An-30
General Electric	USA	T64/P4D	2535	—	0.2940	13	12.2	—	538	2793	683	Alenia G222, C-27A Spartan
Napier	UK	Eland 6	2610	2380	0.3740	7.0	14.2	—	738	—	—	Convair CV-580
Allison	USA	AE 2100A	3096	—	0.2530	16.6	—	1125	716	2938	785	Saab 2000, ATR-827
Ivchenko Progress	Ukraine	AI-20M	3169	—	0.3755	9.45	20.7	1203	1040	3096	842	An-12, Il-18/20/22/38
Bristol	UK	Proteus 765	3180	2840	0.2950	—	—	—	1173	—	—	Bristol Britannia / Brabazon 2
Allison	USA	TS6-A-15	3661	3424	0.3048	9.5	14.7	1350	828	3708	686	Lockheed C-130 Hercules
Rolls Royce	UK	Tyne Rty-20 Mk22	4226	—	0.2870	13.5	21.1	1272	1129	2760	1397	Transall C-160
BMW	Germany	BMW 028	4830	3450	—	—	44.0	—	3600	6000	1250	Versuchstriebswerk
MTU-RR-Snecma	Europe	TP400-D6	7979	—	—	—	—	—	1830	3500	—	Airbus A400M
Samara	Russia	NK-12MV	11040	—	0.2725	13.1	—	—	3030	7832	1375	Tu-126, Tu-114, Tu-142

7.2 Auswirkungen der Triebwerkspositionierung auf die Systemmassen

Systemmassen verändern sich in der Abhängigkeit von der Anbringungsposition am jeweiligen Luftfahrzeug. Gründe hierfür sind die unterschiedlichen Leitungsführungen, welche sich im Gewicht der jeweiligen Baugruppe niederschlagen. **Es gilt:** *Je weiter die Entfernung der Motoren zu den angebundenen Systemen, desto höher fällt das Gewicht für Leitungen und Kabel aus.* Zu den wichtigsten Flugzeug-/ Triebwerksversorgungssystemen gehören:

- elektrisches System
- Hydrauliksystem
- Pneumatiksystem
- Kraftstoffsystem

Als Richtwert lässt sich nach Torenbeek 1988 die Masse *des pneumatischen und hydraulischen* Systems mit 1,5% des DEW abschätzen. Alternativ ist folgende Berechnung möglich:

$$m_{PH} = 0,015 \cdot m_{DE} + 272 \quad [\text{kg}] \quad (7.8)$$

Dem Verfasser lagen für das *elektrische System* nur ältere Daten von 1965 vor. Durch massive Fortschritte ist die anschließende Formel nur als grober Richtwert anzusehen (Torenbeek 1988):

$$m_{el} = 16,3 \cdot P_{el} \cdot (1 - 0,033\sqrt{P_{el}}) \quad [\text{kg}] \quad (7.9)$$

$$P_{el} = 3,64_{el} \cdot V_{pc}^{0,7} \quad [\text{V}_{pc} \text{ in m}^3] \quad (7.10)$$

Das Kraftstoffsystem wurde bereits in Tabelle 7.1 berechnet

Bild 7.1 und Bild 7.2 stellen die Längenverhältnisse einer Unterflügelanordnung, bzw. einer heckseitigen Triebwerksintegration dar und stützen oben genannte Aussage. Beispiele für Systemgewichte ausgeführter Entwürfe sind im Anhang A gegeben.

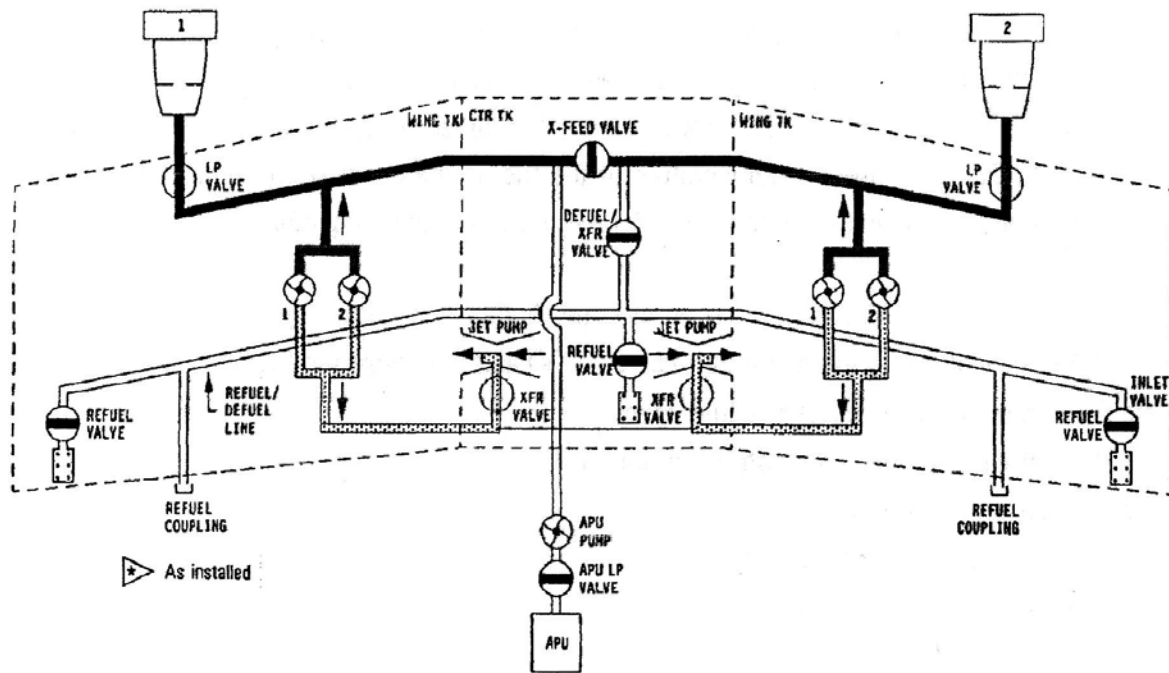


Bild 7.1 Kraftstoffsystemskizze eines Airbus 320 (Airbus 2004)

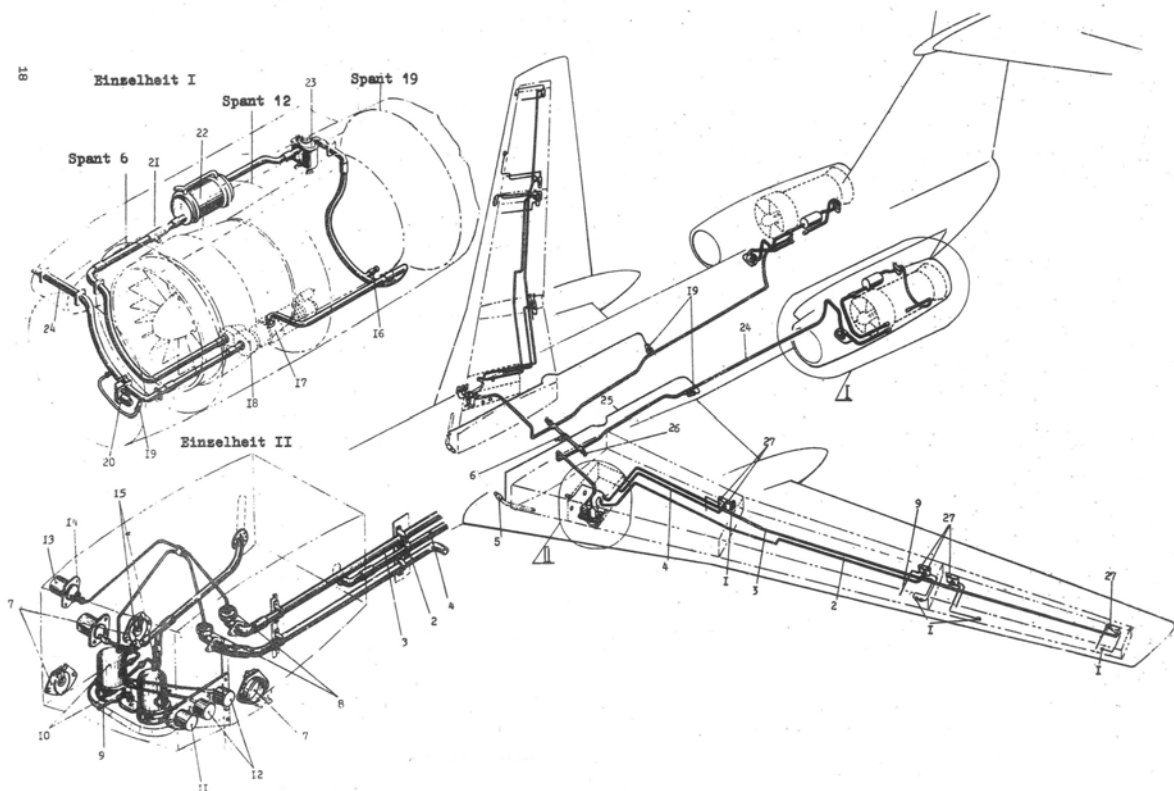


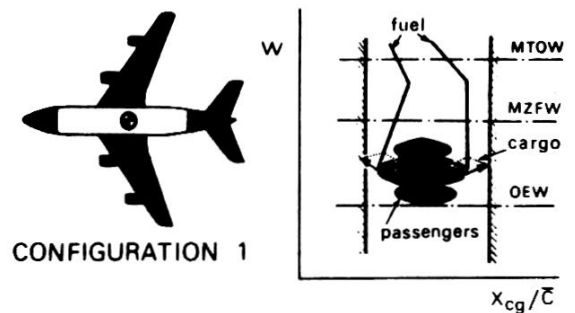
Bild 7.2 Kraftstoffsystemskizze eines Tupolev Tu134 (Endesfelder 2005)

7.3 Auswirkungen der Anordnung auf den Schwerpunkt des Flugzeugs

Durch die unterschiedlichen Positionierungen entstehen zum Teil signifikante Veränderungen des Flugzeugschwerpunktes, dessen Vor- und Nachteile im Folgenden diskutiert werden sollen. Die Auswirkungen von den am häufigsten verwendeten Anordnungen sind im Bild 7.3 dargestellt. Um einen Vergleich herstellen zu können, seien die Massen, Flügelflächen, Nutzlast sowie Kraftstoffvolumen der drei Flugzeugmuster identisch.

a) Konfiguration 1:

Der Gesamtschwerpunkt der Triebwerke ist im beladenen Zustand nahe am Flugzeugschwerpunkt gelegen. Der mögliche Bereich des c.g. ist bei einer Mehrklassenausführung groß, falls ein Kabinenbereich nicht belegt wird. Fracht kann zum Ausgleich genutzt werden. Der Schwerpunkt (Zustand OEW) liegt gewöhnlich bei **25 – 30% MAC** (Torenbeek 1988).



b) Konfiguration 2:

Diese Lösung stellt sich als schwierig ausbalancierbare Methode heraus, da Triebwerksmassen und ein großer Teil der Nutzlast hinter dem c.g. liegen. Der Schwerpunkt im unbeladenen Zustand liegt nach Torenbeek 1988 nahe dem hinteren Limit (ca. **35 – 40% MAC**) und die vordere Lage entspricht dem MZFW. Die Schwerpunktverschiebung ist im Vergleich zur ersten Konfiguration um 3 – 5% größer, lässt sich in der Regel aber durch eine dementsprechende Beladung ausgleichen.

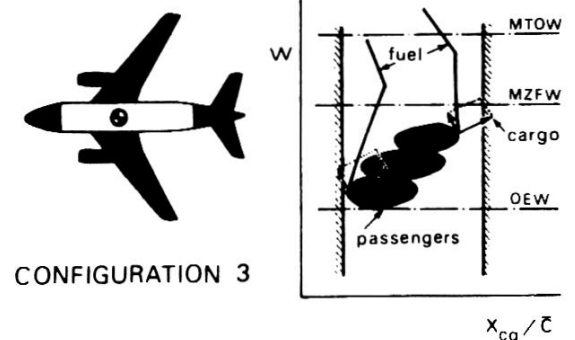
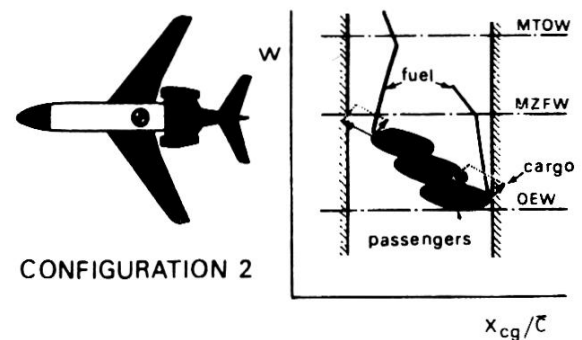


Bild 7.3 Einfluss der Triebwerkskonfiguration auf die Fracht und den Schwerpunkt (Torenbeek 1988)

Unzulässige *große Schwerpunktsverlagerungen in die vordere Sektion* treten bei einer *Beladung mit Fracht in der Rumpfspitze* Flugzeugs auf, falls sich nur wenige Passagiere in der Kabine befinden. Die wichtigsten Unterschiede zwischen Konfiguration 1 und 2 sind in Tabelle 7.4 gegenübergestellt.

Konfiguration 3:

Diese Anordnungsvariante ist wie Konfiguration 1 ebenfalls auf propellergetriebene Flugzeuge zu übertragen. Variante 3 verhält sich wie die Umkehrung der vorherigen Lösung mit einer Schwerpunktlage von ca. **20-25% MAC** (Torenbeek 1988). Der Kritische Beladungsfall mit einem hinten gelegenen Schwerpunkt resultiert aus einer „High Density“ Bestuhlung. Der verhältnismäßig lange Leitwerksarm wirkt unterstützend in Hinsicht auf Stabilitäts- und Steuerbarkeitsproblemen. Die Bereitstellung eines Frachtraumes in der Rumpfspitze kann den Schwerpunkt bei ungünstiger Beladung verbessern.

Beispiele zur Schwerpunktsberechnung eines Flugzeugs führen **Roskam 1997**, **Torenbeek 1988** sowie **Anderson 1999** in Verbindung mit der Triebwerksanordnung aus.

Tabelle 7.4 Zusammenfassung kritischer Ladezustände der Triebwerksanordnungen aus Konfiguration 1 und 2 (**Aerospace Engineering 1960**)

Loading Case	Underwing Podded Layout	Rear-Engined Layout
Empty aircraft	No problem. Approx. center of range	Rear limit based on this case
Very high-density full aircraft	No problem. Approx. center of range	Forward limit based on this case
Full one-class aircraft	No problem.	No problem
Full tourist. Very light first class	Rear c.g. critical Requires special baggage disposition	No problem
Full first class Very light tourist	Forward c.g. critical Requires special baggage disposition	No problem
Partially full one-class aircraft; passengers seating from rear. Window seating only	Forward limit based on this case	No problem
Partially full one-class aircraft; passengers seating from front. Window seating only	Forward limit based on this case	No problem

8 Flugmechanik

Die Flugmechanik eines Luftfahrzeugs wird durch die Triebwerksintegration beeinflusst. Wichtige Faktoren sind das **Nick-** sowie **Giermoment** aufgrund der Triebwerksposition. Zulassungsvorschriften nach *JAR 25.143 bis JAR 25.149* verlangen, dass ein Flugzeug in allen kritischen Flugzuständen ausreichend steuerbar sein muss. Eng verknüpft ist somit die **Leitwerksauslegung** im Rahmen des Flugzeugentwurfs.

8.1 Nickmoment infolge der Triebwerksanordnung

Triebwerke verursachen ein Nickmoment durch (Scholz 1999):

- den Schubvektor (thrust vektor) verläuft nicht durch der Schwerpunkt
- eine Propellerkraft senkrecht zur Propellerwelle nach oben oder unten wenn der Propeller nicht direkt von vorn angeströmt wird, sondern unter einem Winkel zur Propellerwelle⁶

und berechnet sich aus:

$$M_E = -T \cdot z_E \quad (8.1)$$

Flugzeuge mit einem kleineren Hebelarm z_E verursachen damit auch ein kleineres Nickmoment M_E .

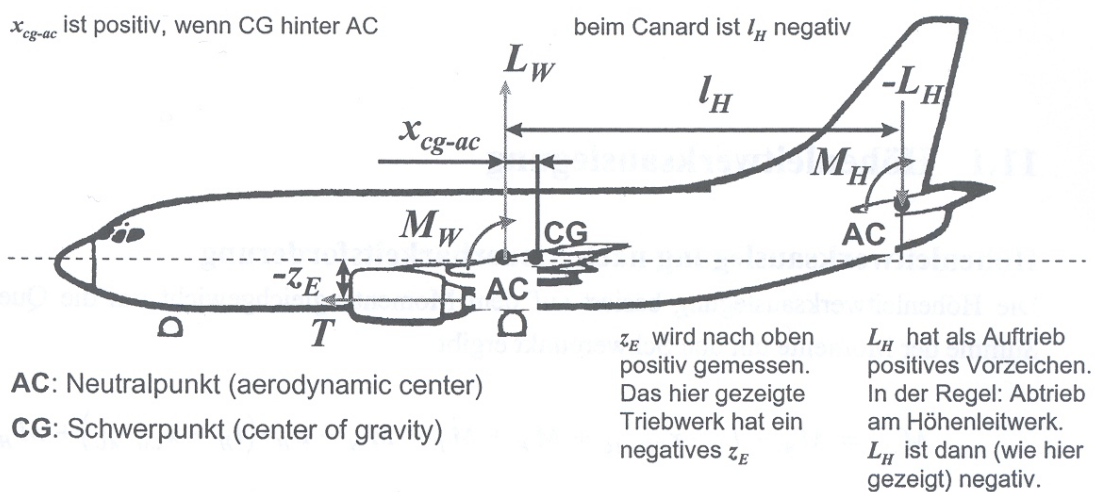


Bild 7.3 Flugzeugskizze mit Bemaßung (Scholz 1999)

⁶ der Effekt soll an dieser Stelle nicht weiter behandelt werden

8.2 Giermoment infolge der Triebwerksanordnung

Maßgebend für die Bestimmung des Giermoments an mehrmotorigen Flugzeugen ist der Start. Das zum ausgefallenen Triebwerk symmetrisch angeordnete aktive Triebwerk verursacht ein Moment

$$N_E = T_{TO} \cdot y_E \quad (8.2)$$

Dabei ist y_E der Abstand des ausgefallenen Triebwerks zur Symmetrieebene. Berücksichtigt werden muss, dass das ausgefallene Triebwerk einen Widerstand verursacht, der wie folgt bestimmt werden kann (Scholz 1999):

Propellerflugzeuge mit Festpropeller: $N_D = 0,75 \cdot N_E$

Propellerflugzeuge mit Verstellpropeller: $N_D = 0,25 \cdot N_E$

Jet mit drehendem Fan (windmilling) und niedrigem Nebenstromverhältnis: $N_D = 0,15 \cdot N_E$

Jet mit drehendem Fan (windmilling) und hohem Nebenstromverhältnis: $N_D = 0,25 \cdot N_E$ (8.3)

$$N_E + N_D = N_V \quad (8.4)$$

N_V ist dabei das durch ein Seitenruder aufzubringende Gegenmoment durch Triebwerksausfall und Widerstand des ausgefallenen Triebwerks. *Triebwerksanordnungen nahe der Symmetrieebene verursachen damit das kleinste Giermoment.* Dieses ist folglich bei einer heckseitigen Position der Fall, oder direkt auf der Symmetrielinie gelegenen Motoren, Bild 8.2.



Bild 8.2 Cessna T337H Skymaster II mit 2 Antrieben auf der Mittellinie (www.airliners.com)

9 Triebwerkslärm

Triebwerkslärm ist im heutigen Flugverkehr eine mindestens genauso wichtige Einflussgröße wie z.B. der spezifische Kraftstoffverbrauch eines Passagierflugzeugs. Des Weiteren ist Lärm neben der Schadstoffemission eines der schwerwiegendsten Umweltprobleme, was neben der objektiv wahrgenommen „Lästigkeit“ ebenso zu körperlichen Schäden führen kann. Geschichtlich lassen sich die ersten Maßnahmen zur Reduzierung von Triebwerkslärm auf die ersten Strahlflugzeuggenerationen mit Lärmspitzen von bis zu 125 dB zurückführen (Ray Whitford 2002). Daraufhin wurde im Jahr 1969 FAR 36 eingeführt, in der Richtlinien für neu zugelassene Flugzeuge gemacht werden (Hünecke 1993).

Das Thema Akustik setzt diverse Begriffsdefinitionen und Wissensgrundlagen voraus, weshalb diese im Folgenden erläutert werden, bevor das Kernthema der Triebwerksintegration in Verbindung mit Triebwerkslärm diskutiert wird.

9.1 Bewertung des Lärmeindrucks

Mechanische Schwingungen zwischen 16Hz bis 16000Hz werden als Schall bezeichnet, wobei im Wesentlichen zwischen

- **Luftschall**, Ausbreitung von Schwingungen (Druckwellen) in Luft / Gasen
- **Körperschall**, Ausbreitung von Schwingungen (Druckwellen) in festen Körpern, z.B. Maschinenstrukturen
- **Flüssigkeitsschall**, Ausbreitung von Schwingungen (Druckwellen) in hydraulischen Fluiden, z.B. Wasser, Kraftstoff, Schmieröl, etc.

unterschieden wird.

Das **Schallfeld** ist der Bereich, in dem sich Schallwellen für einen Menschen bemerkbar machen. Physikalisch und messtechnisch lässt sich ein Schallfeld mit folgenden akustischen Größen beschreiben (Müller 2003):

- Schallfeldgrößen: Schalldruck p , Schallschnelle v
- Schallenergiegrößen: Schalleistung P , Schallintensität I , Schallenergiedichte w

Der **Schalldruck** p , der in der Dimension [Pa], bzw. [N/m^2] angegeben wird, beschreibt den Druckwechsel infolge Schallschwingungen in der Luft. Die menschliche Hörschwelle beginnt etwa ab einer Frequenz der Schallschwingungen von 1000 Hz, bei einem Schalldruck von $P_{HS} = 20 \cdot 10^{-5}$ Pa. **Schallschnelle** v ist die Wechselgeschwindigkeit der angeregten Luftteilchen in [m/s] durch den Druckwechsel. **Schalleistung** P ist die abgegebene Schalenergie pro Zeiteinheit in der Dimension [Nm/s], bzw. [W]. Die menschliche Stimme hat zum Vergleich eine Leistung von $P \approx 10^{-5}$ W, ein Flugtriebwerk bei Vollast eine Schalleistung um etwas neun Zehnerpotenzen mehr, etwa $P \approx 10^{-4}$ W. Die **Schallintensität** I in [W/m^2] beschreibt die senkrecht auf eine Fläche auftreffende Schalleistung. Ähnlich verhält sich die **Schallenergie** w in [N/m^3], bzw. [J/m^3], nämlich als Schallenergie pro zugehöriges Volumen. Als Lärm werden alle Ereignisse innerhalb eines räumlichen Schallfeldes bezeichnet, die sich dem Hörer als unerwünscht und/oder unangenehm bemerkbar machen (nach Bräunling, 2004).

Der praktisch wichtigste Messwert ist der zuvor definierte Schalldruck p . Er kann mittels Mikrofonen, oder auch barometrischen Druckaufnehmern gemessen werden. Bei einer Messung wird über einen bestimmten Zeitraum der Schalldruck gemessen und danach aus diesem Spektrum ein zeitlicher Mittelwert gebildet, der Effektivwert \bar{p} . Der gesamte Frequenzbereich des definierten akustischen Spektrums wird in **Okta****taven** (acht Unterbereiche) aufgeteilt, so dass am Ende der jeweiligen Oktave die Frequenz doppelt so hoch ist, wie am Beginn der Oktave. In Bild 9.1 wird die Aufteilung der Schallfrequenzbereiche zwischen 16 Hz und 16000 Hz in 8 Oktavbänder dargestellt, wie es im Bereich des Triebwerkslärms üblich ist.

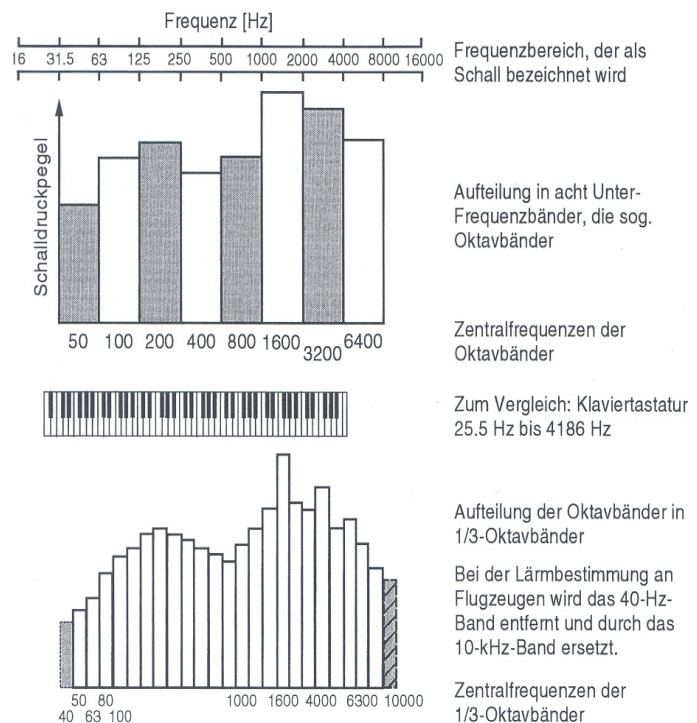


Bild 9.1 Darstellung des Frequenzbereiches von Schall, so wie er zur Beschreibung von Flugzeuglärm Verwendung findet (Bräunling 2004)

Bis auf das 2. Oktavband (63 Hz bis 125 Hz) weisen alle anderen eine Frequenzverdopplung auf: 125 Hz bis 250 Hz, 250 Hz bis 500 Hz, ..., 4000 Hz bis 8000 Hz. Die dadurch entstehenden 8 Oktavbänder werden dann noch einmal in 1/3 Oktaven unterteilt, so dass sich insgesamt 24 Frequenzbänder (**1/3 Oktavbänder**) ergeben. Namensgebend ist die mittlere Frequenz in einem Frequenzband. Man spricht dann schließlich von einem 500 Hz Band, oder einem 4000 Hz Band.

Der Effektivwert des Schalldrucks \bar{p} , der vom menschlichen Gehör wahrgenommen werden kann, liegt zwischen der Hörschwelle und der Schmerzgrenze.

- Hörschwelle $\bar{p}_{HS} = 2 * 10^{-5} Pa$ bei 1000 Hz (9.1)

- Schmerzgrenze $\bar{p}_{SG} = 2 * 10^{+1} Pa$ (9.2)

Wie oben zu ersehen ist, überdecken die Werte für den effektiven Schalldruck \bar{p} einen weiten Bereich von etwas 6 Zehnerpotenzen. Aus Handhabungsgründen wird dieser Wert auf einen Referenzwert \bar{p}_{ref} bezogen und in eine logarithmische Skala aufgetragen. Dieser relative Wert wird Schalldruckpegel L_p ⁷ (sound pressure level, SPL) genannt und mit der Dimension Dezibel [dB] belegt. Zu beachten ist, dass der in der Umgebung eines Triebwerks gemessene Schalldruckpegel keine flugzeug- oder triebwerksspezifische Größe ist, sondern mit folgenden Umständen zu tun hat (Bräunling 2004):

- **Messabstand** zum Messobjekt
- **Messort** (vor, hinter, unter, oder seitlich vom Messobjekt)
- Reflexionsfähigkeit der Messumgebung (Gebäude, Bäume, ebene Pläne)

⁷ Beim Schalldruckpegel ist der Index ein „kleines p“. Beim Schalleistungspegel ein ist der Index ein „großes p“

9.2 Lärmregularien

Wichtiger Zulassungsbestandteil für die Zertifizierung von Flugzeugneuentwicklungen sind die Lärmregularien nach Annex 16 der ICAO (international civil aviation organisation – environmental protection, volume I: aircraft noise). In der Vergangenheit wichen die Vorschriften bzw. Empfehlungen diverser Staaten sowie Zulassungsbehörden voneinander ab. Als Beispiel seien die damals strengeren Richtlinien in der FAR 36 (federal aviation regulations) genannt, was zu Problemen hinsichtlich der Lärmbeurteilung nach JAR 36 (joint aviation requirements) führte. Zwischenzeitlich sind die Regularien der FAR 36, JAR 36, sowie ICAO nahezu identisch.

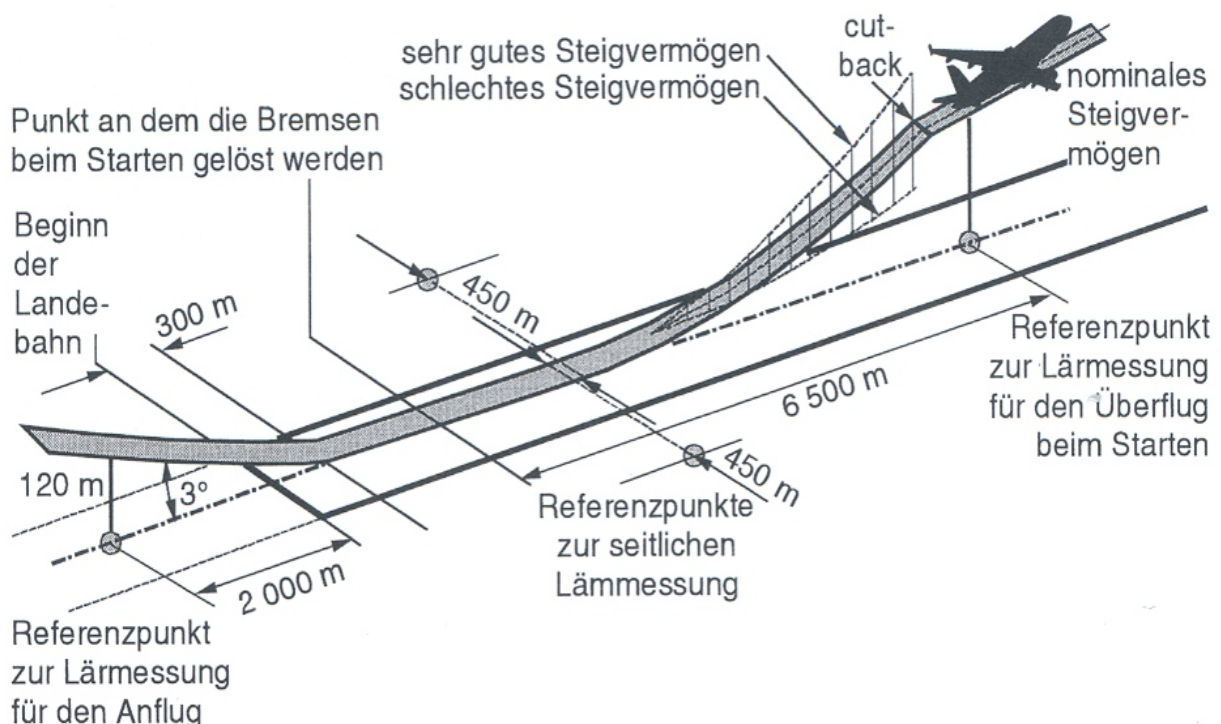


Bild 9.2 Beschreibung der drei wesentlichen Referenzpunkte (Anflug-, Seitenlinien- und Start- oder Überflugreferenzpunkt, approach, sideline and take-off reference) zur Fluglärmbestimmung im Bereich einer Start- und Landebahn (Bräunling 2004)

Bild 9.2 zeigt die maßgeblichen Referenzpunkte, die bei einer einheitlichen Lärmmessung in der Umgebung von Flughäfen festgelegt wurden. Durch sie wurden drei wesentliche kritische Beurteilungspunkte festgelegt (Bräunling, 2004):

- Start oder Überflug (take-off – fly-over) 6.5 km nach dem Ort auf der Startbahn, an dem vom Piloten die Bremsen gelöst werden. Je nach Motorisierung, bzw. Anzahl der Triebwerke und damit dem Steigvermögen kann sich dieser Punkt in verschiedenen Flughöhen befinden. Der Startschub wurde vom Piloten bereits reduziert (cut-back).
- Anflug (approach), 2.0 km vor dem Beginn der Landebahn, bei einem Gleitfad-

winkel von 3°, in dem das Flugzeug noch eine Höhe von 120 m hat.

- Seitenlinie (sideline), 450 m seitlich der Startbahn während des Startlaufs des Flugzeugs, dort wo der Lärmpegel am höchsten ist. (Einziger Betriebszustand, bei dem die Triebwerke während der Lärmmessung unter Vollast laufen)

In Bild 9.3 sind die Vorgaben der ICAO (annex 16, stage 3) durch Linien markiert und die gemessenen Werte des empfundenen Schalldruckpegels durch Symbole des jeweiligen Flugzeugtyps. Die Linien für die jeweiligen Lärmgrenzen berechnen sich nach folgenden Beziehungen, FAA (1997)

Seitenlinie (sideline):

LEPN [EPNdB]	WMTOW [lbm]	
94	≤ 77200	
$94 + 2,56 * [\log(\frac{W_{MTOW} * \log 2}{77200})]$	$> 77200 \text{ und } \leq 882000$	(9.3)
103	> 882000	

Start und Überflug (take-off and fly-over) zwei Triebwerke und weniger

LEPN [EPNdB]	WMTOW [lbm]	
89	≤ 106250	
$89 + 4,00 * [\log(\frac{W_{MTOW} * \log 2}{106250})]$	$> 106250 \text{ und } \leq 850000$	(9.4)
101	> 850000	

Start und Überflug (take-off and fly-over) 3 Triebwerke

LEPN [EPNdB]	WMTOW [lbm]	
89	≤ 63177	
$89 + 4,00 * [\log(\frac{W_{MTOW} * \log 2}{63177})]$	$> 63177 \text{ und } \leq 850000$	(9.5)
104	> 850000	

Start und Überflug (take-off and fly-over) 4 Triebwerke und mehr

LEPN [EPNdB]	WMTOW [lbm]	
89	≤ 44673	
$89 + 4,00 * [\log(\frac{W_{MTOW} * \log 2}{44673})]$	$> 44673 \text{ und } \leq 850000$	(9.6)
106	> 850000	

Anflug (approach)

LEPN [EPNdB]

WMTOW [lbm]

98

 ≤ 77200

$$98 + 2,33 * \left[\log\left(\frac{W_{MTOW} * \log 2}{77200}\right) \right]$$

 $> 77200 \text{ und } \leq 617300$ (9.7)

105

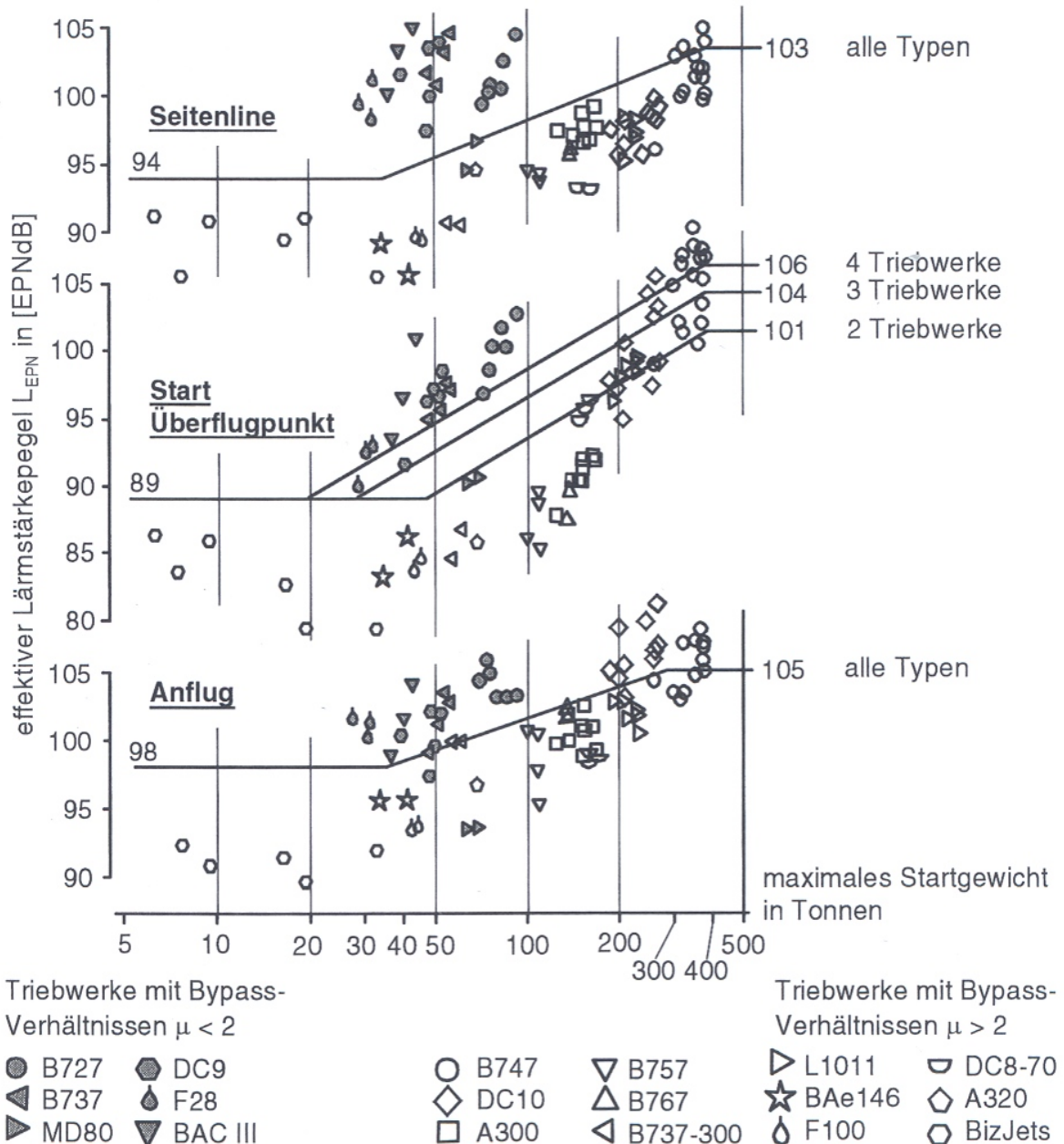
 > 617300 

Bild 9.3 Verlauf der Grenzwerte für den effektiven empfundenen Schallpegel L_{EPN} nach ICAO (annex 16, chapter 3 rules) in den 3 Referenzpunkten in Abhängigkeit des maximalen Flugzeugstartgewichts. Werte zu den Symbolen sind in der Literatur FAA (1997) zu finden (FAA 1997)

Es ist deutlich zu erkennen, dass alle heutigen Flugzeuge die ICAO Empfehlungen zum Teil klar unterschreiten. Eine Überschreitung der heute gültigen Empfehlungen ist nur bei älteren zumeist turbojetgetriebenen, oder Triebwerken mit kleinem Bypassverhältnis aufzufinden. Für den Startfall gibt es unterschiedliche Lärmgrenzen, je nach Motorisierung und Anzahl der Triebwerke. Hierbei ist es von großer Bedeutung, dass die Grenzen nicht so interpretiert werden, dass mehrmotorige Flugzeuge generell lauter sind, als z.B. einmotorige Flugzeuge.

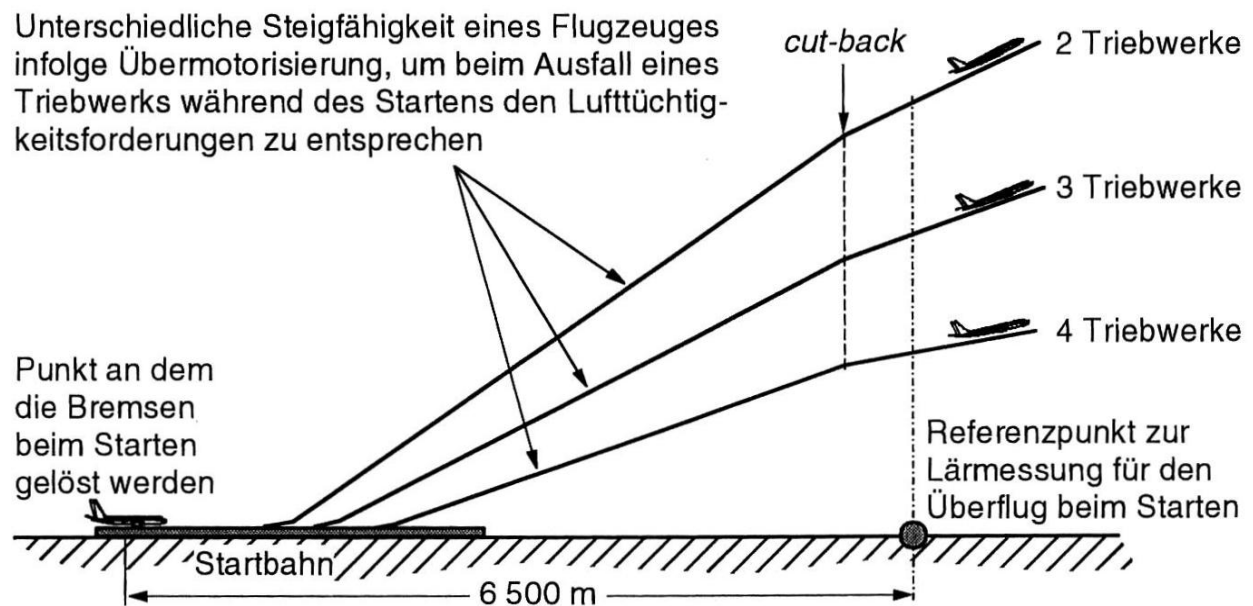


Bild 9.4 Prinzipskizze zur Erläuterung der unterschiedlichen Lärmgrenzen während des Startens von Flugzeugen mit einer unterschiedlichen Anzahl von Triebwerken (Bräunling 2004)

Die Erklärung liefert Bild 9.4: Die Lufttüchtigkeitsanforderungen verlangen von jedem Flugzeug, dass es auch bei Ausfall eines Motors sicher starten und bestimmte Hindernishöhen überfliegen kann (wenn ein Startabbruch durch überschreiten der Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 , oder der verbleibende Weg der Startbahn für ein sicheres Abbremsen zu kurz ist). Dies bedeutet, dass Flugzeuge mit 2 Triebwerken unter normalen Umständen 100 % mehr Schub zur Verfügung haben, als sie benötigen. Ein 4-motoriges Flugzeug hat z.B. einen Schubüberschuss von 33 %. Ein dreimotoriges hat demzufolge 50 % Schubüberschuss. Aus diesem Grund sind zweimotorige Flugzeuge in der Lage, schneller zu steigen, bzw. eine größere Höhe über dem Messpunkt zu erreichen. Eine größere Höhe mindert also demnach auch den empfundenen Lärm des Beobachters am Boden. Um diesem Aspekt Rechnung zu tragen, fallen deshalb die Begrenzungslinien bei mehrmotorigen Flugzeugen etwas höher aus. Das hat allerdings **keine** Auswirkungen auf den Startlauf (sideline) und den Anflug (approach).

9.3 Lärmquellen / Schallquellen

Triebwerke bilden bis heute am Gesamtsystem Flugzeug die größte Schallquelle. Die einzelnen Komponenten eines Triebwerks (Fan, Verdichter, Brennkammer, Turbine, Schubdüse) sind Schallquellen, deren Intensität von Triebwerk zu Triebwerk, bzw. von Betriebsbedingung zu Betriebsbedingung sehr bis ganz unterschiedlich sein kann.

Frühere Turbojettriebwerke hatten hohe Triebwerksaustrittsgeschwindigkeiten und die Schubdüse, bzw. der Abgasstrahl war die dominierende Schallquelle. Als Vergleich von Turbojettriebwerken zu Turbofantriebwerken kann man folgende Flugzeugmuster anführen, die deutlich die kontinuierliche Verbesserung zeigen (Bräunling, 2004):

- Turbojettriebwerk der De Havilland Comet, Caravelle erreichten Strahlgeschwindigkeiten von bis zu 700 m/s
- Frühe Turbofantriebwerke mit niedrigem Bypassverhältnis der B707, B727, B737, DC8 und DC9 hatten Strahlgeschwindigkeiten im Kerntriebwerk von bis zu 600 m/s und Austrittsgeschwindigkeiten in der Fandüse von 400 m/s
- Heutige Triebwerke, die z.B. an der B737-800, B747, B757, B767 und A320 verbaut sind, weisen im Primärkreis Geschwindigkeiten von 450 m/s auf. Im Sekundärkreis bis zu 300 m/s
- Triebwerke der neusten Generation mit Mischer, wie das PW600 erzielen eine gemittelte Geschwindigkeit von ca. 350 m/s.

Aus diesem Entwicklungsstand geht klar hervor, dass mit zunehmendem Bypassverhältnis auch die Strahlgeschwindigkeiten und damit die Lärmproduktion zurückgehen, Bild 9.5. Dadurch rücken nun andere Schallquellen in den Vordergrund, z.B. der sog. Turbomaschinenlärm (Fan, Verdichter, Turbine). Deshalb dominiert bei Triebwerken mit großem Nebenstromverhältnis klar der Fan-, sowie besonders der Niederdruckverdichterlärm.

Bei oben genannten Triebwerkstypen wird der Bläser- Verdichterlärm nur nach vorne aus dem Triebwerk heraus, was bei den jeweiligen Triebwerksinstallationspositionen beachtet werden sollte. Bei Strahltriebwerke mit niedrigerem Nebenstromverhältnis kann der Verdichterlärm hingegen auch nach hinten abgestrahlt werden, Bild 9.6.

Turbinenlärm wird praktisch nur noch hinten an die Umwelt abgestrahlt, da das erste Leitrad der Turbine in fast allen Betriebszuständen kritisch durchströmt wird, d.h., zwischen den Schaufeln des Leitrades wird die Schallgeschwindigkeit erreicht, sodass das Leitrad sperrt. Somit können keine akustischen Signale mehr in Flugrichtung dringen.

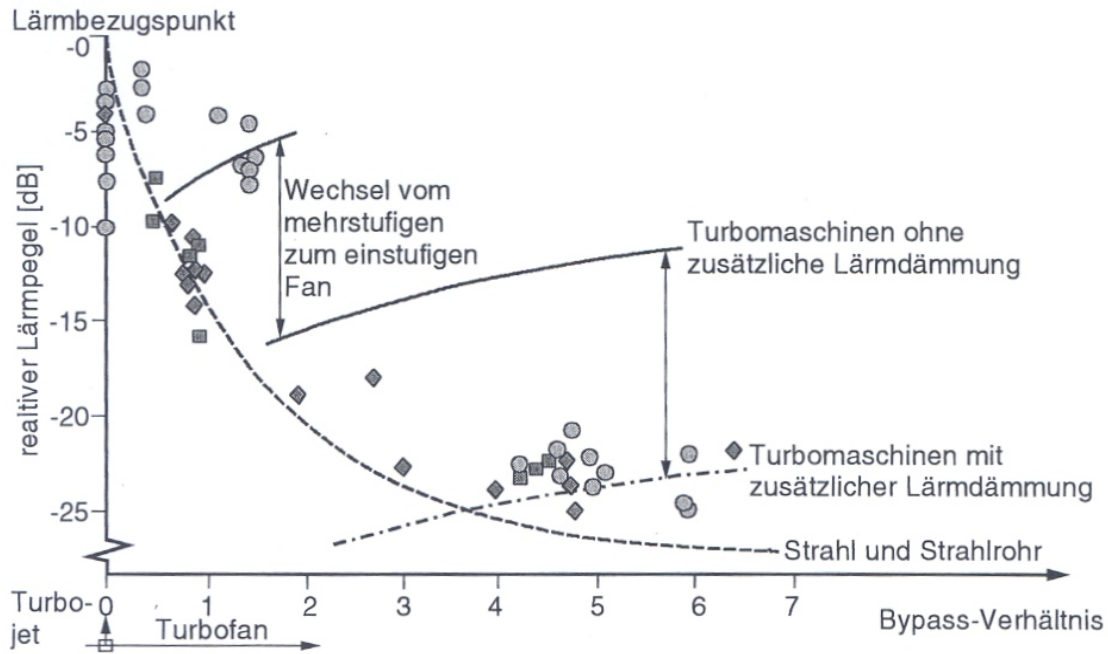
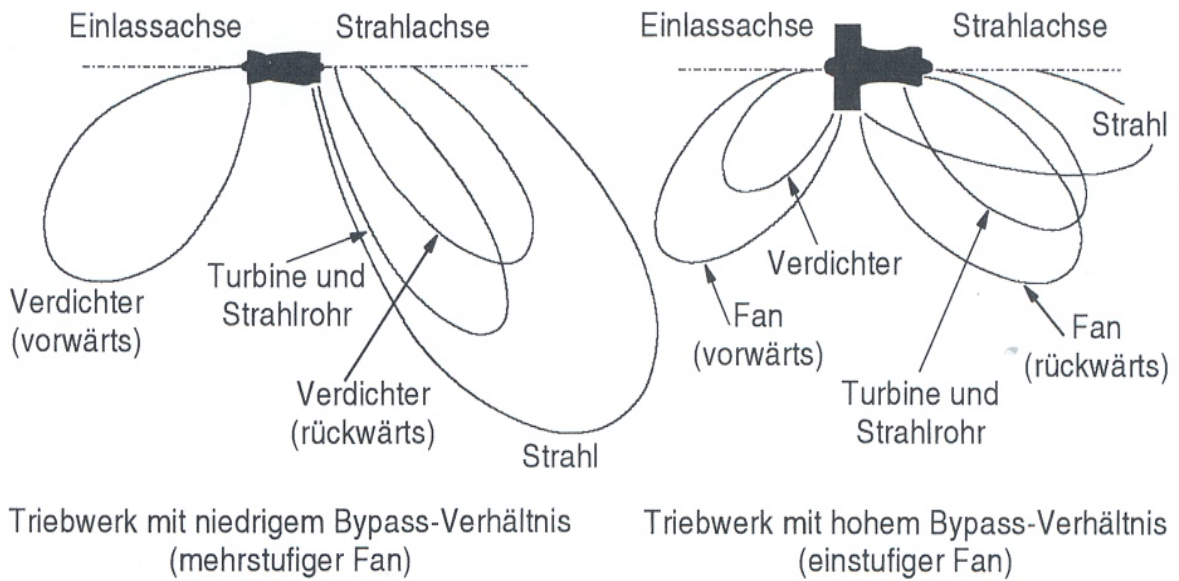


Bild 9.5 Veränderung verschiedener Schallquellen eines Triebwerks mit dessen Bypass-Verhältnis (Bild adaptiert nach Smith 1998)



Triebwerk mit niedrigem Bypass-Verhältnis (mehrstufiger Fan)

Triebwerk mit hohem Bypass-Verhältnis (einstufiger Fan)

Bild 9.6 Vergleich der Abstrahlcharakteristiken verschiedener Triebwerkschallquellen bei Triebwerken mit kleinem und mit großem Bypass-Verhältnis (Bräunling 2004)

9.4 Lärm aufgrund der Triebwerksanordnung

In Abschnitt 6.4 wurde die Aussage getroffen, dass Lärm in Abhängigkeit von der Quelle nach vorn (im Fall des Bläser und Verdichter) oder nach hinten (hauptsächlich Turbine und Abgasstrahl) an die Umwelt abgegeben wird. Ebenso wird dieser aber auch mittels Körperschall durch die Flugzeugstruktur in die Kabine übertragen. Deshalb muss zwischen **Lärm im Flugzeug** und **Lärm außerhalb des Flugzeugs** unterschieden werden (Sarin 2004):

a) Lärm im Flugzeug

Flugzeuge mit Hecktriebwerken sind aufgrund deren Positionierung im hinteren Teil der Kabine lauter. Gründe sind hierfür der oben angesprochene Körperschall und die meist *unmittelbare Anordnung* des Antriebs neben dem Rumpf, Bild 9.7. Unterflügelanordnungen weisen in der Kabine einen konstanten Lärmpegel auf, welcher in bestimmten Fällen, z.B. durch den nach vorne gerichteten Bläserlärm sogar im vorderen Bereich (Beispiel Airbus A320, erste Klasse) lauter ist. Eine Interaktion des Triebwerksstrahls mit der Struktur verstärkt in der Regel den Lärm.

Propellerflugzeuge produzieren niederfrequenten Lärm aufgrund der niedrigeren Propellerdrehzahl im Vergleich zu Strahltriebwerken. Dieser kann durch Generierung von Antischall zum Teil ausgelöscht werden (bisher einziges Flugzeug mit derartigem System: Saab 2000). Eine Anwendung von **Antischall** bei Strahlflugzeugen funktioniert bisher (noch) nicht, weil der Lärm zu hochfrequent ist und die *Kabinengröße* eine Anwendung nicht gestattet (Samtleben 2005).

Klimaanlagen produzieren ebenfalls Lärm im Flugzeug, der zum Teil erheblich sein kann. Durch eine akustische Isolierung (Abschnitt 9.6) ist es möglich, diese internen Schallquellen sowie von außen eindringenden Triebwerkslärm wirksam zu reduzieren.

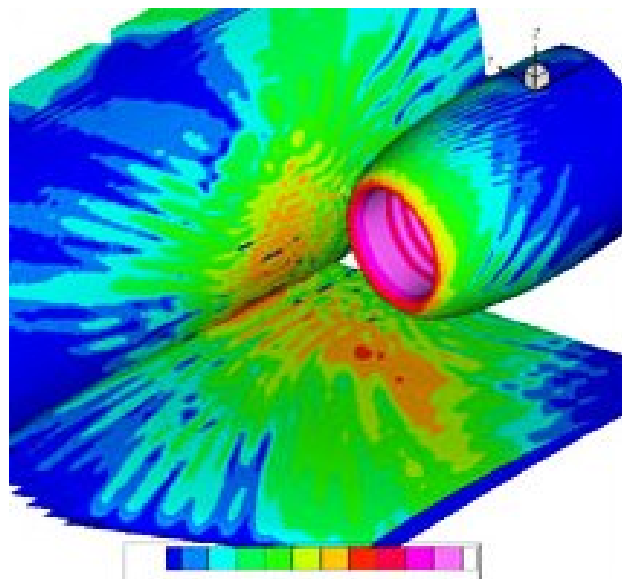


Bild 9.7 Bläserlärmabstrahlung an die angrenzende Struktur (Hussaini 2000)

b) Lärm außerhalb des Flugzeugs

Der als lästig wahrgenommene *Triebwerkslärm ist besonders bei Start und Landung von Bedeutung*. Während des Landeanflugs entwickeln andere Bauteile wie Fahrwerk und Bremsklappen zum Teil stärkere Geräusche als das Triebwerk. Beim Start wird der Lärm am Boden durch den Lärmteppich verdeutlicht. Dieser kann in seiner Größe durch folgende Punkte beeinflusst werden (Sarin 2004):

- **leisere Triebwerke**
- schnelleres (steileres) Steigen, steileres Sinken (vgl. Abschnitt 9.3)
- Abschirmung der Triebwerke zum Boden durch Flügel, Leitwerke

Triebwerke im Rumpf bzw. Flügel sind im Allgemeinen nach außen leiser als Triebwerke in Gondeln unter dem Tragflügel. Insbesondere lange Einläufe sowie lange Gondeln (long ducted nacelles) mit Schallauskleidungen reduzieren den Triebwerkslärm erheblich.

Antriebe über dem Flügel (Bild 9.8) sind aufgrund einer Abschirmung des hochfrequenten Bläserlärms durch die Tragfläche zum Boden leiser als eine Anordnung unter dem Flügel. Eine Heckanordnung hat Vorteile aufgrund der Abschirmung gegenüber der Unterflügel Position. Eine weitere Kombination aus Überflügelanordnung und Triebwerk im Rumpfhinterteil stellt Bild 9.9 dar.

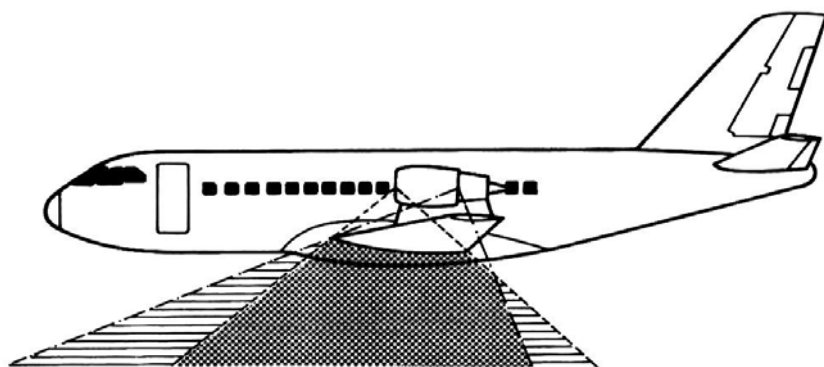


Bild 9.8 Abschirmung des Triebwerkslärms bei einer Überflügelanordnung, VFW 614 (VFW 1977)

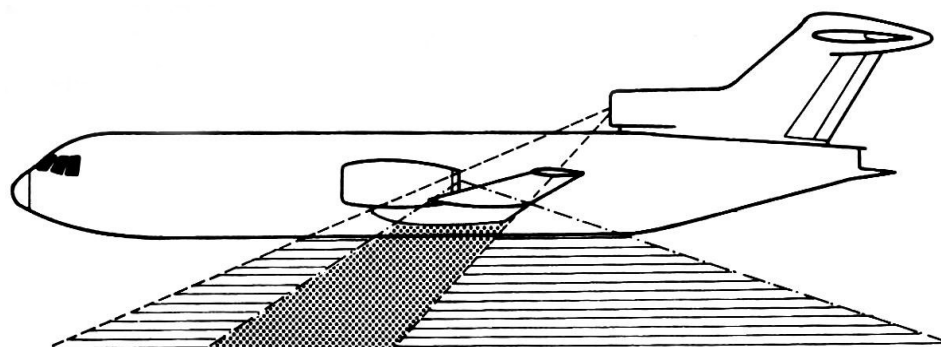


Bild 9.9 Abschirmung des Triebwerkslärms Tragfläche, Boeing 7X7 (Boeing 1978)

Neue geplante so genannte „Ökoflugzeuge“, die unter anderem lärmarm sein sollen, erreichen gegenüber heutigen Flugzeugen eine weitere Lärmreduzierung nur noch dadurch, dass das ganze Layout auf die Lärminderung zugeschnitten ist (Bild 9.10). Ökoflugzeuge haben zusätzlich das entscheidende Problem, dass gewisse Forderungen in Konflikt mit einem höheren Treibstoffverbrauch stehen. Deshalb ist auch hier ein Kompromiss für die bestmögliche Entwurfslösung mit akzeptablem Treibstoffverbrauch zu finden (in Anlehnung an Sarin 2004).



Bild 9.10 Ökoflugzeug mit ummantelten Propfantriebwerken (Schmitt 2005)

9.5 Schallreduzierende Maßnahmen

Wie in Kapitel 9.4 bereits angesprochen, ist bei den Triebwerken mit ihren relativ niedrigen Strahlgeschwindigkeiten, dieser keine so dominante Schallquelle, wie bei vorherigen Generationen. Deshalb konzentriert sich die Entwicklung bzgl. Schallreduzierenden Maßnahmen auf den Turbomaschinenlärm, speziell den des Bläasers und der nachgeschalteten Verdichterstufen im Kerntriebwerk. Einen Tendenziellen Trend mit Ausblick auf zukünftige Triebwerke zeigt das Bild 9.11.

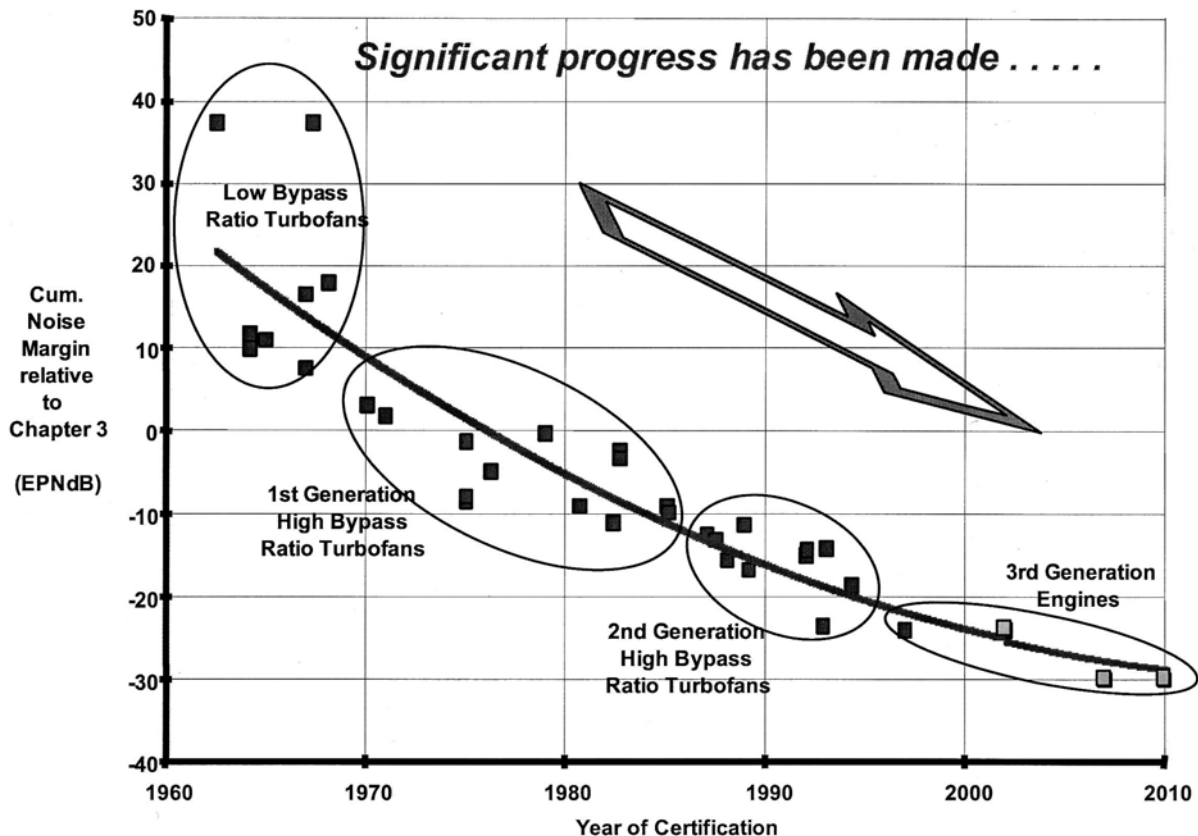


Bild 9.11 Trend der Schallemission von Unterschall-Passagierflugzeugen (commercial aircraft design characteristics 2003)

Bereits während der Konstruktions- und Entwurfsphase können aber bereits gezielte Eingriffe gemacht werden, um folgende Probleme besser zu lösen:

- Vermeidung des „Kreissägenlärms“ (buzz saw noise). Dieser entsteht durch Ungleichförmigkeiten im Profil- und Gittergeometrie des Bläasers. Besonders stark ausgeprägt ist dieser Kreissägenlärm beim Starten und Steigen durch die supersonische Blattspitzenzuströmung des Läufers.
- Verwendung von Lärmabsorbierenden Auskleidungen (acoustic panels) im Einlauf und im hinteren Teil der Triebwerksverkleidung, Bild 9.8

- Störungen im Einlauf durch Einbauten, exzentrische Einlaufgeometrien und/oder ovale Einlaufquerschnitte erzeugen am Fan Wechselwirkungen mit tonalen Folgen beim Lärm. Unter Umständen können Einbauten auch hinter dem Fanrotor ähnliche Folgen haben (Bräunling, 2004)
- Weitere Reduzierungen lassen sich während der Planung durch verhältnismäßig „einfache“ Berücksichtigungen treffen (FTW1 Vorlesung): Optimierung der Axialabstände zwischen den Schaufeln, Bild 9.12. Untersuchung der Anzahl von Schaufeln am Rotor / Stator. Durch ungleiche Beschaukelungen lassen sich bestimmte Töne „kappen“.

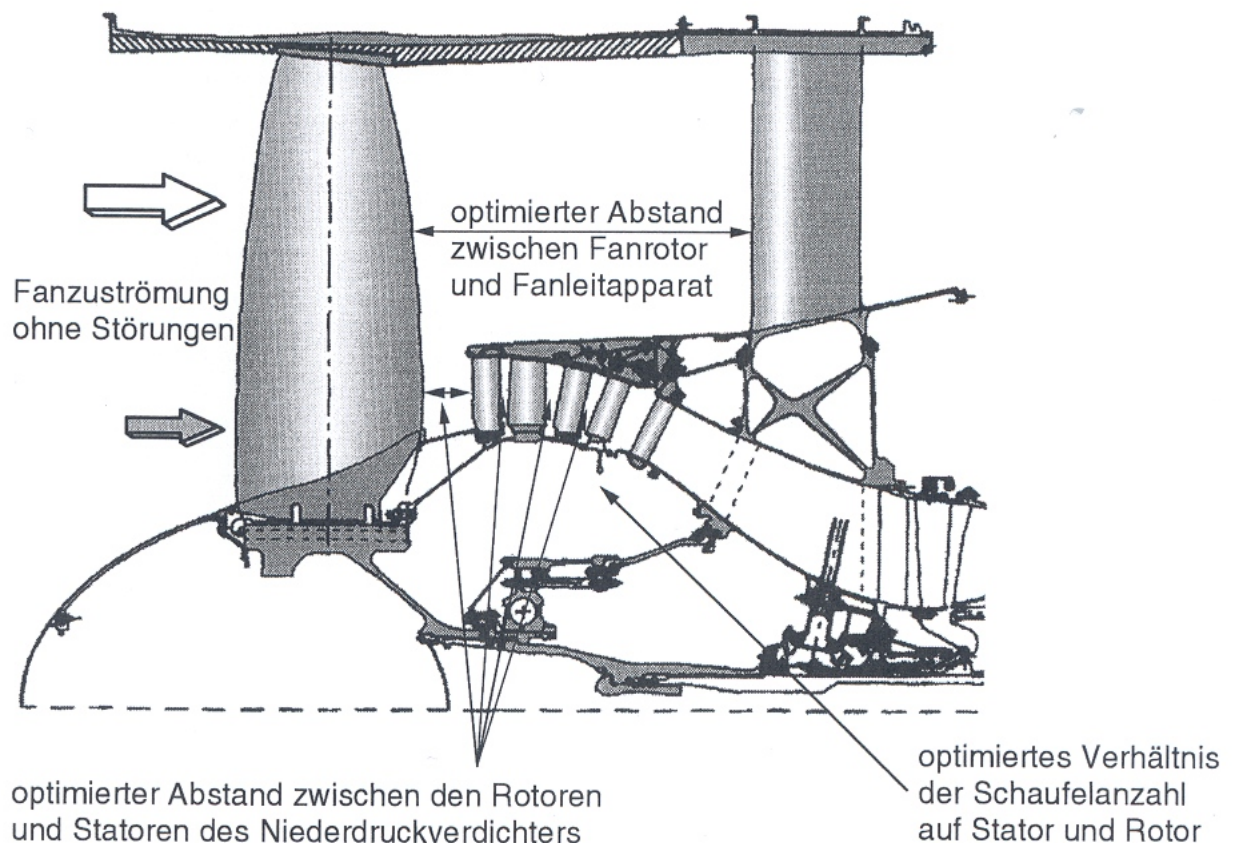


Bild 9.12 Gestaltung einer Fanstufe und der ersten Stufen des Verdichters im Kerntriebwerk bei einem modernen Turbofan unter dem Gesichtspunkt der Lärmminimierung (Bräunling 2004)

Gut die Hälfte der in den letzten 30 Jahren erzielten Vorteile bei der Lärmreduzierung wurde aufgrund von Schallauskleidungen gemacht. Heutzutage verwendet man hauptsächlich 2 Auskleidungsprinzipien. Die gesamte Fläche kann in modernen Motoren bis zu 30m² betragen und spiegelt das enorme Potential zur Schalldämmung solcher Absorptionsmaterialien (acoustic liners), in Bild 9.13 wieder (Bräunling, 2004).

Die zu Anwendung kommenden Funktionsweisen lassen sich wie folgt beschreiben:

- Dissipative Dämpfung (resistive damping). Wandeln der akustischen Energie der einfallenden Schallwellen in Wärme (Dissipation), indem Teilchenschwingungen in den Poren des Absorbermaterials angeregt werden, die zu hoher inner Reibung führen.
- Reaktive Auslöschung (reactive cancellation). Auslöschen einfallender Schallwellen durch den – vom festen Untergrund der Auskleidung – reflektierte Wellen, was eine bestimmte Tiefe der einzelnen Zellen voraussetzt und nur für Schallwellen einer bestimmten Wellenlänge funktioniert.

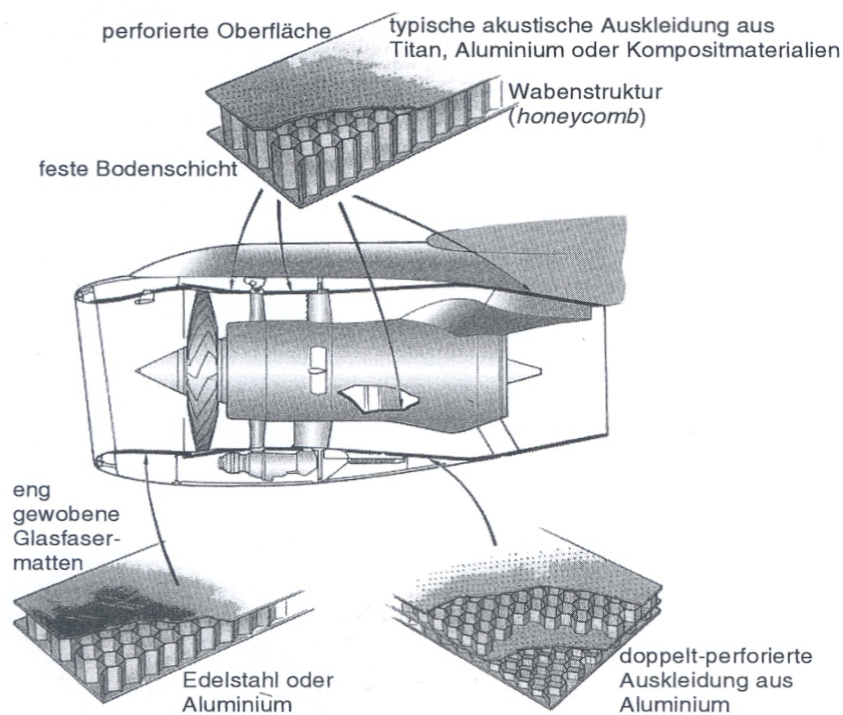


Bild 9.13 Aufbau und Zusammensetzung typischer Schallauskleidungen (Bräunling 2004)

7 Zusammenfassung

Das Thema Triebwerksintegration wird beim Flugzeugentwurf häufig unterschätzt. Durch das Einfließen von unterschiedlichsten Systemen ist aber gerade hier eine Dichte an Anforderungen gegeben, wie sie sonst selten am Flugzeug vorhanden ist und stellt damit für die Ingenieurin eine der größten Herausforderungen im Flugzeugbau dar. Dieses gilt z.B. für den begrenzten Bauraum, wie auch für zulassungsbedingte Vorschriften.

Klar herauskristallisiert haben sich heutzutage Tiefdecker mit Triebwerken unter dem Tragflügel. Gründe sind hierfür die günstigen aerodynamischen Eigenschaften dieser Integrationsvariante, sowie Vorteile im Verhalten des Flugzeugschwerpunktes im Vergleich zu anderen Anordnungen. Bei speziellen Einsatzzwecken wie z.B. unbefestigten Flugplätzen, ist es in der Regel von Vorteil, über alternative Möglichkeiten nachzudenken.

Durch operationelle, flugmechanische, aerolastische und strukturelle Anforderungen ist die Triebwerksposition bei oben genannten Flugzeugen nahezu festgelegt. Doch selbst kleine Veränderungen wie die abschließenden Vergleiche von Ausgangsgeometrie zur optimierten Integration nach Windkanalversuchen, weisen eine Reduzierung von etwa 2% des Gesamtreiseflugzeugwiderstands auf.

Große Fortschritte werden derzeit in der Triebwerksentwicklung gemacht, was für die Thematik der Triebwerksintegration ebenso weit reichende Veränderungen haben wird. Zentrales Thema stellt die Lärmreduzierung dar, die nicht ausschließlich von der Anbringungsart tangiert wird, sondern ebenso von der Wahl des Triebwerkstypen und Führung des Abgases.

Abschließend lässt sich keine in allen Gesichtspunkten passende Empfehlung für ein Flugzeugprojekt machen. Es kann aber sehr wohl ein Leitfaden nach den vorher spezifizierten Anforderungen gegeben werden. Eine gelungene Triebwerksintegration stellt also immer ein **Kompromiss** aus verschiedenen interdisziplinären Themen dar.

Literaturverzeichnis

- Airbus 1996** AIRBUS DEUTSCHLAND: *Engine/Airframe Integration*. Bremen: Airbus Deutschland, 1996
- AGARD 1976** AGARD: *Aerodynamic Noise*. In: *Advisory Group for Aerospace Research & Development: AGARD Lecture Series No.80 (Farnborough 1976)*. London : North Atlantic Treaty Organisation, 1976, S. 1.1 – 1.10
- Boettger 2005** BOETTGER, Ole: Bläser-/ Turbinenscheibenbruch : mündliche Äußerung. Airbus Hamburg 2005-02-16
- Boettger 2005** BOETTGER, Ole: Aerolastik der Triebwerksintegration : mündliche Äußerung. Airbus Hamburg 2005-02-16
- Bräunling 2004** BRÄUNLING, Willy J.G.: *Flugzeugtriebwerke*. Berlin : Springer, 2004
- DLR 1999** DEUTSCHE FORSCHUNGSANSTALT FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT: *Airframe Integration – The European Research Program DUPRIN*. Braunschweig : Daimler-Benz Aerospace, 1999
- Dubs 1975** DUBS, Fritz: *Hochgeschwindigkeitsaerodynamik*. Stuttgart : Birkhäuser Verlag, 1975
- Engmann 1994** ENGMANN, Klaus: *Technologie des Flugzeuges*. Alsbach : Leuchtturm-Verlag, 1994
- Giroto 2002** GIROTO, C.; Aslund, H.; Dirmeier, S.; Heller, G. (Bearb.): Aerodynamische Entwicklung der Triebwerksintegration an der 728/928 Regionalflugzeugfamilie. In: DGLR: *DGLR 2002 (Deutscher Luft und Raumfahrtkongress 2002, Stuttgart, 23. – 26. September 2002)*. Wessling : Fairchild Dornier GmbH, 2002, S. 1 – 8
- Goodmanson 1973** GOODMANSON, Lloyd T.; Gratzner, Louis B. (Bearb.): *Recent Advances in Aerodynamics for Transport Aircraft* : Astronautics & Aeronautics, 1973

- Harris 2000** HARRIS, Tony: AGARD: Aerodynamic Engine/Airframe Integration for High Performance Aircraft and Missiles. In: AGARD: *AGARD 69th (Test Techniques for Engine/Airframe Integration, Bedford, 2000)*. Bedford : Aircraft Research Association Ltd, 2000, S. 1.1 – 1.17
- Hussaini 2000** HUSSAINI, M.Y.; Stanescu, Dan; Xu Jinquan: Aeroacoustics analysis of turbofan inlets, 2000. – URL: http://www.csit.fsu.edu/supercomputer/sp4_project_hussaini.html (2005-03-01)
- Hünecke 1993** HÜNECKE, Klaus: *Flugtriebwerke*. Stuttgart : Motorbuch Verlag, 1993
- IIWG 2003** INTERNATIONAL INDUSTRY WORKING GROUP: *Commercial Aircraft Design Characteristics – Trends and Growth Projections*. : International Industry Working Group, 2003
- Marx 1989** MARX, J. (Bearb.): *Installation Features of Advanced, Very High Bypass Turbofan Propulsion Systems*. Seattle : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989
- Müller 2003** MÜLLER, Gerhard; Möser, Michael: *Taschenbuch der Technischen Akustik*. Berlin : Springer Verlag 2003
- Nield 1994** NIELD, Roger (Bearb.): *Current and future nacelle technologies*. : World Aerospace Technology, 1994
- Greff 1993** GREFF, E.; Becker, K.; Karwin, M.; Rill, S.: *Integration of high bypass ratio engines on modern transonic wings for regional aircraft*. Bremen : Deutsche Airbus, 1993
- Oates 1989** OATES, C. Gordon: *Aircraft Propulsion Systems Technology and Design*. Ohio : AIAA Education Series, 1989
- Roskam 1997a** ROSKAM, Jan: Aircraft Design. Part I : *Preliminary Sizing of Airplanes*. Kansas : DARcorporation, 1997
- Roskam 1997b** ROSKAM, Jan: Aircraft Design. Part II : *Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System*. Kansas : DARcorporation, 1997

- Rudnik 2001** RUDNIK, Ralf; Rossow, Cord C.; Geyr, Heiko (Bearb.): *Numerische Simulation der Triebwerk/Flugzeugzelle Integration für Hoch-Bypass Triebwerke*, Braunschweig : Aerospace Science and Technology, 2001
- Sarin 2003** SARIN, Sohan L.: Triebwerksintegration mit Schwerpunkt Lärm : mündliche Äußerung am Telefon. Niederlande, 2004-04-21
- Schmitt 1998** SCHMITT, Dieter: Luftfahrttechnik *Flugzeugentwurf*. München : Technische Universität München, 1998
- Schmitt 2004** SCHMITT, Dieter: Bigger, Faster, Greener, Cheaper?. In: ICAS: *ICAS Congress 2004 (24th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Yokohama, 29. August – 13. September 2004)*. Yokohama : Airbus, 2004, S. 23 -25
- Schulshenko 1976** SCHULSHENKO, M. N.: *Konstruktion von Flugzeugen*. Leipzig : Militärverlag der Deutschen Demokratischen Republik, 1976
- Smyth 1977** SMYTH, Richard: *Spezielle Probleme bei der Entwicklung der Antriebsanlage für eine Triebwerksanordnung über dem Flügel*. Bremen : Vereinigte Flugtechnische Werke-Fokker GmbH, 1977
- Sturma 2002** STURMA, C., Zeidler, A.; Sollbach, W.; Fritsch, G.: Die Herausforderung des Pylondesigns am Beispiel des Regionalflugzeugs Fairchild Dornier 728. In: DGLR: *DGLR 2002 (Deutscher Luft und Raumfahrtkongress 2002, Stuttgart, 23. – 26. September 2002)*. Wessling : Fairchild Dornier GmbH, 2002, S. 1 – 10
- Swan 1973** SWAN, Walter C.; Sigalla, Armand: The Problem Of Installing A Modern High Bypass Engine On A Twin Jet Transport Aircraft. In: AGARD: *AGARD-CP-124 (Aerodynamic Drag Washington 1973)*. Renton : Boeing Commercial Airplane Company, 1973, S. 17.1 – 17.12
- Torenbeek 1988** TORENBEEK, Jan: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft : Delft University Press, 1984

- Voogt 1981** VOOGT, N.; Hengst, J. van; Kolk, J. v. d.: Aerodynamik Aspects of High Bypass Ratio Engine Installation On A Fuselage Afterbody. In: AGARD: *AGARD-CP-301 (Aerodynamics of Power Plant Installations Toulouse 1981)*. Schiphol Oost : Fokker B.V., 1981, S. 29.1 – 29.10
- Whitford 2002** WHITFORD, Ray: Propulsion II. Part 10 :*Fundamentals of Airliner Design*. : Air International, 2002
- Whitford 2002** WHITFORD, Ray: Propulsion III. Part 10 :*Fundamentals of Airliner Design*. : Air International, 2002

Anhang A

Systemmassen ausgeführter Entwürfe

Tabelle A.1 Systemmassen einzelner Baugruppen (Torenbeek 1988)

AIRPLANE TYPE		MTOW	A. P. U. - GROUP	INSTR. NAV. EQPT.	HYDR. PNEUM.	ELEC- TRICAL	ELEC- TRONICS	FURNISH. EQPT.	AIRCOND. ANTI-ICE	MISC.	TOTAL
JET TRANSPORTS	Atlas Airbus A-300 B2	302,000	983	377	3,701	4,923	1,726	13,161	3,642	732	29,245
	BAC 1-11 Srs 300	87,000	457	182	997	2,317	1,005	4,933	1,579	-	11,465
	Boeing 707/320 C	330,000	151	515	1,086	4,179	2,338	9,527	3,608	-389	21,015
	707/321	301,000	-	561	498	3,959	1,716	14,854	3,290	-	24,878
	720/022	203,000	-	555	505	4,070	1,200	13,055	2,890	-	22,275
	727/100	160,000	60	756	1,418	2,142	1,591	10,257	1,976	85	18,285
	727/100C	160,000	52	802	843	3,617	1,559	6,729	2,401	75	16,078
	737/200	100,400	836	625	873	1,066	956	6,643	1,416	124	13,539
	747/100	710,000	1,130	1,909	4,471	3,348	4,429	37,245	3,969	-421	54,380
	Fokker VFW F-28 Mk 1000	65,000	346	302	364	1,023	869	4,030	1,074	-	8,008
	Mk 2000	65,000	353	309	366	1,045	869	4,614	1,111	-	8,667
	Lockheed Jetstar	30,680	-	153	262	973	318	1,521	510	560	4,297
	McDonnell Douglas DC-8/55	328,000	-	1,271	2,196	2,398	1,551	14,335	3,144	57	24,952
	DC-9/10 RC	91,500	818	719	714	1,663	914	7,408	1,476	24	13,736
North Am. T-39A Sabreliner	16,700	-	122	116	720	407	857	333	-	2,555	
Aerospatiale Caravelle VI R	114,640	-	236	1,376	2,846	1,187	6,481	1,752	-	13,878	
VFW Fokker - 614	40,981	305	215	403	1,054	436	2,655	719	49	5,836	
PROPELLER TRANSPORTS	Bristol Britannia 300A	155,000	-	505	650	1,800	1,040	6,866	3,000	-	13,861
	Canadair CL-44C	205,000	-	858	630	3,040	1,229	12,349	2,536	-	20,662
	CL-44D	205,000	-	783	640	2,875	1,046	3,155	4,090	-	12,589
	Fokker VFW F-27 Mk 100	39,000	-	81	242	835	386	2,291	1,225	-	5,060
	Mk 500	45,000	-	126	256	840	329	3,035	1,257	-	5,843
	Grumman Gulfstream I	33,600	355	97	235	966	99	415	755	6	2,929
	Lockheed C-130 E	151,522	466	665	671	2,300	2,432	4,765	2,126	62	13,487
	L-1049 E	133,000	-	503	654	1,505	1,371	7,405	3,298	-	14,736
Nord 262	23,050	-	133	765	238	1,324	527	33	3,020		
Vickers Viscount 702	50,044	-	154	331	2,048	447	2,519	1,516	-	7,015	
JET TRAINERS	Beechcraft MS 760	7,650	-	70	-	284	158	169	48	30	759
	Cessna T-37	6,436	-	132	56	194	86	256	69	3	796
	Northrop T-38A Talon	11,651	-	211	154	296	246	460	142	24	1,539
LIGHT TWINS	Beechcraft 95 Travel Air	2,900	-	49	-	96	26	194	48	25	438
	G-50	7,150	-	80	-	184	9	333	81	27	834
	E-18 S	9,700	-	100	-	295	63	524	144	58	1,184
	Cessna 310 C	4,830	-	46	-	121	-	154	46	65	498
SINGLE ENGINE A/C	Beechcraft Bonanza J-35	2,900	-	16	-	72	-	174	12	7	281
	Cessna 150A	1,500	-	7	2	41	-	42	4	-	96
	172B	2,200	-	7	3	41	-	99	4	-	154
	180D	2,650	-	8	3	59	-	105	6	-	181
	210A	2,900	-	16	4	60	-	116	12	20	228

ALL WEIGHTS IN LB

Tabelle A.2 Systemmassen einzelner Triebwerksbaugruppen (Torenbeek 1988)

AIRPLANE TYPE		GROUP	ENGINE	FUEL		EXHAUST +		OTHER		PROPULSION	
			INSTALL.	SYSTEM		THRUST REV.		ITEMS		GROUP	
			10 ³ LB	10 ³ LB	%*	10 ³ LB	%*	10 ³ LB	%*	10 ³ LB	%*
JET AIRCRAFT	Atlas Airbus A-300 B2		16.825	1.257	7.47	4.001	23.8	.814	4.84	22.897	136
	Boeing 707/320 C		17.368	2.418	13.9	3.492	20.1	.798	4.59	24.247	140
	727/100		9.325	1.143	12.2	1.744	18.7	.250	2.68	12.759	137
	737/200		6.217	.575	9.25	1.007	16.2	.378	6.08	8.177	132
	747/100		34.120	2.322	6.81	6.452	18.9	.802	2.35	43.696	128
	Fokker VFW F-28 Mk 1000		4.495	.545	12.1	.127	2.82	.215	4.78	5.227	116
	Lockheed Jetstar		1.750	.360	20.6	**	-	.365	20.9	2.475	141
	McDonnell Douglas DC-8/55		16.856	3.107	18.4	4.964	29.4	1.580	9.37	26.507	157
	DC-9/10RC		6.160	.510	8.28	.658	10.7	.409	6.64	7.737	126
	North Am. T-39A Sabreliner		.959	.190	19.8	**	-	.152	15.8	1.301	136
	Aerospatiale Caravelle VI R		7.055	.518	7.34	.975	13.8	.179	2.54	8.727	124
	VFW Fokker 614		3.413	.162	4.75	.119	3.49	.690	20.2	3.763	110
Cessna T-37			.751	.224	29.8	**	-	.221	29.4	1.196	159
Northrop T-38A Talon			1.038	.285	27.4	**	-	.307	29.6	1.630	157
						PROPELLER(S)					
PROPELLER AIRCRAFT	Bristol Britannia 300A		11.192	1.329	11.9	3.557	31.8	3.820	34.1	19.898	178
	Canadair CL-44C		12.800	1.755	13.7	5.006	39.1	3.134	24.5	22.695	177
	Fokker VFW F-27 Mk 100		2.427	.390	16.1	.918	37.8	.612	25.2	4.454	184
	Grumman Gulfstream I		2.688	.133	4.95	1.002	37.3	.698	26.0	4.521	168
	Lockheed C-130 E		7.076	1.695	24.0	4.573	64.6	1.874	26.5	15.268	216
	L-1049 E		14.256	.893	6.26	2.980	20.9	2.547	17.9	20.682	145
	Beechcraft 95 Travel Air		.519	.083	16.0	.162	31.2	.109	21.0	.873	168
	G-50 Twin Bonanza		1.008	.137	13.6	.258	25.6	.207	20.5	1.610	160
	E-18S		1.352	.274	20.3	.334	24.7	.321	23.7	2.281	169
	Cessna 310-C		.852	.076	8.92	.162	19.0	.160	18.8	1.250	147
	Beechcraft Bonanza J-35		.432	.030	6.94	.073	16.9	.045	10.4	.580	134
	Cessna 150A		.194	.020	10.3	.025	12.9	.034	17.5	.273	141
	175B		.312	.030	9.61	.038	12.2	.047	15.1	.427	137
	185		.428	.024	5.61	.072	16.8	.056	13.1	.580	135

* percent of engine installation weight

** not specified; included in other items