

# VORENTWURF EINER SCHWEREN, PROPELLERTURBINEN-GETRIEBENEN VERKEHRSFLUGZEUGKONFIGURATION FÜR DEN EINSATZ AUF HOCHFREQUENTIERTEN KURZ- UND MITTELSTRECKEN

M. Iwanizki, Technische Universität München, Deutschland

## Zusammenfassung

Das vorliegende Paper beschreibt den Vorentwurf eines von Propellerturbinen angetriebenen Großraumflugzeugs für den Einsatz auf kurzen und mittleren Strecken. Es umfasst die Anforderungsdefinition, Ergebnisse verschiedener Phasen des Entwurfsprozesses und die Beschreibung der verwendeten Auslegungsmethoden. Für die Definition von Anforderungen werden eine Marktanalyse sowie eine Recherche zu realisierten Konfigurationen durchgeführt. Darauf aufbauend erfolgt der Vorentwurf einer Basiskonfiguration unter Einsatz qualitativer und einfacher quantitativer Methoden. Ausgehend von der Basiskonfiguration werden durch die Variation verschiedener Parameter wie Tragflächen-, Leitwerks- und Rumpfform neue Konfigurationen abgeleitet. Diese werden anschließend mit Abschätzungsmethoden höherer Genauigkeit für Masse, Aerodynamik und Triebwerksleistung analysiert und optimiert. Die vorteilhaften Merkmale, die in diesen Studien identifiziert werden, werden in neue Konfigurationen implementiert. Als Ergebnis dieses Optimierungsprozesses wird die finale Konfiguration vorgestellt.

## 1. HINTERGRUND FÜR DAS KONZEPT EINES SCHWEREN TURBOPROPS FÜR KURZE UND MITTLERE FLUGSTRECKEN

Durch die Verwendung eines Großraumflugzeugs können direkte operationelle Kosten der Airlines gesenkt werden. Dies wird durch die Reduktion des Flugpersonals, die große Zahl von Passagieren pro Flug und die verringerte Zahl von Anflügen auf Flughäfen erreicht. [1.] Die höhere Effizienz der Propellerturbinen bei niedrigen Flugmachzahlen gegenüber den Turbofanantrieben bietet Vorteile für den Einsatz auf kurzen Flugstrecken. Deswegen werden sie oft bei modernen Kurzstrecken-Flugzeugen verwendet. [2.] Der Einsatz einer Turboprop-Großraummaschine ist im Regionalverkehr in bevölkerungsreichen Regionen wie Indien mit einer ausgelasteten Flughafeninfrastruktur [3.] denkbar. Durch eine solche Konfiguration lassen sich mehrere kleinere Maschinen substituieren. Hierdurch kann die Zahl der erforderlichen Slots für eine Airline zur Beförderung einer großen Zahl von Passagieren reduziert werden.

## 2. SITUATIONSANALYSE

In diesem Abschnitt sind die Ergebnisse der Untersuchungen von Flugbewegungen zusammengefasst. Weiterhin werden Referenzdaten von existierenden Maschinen mit ähnlichen Konfigurationsmerkmalen oder Missionen vorgestellt. Abschließend werden Daten leistungsstarker Turboproptriebwerke aufgeführt.

### 2.1. Marktanalysen

Für die Analyse des Marktes wird die Datenbank OAG [4.] für das Jahr 2008 ausgewertet. Dabei wird gemäß BILD 1 der Flugverkehr in vier Gebieten betrachtet. Hierbei werden die Anzahl der Flüge, die Flugstrecken und transportierte Frachtmassen von Kurz- Mittel- und Langstreckenpassagierflugzeugen analysiert. Mit der Gebietsaufteilung wird der Regionalverkehr hervorgehoben. Zugleich weisen diese Gebiete unterschiedliche Entwicklungsgrade der Infrastruktur auf.

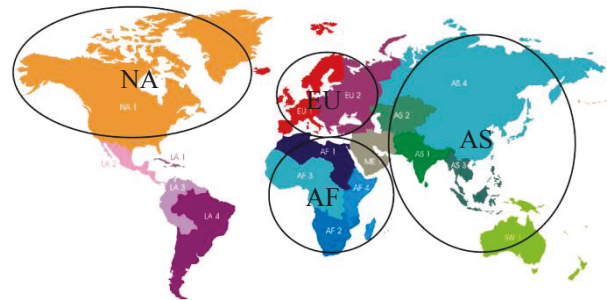


BILD 1: Einteilung der Gebiete zur Analyse von Flugbewegungen (Bildquelle: OAG 2008 [4.])

In TAB 1 ist der prozentuale Anteil der Flüge auf Strecken von 999 km bis 3.999 km als Ergebnis der Analyse gezeigt. Zu erkennen ist, dass in allen Regionen über 90% der Flüge bis zu einer Reichweite von 3.000 km durchgeführt werden. In TAB 2 ist der Mittelwert der transportierten Frachtmassen pro Flug bis zu einer Flugstrecke von 3.000 km aufgetragen. Anzumerken ist, dass in Afrika, Asien und Australien mehr als die dreifache Frachtmassen als in Nordamerika und Europa befördert wird.

Strecke [km]	NA	EU	AF	AS
bis 999	38	67	74	64
bis 1.999	75	94	91	88
bis 2.999	90	99	96	94
bis 3.999	97	100	98	97

TAB 1: Anteil der Flüge [%] bezogen auf die Flugstrecke

	NA	EU	AF	AS
Fracht-Mittelwert [t]	1,70	1,73	5,37	6,39

TAB 2: Transportierte Fracht bis 3.000 km

### 2.2. Daten von Maschinen und Triebwerken

Als Referenz für Abflugmasse, Leistungsbedarf und Fluggeschwindigkeit werden Daten von schweren Turboprop-Maschinen verwendet. In BILD 2 und BILD 3 sind einige Konfigurationen abgebildet. Erkennbar ist, dass die großen Passagiermaschinen CL-44, Tu-114 und

L-188 als Tiefdecker mit einem konventionellen Leitwerk ausgelegt sind. An-10 weicht von dieser Konfiguration ab, denn es ist als Hochdecker für den Einsatz auf kurzen Rasenpisten konzipiert. Airbus A400M und An-70 sind moderne schwere militärische Turboprop-Transporter. Sie werden im Folgenden als Referenz für die Leistungsfähigkeit und den Treibstoffverbrauch aktueller Turboprops herangezogen, da sie eine mit dem Projekt vergleichbare Nutzlastmasse aufweisen.



BILD 2: Schwere Turboprop-Maschinen (Quelle: [5.]



BILD 3: Schwere Turboprop-Maschinen (An 10: [5.]; An-70: antonov.com; A400M: airbusmilitary.com)

Typ	CL-44	Tu-114	L-188	An-10	An-70	A400M
PAX	189-214	120-145	74-98	84-100	-	-
MTOW [t]	95,25	187,8	52,67	58,4	130	130
S [m²]	192,8	311	120,77	120	200	221,5
V <sub>cruise</sub> [m/s]	172	214	181	172	208	154
P <sub>TO</sub> [MW]	16,9	43,5	11,9	11,8	41,2	32,8
Startstrecke [km]	2,5	2,9	1,5	1,0	0,6-1,8	1,4
Nutzlast [t]	19,5	21	11	13	47	37

TAB 3: Daten von Turboprop-Maschinen (Quellen: [5.], An-70: [6.], antonov.com; A400M: [6.], airbusmilitary.com)

In TAB 3 sind Parameter der abgebildeten Maschinen zusammengefasst. Eine Übersicht der Leistungsdaten von Turboprop-Triebwerken mit einer Startleistung von mehr als 10 MW ist in TAB 4 gegeben. Das D-27-Triebwerk wird bei An-70 verwendet. Die Kusnetzow NK-12 Triebwerke sind bei Tu-114 eingesetzt worden. Die Muster NK-62 und NK-110 sind nicht über das Entwicklungsstadium

hinausgekommen. Sie zeigen jedoch, dass Startleistungen von mehr als 15 MW mit Turboprop-Antrieben erreichbar sind.

	NK-12M	NK-12 MA	NK-62	NK-110	D-27
P <sub>SL</sub> [MW]	11,025	11,025	Unbek.	15,88	10,44
T <sub>TO</sub> [kN]	94,2	145,1	245	176,5	119,1
M <sub>cruise</sub> (Flughöhe)	0,68 (11 km)	0,56 (10 km)	0,75 (11 km)	0,75 (11 km)	0,7 (11 km)
D <sub>prop</sub>	5,6 m	6,2 m	4,7 m	Unbek.	4,5 m
SFC <sub>cruise</sub>	58,85 µg/J	58,85 µg/J	13,6 mg/Ns	12,47 mg/Ns	48,44 µg/J

TAB 4: Daten großer Turboprop-Triebwerke [7.]

### 3. ANFORDERUNGSDEFINITION

Aus der Analyse in Kapitel 2 werden Anforderungen für den Entwurf, dargestellt in TAB 5, ermittelt. Die Passagierzahl leitet sich aus der Forderung des Projekts, mehr als 400 Personen zu befördern, ab. Zugleich werden Leistungsgrenzen von Propellerturbinen berücksichtigt, weshalb diese Zahl zwischen 300 und 500 variiert wird. Die Flugmachzahl richtet sich nach dem von An-70 erreichbaren Wert. Die Frachtmasse wird auf 5 t festgelegt, um asiatischen und afrikanischen Marktanforderungen zu genügen.

Passagierzahl	300-500
Frachtmasse	ab 5 t
Reichweite	3.000 km
Startbahnlänge	bis 1,8 km
Flugmachzahl	0,6-0,7

TAB 5: Anforderungen

Die Standardmission setzt sich bei der Berechnung aus Segmenten Start, Steigflug und Beschleunigung, Reiseflug von 3.000 km, Warteschleife (45 min.), Sinkflug, Landung und Taxiing zusammen. (Vgl. [8.]

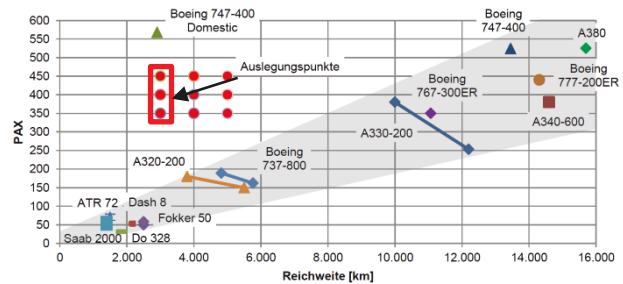


BILD 4: Positionierung des Konzepts gegenüber anderen Maschinen (Datenquellen: airbus.com, boeing.com, [5.]

Die Einordnung des Konzepts gegenüber anderen Konfigurationen auf dem Markt hinsichtlich der Reichweite und Passagierzahl ist in BILD 4 dargestellt. Erkennbar ist ein Trend mehr Passagiere über eine längere Strecke zu befördern, von dem der angestrebte Entwurf abweicht. Ein ähnliches Profil weist die Boeing 747 Domestic auf.

### 4. KONZEPTERSTELLUNG

Im Folgenden wird die Erstellung einer Basiskonfiguration durch die Festlegung der wichtigsten Merkmale vorgestellt. Hierbei werden Eigenschaften wie Rumpfform, Tragflächen- und Triebwerkanordnung sowie die Leitwerkskonfiguration durch qualitative Betrachtungen festgelegt. Parameter wie Masse und Leistungsbedarf

werden durch einfache quantitative Methoden ermittelt.

### 4.1. Abschätzung der Startmasse

Die Ermittlung der Startmasse erfolgt in der ersten Phase nach der statistischen Methode, beschrieben in [8.]. Hierbei werden für verschiedene Flugzeugkategorien typische  $W_e/W_0$ -Verhältnisse als Referenz verwendet. Einfluss der Merkmale wie Triebwerksanordnung oder Tragflächen- und Leitwerksgeometrie werden nicht berücksichtigt.

Für Analysen werden statistische Daten von zweimotorigen Turboprops sowie von strahlgetriebenen Transportflugzeugen verwendet. (Vgl. BILD 30) Die Abschätzung für viermotorige Turboprops erscheint bei Startmassen von über 130 t als optimistisch. Die Nutzlast wird aus der Masse von Passagieren und der Bestuhlung nach [9.] sowie der Fracht zusammengesetzt.

Das Ergebnis der Startmassenabschätzung unter Variation der Passagierzahl und Frachtmasse ist in TAB 6 dargestellt. Für die Reichweite von 3.000 km ist bei einer Passagierkapazität von 300-400 und 5 t Fracht ein  $W_0$  von 125 t bis 157 t zu erwarten. Durch den Vergleich mit Maschinen ähnlicher Masse wie A400M und Tu-114 wird eine Basiskonfiguration mit vier Triebwerken ausgewählt.

Reichweite 3.000 km					
Fracht [kg] / PAX	300	350	400	450	500
5.000	125.060	141.350	157.480	173.490	189.390
10.000	140.580	156.720	172.740	188.640	204.440
15.000	155.960	171.980	187.890	203.690	219.410

**TAB 6: Startmasse [kg] bei verschiedenen Passagierzahlen und Nutzlasten ( $C_{power}=8,5$  kg/J)**

Ergebnisse der Analyse für Reichweiten von 4.000 km und 5.000 km sind in TAB 11 zusammengefasst.

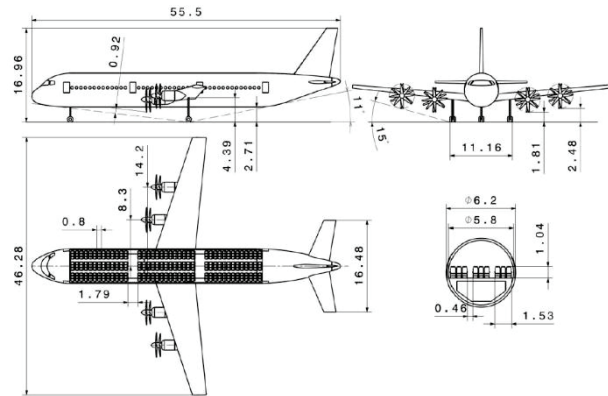
### 4.2. Erstellung einer Basiskonfiguration

Die Anordnung der Tragfläche, Position von Triebwerken sowie die Leitwerks- und Rumpfkongfiguration werden anhand von qualitativen Betrachtungen und Erfahrungswerten festgelegt. Als Informationsquelle dient [8.]. Für die Dimensionierung der Kabine werden Angaben zum Kabinenlayout aus [9.] herangezogen.

Erste Betrachtungen zeigen, dass bei Maschinen wie A400M eine deutliche Rumpfergrößerung erforderlich wird, um 400 Passagiere unterzubringen. Deswegen wird eine neue Basiskonfiguration entwickelt, wobei die Rumpfauslegung sich an aktuellen Passagiermaschinen von Airbus und Boeing orientiert. Eine Konfiguration mit heckseitiger Leitwerksanordnung wird aufgrund der Eigenstabilität gewählt. Verschiedene Muster der Vorentwurfphase sind in BILD 31 bis BILD 35 dargestellt.

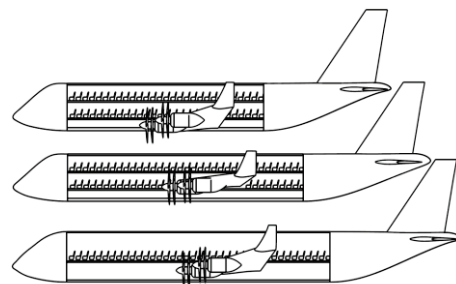
Für die Basiskonfiguration in BILD 5 werden die Triebwerke auf der Tragfläche angeordnet, um eine Reduktion der Tragflächenmasse zu erreichen. Weiterhin wird für die Propeller eine Zuganordnung gewählt, um die Anströmung der Tragfläche für den Auftriebsanstieg zu nutzen. Hierdurch wird eine Verkürzung der Start- und Landestrecken angestrebt. Da Zugpropeller in einer weitestgehend ungestörten Anströmung arbeiten, wird eine Verringerung der Lärmemission gegenüber einer Druckanordnung hinter der Tragfläche erreicht. Ein großer Abstand der Propeller zum Rumpf bei der

tragflächenseitigen Montage verringert das Lärmniveau in der Kabine. Aufgrund dieser Vorteile werden der Nachteil eines erhöhten Reibungswiderstands sowie die Störung der Auftriebsverteilung durch den Propellernachlauf akzeptiert.



**BILD 5: Basiskonfiguration (350 Passagiere)**

Eine hohe Tragflächenanordnung bietet bei der tragflächenseitigen Triebwerksmontage Vorteile hinsichtlich der Bodenfreiheit. Auch die Fahrwerksmasse wird verringert, sofern ein kurzes rumpfgebundenes Fahrwerk (Vgl. A400M, An-70) eingesetzt wird. Diese Fahrwerkskonfiguration erfordert zugleich eine Verstärkung des Rumpfs für die Einleitung von Kräften bei der Landung. Formeln zur Abschätzung der Rumpfmasse (Vgl. [8.],[9.]) weisen eine Proportionalität des Massenanstiegs von der Rumpfleeremasse auf. Da die große Zahl von Passagieren einen größeren Rumpf mit höherer Masse als bei Transportflugzeugen erwarten lässt, wird der Vorteil des leichten und kurzen Fahrwerks in diesem Fall verringert. Weiterhin sind bei einem Hochdecker eine aerodynamische Verkleidung zwischen dem Rumpf und der Tragfläche sowie ausladende Fahrwerksverkleidungen erforderlich. Beide Maßnahmen erhöhen die Masse und den Widerstand. Das Ergebnis der Ermittlung des Nullwiderstands für einen Hoch- und einen Tiefdecker (BILD 36) ist in BILD 37 dargestellt. Aufgrund aerodynamischer Vorteile wird eine tiefe bzw. mittige Tragflächenanordnung gewählt, sowie ein Hauptfahrwerk, das in der Tragfläche integriert wird. Dadurch werden eine Verstärkung des Rumpfs und die damit einhergehende Massenerhöhung vermieden.



**BILD 6: Vergleich von Rumpfkongfigurationen**

Die Länge des Rumpfs und damit dessen Oberfläche sind vom Kabinenlayout abhängig. Es werden verschiedene Deckaufbauten betrachtet, wobei sich ein deutlicher Vorteil einer Mehrdeckeranordnung für Passagiere in Bezug auf die Gesamtlänge abzeichnet. (Vgl. BILD 6 oben und Mitte) Für die Basiskonfiguration wird zunächst eine klassische Rumpfform mit einem Passagierdeck und

einem Frachtdeck (vgl. BILD 6 unten) ausgewählt. Für diese Rumpfform sind die semiempirischen Ansätze der Massenabschätzung geeignet, welche in frühen Phasen der Arbeit verwendet werden.

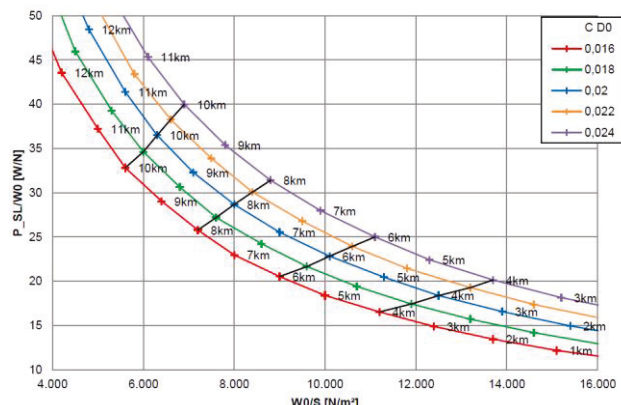
Das Leitwerk wird zunächst konventionell ausgeführt. Diese Leitwerksform ist bei diversen großen Turboprop-Konfigurationen verbreitet (Vgl. BILD 2). Sie bewirkt eine Widerstandsvergrößerung sowie eine Verringerung des Passagierkomforts, da das Höhenleitwerk im Propellernachlauf angeordnet ist. Allerdings wird die Gefahr eines „deep stall“ (Vgl. [8.]) bei hohen Anstellwinkeln aufgrund der Abschirmung des Leitwerks durch die Tragfläche verhindert. Eine aktive Anströmung durch die Propeller verbessert zudem die Steuerbarkeit bei niedriger Fluggeschwindigkeit, was bei kurzen Start- und Landestrecken von Vorteil ist.

**5. VORENTWURFSPROZESS**

Der Entwurfsprozess verläuft iterativ und umfasst die Erstellung, Analyse und Bewertung von unterschiedlichen Konfigurationen. Hierzu werden verschiedene Berechnungsmethoden verwendet, wobei im Verlauf der Arbeit komplexere Methoden höherer Genauigkeit zum Einsatz kommen. Das Ziel besteht darin, zunächst mit einfachen Methoden eine sinnvolle Abschätzung des Massen- und Leistungsbedarfs für die Mission durchzuführen. Daraufhin werden spezifische Konfigurationsmerkmale variiert und ihr Einfluss auf die Mission bewertet. Die vorteilhaften Merkmale werden für folgende Konzepte übernommen und mit höherwertigen Methoden analysiert. Dieser Prozess wird iterativ durchgeführt.

**5.1. Auslegung in frühen Phasen**

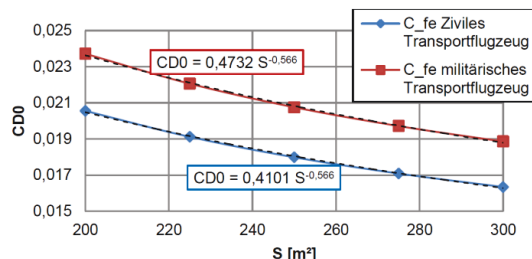
In den ersten Konfigurationsphasen wird eine geeignete Kombination aus Referenzflügelfläche und benötigter Leistung zur Erfüllung der Standardmission bestimmt. Zur Berechnung wird die „Master-Equation“ für die Erstellung von Auslegungsdiagrammen nach [11.] verwendet. Dadurch wird das  $P_{SL}/W_0$ -Verhältnis in Abhängigkeit der Flächenbelastung  $W_0/S_{ref}$  bestimmt. Für den Auswahlprozess werden vorab die optimalen Betriebspunkte für verschiedene  $C_{D0}$ -Beiwerte in Abhängigkeit von  $S_{ref}$ , dargestellt in BILD 7, ermittelt.



**BILD 7: Lage der Optima für den Reiseflug in Abhängigkeit der Flächenbelastung und  $C_{D0}$  (Fluggeschwindigkeit, Streckung, Oswaldfaktor konstant)**

Zur Bestimmung der konfigurationsspezifischen  $C_{D0}$ -Beiwerte wird die benetzte Oberfläche von fünf

generischen CAD-Modelle vermessen. Bei diesen wird die Referenzflügelfläche zwischen 200 m<sup>2</sup> und 300 m<sup>2</sup> variiert. Die Leitwerksfläche wird über den Leitwerks-Volumenkoeffizienten [8.] angepasst. Die Rumpfform bleibt unverändert, um die festgelegte Passagierkapazität zu gewährleisten. Ein geeigneter  $C_{fe}$ -Wert wird nach [8.] angenommen. Ausgehend von diesen 5 Stützpunkten wird eine Funktion  $C_{D0}(S_{ref})$  ermittelt. In BILD 8 sind Verläufe von  $C_{D0}(S_{ref})$  für eine Konfiguration unter der Annahme von zwei verschiedenen  $C_{fe}$ -Werten dargestellt.

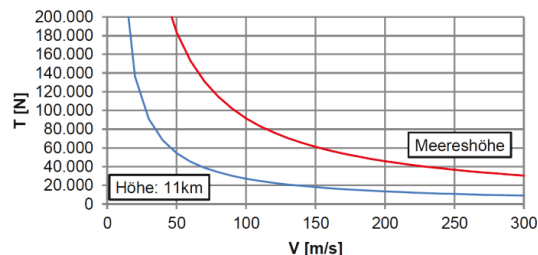


**BILD 8: Abhängigkeit  $C_{D0}(S_{ref})$  als formelmäßiger Zusammenhang für Konfigurationen mit einheitlichem Rumpf**

Durch das Einsetzen von  $W_{TO}/S_{ref}$  für eine Kombination von  $C_{D0}$  und  $S_{ref}$  in das Diagramm in BILD 7, wird der Leistungsbedarf der Konfiguration im Reiseflug ermittelt. Zur Massenabschätzung werden statistische top-down Methoden eingesetzt. In dieser frühen Auslegungsphase wird angenommen, dass  $W_{TO}$  von  $S_{ref}$  und der Auslegungshöhe unabhängig ist.

Der induzierte Widerstand wird durch den Oswaldfaktor anhand der konservativen Formel nach [8.] bestimmt und durch statistische Daten [9.] angepasst. Als Parameter der Tragfläche werden Streckung und Pfeilung berücksichtigt.

Zur Abschätzung der Leistung wird das Triebwerksmodell für Propellerturbinen nach [11.] verwendet. Dieses berücksichtigt die Abhängigkeit der Leistung von der Luftdichte und die Abhängigkeit des Schubs von der Fluggeschwindigkeit. (Vgl. BILD 9) Annahmen zur Effizienz von Luftschrauben werden auf statistischer Basis [8.], [9.] getroffen.



**BILD 9: Anhängigkeit des Schubs T von der Fluggeschwindigkeit V und der Flughöhe (Modell nach [8.])**

Im Vergleich mit Daten realer Triebwerke erweist sich dieses Modell als konservativ in großen Höhen und bei hohen Fluggeschwindigkeiten, was anhand des folgenden Beispiels verdeutlicht wird: Das D-27-Triebwerk mit einer Startleistung von 10 MW erreicht eine Leistung von 5 MW in einer Höhe von 11 km bei einer Machzahl von 0,7. Mit dem Triebwerksmodell wird ein Wert von 3 MW errechnet. Durch die starke Abhängigkeit des Modells von der Luftdichte bestimmt der Reiseflugfall in frühen Entwurfsphasen der Arbeit den Leistungsbedarf.

### 5.2. Dimensionierung: konventioneller Rumpf

Zur Abschätzung der Rumpfdimensionen und der Auswahl der geeigneten Sitzanordnung wird ein generisches Rumpfmodell nach BILD 10 untersucht. Hierzu werden die Sitze einheitlicher Größe einer Economy-Bestuhlung nach [9.] in der Kabinensektion auf einem Deck angeordnet. Es wird eine konstante Passagierzahl angestrebt. Die Zahl der Sitze wird zwischen 9 und 10 pro Reihe variiert. Der Einzugswinkel der Hecksektion ist mit 20° konstant, die Rumpflänge und Querschnitt werden angepasst.

In TAB 7 ist das Ergebnis der Rumpfanalyse dargestellt. Die Konfigurationen mit einer twin-aisle Anordnung mit 9 Sitzen pro Reihe weisen eine kleinere Oberfläche auf als bei der Anordnung mit 10 Sitzen. Dadurch werden der Widerstand und die Masse reduziert.



BILD 10: Generisches Rumpfmodell mit einem Passagierdeck für Parameterstudien

Sitzabstand [m]	0,81	0,81	0,86	0,86
Sitze pro Reihe	9	10	9	10
Kabinenlänge [m]	40	36,4	42,2	38,4
Durchmesser [m]	5,81	6,32	5,81	6,32
Rumpflänge [m]	62	59,9	64,3	62
Oberfläche [m <sup>2</sup> ]	1017	1081	1059	1123

TAB 7: Rumpfdimensionen bei verschiedenen Sitzanordnungen für eine konstante Passagierzahl

### 5.3. Konventionelle Konfiguration aus dem frühen Entwurfsstadium

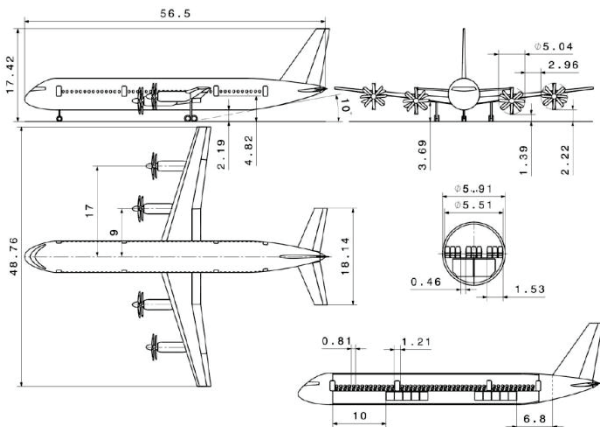


BILD 11: Konfiguration für 400 Passagiere

Die Konfiguration in BILD 11 stellt das Ergebnis einer frühen Iterationsschleife dar. Für den Entwurf wird die Reisefluggeschwindigkeit von 190 m/s vorausgesetzt. Die Passagierkapazität ist auf 400 festgelegt. Der Rumpf besitzt eine Anordnung von 9 Sitzen pro Reihe. Ein Teil der Sitze wird dabei in der Hecksektion untergebracht, wodurch die Länge gegenüber Werten aus TAB 7 verkürzt worden ist. Die Referenzflügelfläche von 240 m<sup>2</sup> und eine Startleistung von 13,5 MW sind nach der in Kapitel 5.1 aufgeführten Methode ermittelt worden. Die Masse der Maschine beträgt 167,7 t gemäß einer statistischen top-down Abschätzung. Das maximal erreichbare L/D-Verhältnis liegt bei 15 in einer Flughöhe von 7 km. Der

vergleichsweise niedrige L/D-Wert ist primär auf den konservativen Oswaldfaktor von 0,6 zurückzuführen. Die niedrige Flughöhe ist die Folge der starken Abhängigkeit des Triebwerksmodells von der Luftdichte.

In BILD 12 ist ein Auslegungsdiagramm nach [11.] für diese Konfiguration dargestellt. Die Startstrecke von 1,4 km ist an den Auslegungspunkt angepasst. Es wird eine maximale Reisefluggeschwindigkeit von 200 m/s in 7 km ermöglicht, wobei das L/D-Verhältnis um 0,7% gegenüber dem Optimum bei 190 m/s sinkt.

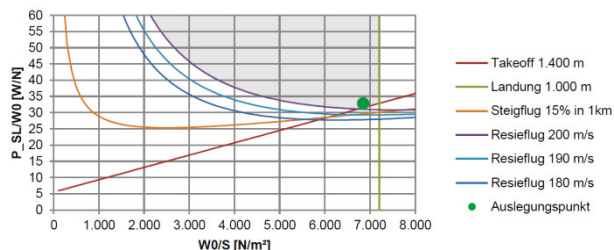


BILD 12: Auslegungsdiagramm

## 6. VORENTWURF MIT FORTGESCHRITTENEN ABSCHÄTZUNGSMETHODEN

Um den Einfluss verschiedener Komponenten und Dimensionen einer Konfiguration auf Masse, Widerstand und Leistung zu bestimmen, werden in späteren Phasen der Arbeit Berechnungsmethoden eingeführt, welche eine größere Zahl von Parametern berücksichtigen.

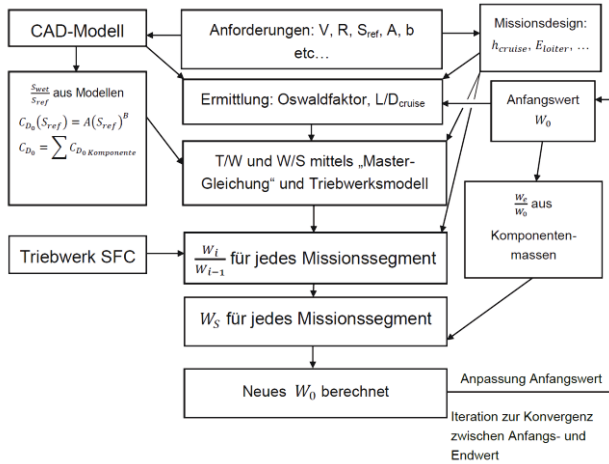
### 6.1. Berechnung von Komponentenmassen

Zunächst werden Abschätzungsmethoden zur Bestimmung der Einzelmassen von Komponenten herangezogen. Diese semiempirischen Formeln berücksichtigen verschiedene geometrische Parameter, u.a. Zuspitzung von Tragflächen, Rumpflänge- und Querschnitt, Fahrwerkshöhe. Die Gesamtmasse der Konfiguration wird nach dem bottom-up Prinzip aus der Summe der Einzelmassen gebildet. Die Berechnung erfolgt iterativ, da die Komponentenmassen in der Regel von der Gesamtmasse abhängig sind. Die Berechnungsformeln von verschiedenen Autoren [8.] [9.] [12.] werden kombiniert und jene mit einer großen Zahl von Parametern werden bevorzugt, um den Einfluss von Variationen quantitativ zu erfassen.

### 6.2. Teilautomatisierte Auslegung im Reiseflugfall und bei Start

Da bei der Massenabschätzung eine hohe Zahl von Iterationen vonnöten ist, wird die Auswertung durch ein Matlab-Skript automatisiert. Ausgehend von der einfachen Massenabschätzungsmethode nach [8.] wird die Kombination aus Abschätzungsformeln für Massen iterativ durchlaufen, bis eine ausreichende Konvergenz erreicht wird. Um Effekte wie den Einfluss der Masse auf den Widerstand oder die Veränderung der optimalen Flughöhe simultan zu berücksichtigen, wird die „Master-Equation“ nach [11.] in den Berechnungsprozess eingebunden. Um den Einfluss der Flughöhe für die Dimensionierung der Triebwerke zu berücksichtigen, wird das Triebwerksmodell ebenfalls einbezogen. Durch Methoden zur Abschätzung des Oswaldfaktors nach [13.], [14.] werden die Einflüsse der Flugmachzahl auf den induzierten Widerstand und weitere geometrische Merkmale wie Zuspitzung während der Berechnung erfasst.

Durch die simultane Auswertung der aerodynamischen Parameter, der Masse, Leistung und der Berücksichtigung der Missionsparameter in jedem Loop, verbunden mit einer hohen Zahl von Iterationen, wird im Folgenden eine erhöhte Aussagegenauigkeit gegenüber den zu Beginn eingesetzten statistischen Methoden erwartet. Zugleich werden Parameterstudien für verschiedene Konfigurationen in kurzer Zeit ermöglicht. Eine Übersicht des Prozesses ist in BILD 13 dargestellt.



**BILD 13: Übersicht: automatisierter Massen- und Leistungsabschätzungsprozess**

Die automatisierte Berechnungsmethode dient in erster Linie zur Bestimmung der optimalen Parameter für den Reiseflug. Anforderungen wie die Start- und Landebahnlänge werden durch ein eigenständiges Verfahren ermittelt. Die Auswertung der „Balanced Field Length“ und der Landestrecke gemäß „FAR 25“ erfolgt nach [8.]. Die Auswertung des Start-/Landefalls ist für die Bestimmung der minimalen Referenzflügelgröße in Kombination mit der Leistung erforderlich, da hierbei Effekte wie Hochauftrieb und Triebwerksausfall berücksichtigt werden.

**6.3. Bestimmung aerodynamischer Beiwerte**

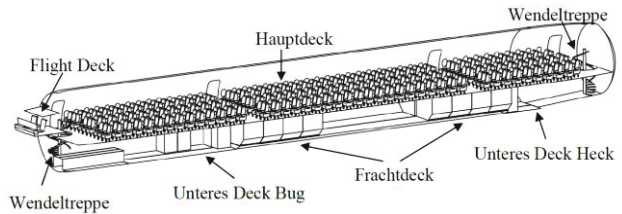
Die Ermittlung des Widerstands und Hochauftriebs wird nach in [8.] beschriebenen Formeln durchgeführt. Der durch die aktive Anströmung verursachte Zusatzauftrieb wird nach [15.] ermittelt. Daten wie benetzte Oberfläche einzelner Komponenten werden in CAD-Modellen vermessen. Ausdehnung laminarer Gebiete und der Interferenzwiderstände werden nach Einschätzung des Autors unter Berücksichtigung der Richtwerte nach [8.] festgelegt.

Die analytische Beschreibung von  $C_{D0}(S_{ref})$  (Vgl. BILD 8) wird durch eine detailliertere Berechnung des Nullwiderstands verbessert. Hierzu wird an einer Referenzkonfiguration ein äquivalenter  $C_{fe}$ -Wert bestimmt, welcher durch die Ermittlung der Beiträge von einzelnen Komponenten wie Rumpf, Tragfläche, Leitwerk zum Widerstand sowie ihrer Interferenz errechnet wird.

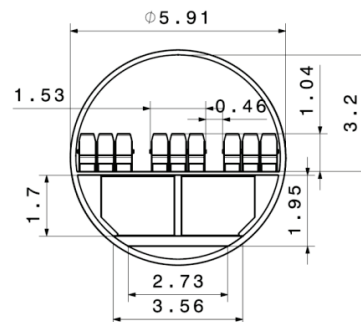
**6.4. Fortgeschrittene Rumpfkongfigurationen**

Der Rumpf stellt eine kritische Komponente hinsichtlich der Masse und des Widerstand aufgrund der hohen Passagierkapazität dar. Die vergleichsweise geringe Frachtmass führt dazu, dass bei der klassischen Unterteilung des Rumpfs in ein Passagier- und ein

Frachdeck, wie zu Beginn der Arbeit vorausgesetzt, der Frachtraum nicht vollständig ausgenutzt wird. Zugleich werden Masse, Oberfläche und damit der Widerstand erhöht. Im Zuge des Vorentwurfs werden deswegen drei Rumpfkongfigurationen gegenübergestellt, welche von der klassischen Form abweichen. Zur Analyse werden bottom-up Methoden nach [9.] eingesetzt, um Parameter wie Außenabmessungen, Größe der Ausschnitte in der Rumpfschale und Größe der Bodenflächen zu berücksichtigen. Anschließend werden sie in drei verschiedene Flugzeugmuster integriert.

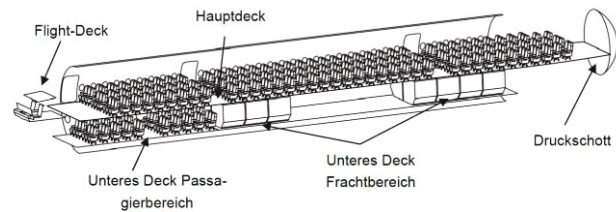


**BILD 14: Rumpfvariante 1**

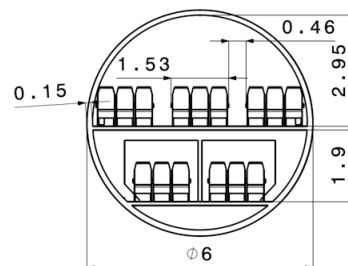


**BILD 15: Rumpfuerschnitt, Rumpfvariante 1**

Für die erste Rumpfkongfiguration (BILD 14, BILD 15) werden die Passagiere auf dem Oberdeck untergebracht. Sanitäre Einrichtungen werden auf dem unteren Deck in Bug und Heck platziert. Der Zugang erfolgt über Wendeltreppen. Auf dem Frachdeck, das vor und hinter dem Flügelkasten angeordnet ist, werden 16 LD3-Container untergebracht.



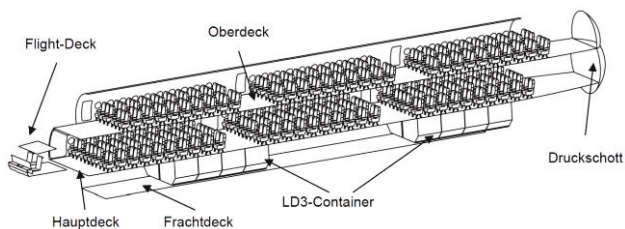
**BILD 16: Rumpfvariante 2**



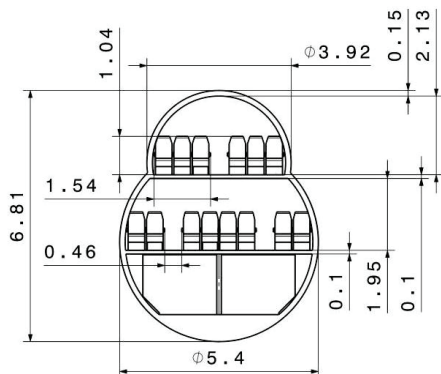
**BILD 17: Rumpfuerschnitt, Rumpfvariante 2**

Bei der zweiten Rumpfkongfiguration (BILD 16, BILD 17) wird ein Teil der Passagiere auf dem unteren Deck im Bug untergebracht. Das Frachdeck fasst 14 LD3 Container.

Bei der dritten Rumpfkongfiguration (BILD 18, BILD 19) wird eine Anordnung mit drei Decks betrachtet. Die Passagiere werden auf den oberen zwei Decks untergebracht, die Fracht auf dem Unterdeck. Es wird ein doppelkreisförmigen Querschnitt (BILD 19), ähnlich der Bugesektion der Boeing 747 (Vgl. [14.]) verwendet.



**BILD 18: Rumpfvariante 3**



**BILD 19: Rumpfquerschnitt, Rumpfvariante 3**

Bei einem Vergleich der Rumpfkongfigurationen hinsichtlich der Oberfläche und Masse in TAB 8 sind die Vorteile der Unterbringung der Passagiere auf zwei Decks feststellbar. Die Querschnittsform der Variante 3 bietet eine effizientere Raumausnutzung durch Sitze als Varianten 1 und 2. Weiterhin ermöglicht die Anordnung der Tragfläche in der Mitte des unteren Kreisquerschnitts eine stabile Anbindung. Trotz der geringen Oberfläche von 825 m<sup>2</sup> bietet dieser Rumpf Platz für bis zu 420 Passagiere. Zwischen der zweiten und dritten Rumpfvariante sind die Unterschiede hinsichtlich der Oberfläche und Masse gering. Die Variante 3 bietet den Vorteil, eine größere Zahl von Passagieren und Frachtcontainern ohne weitere Modifikationen des Rumpfs aufzunehmen.

Rumpfvariante	Oberfläche [m <sup>2</sup> ]	Masse [t]
1	934	22,0
2	828	20,1
3	825	19,8

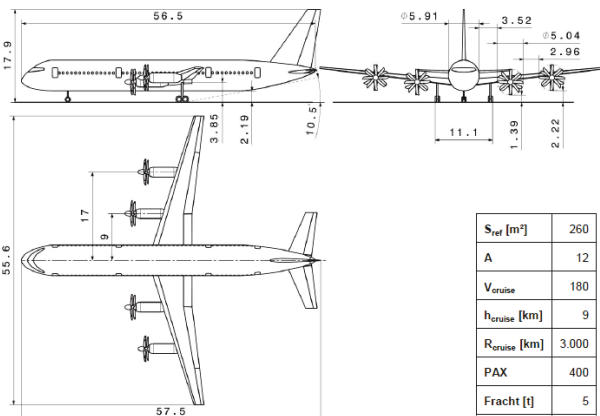
**TAB 8: Rumpfparameter (Auslegungsflughöhe 10 km)**

**6.5. Vergleich fortgeschrittener Muster**

Ein Rumpf beeinflusst den Leistungsbedarf der Maschine durch seinen Widerstand und Masse. Hierbei sind Parameter wie Oberfläche, Länge, Querschnitt und erforderliche Fahrwerkshöhe zu berücksichtigen. Um den Einfluss der Rumpfformen auf die gesamte Maschine zu bewerten, werden sie in drei Flugzeugkonfigurationen integriert. Die Abhängigkeit der Rumpfmasse von der Flughöhe ist in BILD 40 dargestellt.

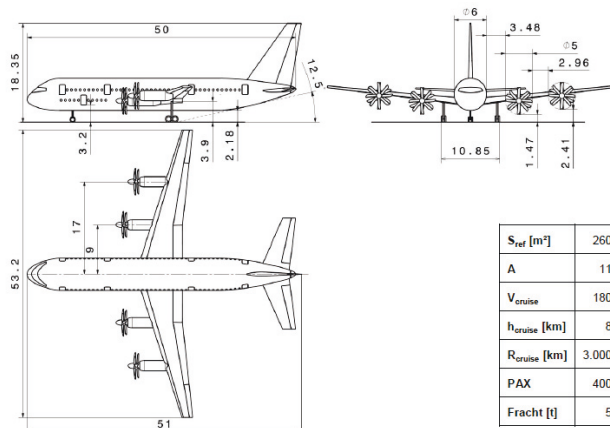
Die Konfigurationen in BILD 20 bis BILD 22 weisen Unterschiede hinsichtlich der Abmessungen und Tragflächenparameter wie Fläche, Streckung und Spannweite auf. Sie besitzen jedoch einen ähnlichen Treibstoffbedarf für die Standardmission. Die

Fluggeschwindigkeit von 180 m/s stellt dabei eine Randbedingung dar, um trotz des konservativen Triebwerksmodells nach [11.] eine realisierbare Triebwerksleistung sicherzustellen. Die Auslegung erfolgt nach Methoden, beschrieben in Kapitel 6.1 bis 6.3.



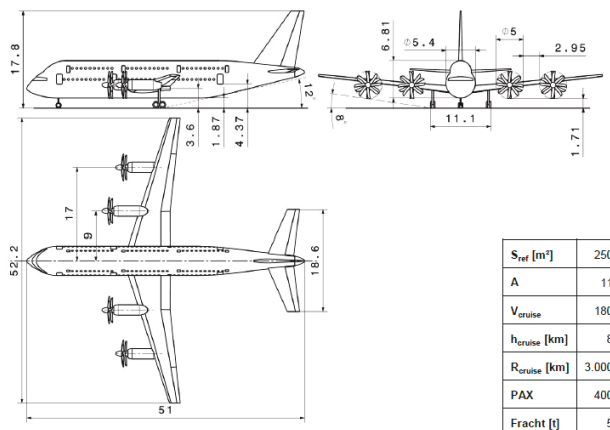
S <sub>ref</sub> [m <sup>2</sup> ]	260
A	12
V <sub>cruise</sub>	180
h <sub>cruise</sub> [km]	9
R <sub>cruise</sub> [km]	3.000
PAX	400
Fracht [t]	5

**BILD 20: Konfiguration 1 mit Rumpfvariante 1**



S <sub>ref</sub> [m <sup>2</sup> ]	260
A	11
V <sub>cruise</sub>	180
h <sub>cruise</sub> [km]	8
R <sub>cruise</sub> [km]	3.000
PAX	400
Fracht [t]	5

**BILD 21: Konfiguration 2 mit Rumpfvariante 2**



S <sub>ref</sub> [m <sup>2</sup> ]	250
A	11
V <sub>cruise</sub>	180
h <sub>cruise</sub> [km]	8
R <sub>cruise</sub> [km]	3.000
PAX	400
Fracht [t]	5

**BILD 22: Konfiguration 3 mit Rumpfvariante 3**

In TAB 9 ist erkennbar, dass die Konfiguration 3 (BILD 22) einerseits die aerodynamisch ungünstigste, andererseits die leichteste ist. Der aerodynamische Nachteil entsteht unter anderem durch die Anhebung der inneren Triebwerke auf die Tragflächenoberseite, wodurch die die Auftriebsverteilung zusätzlich gestört wird. Dies wird bei der Ermittlung des Oswaldfaktors nach [14.] berücksichtigt. Durch die zusätzliche Bodenfreiheit wird das Fahrwerk verkürzt, wodurch die Masse verringert wird. Der Einfluss auf den Treibstoffbedarf in Abhängigkeit der

Gondelanordnung und Fahrwerkslänge ist für eine generische Konfiguration (BILD 38) in BILD 39 dargestellt.

Weiterhin weist die Konfiguration 3 einen moderaten Leistungsbedarf ähnlich der Konfiguration 2 (BILD 21) auf. Der entscheidende Vorteil besteht jedoch in dem Potential, die Maschine bei einer großen Passagierzahl durch die Anordnung der Decks zu verkürzen. Hierbei wird in kleinerer Airport Index angestrebt, um die Zahl der Flughäfen, von welchen die Maschine operieren kann, zu erhöhen. Deswegen wird das Konzept mit drei Decks für die Weiterentwicklung ausgewählt.

Var	W <sub>fuel</sub> [t]	W <sub>0</sub> [t]	W <sub>e</sub> [t]	P <sub>SL</sub> /TW [MW]	L/D <sub>max</sub>
1	26,9	163,5	86,6	11,9	18,8
2	26,6	161,4	84,8	10,5	18,7
3	26,7	158,3	81,6	10,7	18,0

TAB 9: Vergleich der Konfigurationen

### 6.6. Anpassung des Triebwerksmodells

Um den Leistungsverlauf des Triebwerks an die Daten realer Triebwerke anzupassen, wird in der letzten Entwurfsphase eine Methode eingesetzt, die am Lehrstuhl für Luftfahrtssysteme der TUM zur Berechnung von Turboprop-Triebwerken verwendet wird. Hierbei wird u.a. der Einfluss der Machzahl auf die verfügbare Leistung berücksichtigt.

$$(1) \quad \alpha = \sigma^x (1 - aM^y)$$

$$(2) \quad \sigma = \rho / \rho_{SL}$$

$$(3) \quad P = \alpha P_{SL}$$

Formel (1) wird durch die Anpassung der Koeffizienten x, a, y in Verbindung mit (3) an den Verlauf der Leistungskurven eines realen Triebwerks, welches als Referenz dient, angepasst. In BILD 23 sind die Daten der Leistung über der Geschwindigkeit für das Allison T56-A-15 Triebwerk [16.] schwarz und die angepassten Kurven rot dargestellt.

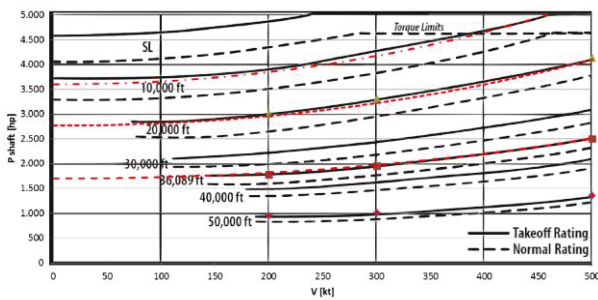


BILD 23: Verlauf der Leistung [hp] über der Geschwindigkeit [kt] für das Allison T56-Triebwerk (schwarz); Verlauf der Leistung nach angepasstem Modell (rot)

Formeln (1), (2) und (3) mit auf diese Weise angepassten Koeffizienten liefern für die äquivalente Startleistung des D-27-Triebwerks von 10 MW die resultierende Leistung von 4,9 MW bei Reiseflugbedingungen (Vgl. TAB 4). Dieser Wert kommt den Originaldaten von 5 MW [7.] ausreichend nahe, weshalb das Modell für weitere Leistungsabschätzungen verwendet wird.

Als Referenz für den spezifischen Triebstoffverbrauch dient ebenfalls das D-27-Triebwerk mit einer Erhöhung um 5% als Sicherheitsfaktor.

Der Propellerwirkungsgrad wird berechnet, indem das Modell nach [14.] und die inkompressible Impulstheorie nach [17.] kombiniert werden. (Vgl. BILD 41) Der Einfluss der Blattspitzenmachzahl wird gemäß [8.] berücksichtigt.

## 7. FINALE KONFIGURATION

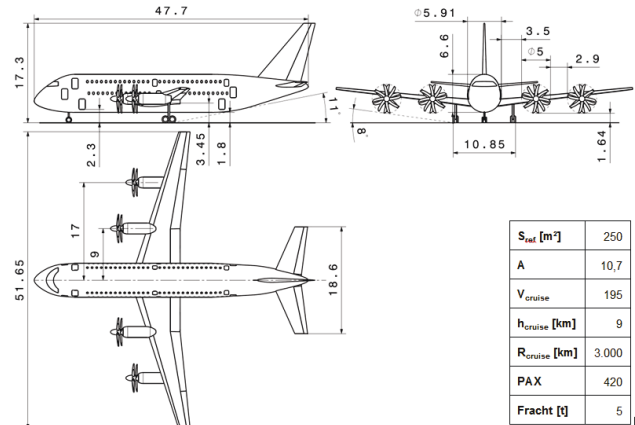


BILD 24: Dreiseitenansicht, finale Konfiguration

### 7.1. Beschreibung des Konzepts

Die finale Konfiguration (BILD 24) stellt eine Weiterentwicklung der Konfiguration 3 (BILD 22) dar. Die Rumpflänge von 48 m wird durch den Airport Index „C“ [18.] definiert. Die Spannweite von 51,7 m wird in Verbindung mit der Startstrecke von unter 1,8 km durch den ARC „3D“ [19.] bestimmt.

Die inneren Triebwerksgondeln werden angehoben nach Vorbild der Konfiguration 3. Dies verringert einerseits die Effizienz der Tragfläche, bietet andererseits den Vorteil eines kürzeren und leichteren Fahrwerks sowie der Nähe des Rumpfs zum Boden.

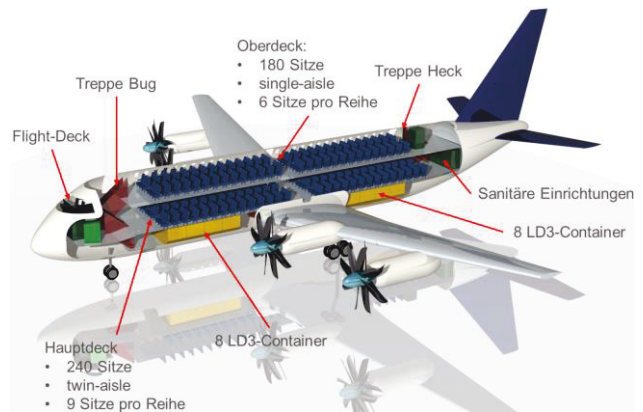


BILD 25: Aufbau der finalen Konfiguration

Aufgrund des weniger konservativen Triebwerksmodells bei höheren Machzahlen, beschrieben in Kapitel 6.6, wird der Leistungsbedarf in dieser Entwurfsphase durch den Startfall bestimmt. Deswegen wird aus einer Studie eine Konfiguration ausgewählt, welche mit einer Startleistung von ca. 10 MW pro Triebwerk eine Startstrecke von unter 1,8 km erreicht. Hierzu wird ein S<sub>ref</sub> von 250 m<sup>2</sup> benötigt. Die Geschwindigkeit wird auf 195 m/s im Reiseflug festgelegt. Mit der Auslegung gemäß Kapitel 6.1 bis 6.3 und der Minimierung des Treibstoffbedarfs als Ziel beträgt die Machzahl für diese Konfiguration 0,64 in ca. 9 km Höhe. Berechnete Massen, Oswaldfaktor und das L/D-Verhältnis für den Reiseflug sind in TAB 10



zusammengefasst. Widerstandsanteile der einzelnen Komponenten sind in TAB 12 zusammengefasst. Einzelmassen der wichtigsten Komponenten sind in TAB 13 aufgeführt.

$W_0$ [t]	$W_e$ [t]	$W_{fuel}$ [t]	$e$	$L/D_{cruise}$
163	83,4	27,4	0,72	17,8

TAB 10: Masse und aerodynamische Daten, finaler Entwurf

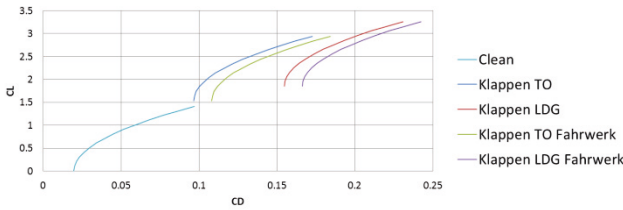


BILD 26:  $C_L/C_D$  - Diagramm, finale Konfiguration

Die vergleichsweise kurze Start- und Landestrecke wird durch den hohen  $C_L$ -Beiwert aufgrund der aktiven Anströmung der Hochauftriebshilfen durch die Propeller erreicht. Es werden Doppelspaltklappen mit einer Flächenvergrößerung von 10% eingesetzt. Erreichbare Auftriebsbeiwerte bei vier funktionierenden Triebwerken sind in BILD 26 dargestellt.

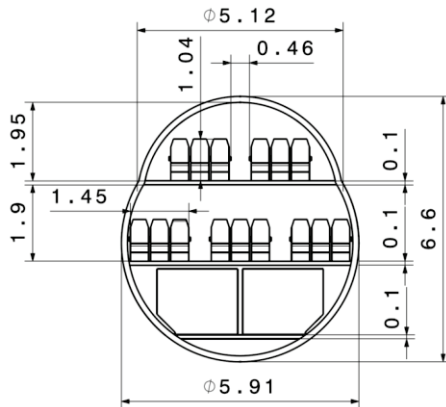


BILD 27: Rumpfquerschnitt, finaler Entwurf

Der Rumpf wird für 420 Passagiere in einer Economy-Bestuhlung gemäß [9.] ausgelegt. Auf dem Oberdeck wird eine single-aisle-, auf dem Hauptdeck eine twin-aisle-Anordnung gewählt. (Vgl. BILD 27) Die Fracht von von 5 t sowie das Passagiergepäck werden in 16 LD3 Containern (Vgl. BILD 25) untergebracht. Auf der Höhe des Frachtdecks werden in Bug und Heck vier zusätzliche Passagiertüren angeordnet, die über Treppen mit den oberen Decks verbunden sind. (Vgl. BILD 24) In den unteren Türen integrierte Gangways ermöglichen es, die Abhängigkeit von der Flughafeninfrastruktur zu verringern.

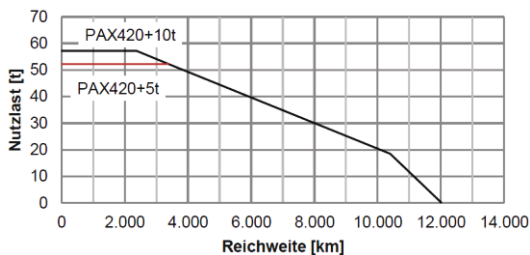


BILD 28: Nutzlast-Reichweitendiagramm, finale Konfiguration

Das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm in BILD 28 wird

unter Vernachlässigung der Steig und Sinkflugphasen aufgestellt.

## 7.2. Vergleich mit anderen Konfigurationen

Der spezifische Treibstoffverbrauch dieser Konfiguration für eine typische Auslastung von 80,7 % für Europa [20.] beträgt 3,4 l/100PAXkm. Durch die Verwendung von  $C_{power}$  eines aktuellen Triebwerks ist dieser Verbrauchswert für eine technologische Neuentwicklung als eine Obergrenze anzusehen. Der Nachteil der Lärmemission offener Propeller sei an dieser Stelle erwähnt. Es ist denkbar, diese Belastung durch steile An- und Abflugverfahren lokal zu begrenzen, indem der hohe Schub von Propellern bei niedriger Geschwindigkeit ausgenutzt wird.

In BILD 29 ist ein Größenvergleich des finalen Entwurfs mit zwei Referenzmaschinen, Airbus A320 und Boeing 747 Domestic, dargestellt. Der vorliegende Entwurf verfügt über mehr als die doppelte Passagierkapazität des Airbus A320 und ist in der Lage von Landebahnen ähnlicher Länge zu operieren. Aufgrund der deutlich größeren Spannweite ist die Zahl der Einsatzflughäfen kleiner. Im Vergleich zur Boeing 747 wird ca. 2/3 der Passagierkapazität erreicht. Es besteht jedoch der Vorteil der Nutzbarkeit einer größeren Zahl von Flughäfen aufgrund der kleineren Abmessungen und der kürzeren Startstrecke.



BILD 29: Größenvergleich der finalen Konfiguration zu Boeing 747 Domestic (rot) und Airbus A320 (schwarz)

## Danksagung

Das vorliegende Paper stellt eine Zusammenfassung der gleichnamigen Master's Thesis dar, welche am Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme der Technischen Universität München entstanden ist. An dieser Stelle möchte ich mich bei Niclas Randt und Thomas „Sky“ Sartorius für die Möglichkeit der Mitarbeit an diesem Projekt und für ihre Unterstützung bedanken.

**Abkürzungsverzeichnis**

AF	Afrika
ARC	Aerodrome Reference Code
AS	Asien und Australien
BFL	Balanced Field Length
EU	Europa
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulations
HLW	Höhenleitwerk
ICAO	International Civil Aviation Organization
LDG	Landung
MTOW	Maximum Takeoff Weight
NA	Nordamerika
PAX	Passagier
SFC	Specific Fuel Consumption
SL	Sea Level (Meereshöhe)
SLW	Seitenleitwerk
TO	Takeoff, Start

**Formelzeichen**

A	Streckung
b	Spannweite
$C_D$	Widerstandsbeiwert
$C_{fe}$	Reibungsbeiwert
$C_L$	Auftriebsbeiwert
$C_{power}$	Spezifischer Treibstoffverbrauch
D	Widerstand, Durchmesser
e	Oswaldfaktor
h	Höhe
L	Auftrieb
M	Machzahl
P	Leistung
R	Reichweite
$S, S_{ref}$	Referenzflügelfläche
V	Geschwindigkeit
$W_0$	Startmasse
$W_e$	Leermasse
$W_{fuel}$	Treibstoffmasse
$\rho$	Luftdichte

**Einheiten**

ft	Fuß
hp	Pferdestärke
kg	Kilogramm
km	Kilometer
kt	Knoten
m	Meter
s	Sekunde
t	Tonne

**Schrifttum**

[1.]	Sterzenbach, Rüdiger; Conrady, Roland 2009: Luftverkehr. Betriebswirtschaftliches Lehr- und Handbuch. 4., Aufl (Lehr- und Handbücher zu Tourismus, Verkehr und Freizeit): Oldenbourg Wissenschaftsverlag GmbH. München 2009.	[5.]	edition. Luton, Bedfordshire, UK. Kreuzer, Helmut 1999: Alle Propellerverkehrsflugzeuge seit 1945: Air Gallery Ed. Erding 1999.
[2.]	Bräunling, Willy J. G. 2009: Flugzeugtriebwerke. Grundlagen, Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme. 3., vollständig überarbeitete und erw. Aufl (VDI-Buch): Springer. Dordrecht, New York 2009.	[6.]	Jackson, Paul; Peacock, Lindsay T.; Munson, Kenneth 2003: Jane's all the world's aircraft, 2003-2004. 94th ed (Jane's yearbooks): Jane's Information Group. Coulsdon, Surrey, UK, Alexandria, VA 2003.
[3.]	Chapelon, René 2006: Indien-Special. Indiens Luftverkehr Boomt. In: <i>Planet Aerospace</i> 2006 (3). s. IX-XII	[7.]	Gunston, Bill 2006: Jane's aero-engines.
[4.]	OAG Aviation Solutions 2008: Official Airline Guide MAX Flight Schedules Database. 06/2008	[8.]	Raymer, Daniel P. 2012: Aircraft design. A conceptual approach. 5th ed (AIAA education series): American Institute of Aeronautics and Astronautics. Reston, VA 2012.
		[9.]	Torenbeek, Egbert 1982: Synthesis of subsonic airplane design. An introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance: Delft University Press. 2068 RT Delft, The Netherlands 1982.
		[10.]	Haberfellner, Reinhard; Fricke, Ernst; Weck, Olivier de; Vössner, Siegfried 2012: Systems Engineering. Grundlagen und Anwendung. 12., völlig neu bearb. und erweiterte Aufl: Orell Füssli. Zürich 2012.
		[11.]	Brandt, Steven A. 2004: Introduction to aeronautics. A design perspective. 2nd ed (Education series): American Institute of Aeronautics and Astronautics. Reston, Virginia 2004.
		[12.]	Roskam Jan Dr. 1989: AIRPLANE DESIGN. PART V: COMPONENT WEIGHT ESTIMATION (COMPONENT WEIGHT ESTIMATION, V): Roskam Aviation and Engineering Corporation. Kansas, Ottawa, 66067 1989.
		[13.]	Nita, M.; Scholz, D. 2012: Estimating The Oswald Faktor From Basic Aircraft Geometrical Parameters. Hamburg University of Applied Sciences. <a href="http://www.dglr.de/publikationen/2012/281424.pdf">http://www.dglr.de/publikationen/2012/281424.pdf</a> , 17.08.2013.
		[14.]	Howe, Denis 2000: Aircraft Conceptual Design Synthesis: Professional Engineering Publishing Limited. Bury St Edmunds 2000.
		[15.]	Roskam Jan Dr. 1990: Airplane Design. Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics: Roskam Aviation and Engineering Corporation. Kansas, Ottawa, 66067 1990.
		[16.]	Nicolai, Leland M.; Carichner, Grant 2010: Fundamentals of aircraft and airship design. Rev. and expanded [ed.] (AIAA education series): AIAA. Reston, Va 2010.
		[17.]	Roskam, Jan; Lan, Chuan-Tau E. 2008: Airplane aerodynamics and performance: Darkorporation. Lawrence, Kansas 2008.
		[18.]	FAA, Federal Aviation Administration 2011: Advisory Circular. Guide Specification for Aircraft Rescue and Fire Fighting (ARFF) Vehicles.
		[19.]	ICAO (Hg.) 2009: Annex 14 to the Convention on International Civil Aviation. Aerodrome Design and Operations.
		[20.]	IATA 2013: AIR PASSENGER MARKET ANALYSIS AUGUST 2013. Hg. v. IATA. <a href="http://www.iata.org/whatwedo/Documents/economics/passenger-analysis-aug-2013.pdf">http://www.iata.org/whatwedo/Documents/economics/passenger-analysis-aug-2013.pdf</a> , 28.10.2013.

ANHANG

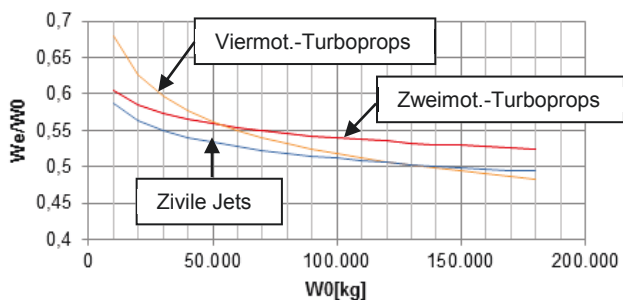


BILD 30: Statistische Abhängigkeit des Leermassenverhältnisses von der Startmasse

Reichweite 4.000 km					
Fracht [kg] / PAX	300	350	400	450	500
5.000	148.530	167.570	186.410	205.090	223.610
10.000	166.670	185.530	204.210	222.740	241.140
15.000	184.640	203.330	221.870	240.270	258.550
Reichweite 5.000 km					
Fracht [kg] / PAX	300	350	400	450	500
5.000	179.570	202.130	224.430	246.500	268.370
10.000	201.070	223.380	245.460	267.340	289.030
15.000	222.330	244.420	266.310	288.010	309.540

TAB 11: Startmasse [kg] in Abhängigkeit der Passagierzahl und Fracht bei 4.000 km und 5.000 km

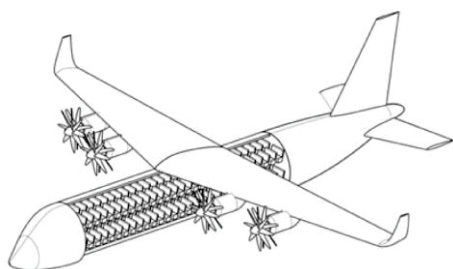


BILD 31: Hochdecker mit zwei Passagierdecks

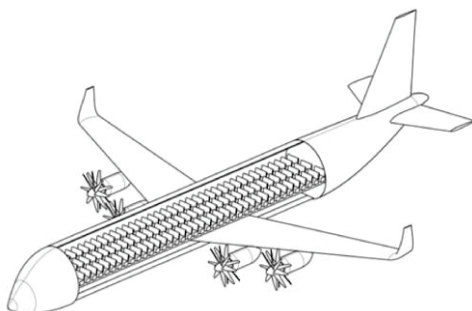


BILD 32: Tiefdecker mit Zugpropellern

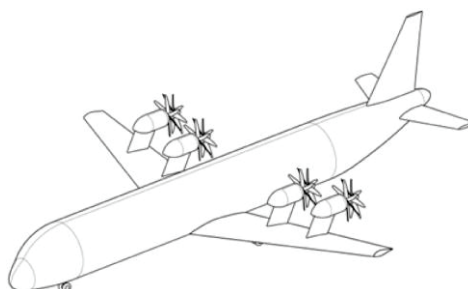


BILD 33: Tiefdecker mit Druckpropellern

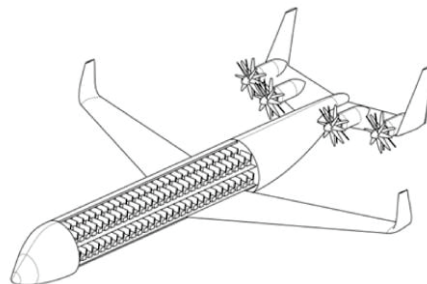


BILD 34: Tiefdecker mit heckseitiger Triebwerksanordnung

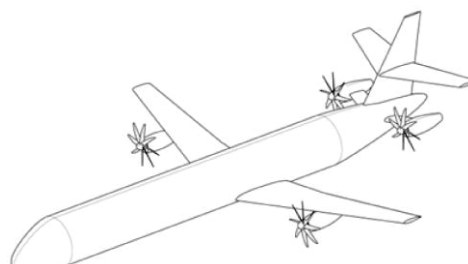


BILD 35: Kombinierte tragflächen- und Heckseitige Anordnung von Triebwerken

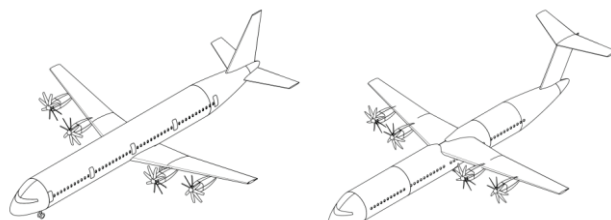


BILD 36: Generische Hoch- und Tiefdeckerkonfigurationen für eine Widerstandsabschätzung

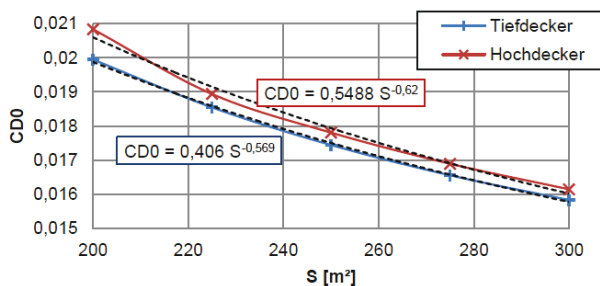
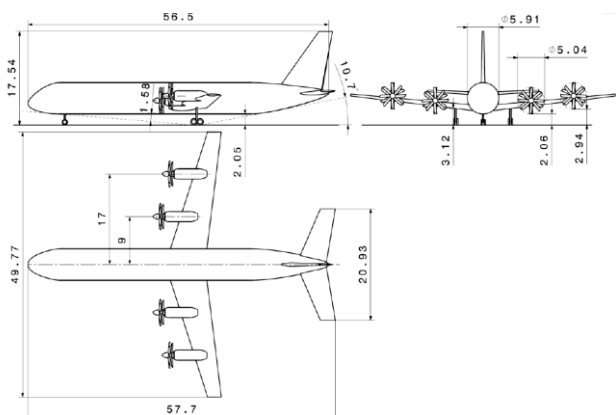


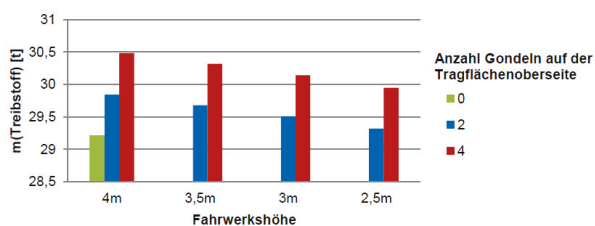
BILD 37: Vergleich von  $CD_0(S_{ref})$  für eine Hoch- und eine Tiefdecker-Konfiguration



**BILD 38: Generische Konfiguration für die Analyse der Anordnung von Triebwerksgondeln**

Komponente	Laminarer Anteil	Interferenz	C <sub>D0</sub>
Flügel	-	-	0,006701
Rumpf	10%	-	0,006155
Rumpfheck	-	-	0,000528
Höhenleitwerk	-	5%	0,00166
Seitenleitwerk	20%	5%	0,001091
TW-Gondeln	-	50%	0,001603
Leckage	-	-	0,000975
Basiswiderstand	-	-	0,000824
<b>Summe</b>	-	-	<b>0,019538</b>

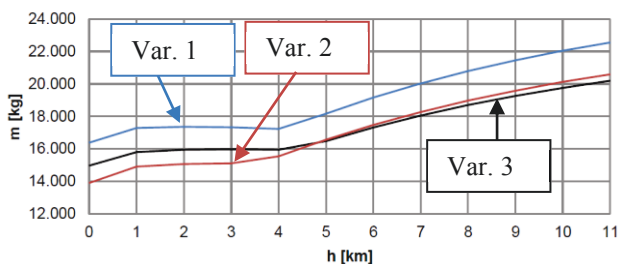
**TAB 12: Teilwiderstände der Komponenten der finalen Konfiguration**



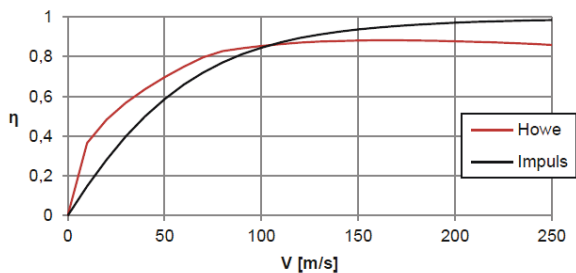
**BILD 39: Einfluss der Triebwerksgondeln auf der Tragflächenoberseite auf die erforderliche Treibstoffmasse der Konfiguration in BILD 38 für die Standardmission**

Komponente	Masse [t]
Tragfläche	16,2
Rumpf	21,1
HLW	1,5
SLW	0,8
Hauptfahrwerk	9,2
Bugfahrwerk	0,9
Triebwerksgondeln	2,3
Triebwerke und Propeller	12,8
Hydraulik/Pneumatik/Elektrik	2,4
Instrumente/Navigation/Elektronik	4,0
Innenverkleidung/Einrichtung	3,6
Klimatisierung	2,4

**TAB 13: Einzelmassen der wichtigsten Komponenten der finalen Konfiguration**



**BILD 40: Massen der verschiedenen Rumpfvvarianten in Abhängigkeit der Auslegungsflughöhe**



**BILD 41: Verlauf des freien Propellerwirkungsgrads**