



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Projekt

Studiendepartment Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

Recherche zu patentierten Flugzeugkonfigurationen

Verfasser: Stephan Müller

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

Abgabedatum: 18.09.2006

Kurzreferat

Diese Projektarbeit nimmt Bezug auf die unterschiedlichen Flugzeugkonfigurationen und soll einen möglichst breiten Überblick über Patente in diesem Bereich geben. Damit ein besserer Bezug zu den Patentbeschreibungen hergestellt werden kann, beschäftigt sich der erste Teil zunächst mit der Erörterung der unterschiedlichen Flugzeugkonfigurationen und liefert hierzu eine Definition. Damit ein Nicht-Jurist die Bedeutung der aufgeführten Patente verstehen kann, wird die Patentvergabe am Beispiel des Flugzeugbaus näher erläutert. Es wurden bewusst die einzelnen Sachverhalte des Patentrechts auf den Industriesektor Flugzeugbau übertragen. Hat man sich soweit mit der Projektarbeit auseinandergesetzt, folgt eine Recherche über die Patente der zuvor aufgeführten Konfigurationen mit Ergänzung um einige weiterer Patente. Dabei wurde das Augenmerk auf den Nurflüglerbereich gerichtet. Der letzte Abschnitt beschäftigt sich mit der Frage, auf welche Konfigurationen noch ein Patent beantragt werden könnte bzw. welche Konfigurationen noch frei sind. Was dies für Gründe hat, wird an gleicher Stelle näher erläutert. Da diese Projektarbeit eine reine Recherche darstellt, dient sie in ihrem Grundgedanken hauptsächlich als Informationsunterlage.





STUDIENDEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUBAU

Recherche zu patentierten Flugzeugkonfigurationen

Aufgabenstellung für ein *Projekt 2* oder eine *Diplomarbeit*

Hintergrund

Wir betrachten Flugzeugkonfigurationen wie die Drachenkonfiguration, das Entenflugzeug oder das Dreiflächenflugzeug. Sind diese Bauformen frei für jeden, oder ist das Flugzeug patentiert?

- Das Dreiflächenflugzeug ist patentiert von der Firma Piaggio.
Siehe Flight International (1.-7. Nov. 2005, S. 71)
- Flugzeuge in der "less than 200-seat class" mit zwei Gängen, kurzem Rumpf und einem gepfeilten T-Leitwerk sind patentiert auf den Namen Mithra Sankrithi und die Firma Boeing.
Siehe Flight International (25.-31. Okt. 2005, S. 49).

Aufgabe

Als Aufgabe gilt es daher folgende Fragen zu beantworten:

- Wie sieht eine Systematik der Flugzeugkonfigurationen aus?
- Welche Flugzeugkonfigurationen sind bereits durch Patente geschützt?
- Welche Flugzeugkonfigurationen sind frei?
- Welche Kombinationen von Ideen warten noch auf ein Patent?

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

Inhalt

	Seite
Verzeichnis der Bilder.....	6
Verzeichnis der Tabellen.....	8
Liste der Symbole.....	9
Liste der Abkürzungen.....	10
1 Einleitung	11
1.1 Motivation	11
1.2 Begriffsdefinitionen.....	12
1.3 Ziel der Arbeit	13
1.4 Literaturübersicht	14
1.5 Aufbau der Arbeit.....	15
2 Systematik der Flugzeugkonfigurationen	16
2.1 Einteilung der Konfigurationsmöglichkeiten	16
2.2 Variationsmöglichkeiten	18
2.3 Allgemeine Konfigurationsmerkmale von Flugzeugen	19
2.4 Gewöhnliche und ungewöhnliche Konfigurationen.....	24
2.5 Verbreitung der Konfigurationen	24
2.6 Vor- und Nachteile	24
2.7 Beispiel für eine zukünftige Entwicklung.....	26
2.8 Untersuchung der Flugeigenschaften einer Nicht-Baseline-Konfiguration.....	26
2.9 Bezug auf die unterschiedlichen Rumpfausführungen.....	28
3 Exkurs Patentrecht	31
3.1 Der Weg zum Patent.....	31
3.2 Ende des Patentschutzes.....	35
3.3 Der Begriff des Benutzungsrechts.....	35
3.4 Wann ist die Patentanmeldung sinnvoll?	36
4 Recherche über bereits vorhandene Patente	38
4.1 Rutan Boomerang.....	38
4.2 Das schnellste Propellerflugzeug der Welt - die Do 335	39
4.3 Alternative zum Nurflügler – Burnelli’s Patente	42
4.4 Nurflügler als Zukunftsvision: J 1000.....	45
4.5 Blohm und Voss BV-P 194	47
4.6 Blohm und Voss BV P 170	48
4.7 Ausfahrbare Canard-Flügel für Überschallflugzeuge	50
4.8 Zusatzsektion mit Zusatztragfläche.....	51
4.9 Übersicht der verschiedenen Nurflüglerpatente.....	56

5	Recherche über noch freie Patente	61
5.1	Einleitung	61
5.2	Technologie und Flugzeugkonfiguration	62
5.3	Kommende Entwicklungen	64
5.4	Übersicht verschiedenster unkonventioneller Konfigurationsmöglichkeiten	65
6	Ideen für neue Konfigurationen	67
6.1	Grundlagen der Konfigurationskonstruktion	67
6.2	Konfigurationsvorschläge	68
7	Zusammenfassung	71
8	Schlussbemerkung	72
	Literaturverzeichnis	73
	Anhang A Nützliche Internetlinks zur weiterreichenden Patentrecherche	77
	Anhang B Zusammenfassende Übersicht mit den Merkmalen einer Konfiguration	78
	Anhang C Verworfenne Konfigurationsvarianten von Airbus	80

Verzeichnis der Bilder

Bild 2.1	Konfigurationsübersicht	17
Bild 2.2	Verbreitung der verschiedenen Konfigurationen	18
Bild 2.3	Do 335	19
Bild 2.4	Darstellung der verschiedenen Tragwerksarten	20
Bild 2.5	Darstellung der verschiedenen Motorenanordnungen.....	20
Bild 2.6	Darstellung von Zug- und Druckschraube	21
Bild 2.7	Darstellung der verschiedenen Leitwerksarten	22
Bild 2.8	Darstellung der Konstruktion des Seitenleitwerks	22
Bild 2.9	Darstellung der einzelnen Fahrwerkstypen	22
Bild 2.10	Darstellung der verschiedenen Rumpffarten	23
Bild 2.11	Joint-Wing-Aircraft-Idee von Airbus.....	26
Bild 2.12	Mögliche Konstruktion des Canards an einer konventionellen Flugzeugkonfiguration.....	28
Bild 2.13	Größenvergleich Rumpfkfigurationen	29
Bild 2.14	C-17 von Boeing	30
Bild 3.1	Patenturkunde des deutschen Patent- und Markenamtes	31
Bild 4.1	Dreiseitenansicht der Boomerang	38
Bild 4.2	Patent für den einzigartigen Antrieb der Do 335	41
Bild 4.3	Beschädigungsbetrachtung bei Unfällen konventionell/ Nurflügler.....	43
Bild 4.4	Junkers Entwurf für die Patentanmeldung eines Nurflüglers.....	46
Bild 4.5	Idee einer gigantischen Tragfläche zu Transportzwecken	47
Bild 4.6	Blohn & Voss BV-P 194	48
Bild 4.7	Blohn & Voss BV-P 170	49
Bild 4.8	Patent für einen Ausfahrmechanismus von Canardflügeln	50
Bild 4.9	Mögliche Konfiguration für ausfahrbare Canardflügel.....	50
Bild 4.10	Patentanwendung am Beispiel Boing 747-200	52
Bild 4.11	Patentanwendung am Beispiel eines alternativen Doppelstockflugzeugs.....	53
Bild 4.12	Patentanwendung am Beispiel von weiteren Doppelstockflugzeugen a.....	54
Bild 4.13	Patentanwendung am Beispiel von weiteren Doppelstockflugzeugen b.....	55
Bild 5.1	VTOL UAV	62
Bild 5.2	Polyplaneprinzip am Beispiel A380 Rumpf.....	63
Bild 5.3	Einordnung der Konfigurationsgeometrien.....	64
Bild 5.4	Morphing UAV	64
Bild 5.5	Entwicklungslevel für Konfigurationsuntersuchung.....	66
Bild 6.1	Fliegender Container-Frachter	68
Bild 6.2	Vorgezogenes Cockpit	69
Bild 6.3	Überschallflugzeug.....	69
Bild 6.4	Doppelrumpfvariante.....	70
Bild C.1	Canard + Wing a) Payload in Fuselage and Wing	81
Bild C.2	Canard + Wing b) Payload in Single Fuselage and Wing.....	81

Bild C.3	Canard + Wing c) Payload in Single Fuselage and Wing	82
Bild C.4	Canard + Wing d) Payload in Single Fuselage	82
Bild C.5	Canard + Wing e) Payload in Single Fuselage.....	83
Bild C.6	Canard + Wing + Tail a) Payload in Single Fuselage and Wing C-Plane Concept.....	84
Bild C.7	Canard + Wing f) Payload in Single Fuselage and Wing	84
Bild C.8	Canard + Wing b) Payload in Single Fuselage and Wing TSA	85
Bild C.9	Canard + Wing c) Payload in Single Fuselage TSA	85
Bild C.10	Canard + Wing d) Payload in Single Fuselage and Wing TSA	86
Bild C.11	Canard + Wing + Tail a)	87
Bild C.12	Canard + Tail.....	87
Bild C.13	Canard + Wing + Tail b)	88
Bild C.14	Tailless a) Nonblended Fuselage + Wing	89
Bild C.15	Tailless b) Nonblended Fuselage + Wing	89
Bild C.16	Tailless c) Nonblended Fuselage + Wing	90
Bild C.17	Tailless d) Nonblended Fuselage + Wing	90
Bild C.18	Tailless e) Nonblended Fuselage + Wing	91
Bild C.19	Tailless f) Wing only	91
Bild C.20	Tailless g) Wing only	92
Bild C.21	Tailless h) Wing only	92
Bild C.22	Tailless i) Blended Fuselage + Wing	93

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 2.1	Flugzeugnamen und Erstflug aus Bild 2.1	17
Tabelle 4.1	Patente im Nurflüglerbereich.....	56
Tabelle C.1	Konfigurationsvergleich 1	94
Tabelle C.2	Konfigurationsvergleich 2	94
Tabelle C.3	Konfigurationsvergleich 3	95
Tabelle C.4	Konfigurationsvergleich 4	95

Liste der Symbole

i	Inch
m	Meter
km/h	Kilometer pro Stunde
h	Stunde

Liste der Abkürzungen

a/c	Aircraft
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
BWB	Blended Wing Body
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
Do	Dornier
EP	Europäisches Patentamt
EPÜ	Europäisches Patentübereinkommen
FAA	Federal Aviation Administration
JAR	Joint Aviation Authority
PatG	Patentgesetz
TSA	Three Surface Aircraft
UAV	Unmanned Aircraft Vehicle
URL	Universal Resource Locator
VTOL	Vertical Take-Off and Landing
WWW	World Wide Web

1 Einleitung

1.1 Motivation

Betrachtet man heute einen typischen Flugzeugentwurf, so erwartet man ganz grundlegende Erscheinungsmerkmale, da seien z. B. ein symmetrischer Aufbau oder ein nach vorne gerichteter Antrieb. Es fallen jedoch beim Betrachten von Enzyklopädien unterschiedliche Kombinationen auf, die so direkt mit dem Erscheinen eines heutigen Flugzeuges gar keine Ähnlichkeit haben. Man ist daran interessiert, warum gerade ein solcher Aufbau oder eine derartige Anordnung bei diesen Flugzeugen gewählt wurden. Diese Projektarbeit hat sich mit dieser Frage beschäftigt. Es wurden viele Konfigurationen gefunden, die diese Fragen aufwerfen. Aber eine weitere Frage ist dann oft, wem die Idee für solch eine neue und ungewöhnliche Konfiguration überhaupt gekommen ist. Um dies zu beantworten sucht man nach dem Patent, denn der Erfinder lässt sich sein Gedankengut in der Regel patentieren. Beschäftigt man sich mit solch einer Recherche so erhält man eine sehr gute Übersicht darüber, welche Flugzeugkonfigurationen bereits Gegenstand theoretischer Überlegungen und ggf. praktischer Umsetzung waren. Man erhält einen guten Einblick in den technischen Hintergrund eines Flugzeuges, welche Probleme bestehen und wie diese am optimalsten gelöst werden können.

Eine ordentlich angestellte Recherche, die diese einzelnen Konfigurationen enthält, gegenüberstellt und mit den Aspekten des Patentschutzes vergleicht, kann ein sehr nützliches Werkzeug für weitere Arbeiten sein.

1.2 Begriffsdefinitionen

Konfiguration

Der Begriff der *Konfiguration* wird z. B. nach **Duden 1996** folgendermaßen definiert:

Astron. Astrol. Bestimmte Stellung von Sternen...Chemie räumliche Anordnung der Atome eines Moleküls; Kunst Gestalt

Bei einer Konfiguration handelt es sich daher um eine ganz bestimmte Anordnung oder Formgebung von Gegenständen. Bei einem Flugzeug bezieht sich diese Aussage vor allem auf die Anordnung der Antriebe und der Tragwerke und -flächen. Dabei soll nicht die konstruktive Grundlage zur Anordnung dieser Systeme bzw. Komponenten Gegenstand dieser Projektarbeit sein. Vielmehr geht es um die direkten Auswirkungen der Konfigurationsanordnung auf die Flugeigenschaften und die daraus resultierenden Nebenwirkungen.

Patent

Als eine wichtige Informationsquelle um an weitreichendere Informationen dieser Konfigurationen zu kommen soll die Recherche über deren Patente den Hauptbestandteil der Projektarbeit bilden. Eine erfolgreiche Konfiguration macht nur dann einen wirtschaftlichen Sinn, wenn sie patentiert wird. Ein Patent erhält man jedoch nur dann, wenn ein bestimmter Formweg eingehalten wird und die ausführliche Prüfung des Antrages ergeben hat, dass dies das erste Gedankengut jener Art ist.

Der Duden definiert ein Patent so:

Urkunde über die Berechtigung eine Erfindung allein zu verwerten

Zur Patentierung einer neuen Erfindung ist man nicht gesetzlich verpflichtet. Es lassen sich andere Strategien verfolgen, um den größtmöglichen Nutzen daraus zu gewinnen.

Mit der Patentierung sind weltweit viele Patentämter beschäftigt. Die Formalitäten sind aber in den Ländern der Pariser Verbandsübereinkunft zum Schutz gewerblichen Eigentums weitestgehend gleich geregelt.

1.3 Ziel der Arbeit

Diese Projektarbeit ist eine Recherche und dient als Patentübersicht für wichtige Flugzeugkonfigurationen sowie als Informationsquelle zu deren Herkunft.

Aus der Rechercharbeit zu den Patentinformationen wurde festgestellt, dass es zunächst nicht einfach ist hier schnell eine gute Übersicht und Gegenüberstellung zu finden. Gründe hierfür sind:

1. Es ist wichtig ein bestimmtes Grundwissen zu Patentrecht und -vergabe zu haben, um so gezielt nach Stichwörtern zu suchen
2. Im Alltag beschäftigt man sich hauptsächlich mit einer geringen Auswahl von Konfigurationsmöglichkeiten. Hier gibt es aber eine Vielzahl an Variationen. Bei genauerer Recherche findet man allein 25 bereits fliegende Konfigurationsbeispiele. Diese Zahl lässt sich beliebig erweitern, wenn man noch mehr ins Detail geht. Das ist vergleichbar mit einem Fass ohne Boden.

Mit dieser Projektarbeit soll eine grundlegende Übersicht über diese Konfigurationsarten gegeben und dabei die Patentsituation eingebracht werden.

Dabei ging es mir verstärkt um folgende Punkte:

- Verbreitete Konfigurationsmerkmale zu finden,
- Eigenschaften zu erläutern und dabei im Vergleich der Konfigurationen miteinander die unterschiedlichen Vor- und Nachteile darzustellen,
- Grundlagen im Patentrecht aufzeigen und auf den Flugzeugbau zu übertragen,
- Patente zu meinen recherchierten Konfigurationen aufzuführen.

Der interessierte Leser soll mit Hilfe dieser Projektarbeit ein Nachschlage- und Informationsdokument für weitere Arbeiten erhalten.

Es sei an dieser Stelle nochmals darauf hingewiesen, dass diese Projektarbeit nur eine eingeschränkte Auswahl an Patenten liefern kann.

Ziel der Ausarbeitung ist es daher, einen **Einstieg in die grundlegenden Konfigurationsvarianten verbunden mit deren Patenten** zu geben. Da alle Aussagen durch Quellen belegt sind kann der Leser evtl. eine auf seine Bedürfnisse angepasste Recherche anstellen.

1.4 Literaturübersicht

Die einschlägige Luft- und Raumfahrt Literatur, wie Enzyklopädien ist nicht im Besonderen geeignet eine Patentrecherche durchzuführen. Eine gute Hilfestellung findet man aber hier um nach besonderen Konfigurationsmerkmalen zu suchen. Die weitere Suche sollte dann im Internet oder um einen Schritt weiter zu gehen, auf dem Patentamt direkt durchgeführt werden. Eine Auswahl an Buchliteratur, die verwendet wurde ist hier aufgestellt:

Das Buch "Airbus, Geschichte – Erfolge – Flugzeugtypen" von **Morgenstern / Plath 2003** (Motorbuchverlag) enthält eine kurze Darstellung der zukünftigen Konfigurationskonzepte von Airbus. Um hier aber detailliertere Informationen zu bekommen, sollte man die Suche in anderen Informationsquellen, wie dem Internet, fortsetzen.

Die "Enzyklopädie der Flugzeuge " herausgegeben vom Weltbildverlag (**Grieb 1996**) enthält dagegen eine sehr breit gefächerte Übersicht von Flugzeugen. Besonders brauchbar für diese Arbeit war in dem Buch das Kapitel „Experimentalflugzeuge“. Dadurch erhält man neue Anregungen die hier aufgeführten Modelle auf bestehende Patente zu prüfen. Eine wichtige Information, um die Recherche ausdehnen zu können sind Angaben zu Erstflug und gedachte Absicht der Konfiguration. Patente findet man in diesem Buch nicht, sondern muss sich diese auf anderem Weg beschaffen.

In den vorangegangenen Büchern findet man schnell und ohne große Einarbeitungszeit die benötigten Informationen, da diese auf das Wesentliche komprimiert vorliegen.

„**Das große Buch der Passagierflugzeuge**“ von **Enders, Mowinski, Green und Swanborough 2000**, erschienen im Motorbuch Verlag, präsentiert eine weitere Enzyklopädie, jedoch ausschließlich über Verkehrsflugzeuge. Unterstützend wirkte das Buch dahingehend, dass hier eine ausführliche Beschreibung der Konfigurationen im Verkehrsflugzeugbereich vorausgeht. Man findet Angaben zu Kabinen-, Antrieb- und Tragflächenkonfigurationen und deren grundsätzlichen Nutzen. Jedoch auch hier keine Angaben zu verwendeten Patenten.

Eine andere Art der Informationsquelle gibt das „Lexikon der Luftfahrt“ von **Klußmann 2004**. Hierbei handelt es sich um ein Lexikon, das Fachbegriffe aus dem Bereich der Luftfahrt erläutert.

Um die Form dieser Projektarbeit im genormten DIN-Stil zu verfassen, gab das Buch „Diplomarbeiten normgerecht verfassen“ von **Scholz 2001** eine Hilfestellung.

1.5 Aufbau der Arbeit

Der Verlauf der Projektarbeit soll zunächst die nötigen Grundkenntnisse zu Konfigurationsmerkmalen und Patentvergabe darlegen bevor auf die Patentrecherche und deren Darstellung eingegangen wird.

- Die Verknüpfung zwischen den technischen Hintergrundinformationen einer Konfigurationsart und dem dazugehörigen Patent soll helfen die Patentbeschreibung besser zu verstehen
- Der Hauptteil dieser Schrift enthält **die Ausführungen** zum Thema:

Abschnitt 2 beschreibt zunächst die unterschiedlichen Konfigurationsmöglichkeiten anhand deren Funktionsweise und Darlegung der Vor- und Nachteile

Abschnitt 3 bietet einen kurzen Exkurs in die wichtigsten patenrechtlichen Grundlagen und versucht diese mit den Konfigurationsentwicklungen im Flugzeugbau zu verknüpfen

Abschnitt 4 behandelt die Recherche der Patente. Er geht ausführlich auf die Wichtigsten ein und enthält zudem eine tabellarische Zusammenstellung von verschiedenen Nurflüglerpatenten

Abschnitt 5 führt eine weitere Recherche über noch nicht patentierte Flugzeugkonfigurationen auf

Abschnitt 6 gibt Beispiele neuartiger Konfigurationen

Anhang A enthält nützliche Internetseiten-Links für diejenigen Leser, die weiterreichende Informationen zu ganz bestimmten und nicht in dieser Arbeit aufgeführten Patenten suchen

Anhang B gibt eine zusammenfassende Übersicht mit den Merkmalen einer Konfiguration

Anhang C zeigt bereits geprüfte Ideen verschiedener Konfigurationsvarianten auf

2 Systematik der Flugzeugkonfigurationen

Dieser Abschnitt möchte zunächst auf grundlegende Konfigurationsbeispiele eingehen. Dazu wurde eine Recherche angestellt, um bereits gebaute Konfigurationen kennen zu lernen. Dabei liegt der Bezug auf den Bereichen Tragflächen, Tragwerke, Antrieb und Rumpf. Zudem werden zukünftige Entwicklungsideen aufgezeigt und die Vor- und Nachteile der unterschiedlichen Konfigurationen gegenübergestellt. Mit den gewonnenen Kenntnissen aus diesem Kapitel fällt es leichter die Patentrecherche zu beginnen, da man Patente bezogen auf einzelne Konfigurationsgruppen suchen kann. Die Informationsmenge lässt sich dadurch bereits sehr gut filtern. Zudem soll hier angemerkt sein, dass für diesen Teil der Recherche hauptsächlich die Internetsuchmaschine Google (<http://www.google.de>) genutzt wurde. Der interessierte Leser wird in diesem Kapitel neue Erkenntnisse im Bereich Konfigurationsmöglichkeiten gewinnen und es somit leichter haben die weiter unten beschriebenen Patente zu verstehen.

2.1 Einteilung der Konfigurationsmöglichkeiten

Zunächst wird auf die Triebwerks- und Rumpfkonfigurationen am Beispiel von zweimotorigen Propellerflugzeugen eingegangen.

Die verbreitetste Konfiguration bei solchen Flugzeugtypen ist ein an dem Hauptflügel in Zellen montierter nach vorne gerichteter Antrieb. Interessanterweise kann man weitere 25 verschiedene Konfigurationen dieser Flugzeuggruppe darstellen, welche sich in insgesamt 9 Untergruppen unterteilen lassen. Diese Gruppierung lässt sich graphisch in einer Übersicht (Bild 1) darstellen, bei der vom mittleren Ausgangsmodell (Standardtyp) nach außen hin die verschiedenen Konfigurationen abgebildet sind.

Diese Übersicht stellt alle Konfigurationsmöglichkeiten dar, auf die im vierten Kapitel eingegangen wird.

Dabei sind einige Konfigurationen direkte Ableitungen dieser Ausgangskonfiguration. Alle diese Flugzeugtypen sind nachweislich gebaut wurden und fliegen tatsächlich. Sie umfasst sowohl Entwicklungen aus den zwanziger und dreißiger Jahren des vergangenen Jahrhunderts als auch aktuelle Ideen der letzten Jahre.

Jahr des Erstflugs und Name des Flugzeugs wurde als Nachweis in einer Tabelle dazugestellt.

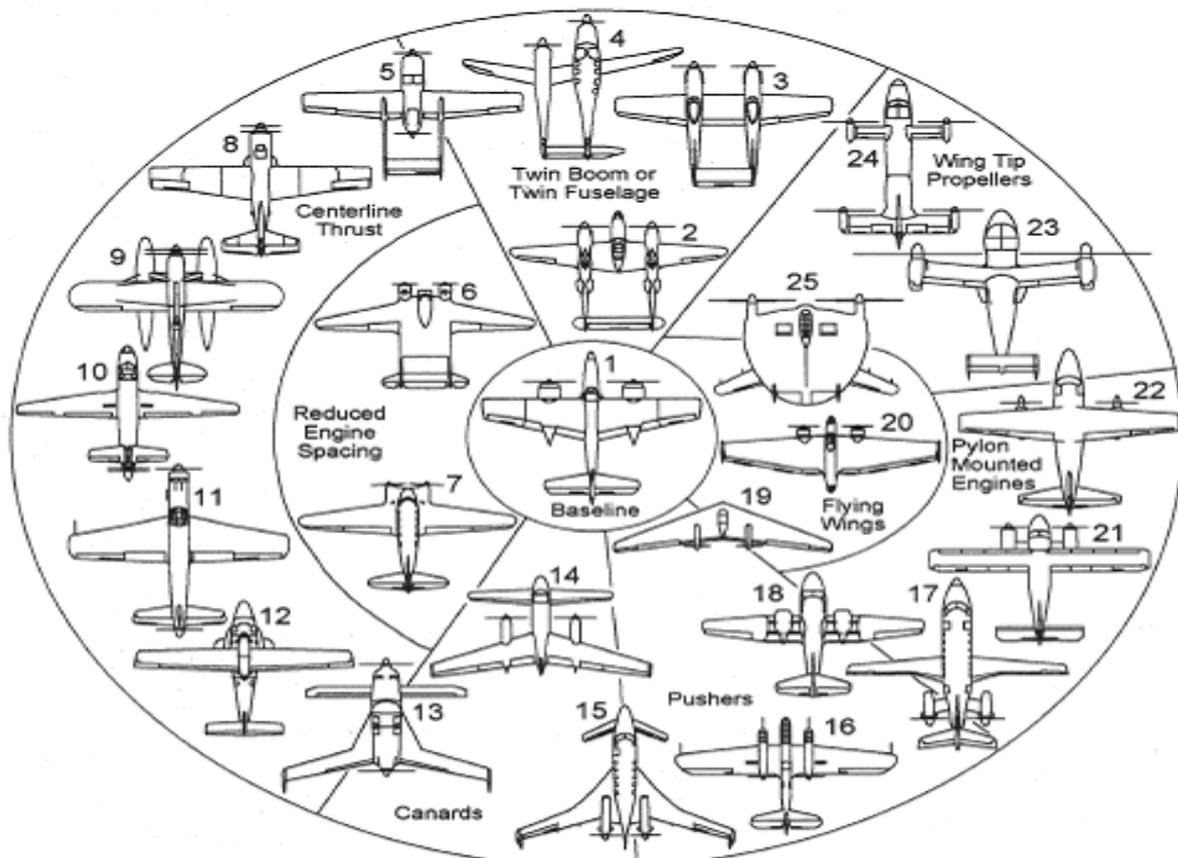


Bild 2.1 Konfigurationsübersicht (nach Leonard 2001)

Nr.	Name	Jahr des Erstfluges
1	Grumman F7F Tigercat	1943
2	Lockheed P-38 Lightning	1939
3	North American P-82 Twein Mustang	1945
4	Rutan Boomerang	1996
5	Cessna Skymaster	1961
6	Burnelli CBY-3	1945
7	Alcor C.6.1 Junior	1938
8	Fairey Gannet	1949
9	Macchi M.C.72	1931
10	Douglas XB-42 Mixmaster	1944
11	Dornier Do-335 Pfeil	1943
12	Dornier CD2 Seastar	1984
13	Rutan Defiant	1978
14	Miles M.39B Libellula	1973
15	Beech Starship	1983
16	Bell YFM-1 Airacuda	1937
17	Embraer/FMA CBA-123 Vector	1990
18	Custer CCW-5 Chanelwing	1953
19	Northrop N9M	1942
20	Kalinin K-12	1936
21	Dornier Do-28 Skyservant	1966
22	Mitsubishi MU-2 Prototype	1963
23	Bell XV-15	1977
24	Curtiss X-19	1963
25	Vought V-173 Flying Flapjack	1942

Tabelle 2.1 Flugzeugnamen und Erstflug aus Bild 2.1

2.2 Variationsmöglichkeiten

Auf Varianten der Ausgangskonfiguration und die daraus resultierenden neuen Eigenschaften soll im Folgenden näher eingegangen werden.

Wenn man z. B. den eigentlichen Rumpf verkürzt und die Zellen (Nacelles) in denen die Motoren untergebracht sind verlängert, erhält man eine sog. Twin-Boom Konfiguration. Eliminiert man nun noch den Center-Rumpf führt dies zu der klassischen Zweirumpf-Konfiguration.

Durch weitere Anpassungen kann man nun verschiedene Eigenschaften erwirken, die wiederum neue Vor- und Nachteile im Vergleich zur klassischen Ausgangsvariante aufweisen.

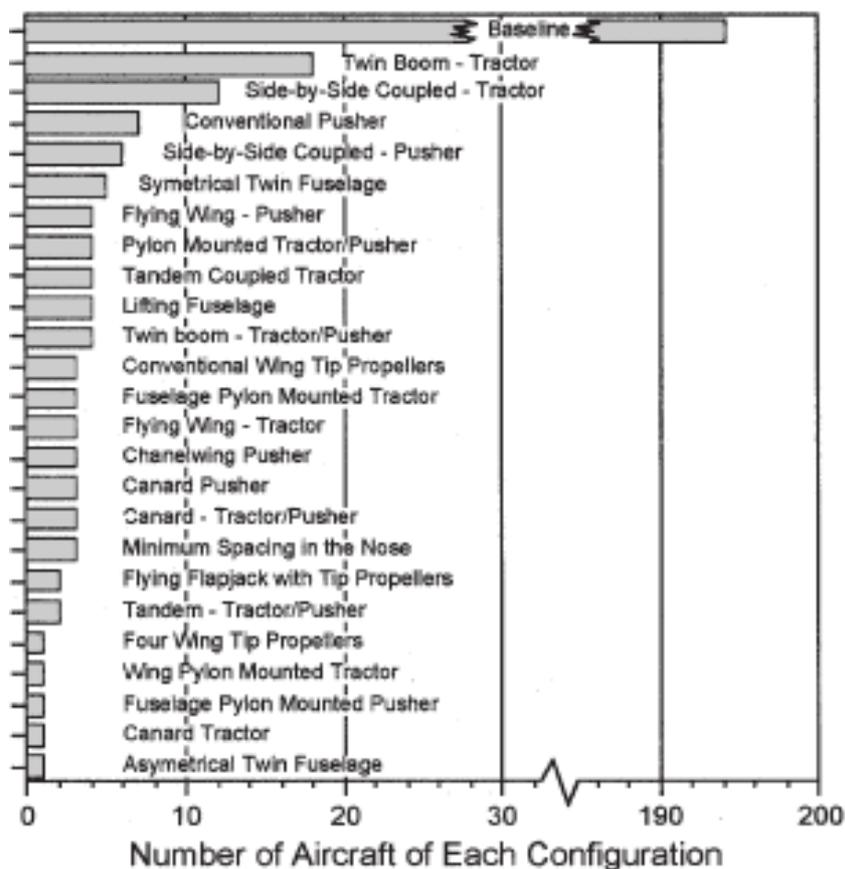


Bild 2.2 Verbreitung der Konfigurationen (nach Leonard 2001)

So kann man z. B. die Motoren von den Bereichen an den Tragflächen oder den beiden äußeren Rümpfen weiter aufeinander zubewegen, was zu einer reduzierten Raumkonfiguration führt. Bringt man beide Motoren auf der Centerline an, spricht man von der Centerline-Schub-Konfiguration. Die Flügelspitzenkonfiguration würde dementsprechend beide Motoren an den äußeren Flügelspitzen (Tips) beinhalten. Man kann genauso gut die Motoren einfach umdrehen und so eine Pusher-Konfiguration wählen. Das Anbringen der Antriebe an Pylonen ist ebenfalls eine oft gewählte Variante.

Das gegenseitige Tauschen der Flügel und des Heckbereichs (Canardbauweise) führt zu aerodynamischen Vorteilen, oder man lässt Rumpf, Tragflächen und Heck miteinander verschmelzen, was zu dem bekannten Nurflüglerprinzip resultiert.

Eine weitere Variante, die in der oberen Grafik nicht mit einbezogen wurde, ist das Dreiflächenflugzeug. Anders als bei der Canard-Konfiguration wurde hier die ursprüngliche Form beibehalten und durch eine zusätzliche Tragfläche im vorderen Rumpfbereich ergänzt. Dies führt aber zu einem ähnlichen aerodynamischen Verhalten wie bei der Canardvariante.

2.3 Allgemeine Konfigurationsmerkmale von Flugzeugen

Mit der ständig steigenden Anzahl verschiedener Flugzeugtypen verändert sich die Bauweise der verschiedenen Flugzeuge immer mehr. Es gibt nicht nur verschieden große Flugzeuge, sondern auch die verschiedensten Konstruktionen der Flügel, der Motoren und der Leitwerke. Um die einzelnen Flugzeuge unterscheiden zu können, gibt es viele unterschiedliche Merkmale an den einzelnen Bauteilen. Jedes Flugzeug hat verschiedene Hauptmerkmale, durch welche es sich relativ eindeutig bestimmen und kategorisieren lässt. Zu diesen Hauptmerkmalen zählt das Tragwerk (d.h. der Flügel), die Art des Triebwerks, die Art des Leitwerks, das Fahrwerk und der Rumpf. Die einzelnen Hauptmerkmale sind in verschiedene Typen gegliedert, welche bis heute einheitlich festgelegt sind.

Anhand der Draufsicht, der Seitenansicht und der Stirnansicht der Do 335 sind die für das Flugzeug typische Merkmale erkennbar.

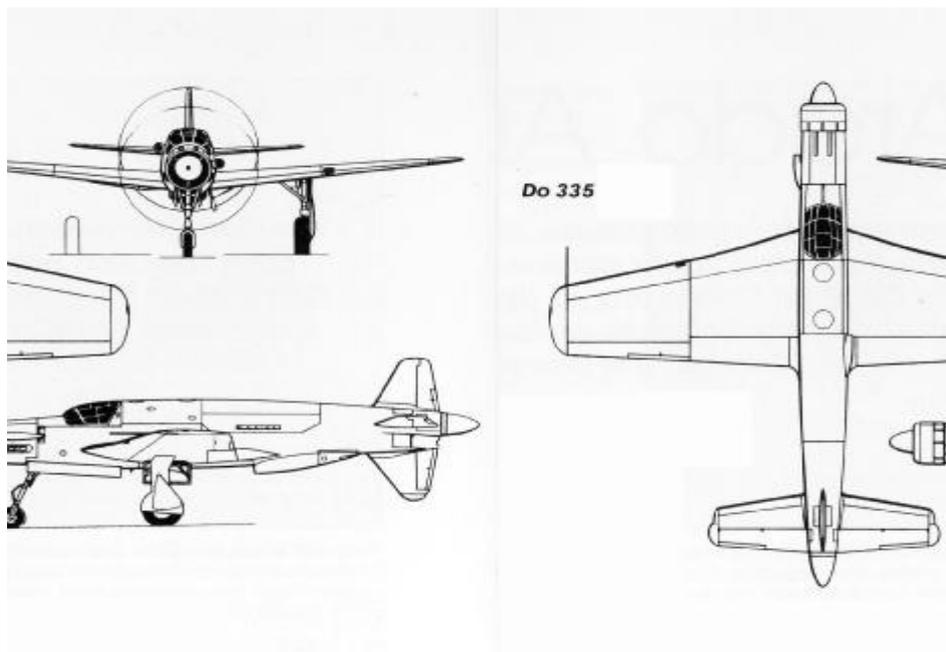


Bild 2.3 Do 335 (nach Müller 1996)
Tragwerk

Das Tragwerk ist in fünf verschiedene Arten gegliedert, dabei kann es jedoch zu Abweichungen kommen. Zuerst wird das Tragwerk in die Anzahl der Flügel gegliedert. So gibt es „Eindecker“ (A), „Doppeldecker“ (B) und in seltenen Fällen auch „Dreidecker“. Die „Eindecker“ wiederum werden in die Arten „Tiefdecker“ (1), „Mitteldecker“ (2), „Hochdecker“ (3) und „Schulterdecker“ (4) aufgeteilt. Als nächstes Merkmal beim Tragwerk ist die Stellung und die Form wichtig. Als Stellung des Tragwerks bezeichnet man die Stirnansicht. Sie kann entweder „gerade“ (5) sein, eine mehr oder weniger stark ausgeprägte „V-Stellung“ (6) aufweisen oder sich als „Knickflügel“ (7) darbieten.

Bei der Draufsicht des Tragwerks sind weiterhin verschiedene Formen zu erkennen. Hierbei wird zwischen „Rechteckflügel“, „Spitzflügel“, „eckige und abgerundete Doppeltrapezflügel“, „Ovalflügel“, „Keilflügel“ und „Dreieckflügel“ unterschieden.

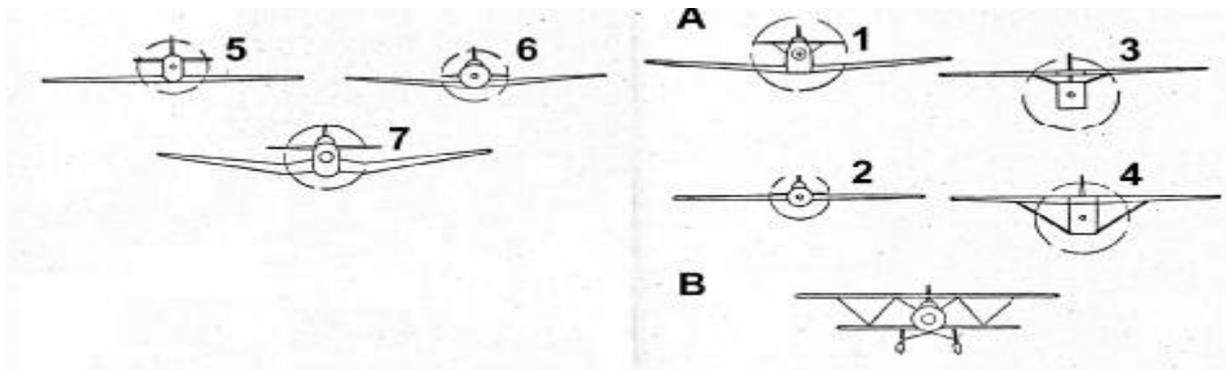


Bild 2.4 Darstellung der verschiedenen Tragwerksarten (nach Müller 1996)

Triebwerke

Beim nächsten Hauptmerkmal, den Triebwerken, gibt es ebenfalls einige verschiedene Möglichkeiten der Triebwerksanordnung. So wird zunächst die Anzahl der Triebwerke unterschieden. Es gibt zum Beispiel „einmotorige“ (1), „zweimotorige“ (2) oder „dreimotorige“ (3) Flugzeuge. Bei den Triebwerken kommt es außerdem auf die Motorenanordnung an. Man unterscheidet dabei zwischen Motoren die nach vorne ausgerichtet sind und mit „Zugschrauben“ (5) versehen sind und Motoren die nach hinten ausgerichtet sind und mit „Druckschrauben“ (6) versehen sind. Es gibt eine Kombination aus beiden, welche dann als „Tandemmotor“ (4) bezeichnet wird.

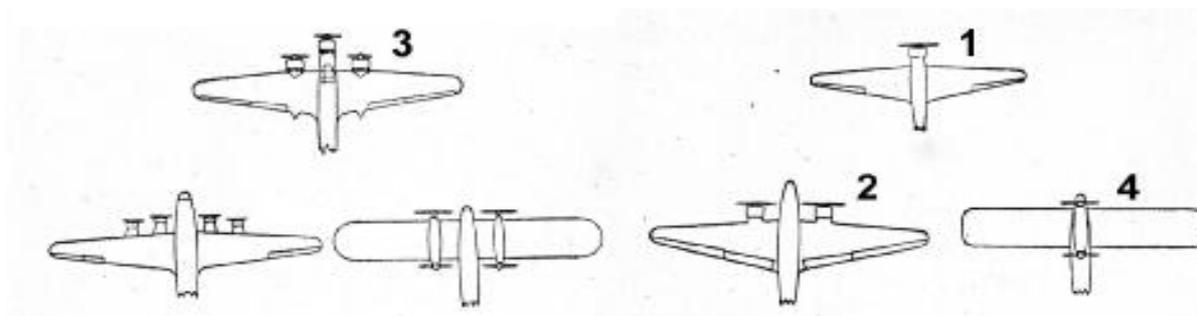


Bild 2.5 Darstellung der verschiedenen Motorenanordnungen (nach Müller 1996)

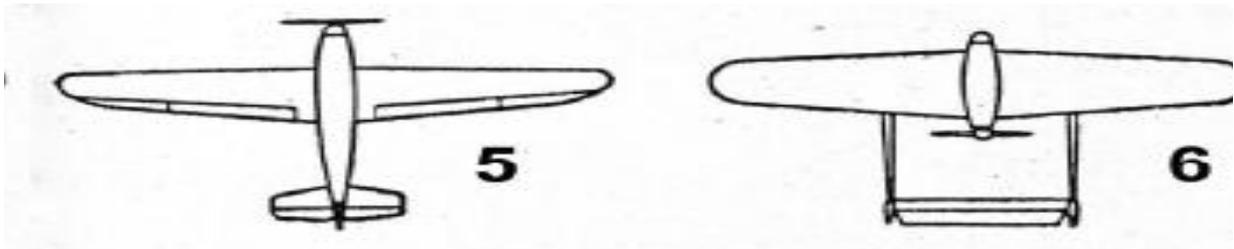


Bild 2.6 Darstellung einer Zug- und Druckschraube (nach Müller 1996)

Leitwerk

Das Leitwerk, ein weiteres wichtiges Hauptmerkmal eines Flugzeuges, ist in einige verschiedene Arten gegliedert. So gibt es zwei verschiedene Leitwerksarten, das Höhen- und das Seitenleitwerk. Beim Seitenleitwerk wird hauptsächlich in der Anzahl der Leitwerke unterschieden.

So gibt es beispielsweise ein „einfaches Seitenleitwerk“ (1), ein „Doppelseitenleitwerk“ (2) und ein „Dreifachseitenleitwerk“ (3). Außerdem können die Seitenflossen, die feste vertikale Fläche des Seitenleitwerks und das Seitenruder, die bewegliche vertikale Fläche, als „Endscheiben“ (4) an den Enden des Höhenleitwerks angebracht werden, oder sie können „eingesetzt“ (5) werden, wobei man dann entweder von einem „engen“ (6) oder einem „weitem“ (7) Doppelkreuz spricht. In wenigen Ausnahmefällen ist das Seitenleitwerk auf das Höhenleitwerk „aufgesetzt“ (8).

Beim Höhenleitwerk wird im Gegensatz zum Seitenleitwerk nicht nur die Anzahl und die Stellung unterschieden, sondern auch die Form. Zunächst wird jedoch die Stellung im Verhältnis zum Rumpf in „tiefgesetzt“ (9) und „hochgesetzt“ (10) gegliedert. Danach kann man die Stellung wie beim Tragwerk in „gerade“ und „V-Stellung“ aufteilen. Das wichtigste Merkmal des Höhenleitwerks ist jedoch die Form. So gibt es ähnlich wie beim Tragwerk entsprechende Tragflächenformen. Dabei wird zwischen „rechteckig“ (11), „doppeltrapezförmig“ (12), „keilförmig“ (13) und „oval“ (14) unterschieden. Weiterhin gibt es einige Sonderformen, wie „Haifischflosse“, „Zuckerhut“ oder „Spaten“, welche jedoch aus den vier Grundformen zusammengesetzt oder abgeleitet werden.

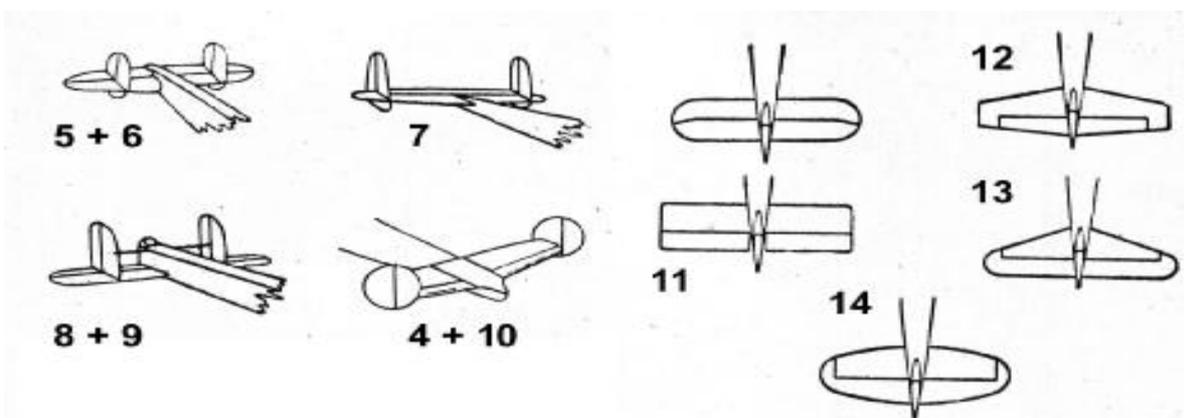


Bild 2.7 Darstellung der verschiedenen Leitwerksarten (nach Müller 1996)

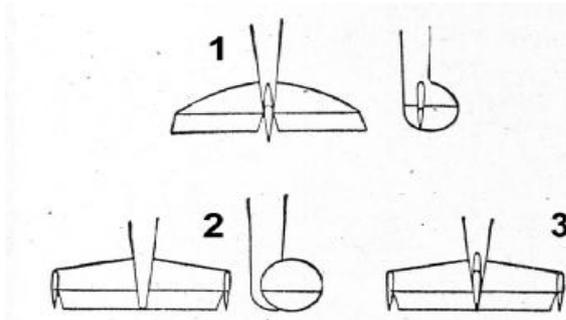


Bild 2.8 Darstellung der Konstruktionen des Seitenleitwerks (Müller 1996)

Fahrwerk

Beim nächsten Hauptmerkmal, dem Fahrwerk, gibt es ebenfalls Unterschiede, auch wenn sie teilweise nicht so deutlich erkennbar sind. Das Fahrwerk wird zunächst in vier Kategorien gegliedert, nämlich vier Arten „ohne Fahrwerk“ (1), das heißt mit einziehbarem Fahrwerk, „mit Fahrwerk“ (2), das heißt mit festem unter dem Rumpf installierten Fahrwerk, „mit Schwimmer“ (3) und „Flugboot“ (4). Bei den meisten modernen Flugzeugen ist das Fahrwerk einziehbar. Dabei werden die Räder mit den Stoßdämpfern entweder in die Tragflächen (5) oder in die Motorgondeln eingezogen. Kleinere Sportflugzeuge und langsame Flugzeuge haben meistens ein festes Fahrwerk (6), welches lediglich eine aerodynamische Anordnung der Achsen und Verkleidung aufweist.

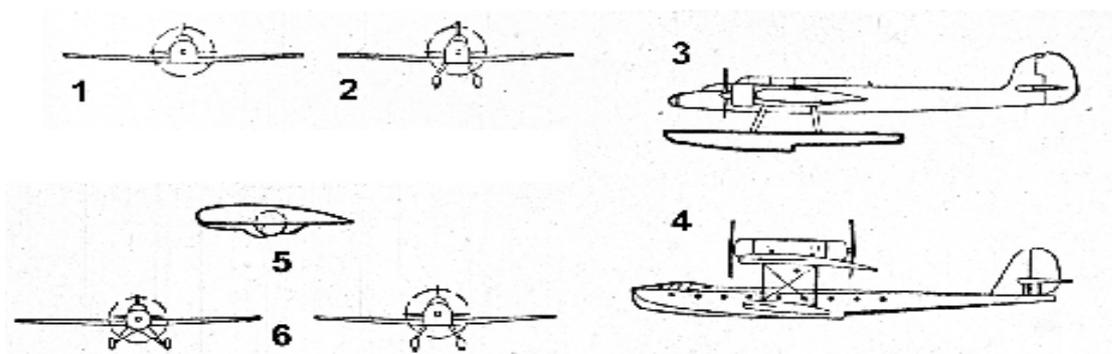


Bild 2.9 Darstellung der einzelnen Fahrwerkstypen (nach Müller 1996)

Rumpf

Der Rumpf bildet ein weiteres wichtiges Merkmal des Flugzeuges. Zunächst werden die Flugzeuge in zwei Rumpffarten gegliedert: in Flugzeuge mit „einfachem Rumpf“ (1) und in Flugzeuge mit „Doppelrumpf“ (2). Jedoch ist die zweite Variante sehr selten. Das wichtigste Unterscheidungsmerkmal bildet die Rumpfform, die verschiedenste Ausführungen aufweist. Man unterscheidet dabei zum Beispiel einen „durchhängenden Rumpf“, einen „Rumpf hinten abgesetzt“ (3), einen „Walfisch“ (4), einen „Kamelhöcker“ (5) und eine „Kaulquappe“ (6). Es zeigt sich also, dass es einige Merkmale gibt, welche ein Flugzeug charakterisieren und in manchen Fällen unverwechselbar machen.

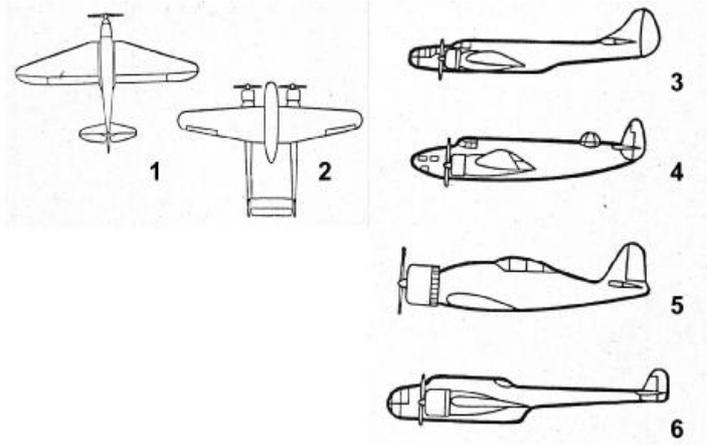


Bild 2.10 Darstellung der verschiedenen Rumpffarten
(nach Müller 1996)

2.4 Gewöhnliche und ungewöhnliche Konfigurationen

Die gewöhnlichen Konfigurationen bei Flugzeugen können variationsreich sein. Unterschiede findet man hier in Antrieb, Rumpfform, Tragflächenanbringung etc. Sie haben jedoch einheitlich die Komponenten Tragflächen, Rumpf sowie Seiten- und Höhenleitwerk am Heck. Diese einheitliche Konfiguration wird als Drachenkongfiguration bezeichnet. (nach **Scholz 2003**)

Ungewöhnliche Konfigurationen unterschieden sich hingegen in mindestens einem Merkmal von den gewöhnlichen Konfigurationen.

Bespiele hierfür sind das Dreiflächenflugzeug, das Enten bzw. Canardflugzeug und der Nurflügler. Weitere Sonderkonfigurationen sind Flugzeuge mit nur einem Schwenkflügel.

Im Anhang B befindet sich eine zusammenfassende Übersicht mit den Merkmalen einer Konfiguration.

2.5 Verbreitung der Konfigurationen

Eine weitere interessante Frage ist, wie weit diese einzelnen besonderen Konfigurationen verbreitet sind. Hierzu gibt Bild 2.2 Aufschluss. Dieses zeigt die Verbreitung der einzelnen fliegenden Konfigurationen in Nationen der westlichen Welt. Dazu sei angemerkt, dass es eine beträchtliche Ideenvielfalt an Konfigurationsmöglichkeiten an Flugzeugen der ehemaligen Sowjetunion gibt. Da hier die große Verbreitung jedoch nicht gegeben ist, sollen diese Flugzeugtypen hier nicht weiter betrachtet werden. Dennoch fällt auf, dass die typische Ausgangsvariante (engl. Baseline) am verbreitetsten ist. Ein weiterer wichtiger Fakt ist, dass 13 Flugzeugkonfigurationen keinen repräsentativen Bestand aufweisen.

Eine weitere Variante, die in diesem Bild nicht mit einbezogen wurde, ist das Dreiflächenflugzeug. Anders als bei der Canard-Konfiguration wurde hier die ursprüngliche Form behalten und durch eine zusätzliche Tragfläche im vorderen Rumpfbereich ergänzt. Dies führt aber zu einem ähnlichem aerodynamischen Verhalten wie bei der Canardvariante.

2.6 Vor- und Nachteile

Nun sollen die Vor- bzw. Nachteilen der einzelnen Varianten aufgezeigt werden. Der hauptsächlichste Vorteil bei der Auswahl einer neuen Konfiguration ist die Geschwindigkeit. So kann eine Zwei-Rumpf-Konfiguration höhere Raten in Bezug auf Geschwindigkeit, Fracht

und Reichweite gegenüber einer einrumpfigen Variante erzielen. Mit diesem Vorteil kann man den Frontbereich, Gegenkräfte der Motoren und die Leistung der Motoren reduzieren.

Ein Centerline-Schub-Konzept bringt wiederum entscheidend wichtige Vorteile bei typischen Problemen des zweimotorigen Antriebs. So kann hier bei Ausfall eines Motors kein Giermoment auftreten, weil kein Hebelarm anliegt. Die Drehkraft der Motoren gleicht sich durch entgegengesetztes Drehen der Propeller aus. Gegenkräfte, welche durch die Wechselwirkung von Zellen und Tragfläche entstehen, bleiben ebenfalls aus. So hat man festgestellt, dass bei Abschalten der Motoren ein viel effizienteres und ruhigeres Flügelverhalten anliegt, als bei Flugzeugkonfigurationen mit Motoren in Zellen an den Tragflächen.

Eine ebenfalls bekannte Entwurfsmöglichkeit besteht in der sog. Aft-Pusher Variante, bei der der Antrieb das Flugzeug nicht zieht (Traktor) sondern schiebt (Pusher). Dabei wird der Motor einfach nach hinten gedreht.

Eine Cessna Skymaster hat einen klassischen Antrieb (Traktorantrieb) und am Ende ihres Rumpfes einen Pusherantrieb. Untersuchungen haben gezeigt, dass bei Abschalten des Zugantriebs das Flugzeug eine höhere Geschwindigkeit erreicht als bei Abschalten des Aft-Pusher-Antriebs. Dabei läuft der jeweils andere Antrieb weiter.

Erklärt wird dieses mit dem Effekt, dass beim Aft-Pusher-Antrieb die beschleunigte Luft um den Rumpf herumgeführt wird, ohne einen direkten Einfluss auf diesen zu haben. Dies verhindert die grundsätzlich am Rumpf auftretenden Kräfte.

Betrachtet man hingegen die Nurfügler findet man gegenüber den genannten Rumpf-Tragflächenkonfigurationen andere Vorteile. Besonders hervortretend sind die Gewichtersparnisse. Das geschieht besonders deswegen, weil Gewicht und Auftrieb gleichmäßig über die Tragflächen verteilt sind. Das heißt, der lokale Auftrieb kompensiert die lokalen Gewichtskräfte resultierend aus Fracht, Treibstoff und Motoren. Gleichzeitig werden ohne Rumpf und Leitwerk die hierfür typischen Kräfte nicht auftreten.

Legt man die Propeller an die Flügelspitzen, sog. Wing-Tip-Propeller, kann man sehr große Propellerdurchmesser dimensionieren. Dies führt zu einer Steigerung des Auftriebs bei gleichbleibender Motorleistung. Propeller und Motoren sollten unbedingt über eine Welle miteinander verbunden oder alle darüber betrieben werden. Fällt bei dieser Variante ein Propeller aus, würde der noch laufende Propeller ansonsten ein katastrophales Gierungsmoment erzeugen. Durch die kombinierte Auftriebserzeugung bei der Canardbauweise werden hier Gegenkräfte zwischen Heck und Tragflügel beseitigt, da bei den typischen Tragflügel-Heck-Kombinationen Hecklasten bestehen.

Jede dieser Konfigurationen hat bestimmte Vorteile für ganz bestimmte Anwendungen. Die meisten Ansprüche werden jedoch mit der Standardkonfiguration (Baseline) erfüllt. Diese weist immer noch die optimalen Kompromisse bei den Anforderungen auf.

2.7 Beispiel für eine zukünftige Entwicklung

Sieht man auf die Entwicklungsideen der großen Flugzeughersteller wie Airbus, so findet sich hier ein Konzept aus den dreißiger Jahren des letzten Jahrhunderts. Man griff das Konzept des Doppeldeckers auf, übertrug dieses aber auf eine sog. Joint-Wing Konfiguration. Die Vorteile liegen klar auf der Hand. Teilt man den Flügel auf die Ober- und Unterseite des Rumpfes auf, so erhält man eine geringere Spannweite und benötigt weniger Platz auf den Flughäfen. Dabei sollen die beiden Flügel miteinander verbunden werden und eine größere Steifigkeit verleihen. Da der Oberflügel das Höhenleitwerk ersetzt fällt dieser Reibwiderstand weg. Anvisiertes Ziel ist hierbei ein verminderter Treibstoffverbrauch. Das Konzept bringt aber neue Nachteile mit. Es werden wohl weitere Kräfte auftreten, und die Interferenzwirkung zwischen den Flügeln dürfte ein Problem darstellen.



Bild 2.11 Joint-Wing Aircraft-Idee von Airbus
(nach **Morgenstern 2003**)

2.8 Untersuchung der Flugeigenschaften einer Nicht-Baseline-Konfiguration

Die prozentualen Angaben im Folgenden wurde von der Firma Piaggio Aero Industries ermittelt und in der **Flight International 2005** veröffentlicht.

Bei dem Model „P180 Avanti“ der Firma Piaggio Aero Industries wurde an der Rumpfspitze eine dritte, auftriebserzeugende Tragfläche angebracht. Der Effekt dieser zusätzlichen Tragfläche resultiert darin, dass das Höhenleitwerk ebenfalls Auftrieb erzeugt.

Das Grundprinzip des Dreiflächenflugzeuges (im Späteren TSA=Tree-Surface-Aircraft) besteht darin, dass der für die Herstellung eines statischen Längsmomentengleichgewichts erforderliche Abtrieb am Höhenleitwerk ganz oder zu großen Teilen durch einen Auftrieb an der vorderen Tragfläche, dem Canard, ersetzt werden kann. Dadurch steigert sich der verfügbare getrimmte Gesamtauftrieb und es besteht die Möglichkeit durch geeignete Verteilung der Lasten den induzierten Widerstand zu minimieren.

Beim konventionellen Flugzeug stehen den zwei Gleichgewichtsbedingungen (Auftrieb gleich Gewicht und Nickmoment gleich Null) zwei Steuermöglichkeiten (Flügel und Höhenleitwerk) gegenüber. Somit gibt es für jede Schwerpunktlage nur eine mögliche Kombination von Flügeln und Höhenleitwerk, welche die Gleichgewichtsbedingung erfüllt.

Beim TSA steht eine zusätzliche Steuermöglichkeit - der Canardauftrieb - zur Verfügung, so dass die Gleichgewichtsbedingung für jede Schwerpunktlage durch eine Vielzahl von Kombinationen aus Flügel, Höhenleitwerk und Canard erfüllt werden kann. Aus flugmechanischer Sicht kann durch die Kopplung von Canard- und Höhenruderausschlag eine effizientere Steuerung der Längsbewegung erreicht und u.a. das quasistationäre Lastvielfache vergrößert werden. Die Anbringung eines Canards führt aber zu einer Verringerung der Stabilität (bei gleicher SP-Lage). Dadurch erfolgt eine Steigerung des Auftriebs an der Haupttragfläche um insgesamt 34 %. Bei diesem Flugzeugtyp wurde zusätzlich noch der Rumpf auftriebssteigernd konstruiert (nach **TU Berlin 2000**).

Zusätzlich wurde das Flugzeug in einer sog. Pusher Konfiguration gebaut. Die Konstruktion ist so gewählt, dass keine der Tragflächen durch den gestörten Luftfluß angeströmt wird. Das macht sich vor allem an der Haupttragfläche, an der die Zellen mit den Motoren angebracht sind, bemerkbar. Liegt die für den Auftrieb so wichtige glatt-strömende Luft bei der herkömmlichen Traktorkonfiguration nur bei etwa 20 – 25% der Gesamttragfläche an, so sind es in dieser Konfiguration ganze 50%. Durch zusätzliche Maßnahmen, wie z. B. eine von Störungen freie Oberfläche an Tragflächen und Rumpf erhält man bei diesem Flugzeugtyp eine Reichenweitensteigerung. Die Reibungswerte entsprechen dann denen verglichen mit einer Reiseflughöhe von 41.000ft, obwohl das Flugzeug eine tatsächliche Kabinenflughöhe von 6.600ft für den Reiseflug aufnimmt.

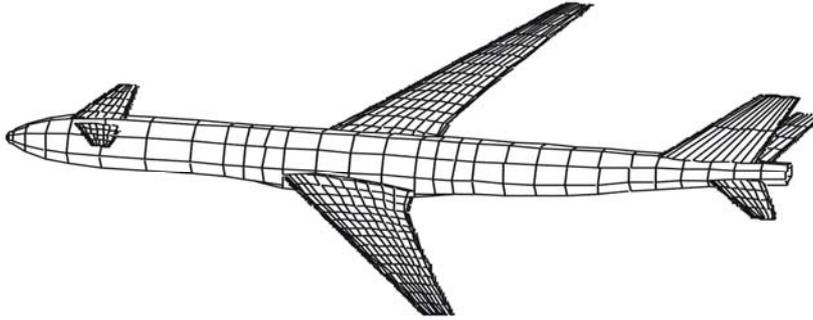


Bild 2.12 Mögliche Konstruktion des Canards an einer konventionellen Flugzeugkonfiguration (nach **TU Berlin 2000**)

Dieser sog. „Jet-like“-Effekt entsteht letztendlich durch die Kombination von Auftriebssteigerung und Widerstandsverminderung (sowohl Reib- als auch induzierter Widerstand).

2.9 Bezug auf die unterschiedlichen Rumpfausführungen

Die heute bei den Flugzeugen der Hersteller Airbus und Boeing am verbreitetsten Rumpfkongfigurationen sind der Wide-Body und der Narrow-Body.

Im Folgenden soll auf die Unterschiede genauer eingegangen und die Vor- bzw. Nachteile aufgezeigt werden.

Der Narrow-Body

Betrachtet man die Flugzeugmodelle des Herstellers Airbus, so lässt sich zunächst einmal ein eindeutiger Trend aufzeigen. Alles, was den Kurzstreckensektor ausfüllt, ist in einer typischen Narrow-Body Konfiguration aufgebaut.

Der Durchmesser des Rumpfes liegt bei dieser Form zwischen 3 und 4 Metern. Da der Rumpf mit diesen Maßen sehr schmal ist, eignet er sich nicht für das Mitführen großer, sperriger Lasten. Ein Gang trennt die Sitzreihen voneinander. Diese Rumpfformen sind daher als Single Aisle bekannt. (nach **Enders 2000**)

Um auf kleinen Strecken eine Passagierzahl von 100 – 200 Menschen zu befördern, mit dem dabei vernachlässigbaren Aspekt Fracht, eignet sich diese Flugzeugform besonders.

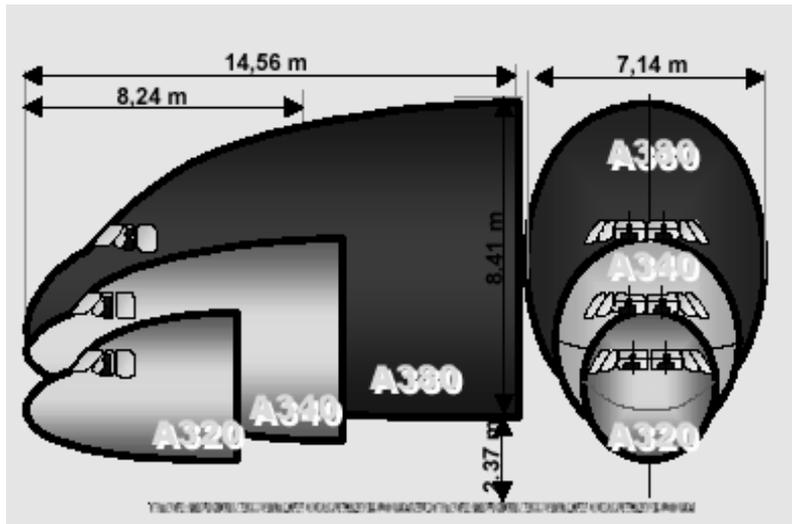


Bild 2.13 Größenvergleich Rumpfkongfigurationen
(nach Airbus 2005)

Da der Flugverkehr in diesem Segment größtenteils auf kleineren Flughäfen mit geringem Stellplatzangebot abgewickelt wird spricht dies ebenfalls für diese Rumpfform. Ein weiterer Punkt ist das Entstehen von Wirbelschleppen hinter Flugzeugen. Deren Ausmaß ist im besonderen Maße von Gewicht und Flugzeuggröße abhängig. Sie können durch ein kleineres Flugzeug daher minimiert werden.

Kostenfaktoren gehen immer mit sehr großer Bedeutung in die Flugzeug- und damit die Rumpfkongurationsauswahl ein. So können bei einem Narrow-Body die Crewgröße und durch an das Verhältnis angepasste Triebwerke deren Kosten und Treibstoffbedarf gering gehalten werden. Flughäfen berechnen für ein kleineres Flugzeug geringere Lande- und Standgebühren.

Der Narrow-Body ist daher eine typische Konfiguration für Kurzstrecken.

Der Wide-Body

Der Wide-body mit 5-6 Metern Rumpfdurchmesser hat ein sehr viel größeres Fassungsvermögen. Während Standard Wide-Body-Rumpf-Flugzeuge 200 – 600 Passagiere transportieren können, liegen die größten Narrow-Bodies bei 280 Menschen. Ersterer eignet sich viel besser zum Transportieren von Nutzlast, da die großen Rumpfdurchmesser auf ihre Breite gesehen viel bessere Möglichkeiten besitzen, Nutzlast beim Be- und Entladen zu manövrieren.

Die meisten Frachter unter den Flugzeugen besitzen daher eine Wide-Body Konfiguration.

Gerade auf längeren Strecken setzt man sehr gerne auf Wide-Body Konfigurationen, da Komfort hier eine wesentliche Rolle einnimmt. Dieser spiegelt sich hauptsächlich im Vorhandensein von möglichst viel Platz wieder. Wide-Body Konfigurationen werden daher als Twin-Aisle Konfigurationen bezeichnet, da der große Durchmesser das Vorhandensein von zwei

Gängen ermöglicht. Vergleicht man z. B. eine Boeing 747 mit ihrer Vorgängerin der 727 (Narrow-Body), die ebenfalls als Frachter im Einsatz ist, so zeigt sich, dass allein der Frachtraum der größeren Boeing bereits größer ist als die Gesamtkapazität der kleineren 727.

Ein Wide-Body Flugzeug lässt sich, vom Effektivitätsaspekt her gesehen, mit sehr viel längerem Rumpf als ein Narrow-Body Flugzeug konstruieren.

Das große Volumen bezogen auf die relativ klein ausfallende Oberfläche des Rumpfes ergeben einen günstigeren Treibstoffverbrauch je Passagiermeile. (nach **Enders 2000**).

Kompromisse zwischen den beiden Konfigurationen

Bei den neusten Untersuchungen von Boeing möchte man die Vorteile der beiden Konfigurationen bei den Flugzeugmodellen bis 200 Sitzen einbringen. Man versucht aus den Erfahrungen des erfolgreichen Narrow-Bodies Boeing 737 eine neue Variante mit Twin-Aisle Konzept für kleine Flugzeuge konzipieren. Um ein Flugzeug mit Passierzahlen bis zu 200 bei einem Wide-Body Rumpf zu erhalten, muss man die Länge kürzen. Das Patent umfasst daher die Konfiguration mit einem T-Leitwerk. Somit soll die nötige Rumpflänge zum Aufnehmen des Giermomentes erreicht werden (nach **Flight International 2005**).



Bild 2.14 C17 von Boeing (nach **AMS 1999**)

Die Einbußen bei der Länge des kürzeren Rumpfes sollen so durch die Länge des Seitenleitwerkes ergänzt werden. Optisch kann man die Konfiguration mit der derzeit fliegenden C-17 von Boeing vergleichen. Dieses Konzept wurde bereits von Boeing patentiert. Weiter unten wird hierauf noch eingegangen. Hierbei werden die Vorzüge des Wide-Bodies mit einer vorgesehenen 2-3-2 Bestuhlung mit den flughafengünstigen Eigenschaften eines Narrow-Bodies gekoppelt.

3. Exkurs Patentrecht

3.1 Der Weg zum Patent



Bild 3.1 Patenturkunde des Deutschen Patent- und Markenamtes (nach **Wikipedia 2006**)

Für Patente im Flugzeugbau gelten entsprechend die gleichen Grundlagen, wie auf alle übrigen Patente. Dieses Kapitel beschäftigt sich daher mit dem Patentrecht im Allgemeinen. Es wurde bewusst auf eine sehr detaillierte Recherche Wert gelegt, da viele Flugzeugkonfigurationen, die aufgeführt sind, ihren Ursprung in der längeren Vergangenheit haben (2. Weltkrieg) und sich dadurch andere Erscheinungen für die heutige Verwendung ergeben.

Der geschichtliche Hintergrund der Patententwicklung wird erörtert, da z. B. viele deutsche Patente besonderes im Bereich des Flugzeugbaus nach dem zweiten Weltkrieg einfach aberkannt wurden.

Die Informationen sind aus verschiedenen Quellen zusammengetragen. Erläuterungen zum Patentgesetz wurden mit dem jeweiligen Paragraphen aus dem Deutschen Patentgesetz versehen. Hierbei wurde die Internetseite des **Deutschen Patent- und Markenamtes 2006** genutzt. Auf dieser Seite findet man Bezüge zum europäischen Patentrecht und denjenigen anderer Nationen.

Einige Informationen entstammen der Online-Enzyklopädie Wikipedia unter dem Suchbegriff „Patent“.

Um ein Patent zu erhalten, muss es zunächst bei dem zuständigen Patentamt (z. B. Deutsches Patent- und Markenamt oder Europäisches Patentamt) beantragt werden. Dabei können meh-

rere Jahre zwischen Beantragung und endgültiger Erteilung des Patentbesitzes vergehen. Dieses muss hierzu von den jeweiligen Behörden ordentlichst geprüft werden, um zu verhindern, dass solches Geistesgut bereits existiert.

Je nach Art und Ort der Anmeldung werden unterschiedliche Patentgesetze angewandt. Bei den oben beispielhaft genannten Ämtern kann eine internationale Patentanmeldung nach dem Patent Cooperation Treaty (PCT) eingereicht werden. In einer PCT-Anmeldung können derzeit über 140 Staaten benannt werden, in denen die Anmeldung gültig sein soll. Erst nach 30 Monaten ab dem Prioritätstag (Tag der Ersteinreichung eines Patents) müssen dann die nationalen Phasen (Übersetzung in die jeweilige Landessprache, Vertretung durch Patentanwalt vor Ort) eingeleitet werden.

Für Patente im europäischen Raum gilt die so genannte „First to file“-Regel. Das bedeutet, dass der Eingang einer Patentanfrage genau dokumentiert wird. So ist gewährleistet, dass das Gedankengut mit dem ersten Eingang den Patentschutz erhält, falls während der Patentprüfung mehrere Anträge auf die gleiche Idee eingehen. Um das Erlangen eines internationalen Patentschutzes zu erleichtern, hat das eingereichte Patent ein Jahr lang die Priorität der ersten Anmeldung auch in anderen Ländern, außer für Anmeldungen aus und in Ländern, die nicht der Pariser Verbandsübereinkunft beigetreten sind. Dabei muss der Patentantrag in der jeweiligen Landessprache verfasst sein. Beim Europäischen Patentamt können die Verfahren jedoch auf Englisch, Deutsch oder Französisch durchgeführt werden.

In den USA gilt die oben beschriebene first to file Regel jedoch nicht, sondern die Regel first to invent (wer hat als erster die Erfindung gemacht - im Labor, im Büro oder zuhause; das Datum muss vom Erfinder durch Aufzeichnungen dokumentiert werden), welche eine Neuheitsschonfrist von einem Jahr einräumt, das heißt, die Erfindung darf ein Jahr lang öffentlich bekannt sein, und trotzdem noch ohne Patent bestehen. Dies kann zu Rechtsunsicherheit führen, besonders in den USA, weil der Ausgang von Rechtsstreitigkeiten, in denen der Tag der Erfindung bewiesen werden muss, kaum vorhersehbar ist.

Bei einer neuen Konfiguration im Flugzeugbau handelt es sich um eine Erfindung (nach **Grindley 1997**). Es gibt eine Vielzahl von Regelungen, die eine patentierbare Erfindung definieren. Eine Erfindung wird als eine Lehre behandelt, die jedoch einen Erfolg unter Teilhabe von Naturkräften aufzeigt. Keine Erfindungen und daher nicht patentierbar sind Entdeckungen, also z. B. Erkenntnisse, wie etwas funktioniert, und insbesondere Pflanzensorten und Tierarten.

Für weitere Regelungen zum Begriff „Erfindung“ wird an dieser Stelle auf das Patentgesetz (PatG) verwiesen. Hier gibt es viele Sonderregelungen, die mit dem Thema Flugzeugbau nichts zu tun haben und daher hier nicht betrachtet werden müssen.

Interessant ist der Absatz über das vermeintliche Perpetuum mobile (PM, lat. das „ununterbrochen Bewegliche“). Generell nicht patentierbar ist eine solche Erfindung, da wissenschaftlich belegt, dass es so etwas nicht gibt (physikalisch unmöglich).

Eine Erfindung im Sinne einer neuen Konfiguration im Flugzeugbau bringt immer einen Nutzen unter Einwirken von Naturgesetzen mit sich. (z. B. Auftriebs- und Reibungskräfte) und fällt somit eindeutig unter diese Regelung. Damit kann sie patentiert werden. Das Problem in der heutigen Zeit liegt in der Betrachtungsweise einer solchen Entwicklung an, d. h. handelt es sich eindeutig um eine Neuentwicklung und damit um eine neue Idee oder um eine Aufbauentwicklung und am Grundgedanken hat sich nichts geändert (nach **Heller 1998**). Zur Erläuterung dieser Aussage kann man die Erfindungen im Flugzeugbau aus vergangener Zeit betrachten. Besonders in den zwanziger und dreißiger Jahren des vergangenen Jahrhunderts wurden im Flugzeugbau weitreichende Entwicklungen mit mehr- oder minder mäßigem Erfolg getätigt. Die Übersicht zu Beginn dieser Arbeit verdeutlicht viele Konfigurationen deren Ursprünge in dieser Zeit liegen. Hier kann man übereinstimmend sagen, dass diese Erfindungen Lehren sind, die unter Einwirkung von Naturkräften funktionieren (nach **Heller 1998**). Die heutigen Erfindungen (Nurflügler, Pusher-Antriebe usw.) bauen zwar auf diesen Pionierleistungen auf, sind aber im Detail Neuentwicklungen und somit patentierbar.

Diese Problematik lässt sich gut mit den Patenten im Computerbereich vergleichen. Die Abgrenzung zwischen Neuentwicklung und Aufbauentwicklung bereitet hier oft Probleme, insbesondere bei computerimplementierten Erfindungen (oft als Software-Patent bezeichnet) ist die Beurteilung des technischen Beitrages zum Stand der Technik schwierig.

Zu dieser speziellen Thematik sei noch auf die Begriffsdefinition „Neuheit“ eingegangen.

Neu ist eine Erfindung, wenn sie nicht zum "Stand der Technik" gehört (§ 3 PatG und Art. 54 EPÜ). Den Stand der Technik bildet alles, was vor dem Anmeldetag der Öffentlichkeit durch schriftliche oder mündliche Überlieferung oder auf irgendeine andere Weise zugänglich war. Die Neuheit beurteilt sich nach der beanspruchten Erfindung, d. h. der Kombination aller beanspruchten Merkmale; es ist also unschädlich, wenn einzelne oder alle Merkmale der Erfindung für sich bereits bekannt waren. Denn selbst wenn alle Elemente für sich genommen bekannt gewesen sind, so kann doch ihre Kombination in der konkreten Vorrichtung oder in dem konkreten Verfahren noch unbekannt gewesen sein. Für die Patentfähigkeit ist zusätzlich noch die erfinderische Tätigkeit (in Deutschland oft: Erfindungshöhe) ausschlaggebend. Der Neuheitsbegriff unterliegt keiner zeitlichen oder räumlichen Beschränkung, da alles, was vor dem Anmeldetag bekannt war, berücksichtigt wird. Wieder aufgetauchtes Wissen zählt als neuheitsschädlich, selbst wenn es vollständig vergessen war (z. B. ein Heilmittel, das in einer Mumie gefunden wurde) (nach **PatG 2006**).

Um Doppelpatentierungen zu verhindern, werden zur Neuheitsprüfung früher eingereichte Patentanmeldungen herangezogen, auch wenn diese zum Anmeldetag noch nicht offengelegt waren (sogenannte ältere, nachveröffentlichte Anmeldungen). Dadurch genießt die früher eingereichte Anmeldung Priorität (first to file - siehe oben).

Hierzu ein Beispiel: Wird eine Patentanmeldung am 8. Januar 2002 eingereicht und für die selbe Erfindung am 9. Januar 2002 eine weitere, dann kann für die spätere Anmeldung mangels Neuheit kein Patent erteilt werden. Sollten die Anmeldungen jedoch in verschiedenen Ländern erfolgen, so können beide Patente in ihrem jeweiligen Geltungsbereich nebeneinander existieren. (nach **Wikipedia 2 2003**)

Wann gilt etwas als Erfindung?

Eine technische Weiterentwicklung ist nur dann eine patentierbare Erfindung, wenn sie sich für den durchschnittlichen Fachmann, der den gesamten Stand der Technik kennt (eine theoretische Gestalt), nicht in naheliegender Weise aus dem aktuellen Stand der Technik ergibt (§ 4 Satz 1 PatG, Art. 56 Satz 1 EPÜ). Das heißt, es fehlt an Erfindungshöhe, wenn man von diesem Fachmann erwarten kann, dass er, ausgehend vom Stand der Technik auf diese Lösung alsbald und mit einem zumutbaren Aufwand gekommen wäre, ohne erfinderisch tätig zu werden.

Diesen Sachverhalt kann man gut in die Entwicklung von Flugzeugkonfigurationen einbinden. Betrachtet man die neuesten Konfigurationsvorschläge von Airbus und Boeing, so werden mit deren Neuentwicklung ganze Abteilungen beschäftigt. Eine neue Konfigurationsidee ist meist nicht nur die Arbeit eines einzelnen Ingenieurs und zieht sich über Jahre hin. Dieses Kriterium ist rein objektiv zu verstehen. Es spielt keine Rolle, wie die zu beurteilende Erfindung tatsächlich gemacht worden ist und ob sie subjektiv für den Erfinder eine besondere Leistung bedeutet hat. Mangelnde Erfindungshöhe führt in der allgemeinen Praxis recht häufig zur Zurückweisung der Patentanmeldung und ist in der weit überwiegenden Zahl des Widerrufs oder der Nichtigkeitsklärung von Patenten der maßgebende Grund. Allerdings verursacht die Beurteilung der Erfindungshöhe in der Praxis eine gewisse Unsicherheit, weil sie nur in Kenntnis der Erfindung erfolgen kann (rückschauende Betrachtungsweise) und damit maßgeblich von einem Werturteil und der subjektiven Auffassung des Urteilenden abhängt. Diesem Problem wird in der Praxis des Europäischen Patentamtes dadurch begegnet, dass aus dem technischen Beitrag der Erfindung zum Stand der Technik auf die dadurch gelöste technische Aufgabe geschlossen wird und die erfinderische Tätigkeit danach beurteilt wird, ob die Lösung dieser Aufgabe im Licht des Standes der Technik naheliegend war (Aufgabe-Lösungs-Ansatz) (nach **Grindley 1997**).

Für Erfindungen, die für ein Patent nicht die erforderliche Erfindungshöhe aufweisen, besteht unter Umständen die Möglichkeit, über eine nationale Gebrauchsmusteranmeldung Schutz zu erlangen, weil das Gebrauchsmuster eine niedrigere Erfindungshöhe (erfinderischer Schritt) erfordert (nach **Grindley 1997**).

3.2 Ende des Patentschutzes

Die maximale Laufzeit eines Patents beträgt laut § 16 PatG, Art. 63(1) EPÜ 20 Jahre ab Anmeldedatum. Gemäß § 16a PatG, Art. 63(2) b) EPÜ i. V. m. VO (EWG) Nr. 1768/92 kann allerdings für Erfindungen, die erst nach aufwändigen Zulassungsverfahren (vor allem klinische Studien bei Arzneimitteln) wirtschaftlich verwertet werden können, ein ergänzendes Schutz-zertifikat erteilt werden, das die Patentlaufzeit dann um maximal fünf Jahre verlängert.

Ein Patent läuft vorzeitig aus, wenn die Zahlung der Jahresgebühren eingestellt wird oder der Patentinhaber auf andere Weise auf das Patent verzichtet.

Weiterhin kann ein Patent widerrufen oder für nichtig erklärt werden. So wurden als Ergebnis des 2. Weltkriegs sämtliche deutschen Patente für nichtig erklärt.

Ein Patent wird nach dem rechtzeitigen Einspruch eines Dritten durch das Patentamt widerrufen, wenn die angemeldete Erfindung nicht patentfähig ist, nicht vollständig offenbart wurde, eine widerrechtliche Entnahme vorlag oder der ursprüngliche Patentantrag unzulässig erweitert wurde. Für die Nichtigerklärung eines Patents ist nach erfolgter Rechtskraft eine Klage vor dem Bundespatentgericht gegen den Patentinhaber notwendig. Die Nichtigerklärungsgründe entsprechen den Widerrufsgründen, wobei hier die unzulässige Erweiterung gegen das ursprünglich erteilte Patent geprüft wird (nach **PatG 2006**).

3.3 Der Begriff des Benutzungsrechts

Ganz wichtig ist zu verstehen, dass ein Patent dem Patentinhaber kein Benutzungsrecht gewährt.

Ein Patent verleiht seinem Inhaber, z. B. einem Luftfahrtunternehmen oder Flugpionier nur bedingt ein positives Benutzungsrecht, was sich daraus ergibt, dass § 9 S. 1 PatG für die Benutzungsbefugnis des Patentinhabers auf den "Rahmen des geltenden Rechts" verweist. Die Patentierung hat primär zur Folge, dass die Erfindung grundsätzlich von niemand anderem als dem Patentinhaber selbst gewerblich benutzt werden darf (nach **PatG 2006**). D. h. jeder darf eine bereits patentierte Flugzeugkonfiguration nachbauen und diese für seine eigene Zwecke nutzen (Privatnutzung). Ob aber eine (patentierte oder nicht patentierte) Erfindung vom Patentinhaber tatsächlich benutzt werden darf, beispielsweise im Falle der Erfindung einer Flugzeugkonfiguration durch die kommerzielle Vermarktung, richtet sich nach den allgemeinen Vorschriften, also etwa dem Luftfahrtbundesamt, der FAA oder JAR mit den besonderen Zulassungsverfahren. Diese dem Schutz der Verbraucher vor unsicheren Fluggeräten dienenden Bestimmungen (z. B. Luftrecht) werden vom Patentamt geprüft.

3.4 Wann ist die Patentanmeldung sinnvoll?

Bei dieser Fragestellung geht es um die Frage, ob ein Marktakteur ein Patent anmelden soll oder nicht. Dies geschieht unter Prämisse eines gegebenen, wirtschaftlich rational gestalteten Patentsystems. Flugzeugkonfigurationen sind nach volkswirtschaftlichen Berechnungen in einem bestimmten Entwicklungsbereich dann sinnvoll, wenn die Entwicklungskosten (die Kosten, die zur Entwicklung der Erfindung notwendig sind) erheblich niedriger sind als die Plagierungskosten (die Kosten, die zur Entwicklung einer Kopie der Erfindung notwendig sind). Denn nur dann hat der Erfinder einen Vorteil, der im Rahmen des zeitlich begrenzten Monopols des Erstanbieters eines Produktes basierend auf der Erfindung genutzt werden kann. Diese Kostenstruktur unterscheidet sich je nach Entwicklungsbereich stark:

So sind Entwicklungsprozesse in der Flugzeugindustrie langwierig. Man muss unter Umständen viele Materialien ausprobieren und mehrere Prototypen entwickeln, bis ein optimales Verfahren gefunden wurde. Bei kompletten Neuentwicklungen wie z. B. A380 (Airbus) oder dem Dreamliner von Boeing dauert es oft Jahrzehnte, bis eine gute Konzeptkombination gefunden wurde. Diese optimale Lösung wird aber durch Markteintritt schnell bekannt und kann so leicht kopiert werden. So ist in der Technik die Entwicklungszeit viel größer (zum Beispiel 7 Jahre) als die Zeit zum Kopieren nach Markteintritt (zum Beispiel 6 Monate).

Zwar hat man bei der Neuentwicklung von großen Flugzeugen nicht unbedingt das Problem, dass eine Idee oder ein Konzept direkt kopiert werden kann. Dazu ist das Gesamtkonzept eines Flugzeuges zu komplex.

Das Geschäftsgeheimnis spielt bei Luftfahrtunternehmen, die viel Geld in ihre Entwicklung neuer Ideen und Konzepte stecken, eine große Rolle. Neben der Patentierung einer Erfindung gibt es die Möglichkeit, diese Erfindung geheim zu halten (Geschäftsgeheimnis). Dies ist nur möglich, wenn die Erfindung nicht in einem Produkt erkennbar ist oder durch Zerlegen bzw. Analyse erkennbar wird. Weiterhin müssen alle an der Entwicklung beteiligten Personen und Mitarbeiter immer eingebunden in die damit verbundene Geschäftsstrategie angemessen werden. Dieses Problem stellt sich in der Flugzeugindustrie gerade bei einer neuen Konfigurationsentwicklung eher nicht, da sich jeder Mitwirkende gerne mit dem Produkt identifiziert.

Die große Gefahr bei einem Geschäftsgeheimnis besteht darin, dass ein Dritter an die Information gelangt und die Erfindung selbst als Patent anmeldet. In der Folge dürfen zwar die bereits bestehenden Betriebsstätten weiter betrieben werden (Vorbenutzungsrecht), jedoch der Betrieb nicht erweitert oder das Produkt in Länder ohne Betriebsstätten exportiert werden. Die Patentierung durch einen Dritten ist nicht zulässig, wenn das Geschäftsgeheimnis (selbst in kleiner Auflage) irgendwo auf der Welt vorher veröffentlicht wurde (nach **Shapiro 1996**). Ein ganz bedeutender Grund ein Produkt patentieren zu lassen ist der „Imageeffekt“. Patente können im Flugzeugbau und hier ganz besonders bei neuen Flugzeugkonfigurationen zu Werbezwecken verwendet werden. Mit Anpreisungen wie „patent pending“ assoziieren die Verbraucher eine bessere Qualität des Produktes und sind bereit, höhere Preise zu zahlen. Außerdem bekommt besonders durch den Aspekt „Faszination Fliegen“ die Neugier einen

großen Stellenwert im Imageeffekt. Man möchte ja schließlich beim Fliegen mal was Neues ausprobieren.

Der Verbraucher verbindet das neue Aussehen eines Produktes gleichzeitig mit dem Hersteller (nach **Shapiro 1996**).

Effekte dieser Art sieht man nicht zuletzt bei der nun stattfindenden Einführung des A380 von Airbus, mit „dem“ jetzt jeder mal fliegen möchte.

Die verschiedenen Patentstrategien sollen bei innovativen Unternehmen, die ihre Entwicklungen gegen Nachahmung schützen möchten, versuchen, einen Patentschutz für solche Produkte und Verfahren zu erreichen, welche zu einem wirtschaftlichen, technischen oder nur einem Marketingvorteil führen, um sich so einen Wettbewerbsvorteil zu verschaffen. Ein umfassender Patentbestand eines Unternehmens kann zudem dann hilfreich sein, wenn das Unternehmen von einem Patent eines Wettbewerbers Gebrauch machen möchte, da es im Gegenzug dem Wettbewerber die Benutzung eines oder mehrerer seiner Patente anbieten kann. Die alternative Strategie ist gerade für ein Luftfahrtunternehmen, anstelle von Patentanmeldungen zu versuchen, Entwicklungen geheim zu halten, heutzutage aufgrund von häufigen Personalwechseln zunehmend riskant, da die Gefahr des Bekanntwerdens der Entwicklung außerhalb des Unternehmens groß ist. Zudem besteht die Gefahr, dass der Wettbewerber die gleichen Entwicklungen zum Patent anmeldet und aus einem möglicherweise erteilten Patent gegen das Unternehmen vorgeht.

Eine nicht immer scharfe Trennung von Patentarten lautet wie folgt:

Vorratspatente werden für Erfindungen angemeldet, deren wirtschaftliche Verwertbarkeit zum Zeitpunkt der Anmeldung noch nicht feststeht. Vorratspatente, die lediglich bestehende Patente verbessern, werden als Ausbaupatente bezeichnet. Solche Vorratspatente tragen zu einem Ausbau des eigenen Patentbestands bei (siehe oben). Als Sperrpatente werden solche Patente bezeichnet, deren Durchsetzung zweifellos einen Wettbewerbsvorteil bietet. Hierzu zählen Patente im Flugzeugbau, bei denen neuartige Konfigurationen im Vordergrund stehen (nach **Shapiro 1996**).

Weniger bekannt ist, dass im Bereich der Standards Industrieunternehmen seit Jahrzehnten zusammenarbeiten, um Industrieprodukte kompatibel zu machen. Technische Verfahren, die in einem Standard beschrieben worden sind, lassen sich nicht patentieren, da sie veröffentlicht sind.

4 Recherche über bereits vorhandene Patente

Im Folgenden soll auf erteilte Patente für die im ersten Teil vorgestellten Konfigurationen Bezug genommen werden.

4.1 Rutan Boomerang

Der Twin-Boom Bereich wird anhand der Rutan Boomerang näher erläutert. Der Entwickler und Ingenieur Burt Rutan hat schon mehrere Patente inne. Im Bereich Flugzeugkonfigurationen hält er das Patent an Rutan Model 115 Starship configuration, U.S. Patent Nummer Des. 292,393 . Hieran hält er neben dem US-amerikanischen Patent weitere ausländische Patente.

Das Flugzeug gehört zu der Twin-Boom Familie. Es sieht aber mehr aus wie ein Drei-Rumpf Flugzeug, welches den rechten Rumpf und Motor verloren hat.

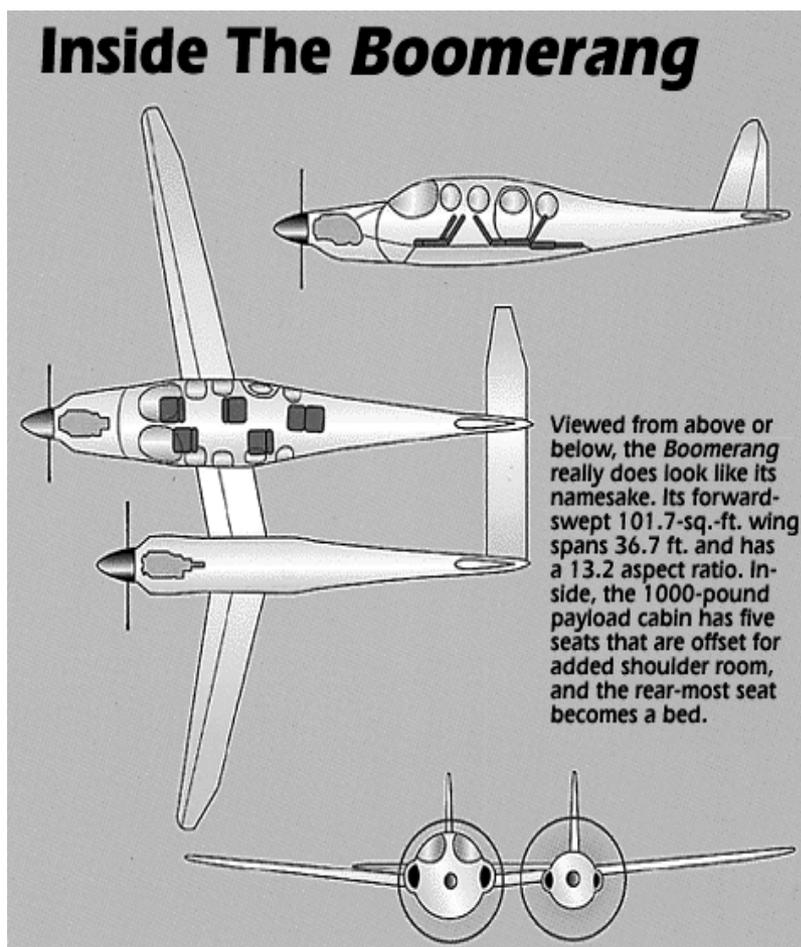


Bild 4.1 Dreiseiten-Ansicht der Boomerang (nach **Popular-Mechanics 1996**)

Ein weiterer interessanter technischer Aspekt sind die Haupttragflächen. Diese sind nicht gleich lang und von oben gesehen ergeben sie die Form eines Bumerangs - daher der Name

des Flugzeuges. Der rechte Tragflügel ist genau 1,14478 Meter kürzer. Die Ausrichtung der Motorenanbringung ist nicht gleich. Der rechte Motor (Haupttrumpf) ist ca. 1,6 Meter weiter vorne angeordnet.

Die Leistung beider Motoren ist unterschiedlich groß. Der Motor im Haupttrumpf hat genau 10 PS mehr als der 200 PS-Motor im linken Außenrumpf. Trotz dieser asymmetrischen Anordnung weist die Boomerang ein symmetrisches Flugverhalten auf. Diese Bauweise hat einen ganz bestimmten Grund.

Betrachtet man ein typisches zweimotoriges Flugzeug, so hat man meistens einen Haupttrumpf in der Mitte ohne Motor. Die Motoren sind in zwei gleichweit vom Haupttrumpf angeordneten Zellen oder Nebenrümpfen eingebracht.

Fällt einer dieser Motoren aus so führt die Symmetrie dazu, dass es einen asymmetrischen Schub gibt. Ein großes Moment um die Hochachse ist die Folge. So sind die Abstürze bei zweimotorigen Flugzeugen höher als bei einmotorigen Konfigurationen. Genau dieses Problem wollte Herr Rutan mit seiner Konfiguration aufheben. Dazu dient diese asymmetrische Bauweise. Außerdem liegen beide Motoren recht nahe beieinander, wodurch der Schwerpunkt 0.127 Meter weiter nach rechts zum Haupttrumpf hin verschoben wird. Dadurch kann die Boomerang bei Ausfall eines Motors ohne jegliche Ruderbewegung noch geradeaus fliegen. (nach **Popular Mechanics 1996**)

4.2 Das schnellste Propellerflugzeug der Welt - die Do 335

Mit Beginn des Zweiten Weltkriegs stellten die Dornier-Flugzeugwerke, so wie alle anderen Flugzeugwerke, die Produktion auf Kriegsflugzeuge um. So wurden während des Krieges in den Dornier-Werken einige Tausend Kriegsflugzeuge in Serienfertigung gebaut und an allen möglichen Kriegsschauplätzen eingesetzt.

In ganz Deutschland entstanden während des Krieges neue Dornier-Werke um dem erhöhten Bedarf an Flugzeugen nachkommen zu können. Während des Krieges entstanden so bekannte Kampfflugzeuge, wie die verschiedenen Versionen der Do 17, die Do 217, die Do 18 und die Do 24. Doch erst gegen Ende des Zweiten Weltkriegs, im Jahr 1943, sorgte wieder ein neues Dornier-Flugzeug für Aufsehen. So wurde in diesem Kriegsjahr das Mehrzweck-Jagdflugzeug Do 335 entwickelt und gebaut.

Das Besondere an der Do 335 war, dass sie mit ihrer Doppelpropellerkonstruktion, auf welche das Patent erhoben wurde, das schnellste von Propellern angetriebene Flugzeug der Welt war. Das Flugzeug an sich war ein Tiefdecker in Ganzmetallbauweise mit Doppeltrapezflügeln, in die das Fahrwerk eingezogen werden konnte. Doch das Ungewöhnliche war die Motorenkon-

struktion. So waren zwei DB 603A-Triebwerke im Rumpf untergebracht, das eine im Bug und das andere direkt hinter der Pilotenkabine. Am vorderen Triebwerk war eine Zugschraube angebracht und am hinteren wurde, über eine Fernwelle, welche bis zum Heck geleitet wurde, eine Druckschraube angebracht. Damit wurde zum ersten Mal das gesamte Flugzeug als Tandemmotorgondel konstruiert.

Die Do 335 war 13,9 m lang, 5 m hoch und hatte eine Spannweite von 13,8 m. Die beiden Triebwerke leisteten jeweils 1750 PS und das Rüstgewicht betrug bis zu 7260 kg. Nach einer Bauzeit von nur 9 Monaten startete die Do 335 V1 am 26. Oktober 1943 zu ihrem Erstflug auf dem Militärflugplatz in Mengen. Bis Kriegsende wurden noch etwa 40 Flugzeuge dieses Typs fertiggestellt. Die Do 335 war ein herausragendes Beispiel für die Dornier-Flugzeugentwicklung und zeigte erneut die enorme Leistungsfähigkeit und Zuverlässigkeit der Dornier-Flugzeuge (nach **Maßen 2004**).

Dieses Flugzeug, welches in seiner Leistung und seiner Konstruktion einzigartig war gilt bis heute als das schnellste Serienflugzeug mit Kolbenmotorantrieb. Bei einem Testflug in Rechlin wurde die Rekordgeschwindigkeit von 780 km/h erreicht.

Nach Ende des Krieges wurden die meisten der 40 produzierten Flugzeuge von den Siegermächten zerstört oder demontiert. Nur einige wenige Exemplare blieben erhalten und stehen noch heute in Flugzeugmuseen auf der ganzen Welt.

4.3 Alternative zum Nurflügler – Burnelli's Patente

Ein weiterer wichtiger Träger von Patenten im Flugzeugbau und hier besonderes für den von den reinen Nurflüglern zu unterscheidenden alternativen „Fliegenden Flügel“ ist Vincent Burnelli.

Nach **T.W.I.T.T 2006** liegt der Grund, weshalb sich das reine Nurflügler-Prinzip letztlich nicht als Design durchsetzen konnte, liegt in den große Stabilitäts- und Steuerproblemen wegen des fehlenden Leitwerks. Ein derartiges Flugzeug lässt sich nur mit Computern steuern. Um dem Prinzip trotzdem zum Erfolg zu verhelfen, erfand der in Temple, Texas, geborene Vincent J. Burnelli das Prinzip der Breitrumppflugzeuge. Burnelli erkannte, dass ein reiner Nurflügler zu groß werden würde, wenn damit Passagiere befördert werden sollen. So designte er einen neuen Rumpf, den er "fliegender Flügel" nannte, welcher Auftrieb erzeugte.

Im Gegensatz zu den heute üblichen zylinderförmigen Rümpfen entschied er sich für einen breiten und kurz gehaltenen Rumpf, der im Längsschnitt ein Flügelprofil hat. Das besondere an einem derartigen Rumpf ist, dass er etwa die Hälfte des gesamten notwendigen Auftriebs für das Flugzeug liefern kann. Da Auftrieb und Gewicht zu einem erheblichen Teil am selben Ort auftreten, nämlich am Rumpf, sind die auf die Flügelwurzel einwirkenden Momente beim Burnelli-Design deutlich kleiner, weshalb man Flügel mit einer leichteren Struktur verwenden kann. Ein derartiger Burnelli-Rumpf hat den Nebeneffekt, dass er etwa 50 % mehr Volumen aufnehmen kann als ein üblicher Zylinder-Rumpf, wodurch sich mehr Passagiere und Lasten befördern lassen. Bei gleicher Triebwerksleistung verglichen mit einem klassischen Flugzeug können somit etwa 40 % mehr Nutzlast befördert werden. Nimmt man anstatt Nutzlast zusätzlich Kerosin mit, so liegt die Reichweite um etwa 40 % höher als bei den heute üblichen Flugzeug-Designs. Ein weiterer Vorteil von Burnelli-Flugzeugen ist die durch die kompakte Rumpfform bedingte höhere Crashesicherheit dieser Flugzeuge (nach **The History Net 2006**).

Da die Fluggäste nahezu im Schwerpunkt des Flugzeuges sitzen, sind Längsschwankungen im Flugzeug kaum zu spüren. (nach **Götsch 2003**) Im Vergleich mit den heutigen kommerziellen Airlinern sind Burnelli-Flugzeuge bei der Kabinen-Kapazität, Raum pro Passagier, Reise- und Höchstgeschwindigkeit, Sicherheit und Effizienz deutlich überlegen. Die Grundidee von Burnelli ist, den zylinderförmigen traditionellen Rumpf durch ein auftriebserzeugendes Flügel-mittelstück zu ersetzen, wobei der Schwanzteil durch zwei seitliche Träger am Rumpf befestigt ist. Durch den Wegfall des konventionellen Rumpfs kann der Widerstand deutlich reduziert werden, da die Triebwerksgondeln nunmehr im Rumpf untergebracht werden können. Die Reduzierung des Widerstands bewirkt bessere Eigenschaften, wie höhere Geschwindigkeit, bessere Steigeigenschaften sowie kleinerer Verbrauch für ein gegebenes Gewicht.

Weitere Vorteile gegenüber heutigen Airlinern

Das Burnelli-Design hat gegenüber reinen Nurflügelflugzeugen den Vorteil, dass die aerodynamischen Charakteristiken des Flugzeugs, wie Längsstabilität und Längskontrolle, Seitenstabilität und -kontrolle mindestens so gut wie bei einem konventionellen Flugzeug sind. Das Volumen des Rumpfs ist deutlich höher, ohne dass dabei die aerodynamische Effizienz beeinträchtigt wird. Die Flügelstruktur muss keine Landungsschocks aufnehmen, da diese vom Fahrwerk direkt in das Rumpfgerüst eingeleitet werden. Der besondere Vorteil eines Burnelli-Flugzeugs ist, dass bei sonst gleichen Flugleistungen kürzere Lande- und Startrollstrecken möglich werden. Außerdem wird die Lärmbelastung durch die hohe Steiggeschwindigkeit und die kurze Startrollstrecke erheblich reduziert. Die Anordnung von Triebwerk und Fahrwerk am breiten Rumpf führt darüber hinaus zu einer Vereinfachung der Bauweise, was Gewicht und Baukosten deutlich reduziert. Der Rumpf konventioneller Flugzeuge erzeugt nur Widerstand. Da man das Abfluggewicht der Flugzeuge minimieren will, geschieht das auf Kosten der Festigkeit der Rumpfstruktur, die leichter gebaut wird. Befördert man in derartigen Rumpfstrukturen immer mehr Passagiere wie beim Airbus A-380, haben diese im Fall eines Crash immer weniger Überlebenschancen. Gerade hier setzt jedoch der wichtigste Vorteil der Burnelli-Flugzeuge, die erhöhte Crash- Sicherheit, an. (nach **Boeing 2002**)

Eine Vielzahl der Toten, die in der zivilen Luftfahrt zu beklagen waren, hätten bei einem anderen Design vermieden werden können. Bei einem Flugzeugabsturz wirken auf Mensch und Material enorme Lasten.

MOST AIRCRAFT DEATHS UNNECESSARY

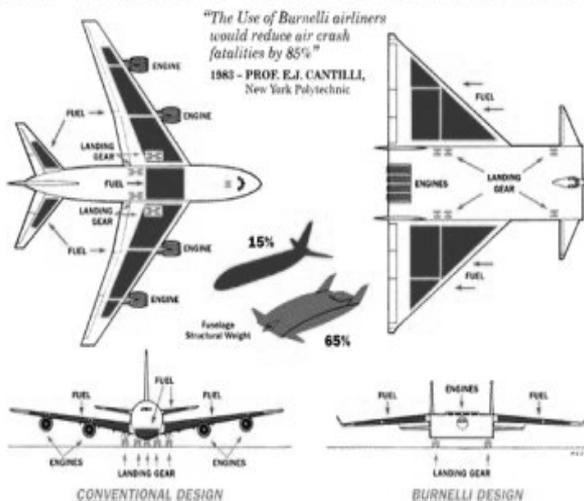


Bild 4.3 Beschädigungsbetrachtung bei Unfällen konventionell/ Nurflügler (nach **Boeing 2002**)

Die Existenz eines Schutz- und Überlebensraums für Passagiere und Besatzung ist also sehr wichtig, da selbst bei leichten Unfällen ein Flugzeugrumpf vollständig zerstört werden kann. Den Insassen drohen durch die großen Kräfte tödliche Verletzungen und es besteht die Gefahr durch herumfliegende Trümmerteile getroffen zu werden. Berechnungen ergeben, dass das Strukturgewicht des Rumpfes bei konventionellen Flugzeugen nur rund etwa 15 % des ge-

samten Strukturgewichtes beträgt. Diese falsche Optimierung führt dazu, dass bei konventionellen Flugzeugen im Falle einer Bruchlandung der lange, leicht gebaute Rumpf stets knickt oder auseinander bricht.

Darüber hinaus sind die hohen Start- und Landegeschwindigkeiten konventioneller Airliner verheerend, wenn man bedenkt, dass sich über 80 % der Flugzeugunfälle während der Start- und Landephase ereignen. Eine andere Gefahrenquelle ist die Tatsache, dass Triebwerke und Fahrwerk an den Flügeln montiert sind, in denen sich üblicherweise die Treibstofftanks befinden. Dies hat beispielweise zum Absturz der Concorde geführt, als ein auf der "Runway" befindliches Teil hochgeschleudert wurde, in den Tankbereich eindrang und das dortige Kerosin entzündete.

Höhere Überlebenschancen durch das Burnelli-Design (nach *The Wing Is The Thing* 2005)

Burnellis Konstruktionen sind im Falle von Fehlern oder Crashes sicherer als konventionelle Flugzeuge. Da der Rumpf ungefähr die Hälfte des Auftriebs erzeugt und somit die Flügelfläche kleiner gehalten werden kann, sind die an der Flügelwurzel angreifenden Momente kleiner als bei konventionellen Flugzeugen. Triebwerk und Fahrwerk sind im Rumpf untergebracht, und werden nicht von den Flügeln getragen. Die Belastung der Spannweiten ist zu 1/3 auf den Rumpf und zu 2/3 auf die Flügel verteilt, was eine deutliche Gewichteinsparung bei der Flügelstruktur ermöglicht. Da 60 % des Strukturgewichts auf den Rumpf entfallen können, kann dieser deutlich stabiler gebaut werden. Wegen der geringeren Start- und Landegeschwindigkeiten von Burnelli-Flugzeugen (die Geschwindigkeit ist kleiner als 100 Meilen/h) ist die Gefährdung für die Passagiere im Falle einer Bruchlandung geringer. Der Treibstoff wird nur in den Tragflächen und somit weit entfernt von den Ansatzpunkten für Fahrwerk und Triebwerke mitgeführt. Die Triebwerke liegen nicht wie bei vielen konventionellen mehrmotorigen Flugzeugen unter den Tragflächen. Im Falle des Abrechens einer Tragfläche oder dem Bersten eines Tankes, trifft der ausfließende Kraftstoff somit nicht auf ein heißes Triebwerk wie beim Concorde-Absturz. Die hohe Crashesicherheit von Burnellis Flugzeugen wurde durch zwei Crashes und eine Notwasserung praktisch nachgewiesen. 1929 stürzte eine CB-16 während eines Testflugs im werkseigenen Flughafen in Keyport, New Jersey, ab. Bei einer Wartung hatten die Mechaniker die Querruderkontrollkabel falsch montiert. Gleich nach dem Abheben geriet das Flugzeug in Schräglage und stürzte ab. Pilot George Pond und sein Copilot konnten jedoch unverletzt aus dem Flugzeugrumpf entsteigen. Am 13.1.1935 stürzte eine UB-14 in Newark, New Jersey, während eines Demonstrationsflugs vor laufender Kamera ab. Das Flugzeug flog aus einer Höhe von 60 m, eine Kurve beschreibend, steil und etwa 200 km/h schnell zu Boden. Der rechte Flügel kam fast vertikal auf und absorbierte den ersten Schock, dann schlug das Flugzeug ein Rad, wobei die Triebwerke abgerissen wurden, und Flügel und Schwanzteil abbrachen. Alle Insassen (auch ein potentieller Kunde) entstiegen dem Flugzeug unverletzt.

Burnellis Idee lebt weiter

In den letzten Jahrzehnten ist Burnellis Idee von mehreren bekannten Flugzeugherstellern aufgegriffen worden. So wurde bei der NASA ein Raumschiff mit auftriebserzeugendem Rumpf entworfen. In den Fokker-Werken liegen im Archiv mehrere Entwürfe von Burnelli-Flugzeugen. Im Jahr 1973 stellte Boeing eine Studie über Burnelli-artige Flugzeuge an. Das von Boeing avisierte Flugzeugprojekt Boeing B 754 im Burnelli-Design war der B 767 deutlich überlegen. Die Firma Lockheed plante ein Supertanker-Flugzeug mit auftriebserzeugendem Rumpf. In den 80er Jahren entwarf McDonnell Douglas ein Frachtflugzeug mit auftriebserzeugendem Rumpf, das der 1960 gebauten Burnelli-GB- 1 71 sehr ähnlich sah. 1991 gab es bei McDonnell Douglas (heute von Boeing übernommen) ein Projekt mit dem Namen "Blended Wing Body", der die Eigenschaften eines Nurflüglers mit denen eines Breittrumpfflugzeugs vereinigen sollte (nach **Schmidt 1998**).

Trotzdem wurden diese Projekte alle aufgegeben. Der Hauptgrund hierfür war in den hohen Umstellungskosten für die Produktion zu suchen und in dem höheren Aufwand einen flachen Rumpf mit einer Druckkabine auszurüsten. Ein weiterer Vorteil des klassischen Flugzeug-Designs ist die Streckbarkeit der Flugzeuge, die eine effizientere Anpassung an aktuelle Marktbedürfnisse ermöglicht, sowie die Möglichkeit ohne großen Aufwand größere oder kleinere Tragflächen ansetzen und andere Triebwerksmodelle nutzen zu können. Trotz der oben genannten technischen und wirtschaftlichen Nachteile zeigt das Burnelli-Design viele Vorteile gegenüber konventionellen Konzepten, und öffnet einen neuen Weg für die Flugzeugentwicklung der Zukunft. Insbesondere im Hinblick auf immer größere Flugzeuge mit bis zu 1.000 Passagieren wird die Sicherheit der Flugzeuge im Hinblick auf Produkthaftung und mögliche Sammelklagen von Opfern immer wichtiger werden.

Burnellis US-Patente gehen zurück bis 1928 (Ideen bereits aufgenommen 1921). Das früheste Patent eines hecklosen Flugzeugs erschien 1935 (Idee aufgenommen 1933)

4.4 Nurflügler als Zukunftsvision: J 1000

Die Visionen Hugo Junkers' reichten weit in die Zukunft. Schon 1910 erhielt er ein Patent auf ein Flugzeug, bei dem alle nicht zum Auftrieb beitragenden Komponenten vermieden und Triebwerke, Treibstofftanks sowie Besatzung, Passagiere und Fracht in einem dicken Flügel untergebracht werden sollten.

Nach **Junkers 2006** waren Flugzeuge mit der damaligen Technologie nach diesem sog. "Nurflügel-Patent" noch nicht möglich. Junkers führte bei seinen Flugzeugen zunächst nur das dicke Flügelprofil ein, das gegenüber den damals nur einfach gekrümmten Flügelflächen erhebliche Vorteile zeigte, was das Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand betraf. Außerdem konnten in der hohlen Flügelstruktur die Tanks untergebracht werden. Ein Zwischenschritt zum reinen Nurflügler war das Projekt J 1000 von 1923. Bei diesem Großverkehrsflugzeug in

Entenbauweise mit vorne liegendem Leitwerk sollten 100 Passagiere, die Fracht sowie die Triebwerke samt Tankanlage in einem großen Flügel mit 80 Metern Spannweite untergebracht werden.

Unter der Patentschrift: Nr. 253788, Klasse 77h, Gruppe 5 wird Hugo Junkers das Patent für Gleitflieger mit Auftrieb erzeugenden Hohlkörpern erteilt. Das sog. Gleitflieger- oder Nurflügelflugzeug-Patent.

Mit dem Großflugzeug G 38 von 1929, das zwar noch einen Rumpf und ein Leitwerk hatte, in dem aber in der Flügelwurzel Passagierkabinen Platz fanden, kam Junkers der Realisierung seiner Nurflügel-Idee schon sehr nahe. In späteren Jahrzehnten verwirklichten einige andere Flugzeugbauer wie die Brüder Horten und Alexander Lippisch oder die Firma Northrop (USA) dieses Konzept. Als einziger großer Nurflügler steht heute der Bomber Northrop B-2 im Einsatz, aber bei Boeing laufen unter der Bezeichnung "Blended Wing Body" intensive Studien für ein als Nurflügler ausgelegtes Großflugzeug, das als Passagier- und Frachtflugzeug oder als Tanker und Bomber eingesetzt werden könnte. Experten bei Airbus glauben, dass das Nurflügel-Konzept für künftige Großflugzeuge eine optimale Lösung darstellt. Dies zeigt, dass diese Junkers-Idee nach fast 100 Jahren nichts von ihrer Aktualität eingebüßt hat.

Im Folgendem ein Beispiel zu Junkers Patententwurf

Deutsche Patent Nr. 253,788,

und das gleichwertige U.S. Patent:

U.S. patent Nr. 1,114,364: "Flying Machine", dort beantragt am 26. Januar 1911 und erhalten am 20. Oktober 1914

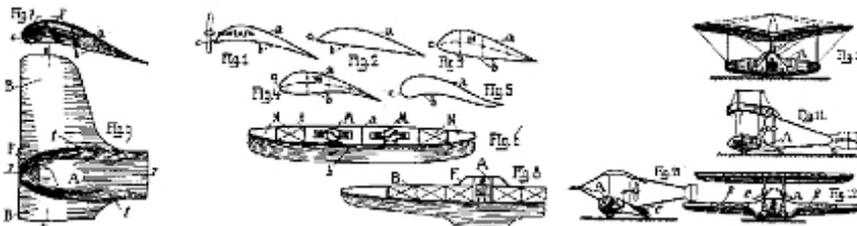


Bild 4.4 Junkers Entwurf für die Patentanmeldung eines Nurflüglers (nach T.W.I.T.T. 2006)

Das berühmte "1910 patent" betrachtet das Transportieren von Piloten, Motoren und weiterer Fracht in auftrieberzeugenden Flächen. Zur damaligen Zeit eine Pionierbetrachtung in diesem Gebiet.

Junkers betrachtete, wie viele andere seiner Zeit, gigantische Fluggeräte. Hier ein 10-motoriger Entwurf von 1930:

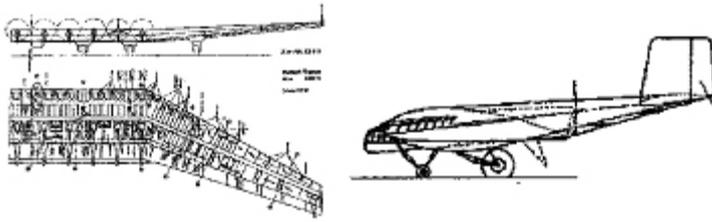


Bild 4.5 Idee eines gigantischen Tragflügels zu Transportzwecken (nach **T.W.I.T.T. 2006**)

Diese Flügelkonfiguration beinhaltete die Ideen von Burnellis späteren All-Wing Patent. Die äußeren Paneele funktionierten nach der Idee des Pioniers J. W. Dunne. Junkers betrachtete 1924 ebenfalls die gigantische J1000 canard mit dem passagieraufnehmenden Tragflügel und baute den mehr konventionelleren G38 Transporter 1927

4.5 Blohm und Voss BV-P 194

Bei der nun folgendem Patent handelt es sich um eine Projektbeschreibung. Das Flugzeug wurde nie gebaut und ist somit nicht geflogen. Das Model wird der Twin-Boom Kategorie zugeordnet. Hieran erkennt man, dass die Konfiguration von Rutan keine neue Idee war, sondern durchaus schon vorher verfolgt wurde. Blohm und Voss verfolgte mit dieser Flugzeugkonfiguration bestimmte Eigenschaften. Außer Betracht sollte nicht gelassen werden, dass dieses Flugzeug ebenso wie die Rutan Boomerang einen asymmetrischen Aufbau hat. Ein entscheidender Unterschied ist aber, dass der Antrieb in der Gondel ein Strahltriebwerk antrieb ist. Hier ist auch der Pilot untergebracht. Aus der Literatur (nach **Pawlas 1956**) geht hervor, warum gerade diese Bauweise gewählt wurde. Die Entwicklung fand gegen Ende des zweiten Weltkrieges statt, so dass die Produktion billig sein sollte. Es empfahl sich daher einen fortschrittlichen und leistungsstarken Strahltriebwerk antrieb mit einem konventionellen Propellerantrieb zu kombinieren. Wie Bild 4.6 zeigt, ist durch Unterbringung des zweiten Antriebes als Strahltriebwerk in einem separaten Rumpf (Gondel) eine gute Sicht für den Piloten gegeben. Dieser hat so keine störenden Propellerblätter im Sichtfeld. Außerdem konnte man in zwei Rümpfen mehr Waffen mitführen, wobei der Hauptrumpf mit Propellerantrieb entsprechend groß ausfällt. Gute Steigleistung und Geschwindigkeit am Boden sind hierbei unverzichtbar. Dies wird dadurch erreicht, indem das Strahltriebwerk entsprechend leicht geneigt ist. Die Bodenverbrennung wird dadurch gering.

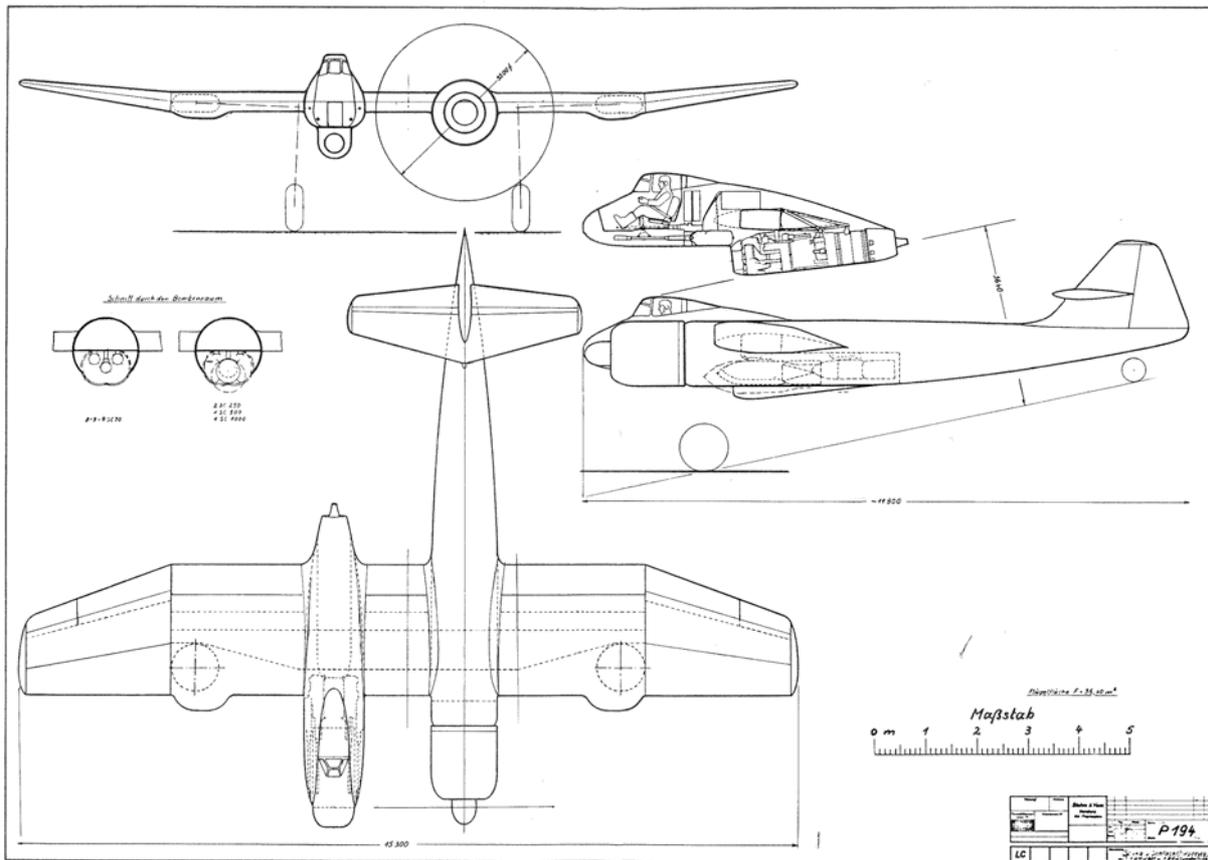


Bild 4.6 Dreiseitenansicht der Blohm & Voss BV-P194 (nach Pawlas 1956)

4.6 Blohm und Voss BV-P 170

Eine weitere interessante Konfiguration bildet die Blohm und Voss BV-P 170. Ebenfalls nur eine Projektbeschreibung, somit nie geflogen oder gebaut. Bei diesem Flugzeug handelt es sich um einen Schnellbomber, d.h. er soll keinen Luftkampf führen aber dennoch einem Jäger im Bereich der Geschwindigkeit gleich oder überlegen sein. Tests hatten ergeben, dass dies mit einer zweimotorigen Variante nicht möglich ist. Drei Motoren sind nötig, um große Mengen Nutzlast und große Geschwindigkeit zu vereinen. Jetzt muss der Widerstand noch um ein Größtmögliches verringert werden. So darf es keinen separaten Besatzungsrumpf geben. Die Besatzungskabine ist einfach weit hinten im Haupttrumpf untergebracht (Bild 4.7), um so Interferenzen mit dem hier installierten Motor zu minimieren. Aber Motoren erzeugen ebenfalls starke Interferenzen durch deren Zusammenwirken. Die Luftverwirbelungen kann man minimieren, indem die Seitenmotoren an die Flügelspitzen gesetzt werden und so größtmöglichst auseinander sitzen. Der Nachteil eines Giermoments bei Ausfall einer der Seitenmotoren ist dadurch besonders stark. Durch das Mitwirken eines Center Fuselage Antriebes kann dieser Effekt aber wieder gedämpft werden. So liegt der Leistungsabfall bei Ausfall eines Motors nicht bei 50% sondern bei 33% und der Ruderausschlag, um das Giermoment zu kompensieren, liegt bei 10%, wenn ein dritter Motor in der Mitte noch mitwirkt (nach Pawlas 1956). Für die damalige Zeit schon sehr fortschrittlich ist die Erkenntnis, dass die Außenschrauben je-

4.7 Ausfahrbare Canard-Flügel für Überschallflugzeuge

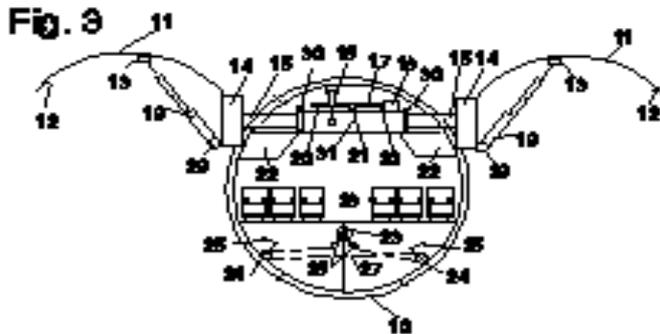


Bild 4.8 Patent für einen Ausfahrmechanismus von Canardflügeln (nach **bpmlegal 2006**)

Bild 4.8 zeigt Canard-Flügelflächen für Überschallflugzeuge, welche eingefahren werden können und bündig mit dem Rumpf abschließen, wenn sie nicht mehr benötigt werden. Die Canards sind an der oberen Seite des Rumpfes an einer externen Plattform aufgehängt. Ein Ausfahrmotor (Integrator) kann diese Flächen von der Position nahe an der Außenhaut bis zu einer voll ausgefahrenen Position bewegen. Man erhält dadurch einen gekrümmten Flügel. Gleichzeitig kann durch einen im Rumpf liegenden Mechanismus der Canard senkrecht in den Wind gestellt werden. So erhält man verschiedene Anstellmöglichkeiten für die verschiedenen Fluggeschwindigkeiten bzw. eine Air-Break zum Bremsen nach dem Aufsetzen. Es besteht die Möglichkeit unter den Canards Türen bzw. Frachtluken zum Löschen des Rumpfinterior anzubringen (Bild 4.9). Diese werden beim Hochklappen der Canards freigegeben.

Diese Konfiguration läuft unter dem **US-Patent, Nr. 5,495,999**, welches am 5. März 1996 eingereicht wurde. Erfinder ist Hermann K. Cymara aus Newfield, NY, USA

Fig. 1

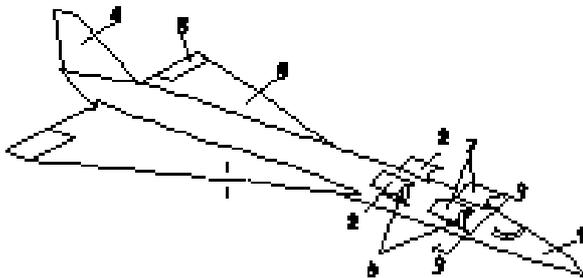


Bild 4.9 Mögliche Konfiguration für ausfahrbare Canardflügel (nach **bpmlegal 2006**)

4.8 Zusatzsektion mit Zusatztragfläche

Bei dem Patent **EP 0 857 648 A2** des Europäischen Patentamtes handelt es sich um eine Weiterführung des Gedankens, den Airbus schon bei seiner A320-Familie anwendet.

Ausgehend von der Problemstellung, dass immer größere Flugzeuge mit dadurch größeren Tragflächen entwickelt werden, möchte man hier auf altbewährte Muster zurückgreifen. So kann ein größeres Fassungsvermögen dadurch erreicht werden, dass ein vorhandener Rumpf gestreckt wird. Dies geschieht durch Einschub von Zwischensektionen. Ab einer bestimmten Länge des Rumpfes müssen die alten Tragflächen angepasst und damit vergrößert werden. Um hier Entwicklungskosten und Produktionsumstellungen zu ersparen, sollen die Zwischen-sektionen durch Zusatztragflächen ergänzt werden. Damit wird ebenfalls der Auftrieb gesteigert und die vorhandenen Haupttragflächen können in ihrer Dimensionierung erhalten bleiben. Die Flugstabilität um die Längsachse lässt sich gegenüber einer vergrößerten Haupttragfläche weiterhin erhöhen. Dieses Prinzip verkürzt die Produktionsreife eines „neu“ entwickelten Flugzeuges.

Eine direkte Veränderung am Ausgangsmuster ist nicht nötig. Wie Bilder 4.10 bis 4.13 zeigen, kann dieses Vorgehen auf viele Standardflugzeugkonfigurationen angewandt werden. Wichtig ist zu bedenken, dass mit einer Verlängerung des Rumpfes der Startwinkel verringert wird. Die Anbindungen mit Zusatztragflächen sollten daher auf jeden Fall vor dem Gesamtschwerpunkt des a/c stattfinden. (nach **Kassera 2003**) Dadurch bleiben das Horizontalstartverhalten und Startwinkel erhalten. So sollten die Zusatztragflächen nicht größer als die Haupttragflächen ausfallen.

Dieses Patent wurde am 4. Februar 1998 von Prof. Dr. Anatoli Vassiliev angemeldet. Dieses Prinzip ist schon vor Patentanmeldung bekannt gewesen und schon patentiert unter US 4,390,150. Der Erfinder möchte hierbei die schnelle Produktionsreife und nicht auf die Technologie patentieren.

Die folgenden Bilder 4.10 bis 4.13 zeigen jeweils bekannte Flugzeugmuster im Vergleich mit den verlängerten Varianten nach dem hier genannten Patent. Dabei zeigt Bild 4.10 eine Anwendung an einem bekannten Flugzeugmuster in der Seiten- und Draufsicht. Bilder 4.11 bis 4.13 gehen auf alternative Doppelstockflugzeuge, teilweise mit Draufsicht ein.

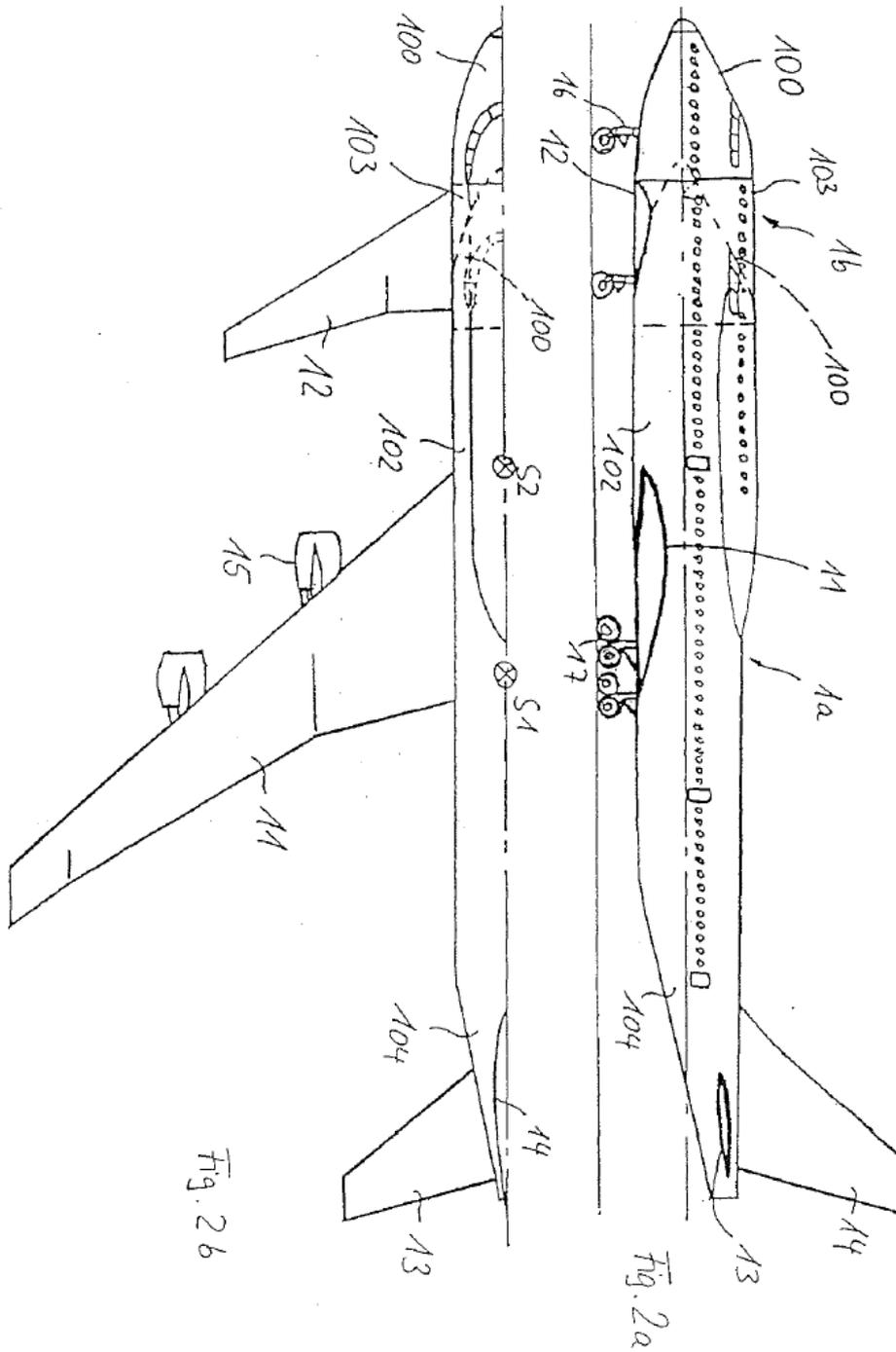
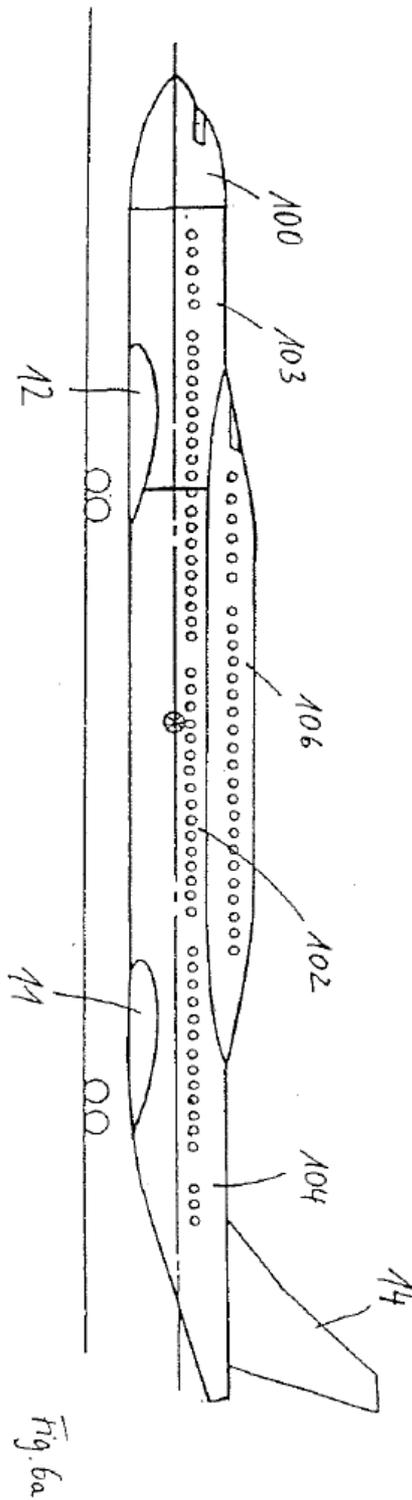


Bild 4.10 Patentanwendung am Beispiel Boing 747-200 (nach EP 1998)

**Bild 4.11**

Patentanwendung am Beispiel eines alternativen Doppelstockflugzeugs (nach EP 1998)

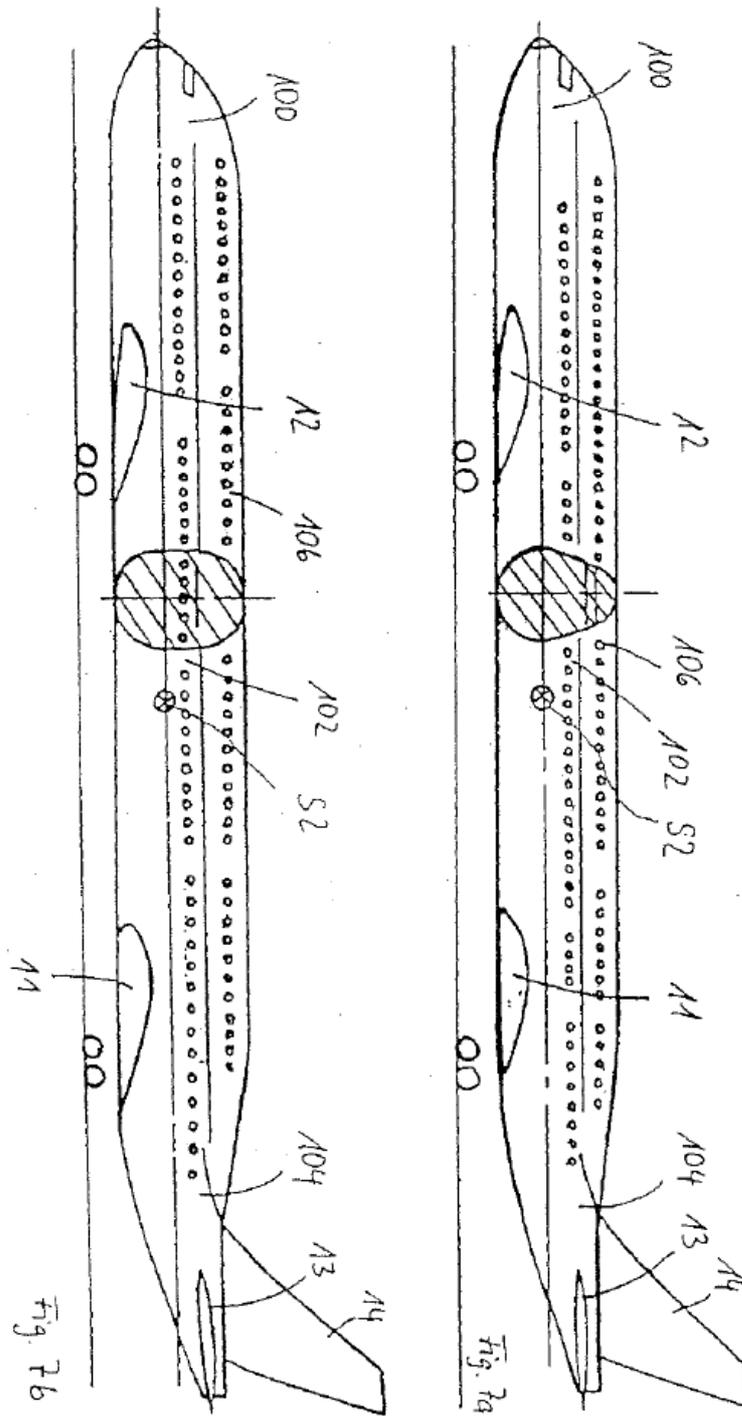


Bild 4.12
1998)

Patentanwendung am Beispiel von weiteren Doppelstockflugzeugen a (nach EP

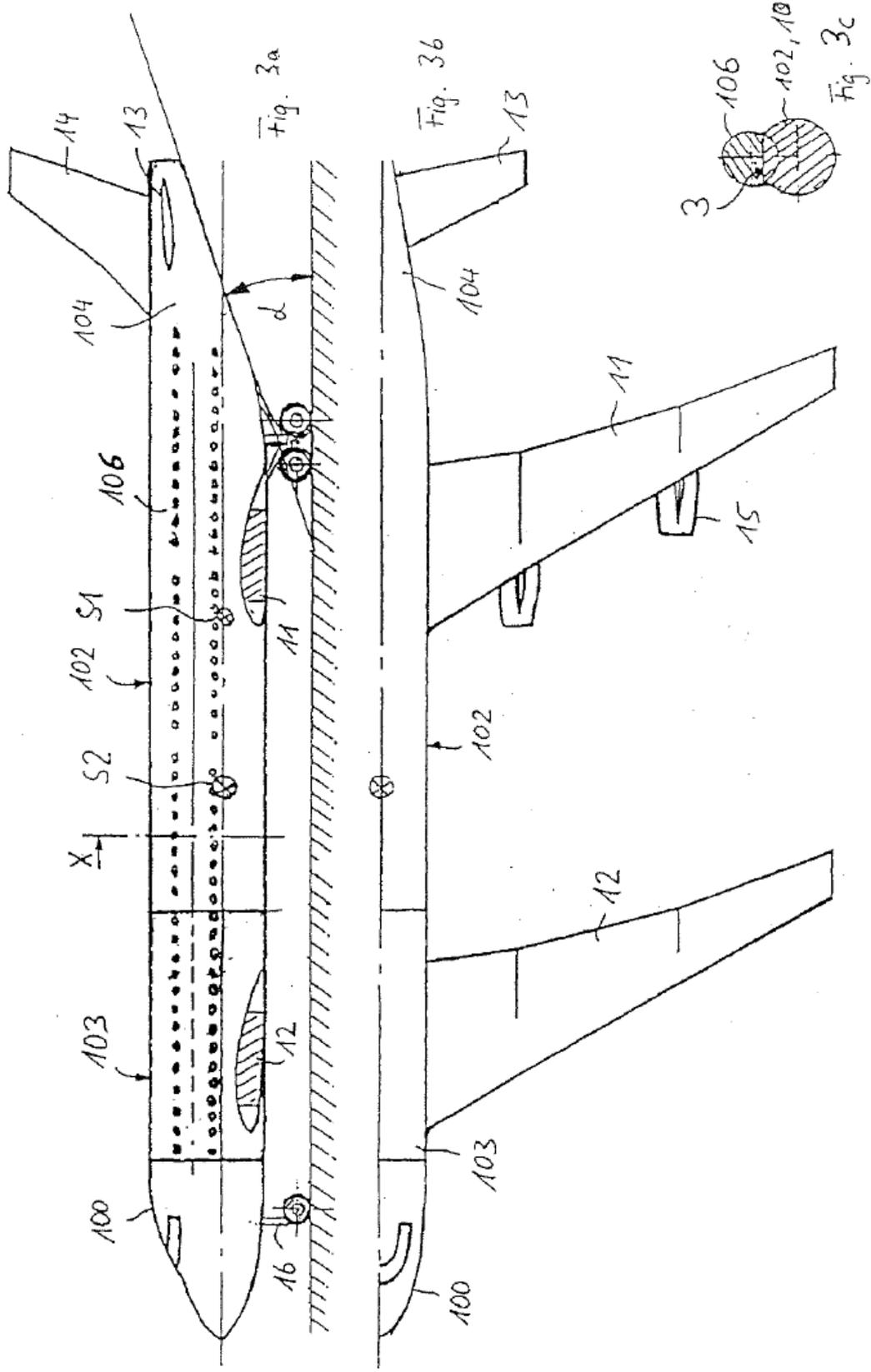


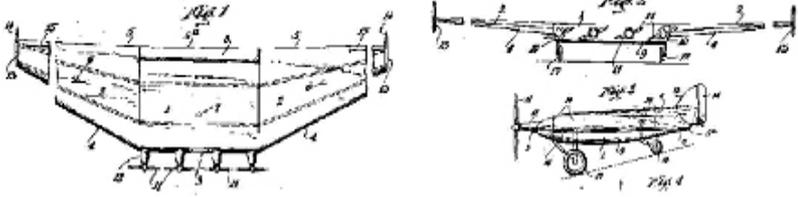
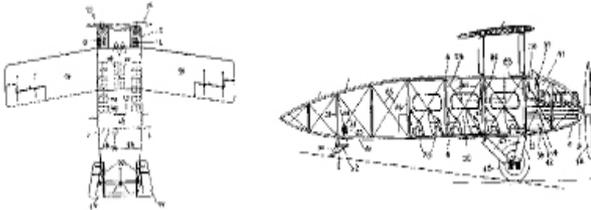
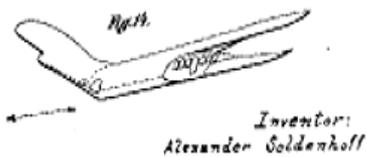
Bild 4.13
1998)

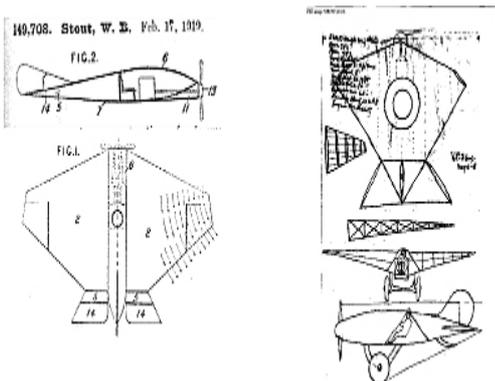
Patentanwendung am Beispiel von weiteren Doppelstockflugzeugen b (nach EP

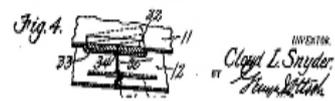
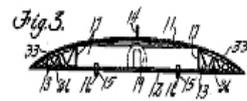
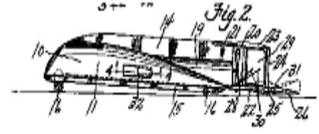
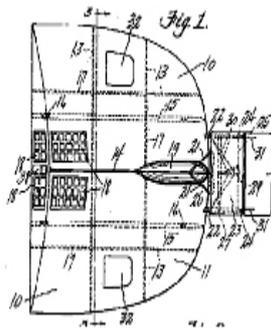
4.9 Übersicht der verschiedenen Nurflüglerpatente

Die folgende Tabelle 4.1 enthält eine detaillierte Auflistung von Nurflüglerpatenten. Die zugehörigen Bilder entstammen nach **T.W.I.T.T. 2006**

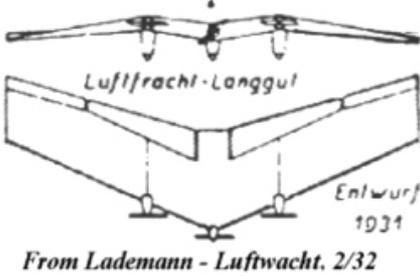
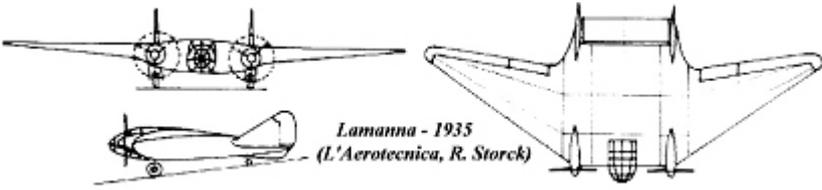
Tabelle 4.1 Patente im Nurflüglerbereich (nach **T.W.I.T.T. 2006**)

Patentnummer	Patenthalter	Patentbeantragung	Patenterhalt	Beschreibung
U.S. Patent 1,987,050	Burnelli V.J.	23. Februar 1933	8. Januar 1935	Heckloses Flugzeug, zentral angebrachte Motoren und Höhenleitwerk, an hinterer Tragflächenkante seitlich angebrachtes Seitenleitwerk
				
Britisches Patent 445,634	Griffin, E.G.	8. Januar 1935	16. April 1936	Vergl. mit U.S. Patent 1,987,050
U.S. Patent 1,758,498	Burnelli V.J.	6. Januar 1921	13. Mai 1930	Doppeldecker-Rumpf mit Heckbereich und eingebachtem Passagier- und Motorenraum, konventionelle Flügelflächen
				
Britisches Patent 383,637 U.S. Patent 1,848,752	Soldenhoff, Alexander	22. Mai 1930 19. Mai 1931	21. Mai 1931	Großer, heckloser Nurflügler mit integrierten Sitzen
				

<p>U.S. Patent 1,797,326</p>	<p>Christmas, W.W.</p>	<p>18. Juli 1929</p>	<p>24. März 1931</p>	<p>Zweirümpfiges Heck, einfach verlaufender Flügel, kein zentraler Rumpf oder weitere Vergrößerungen, zentraler Raum für Personentransport</p>
<p>U.S. Patent 1,855,695</p>	<p>Snyder, C.L./Hoffmann, R</p>	<p>8. September 1930</p>	<p>26. April 1932</p>	<p>Einzelliger, kontrollierbarer Nurflügler, Pilot, Motoren und Passagiere im Inneren untergebracht</p>
<p>Britisches Patent 149,708</p>	<p>Stout, W</p>	<p>16. Mai 1918</p>	<p>17. Februar 1919</p>	<p>Heckbelassenes Nurflügler-Design, Pilot sitzt in der Mitte in einer Kanzel, diese war zunächst offen aber in späteren Versionen mit einer transparenten Abdeckung versehen, Flügelfläche ist diamantförmig</p>
<p>U.S. Patent 1,862,102</p>		<p>29. März 1919</p>	<p>7. Juni 1932</p>	<p>  </p>



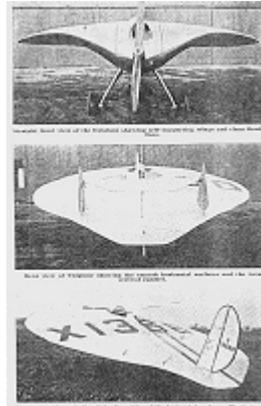
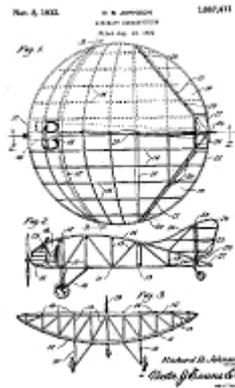
INVENTOR:
Clayton L. Snyder
Clayton L. Snyder

U.S. Patent 1,924,996	Langguth, W	23. Januar 1932	29. August 1933	Heckloses Flugzeug, Fracht kann im kompletten Flügelrumpf untergebracht werden, dreimotoriger Traktorantrieb, überall gleicher Auftrieb
				
franz. Patent	Fauvel, C.	2. Juni 1929	.	Motor auf höhergelegenen Podest über dem Rumpf
U.S. Patent 1,915,055		24. Februar 1930	20. Juni 1933	
Britisches Patent 344,653		28. Februar 1930	12. März 1931	
keine Angaben zu Patenten	Lamanda, C.	.	.	Windkanal-getestetes Modell von 135, ausgelegt als Bomber, BWB Design
				
keine Angaben zu Patenten	Tscheranowski, B.I.	.	.	Heckloser, parabolischer Gleiter von 1924, Patente könnten vorliegen
U.S. Patent 1,859,568	Lesh, L.J.	28. Februar 1929	24. Mai 1932	Verkörpert das Prinzip einfach proportionierter Profile und aerodynamischer Kontinuität, hecklos, Beispiel für das Integrieren von Rumpf und Flügel in einer Zelle (BWB)

U.S. Patent
1,887,411

Johnson, R. B. 8. November 1931 8. Nov. 1932

Eindecker, das Patent betrifft nur die Tragflächengeometrie, das Flugzeug an sich ist eine BWB Konfiguration



franz. Patent
674,28

711,979

768,626

770,705

799,706

867,149

britische Patent

375,515

U.S. Patente

1,893,129

2,123,096

Charpentier,
J.F.G.M.L.

30. April 1929

21. Okt. 1929

4. Juni 1930

8. Juli 1930

2. Mai 1933

22. Mai 1934

16. Juni 1933

.

2. März 1936

.

1. Juni 1940

7. Juli 1941

1. Juni 1931

30. Juni 1932

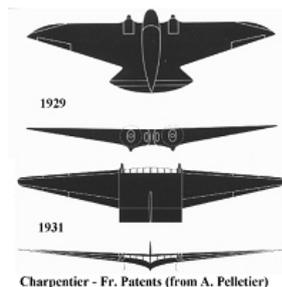
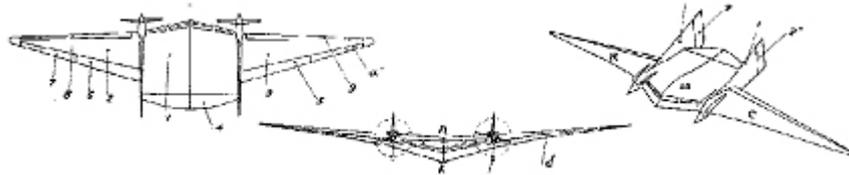
26. Mai 1931

3. Januar 1933

23. März 1936

5. Juli 1938

Mehrfache Patente für ein heckloses Flugzeug mit Frachtaufnahme in den Tragflächen, eine BWB Konfiguration mit zwei integrierten Rümpfen, Kontrolle und Stabilität werden aber durch die BWB Formen gegeben



Charpentier - Fr. Patents (from A. Pelletier)



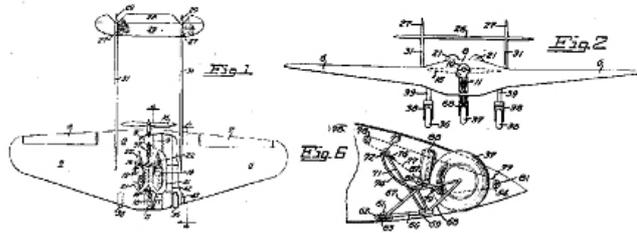
U.S. Patent
1,929,255

Northrop, J.K.

10. Mai 1929

3. Januar 1933

Dieses Flugzeug sollte
zunächst ein Testflug-
zeug auf der Basis eines
Doppelrumpfes werden,
um die Transportieren
von Fracht in den Trag-
flächen zu testen, es hat
einen Pusher-Antrieb,
die große Tragfläche be-
inhaltet einen
Fahrwerksmechanismus.



5 Recherche über noch freie Patente

Welche Konfigurationsvariationen noch eine Aussicht auf ein neues Patent haben, soll in diesem Kapitel erläutert werden.

5.1 Einleitung

Bevor sich im Weiteren mit der Recherche über noch patentfreie bzw. neue Konfigurationsmöglichkeiten beschäftigt, wurde Rücksprache mit einem Experten in diesem Bereich (**Anger 2006a**) gehalten. Die folgenden Erläuterungen beruhen hierauf.

Es ist so gut wie unmöglich Konfigurationen zu recherchieren, welche noch nicht in irgendeiner Variante vorhanden waren. Hier sind viele Ideen einfach nur Nachschöpfungen bereits vorhandener Konfigurationen.

Diese Entwicklung hat vor allem darin ihren Grund, dass alte und damit schon vorhandene Konfigurationen in Vergessenheit geraten und nach Jahren wieder „neugeboren“ werden. So kann man immer wieder beobachten wie temporär ein Trend für eine bestimmte Flugzeugkonfiguration entsteht, welcher mit dem größten Optimismus verfolgt wird. Ein Beispiel hierfür ist das TSA. Viele dieser Trends verschwinden wieder, ohne dass bleibende Übernahmen in „Serie“ erfolgen. Wäre man hier auf zurückliegende Untersuchungen, teilweise von mehr als einem halben Jahrhundert, eingegangen, so hätte man schon vorab erste Einschätzungen über den wirklichen Nutzen unter Einbeziehung der gegenwärtigen Technologien treffen können.

Betrachtet man so eine neues UAV was derzeit von der Deutschen Bundeswehr getestet wird, wird deutlich wie leicht der Eindruck einer neuen Konfiguration aufkommen kann. Es handelt sich um ein VTOL UAV, welches auf den ersten Eindruck wie eine komplett neue Flugzeugkonfiguration aussieht. Bild 5.1 verdeutlicht dies. Nähere Betrachtungen lassen aber erkennen, dass hier ein zylindrischer Rumpf, ein Standardseitenleitwerk und Deltatragflächen vorliegen. Es mag sein, dass die Anordnung dieser Komponenten auf kleinstmöglichem Raum beschränkt ist aber vom Grundprinzip waren alle diese Bestandteile und die Gesamtkonfiguration schon vorhanden. Man findet sie annähernd bei jedem typischen Verkehrsflieger wieder.

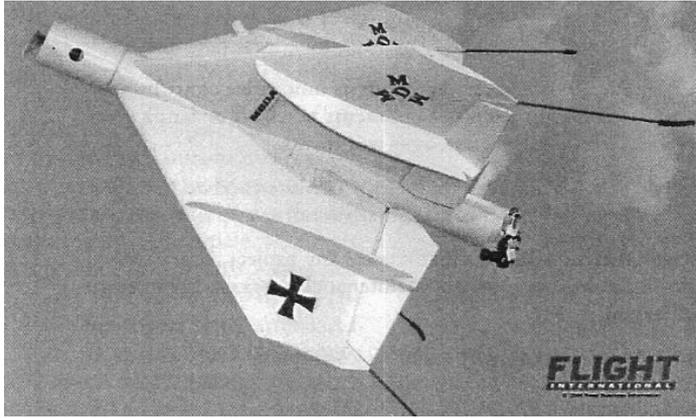


Bild 5.1 VTOL UAV (nach Franchi 2006)

Die meisten Entwicklungen verschiedenster Flugzeugkonfigurationen hat es in den 20er und 30er Jahren des vergangenen Jahrhunderts gegeben. So ist das durchgängige Doppelstockprinzip des Airbus A380 keine neue Idee, sondern es gab dies schon in 1920, wie das Beispiel des Flugbootes Do-X zeigt.

Weitere Experimentierfreude betreffend der Flugzeugkonfiguration, gab es noch erheblich in den 1960er und -70er Jahren. Dieser Trend wurde mit dem Beginn der Ölkrise gebremst. Daraufhin beschäftigte man sich nur noch mit der Verbesserung der Standardkonfigurationen wie man sie heute noch kennt. Diese hatten sich einfach bewährt.

Der Passagier hat hier einen großen Einfluss auf die Entwicklung. Denn dieser steigt doch lieber in ein Flugzeug mit einer gewohnten Form. Alles andere ist zwar schön anzuschauen aber genießt zunächst einmal kein Vertrauen.

5.2 Technologie und Flugzeugkonfiguration

In Kombination mit dem Begriff Konfiguration steht oft der Begriff Technologie. Wenn man versucht dies näher zu erläutern, stockt man zunächst bei Technologie.

Um was handelt es sich hierbei genau?

Technologie beinhaltet Komponenten der Technik. Und hierin entfaltet sich ein Problem. Eine Konfiguration ist ja schließlich nicht eine Komponente. Zusammengefasst kann man Technologie in Verbindung mit Konfiguration so definieren: Technologie ist ein Unterbegriff der Technik und bezeichnet das Anwenden eines oder mehrerer Verfahren in festgelegter logischer Vernetzung, um bestimmte Vorteile daraus zu gewinnen.

Eine Konfiguration besteht immer aus mehreren Verfahren, d. h. wenn man bei einer Flugzeugkonfiguration von einer Technologie spricht, dann muss diese bis zu ihrer letzten kleins-

ten Komponente aufgespalten werden, um die Technologie dahinter zu verdeutlichen. Oftmals geschieht es aber, dass eine Kombination vieler Komponenten in einer Technologie zu einem gegenseitigen Aufheben von gewonnen Vorteilen durch die nun entstehenden Nachteile führt.

Ein Beispiel für ein solches Effektaufheben der Technologie ist die Polyplane-Konfiguration. Es handelt sich hierbei um ein Joint-Wing-Konzept. Alle Tragflächen bilden ein System für den Auftrieb und sind dabei miteinander verbunden. Die Vorteile sind hierbei die Erhöhung der Steifigkeit der Tragflächen. Diese biegen sich nicht mehr so stark durch im Flugzustand. Gleichzeitig kann die tragende Fläche verkleinert werden, also eine Verringerung der Gesamtmasse. Ein Nachteil ergibt sich direkt aus diesem Vorteil. Kleinere Tragflächen bedeuten gleichzeitig weniger Raum für die Treibstoffunterbringung. Die Klappenstellung und die Unterbringung für deren Mechanismus ist dadurch gehemmt.

Am Rumpf der A380 ist dieses Prinzip in der nachfolgenden Grafik Bild 5.2 erläutert.

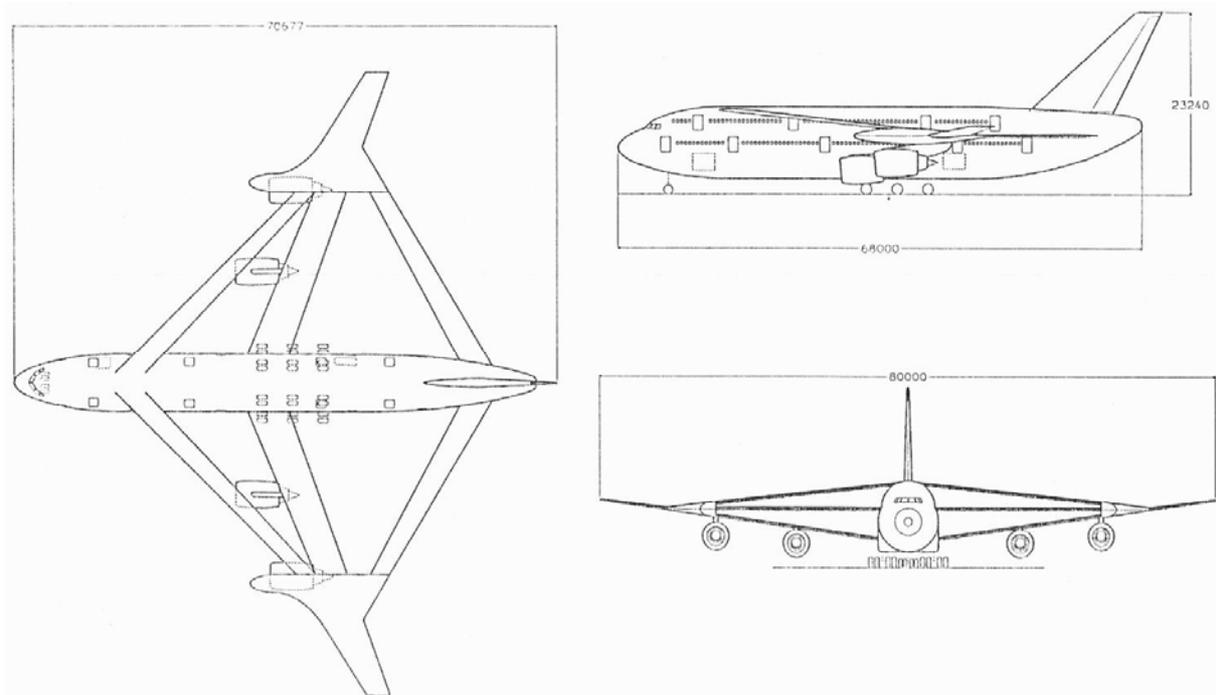


Bild 5.2 Polyplanprinzip am Beispiel A380 Rumpf (nach Airbus Deutschland GmbH 2006)

Eine Einteilung der Konfigurationsgeometrien soll die nächste Grafik zeigen. Hierbei wurden die Kriterien Lastunterbringung und Auftriebserzeugung an bisher unkonventionellen Konfigurationen betrachtet.

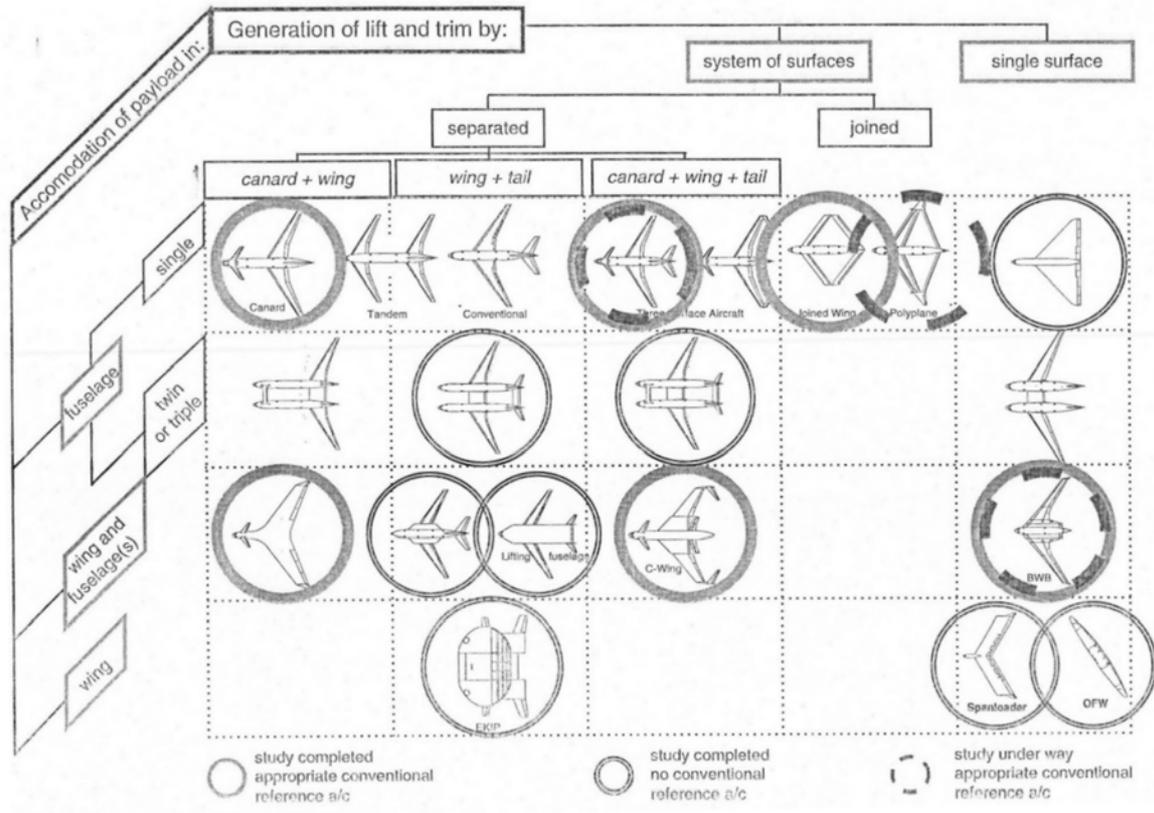


Bild 5.3 Einordnung der Konfigurationsgeometrien (nach Airbus Deutschland GmbH 2006)

5.3 Kommende Entwicklungen

Um in verschiedenen Flugzuständen, z. B. Langsam- und Überschallflug, Vorteile aus der Flügelkonfiguration zu gewinnen ist es nötig, diese ändern zu können. So benötigt man im schnellen Flug geringere Flächen um Widerstand zu reduzieren und größere Spannflächen bei Landeanflügen. Das Prinzip des Schwenkflüglers wurde von der Firma NextGen weiterentwickelt und daraus entstand ein sog. Morphing wing. Dieser Flugzeugtyp kann innerhalb von Sekunden seinen Flügel form ändern. Je schneller dies geschieht, desto besser ist die Anpassung der Konfiguration an den jeweiligen Zustand, Dies ermöglicht man durch eine Beplankung per synthetischer, elastisch gespannter Haut. (nach Warwick 2006)

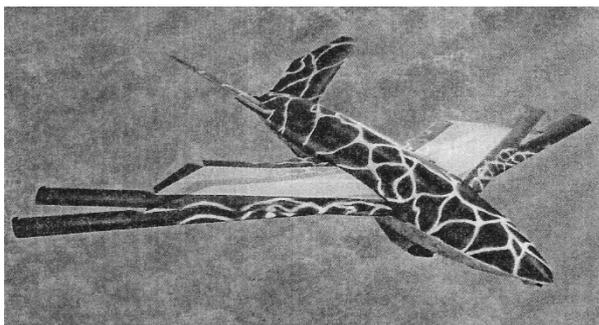


Bild 5.4 Morphing UAV (nach Warwick 2006)

5.4 Übersicht verschiedener unkonventioneller Flugzeugkonfigurationen

Bild 5.5 zeigt eine Übersicht über das Zusammenfinden einer unkonventionellen Konfiguration. Dabei sollen die Entwicklungsschritte von der ersten Grundidee bis zum endgültigen Konfigurationsaufbau in drei Level dargestellt werden.

In Level 1 steht die eigentliche Konfiguration in ihrem äußeren Erscheinungsbild. Die Ausbildung der einzelnen Komponenten soll hier noch nicht betrachtet werden. Vielmehr wird hier eine Haupttechnologie verfolgt. Wie nun dieser Grundentwurf realisiert werden soll wird in den nachfolgenden Ebenen betrachtet.

Level 2 stellt eine Auswahl der einzelnen Komponenten der Konfiguration dar. Dabei werden Form und Anordnung von Rumpf, Triebwerken, Tragflächen usw. zur Diskussion gestellt. Aus dem vorliegenden Angebot an Komponenten soll eine sinnvolle Auswahl getroffen werden, welche den späteren Anforderungen an das Flugzeug gerecht wird. Handelt es sich z. B. um einen reinen Frachter oder einer Kombination aus Passagieren und Frachttransport oder wo wird das Flugzeug eingesetzt.

Level 3 definiert die aus diesem Aufbau resultierenden Effekte für den späteren Reiseflugbetrieb. Die Fragestellung ist hier: Wie sehen die Vor- und Nachteile meiner Konfiguration aus und welche Seite überwiegt hier. Eine solche Vorgehensweise kann für das weitere Fördern einer Konfigurationsidee entscheidend beitragen. Sie legt so genau fest, ob es lohnt eine Idee weiter zu betrachten. Zu Beginn dieses Kapitels wurde hierauf Bezug genommen.

So gleicht dieses Vorgehen einem Baukastenprinzip. Eine völlig neue Technologie soll aus schon vorhandenen Teiltechnologien ermöglicht werden. So kann die Abschätzung der neuen Konfiguration über deren späteren Nutzen erleichtert werden, da man ja schon mit den Einzelkomponenten Erfahrung gesammelt hat.

6 Ideen für neue Konfigurationen

Im folgendem sollen die bisherigen Konfigurationsbetrachtungen außen vor gelassen werden und auf Beispiele neuartiger Konfigurationen eingehen. Dabei werden die Aspekte der Aerodynamik weggelassen und das Augenmerk gilt hauptsächlich der Konfiguration.

6.1 Grundlagen der Konfigurationskonstruktion

Obwohl die in diesem Kapitel gezeigten Konfigurationsvorschläge teilweise dem konventionellen Konfigurationsdesign trotzen, soll gerade deswegen auf die wichtigsten Grundlagen eines Konfigurationsaufbaus verwiesen sein.

Der Entwurf von Flugzeugen wird geprägt durch die - zum großen Teil gegenläufigen - Interaktionen der Fachgebiete einerseits und den wirtschaftlichen Rahmenbedingungen in der späteren Nutzungsphase andererseits, die im Sinne des Gesamtsystems "Flugzeug" ausgewogen werden müssen. Das Ziel besteht darin, für die vorgegebene Transportaufgabe (d. h., Einhaltung eines vorgegebenen Nutzlast-Reichweite-Spektrums, Einhaltung zulässiger Start- und Landebahnlängen, usw.) aus der Fülle der möglichen Lösungen eine Flugzeugkonfiguration auszuwählen, die dem späteren Kunden beim Einsatz des Flugzeugs technische und wirtschaftliche Vorteile gegenüber am Markt befindlichen oder in der Entwicklung stehenden Konkurrenzprodukten bietet. Diese planerischen Aufgaben stehen am Anfang einer Flugzeugentwicklung (Konzeptphase) und sollen zu den bestmöglichen technischen Vorgaben führen, die notwendige Voraussetzungen für die eigentliche Produktentstehung (Entwicklung, Konstruktion und Fertigung) sind und entscheidend den späteren Verkaufserfolg des Flugzeugs bestimmen.

All diese Randbedingungen können in der heutigen Zeit mit Hilfe des Computers zu einer Lösung zusammengefügt werden.

Um eine erfolgreiche und konkurrenzfähige Lösung zu finden, müssen die folgenden Fragen beantwortet werden (nach **Universität Braunschweig 2003**):

- Ist eine vorgeschlagene Flugzeugkonfiguration bei vorgegebener Transportaufgabe und gewähltem Technologiestandard realisierbar?

(Prüfung der Machbarkeit)

- Welche Einflüsse üben Entwurfsparameter, Änderungen an der Transportaufgabe und/oder der Einsatz neuer Technologien auf das Gesamtsystem "Flugzeug" aus?

(Parameter- und Sensitivitätsstudien)

- Wie kann ein Flugzeugentwurf durch Veränderungen an der Konfiguration (z. B. Flügelfläche, Flügelstreckung, Triebwerksanzahl und -anordnung, usw.) technisch und wirtschaftlich verbessert werden?

(Konfigurationsoptimierung)

- Vergleich und Bewertung verschiedener Flugzeugkonzepte mit dem Ziel, die wirtschaftlichste Lösung für die gestellte Transportaufgabe auszuwählen (Konfigurationsauswahl)

6.2 Konfigurationsvorschläge

Bild 6.1 zeigt eine Konfiguration, bei der ausgehend von einer konventionellen Konfiguration auf den Rumpf in seiner Aufgabe als Frachtaufnehmer komplett verzichtet wurde. Man könnte den Windschatten des vorangebauten Cockpits ausnutzen um Frachtboxen, die abnehmbar sind wie Container, auf eine ebene Fläche unterzubringen. Die Stabilität des Flugzeuges wird über ein V-Leitwerk, ähnlich dem eines Kampfflugzeugs gewährleistet. Die Tragflächen müssten durch den stark reduzierten oberen Rumpf sehr tief angebracht werden wodurch die Triebwerke an deren Oberseite auf Pylons installiert werden. An der Tragflächenoberseite angebrachte Triebwerke wurden bereits an einem Testflugzeug, welches heute der DLR betreibt getestet. Gerade an Frachtern würde sich eine solche Anbringung eignen, da diese so auf unbefestigten Pisten landen könnten, ohne dass die Triebwerke Schaden durch Schmutz nehmen.

Vorteil dabei: Das Fahrwerk kann kleiner ausfallen und so entsteht mehr Stauraum im inneren unteren Rumpfsegment.

Anzumerken ist, dass diese Variante sich vorrangig als Frachter und nicht zum Transport von Passagieren eignet.

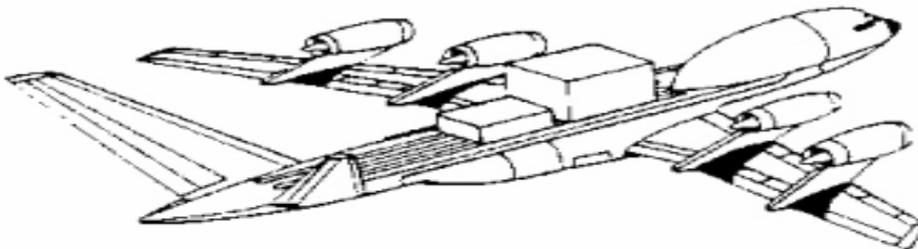


Bild 6.1 Fliegender Container-Frachter (nach **Universität Braunschweig 2003**)

Bei dem Vorschlag in Bild 6.2 handelt es sich um eine fast rein konventionelle Konfiguration.

Bei solchen Flugzeugen hat man das Cockpit immer im vorderen Rumpfteil. Dies nimmt dabei wichtigen Raum für Passagiere oder Fracht weg. Die Konfiguration in Bild 6.2 hat das Cockpit einfach nach außen vorgelagert. Dies könnte man bei allen konventionellen Flugzeugen nachrüsten und es würde keine neuen Anforderungen an die bestehende Infrastruktur an den Flugzeugen stellen.

Wenn die Nachrüstung einen großen Kostenfaktor darstellen würde, so könnte man diesen durch den Faktor der größeren Passagierzahl kompensieren.



Bild 6.2 Vorgezogenes Cockpit (nach **Universität Braunschweig 2003**)

Die Idee eines Überschallflugzeuges, das sich sowohl für den schnellen Überschallflug aber ebenso für den langsamen Flug mit dafür größerer Nutzfracht eignet, verfolgt Bild 6.3. Die konventionellen Ausläufer der großflächig ausfallenden Haupttragfläche sind schwenkbar und können so bei Überschall an den Rumpf angelegt werden. Die Triebwerke liegen hier über den Tragflächen. Bei langsamem Fliegen erzeugt die Haupttragfläche genügend Auftrieb, und bei hohen Fluggeschwindigkeiten kann eine aerodynamische Form durch das Anfahren der Flügelenden erreicht werden.

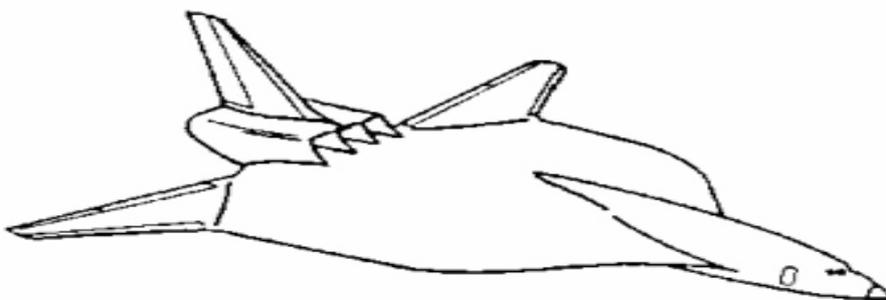


Bild 6.3 Überschallflugzeug (nach **Universität Braunschweig 2003**)

Sollen die Flugzeuge künftig immer mehr Fracht oder Passagiere transportieren, dann kann man diese nicht immer weiter in die Länge konstruieren. Beispiel sei die A340-600 die mit

ihren annähernd 80 Metern schon andere Anstellwinkel beim Start wählen muss, um nicht mit dem hinteren Rumpfsegment auf der Landebahn aufzusetzen. So kann man also nur noch in die Breite gehen.

Da ein Rumpf mit einem riesigen Durchmesser nicht nur konstruktive sondern aerodynamische Probleme mit sich bringt, muss man diesen eben zweiteilen (Bild 6.4).

Die Tragflächen könnten dabei die Verbindung zwischen den Rümpfen schaffen und gleichzeitig für Stabilität sorgen. Am einfachsten wäre es die Rumpftrennung symmetrisch anzulegen.



Bild 6.4 Doppelrumpfvariante (nach **Universität Braunschweig 2003**)

7 Zusammenfassung

Recherchiert wurden Patente der Flugzeugkonfigurationen. Da ein gewisses Grundwissen über den Prozess der Patentbeantragung und deren Rechtsfolgen nötig ist, wurde ein Exkurs in Patentrecht in die Projektarbeit mit eingebracht. Zudem wurde auf verschiedene Konfigurationsvarianten eingegangen und diese in ihrer Funktionsweise erklärt. Dies ist ebenfalls erforderlich, um eine technische Patentschrift von Flugzeugkonfigurationen lesen und verstehen zu können.

Der Ideenreichtum an neuen Konfigurationen ist noch lange nicht erschöpft, auch wenn es keine richtig neue Konfiguration gibt. Dies hat Abschnitt 5 ergeben. Das ist durch die Tatsache bestätigt, dass es ständig neue Anforderungen an bestehende Konfigurationstypen gibt. Daher nennt diese Recherche neue Variationsmöglichkeiten und erörtert diese in ihren Details. Auf Grundlage von vorhandenen Konfigurationstypen werden so neue Möglichkeiten erzeugt.

Bei der Gestaltung von Konfigurationen gibt es bestimmte Grundregeln. Ebenso gibt es Konstruktionsmerkmale der einzelnen Konfigurationsbestandteile. Es war daher Anliegen dieser Arbeit, diese Grundmaßstäbe darzustellen und auf die recherchierten Patente beginnend bei dem Exkurs anzuwenden.

Zusätzlich bestand die Möglichkeit über Airbus Deutschland GmbH Zugriff auf aktuelle Patentanträge und Konfigurationsmerkmale zu erhalten. So hat diese Projektarbeit die aktuellen Entwicklungen auf diesem Gebiet verfolgt.

Ein wichtiger Erkenntnispunkt nach der Ausarbeitung ist jedoch ebenso, dass man der Vielzahl der Konfigurationen und der Patente, die in diesem Bereich eingereicht werden, nicht in einer einzigen Arbeit gerecht wird. Dies erkennt man an dem Beispiel mit dem Patent der einführbaren Canardflügel auf Seite 50. Es würde den Rahmen dieser Arbeit sprengen alle auffindbaren Patente allein für diese Konfiguration aufzuführen. Es kann aber mit der vorliegenden Projektarbeit ein Anstoß für eine spezifizierte Recherche zu weiteren Zwecken gegeben werden. Anhang A beinhaltet hierfür eine Liste mit Internetadressen.

8 Schlussbemerkung

Recherche über patentierte Flugzeugkonfigurationen, dieses Projektthema bedarf am Anfang das Einarbeiten in Gesetzestexte und schwierige Formulierungen. Die Auswertung dieser Arbeit macht einen Teil der Projektarbeit aus.

Andererseits bringt das Projekt durch sehr viel Recherche im technischen Bereich ein gutes Verständnis der Funktionsweise verschiedenster Konfigurationen mit sich. Historische Grundlagen in der Flugzeugentwicklung waren hierbei zu erarbeiten.

Im Zuge dieser Arbeit hat sich gezeigt, dass es praktisch kaum möglich ist alle Patente im Bereich der Flugzeugkonfiguration zu katalogisieren. Gezeigt wurde aber, dass dies nicht nötig ist, da es von den grundlegenden Konzepten schon alles historisch vorhanden war, also nicht mehr patentierbar ist. Die Fülle fördert nun Ideen, welche auf diesen Grundlagen aufbauen und nicht wirklich etwas Neues darlegen.

Ich hoffe, dass diese Ausarbeitung anderen Studenten bei deren Projekt- oder Diplomarbeit unterstützen kann.

Literaturverzeichnis

- Airbus 2005** AIRBUS: Airbus und Airbus Deutschland. Kreetslag 10, Hamburg: Airbus Deutschland GmbH, 2005
- Airbus Deutschland GmbH 2006** AIRBUS DEUTSCHLAND GMBH: Commercial Transport Airplanes of Unconventional Configuration. Kreetslag 10 : Airbus Deutschland GmbH, 1998 (10/98).
- AMS 1999** URL: <http://www.ams.com> (2006-03-20)
- Anger 2006a** ANGER, Andre: Konfigurationsmöglichkeiten allgemein: persönliche Information. Airbus Deutschland GmbH Hamburg, 2006-06-17
- Anger 2006b** ANGER, Andre; Airbus Deutschland GmbH, Abteilung: Unconventional less conventional a/c. Hamburg, 2006-06-07
- Boeing 2002** MILLER, Thomas: *Comparing a Blended Wing Body*, 2002 – URL: <http://www.being.com/news/bwb.htm> (2006-05-06)
- Boeing 2006** URL: <http://www.boeing.com/commercial/cmo/3-1.html> (2006-03-16).
- bpmlegal 2006** URL: <http://www.bpmlegal.com/xcym1.html> (2006-05-20)
- Deutsches Patent- und Markenamt 2006** URL: <http://www.patentamt.de> (2006-05-30)
- DIN 1338/2 1996** Norm Beiblatt 2 zu DIN 1338 April 1996. *Formelschreibweise und Formelsatz : Ausschluss in Formeln*
- DLR 2006** URL: <http://72.14.203.104/search?q=cache:d9VAUS0PKAoJ:www.dlr.de/ResourceImage.aspx%3Fraid%3D5087+Dreifl%C3%A4chenkonfiguration&hl=de&gl=de&ct=clnk&cd=1> (2006-03-16)
- Duden 1996** Duden 21. Aufl. Mannheim Brockhaus AG, 1996
- Enders 2000** ENDERS, Günter; GREEN, William; MOWINSKI, John; SWANBOROUGH, Gordon: *Das Große Buch der Passagierflugzeuge*. Stuttgart: Motorbuch Verlag, 2000.
- EP 2006** EUROPÄISCHES PATENTAMT: Flugzeug für Personen und/oder Frachttransport. München: Europäisches Patentamt, 1998 (EP 0 857 648 A2)

- Flightline Archive 2006** URL: <http://www.kotfsc.com/aviation/do-335.htm> (2006-04-01)
- Flight International 2005** Directory: world airliners. In: *Flight International*, 25-31 October (2005) S. 49
- Flug Revue 2001** URL: <http://www.flug-revue.rotor.com/frheft/FRH0101/FR0101e.htm> (2006-04-05)
- Franchi 2006** LA FRANCHI, Peter: Small scale, grand vision: German army to trial five new mini-UAV`s. In: *Flight International* 6-12 June (2006), Nr. 6, S. 20
- Flying Machines 2003** URL: <http://www.flyingmachines.org/> (2006-04-01)
- Gilbert 1997** GILBERT, Richard; SHAPIRO: Carl: *Antithrust Issues in the Licensing of Intellectual Property: The Nine No-No`s Meet the Nineties*, University of California: Berkeley, 1997
- Götsch 2003** GÖTSCH, Ernst: *Luftfahrzeugtechnik – Einführung, Grundlagen, Luftfahrzeugkunde*, Stuttgart: Motorbuchverlag, 2003
- Grindley 1997** GRINDLEY, Peter; TEECE, David: Managing Intellectual Capital: Licensing and Cross-Licensing in Semiconductors and Electronics. In: *California Management Review*, 39 (1997), Nr. 2, S. 1-30
- Heise 1998** URL: <http://www.heise.de/tp/r4/artikel/2/2531/1.html> (2006-04-01)
- Heller 1998** HELLER, M. A.; EISENBERG, R. S.: Can Patents Deter Innovation? The Anticommons in Biomedical Research. In: *Science*, (1998), Nr. 280, S. 698-700
- Kassera 2003** KASSERA, Winfried: *Flug ohne Motoren – Ein Lehrbuch für Segelflieger*. Stuttgart: Motorbuch Verlag, 2003
- Klußmann 2004** KLUßMANN, Niels; ARMIN, Malik : *Lexikon der Luftfahrt*. Berlin: Springer Verlag, 2004
- Leonard 2001** LEONARD, John: Twin-Engine Propeller-Driven Aircraft Configuration, 2001. – URL: <http://www.aiaa.org> (2006-04-01)

- Maßen 2004** MABEN, Felix Kurt: *Die Arbeiten Claude Dorniers und die Flugzeuge der Dornier GmbH*. Konstanz, 2004. – URL: <http://www.gymaul.rv.bw.schule.de/Oberstufe/Seminarfach/Seminarfach2004/Massen/Massen.html>
- Morgenstern 2003** MORGENSTERN, Karl; PLATH, Dietmar: *Airbus – Geschichte, Erfolge, Flugzeugtypen*. Stuttgart: Motorbuch Verlag, 2003
- Müller 1996** KARL MÜLLER VERLAG: *Deutsche Kampfflugzeuge des Zweiten Weltkriegs*, Erlangen: 1996
- PatG 2006** URL http://bundesrecht.juris.de/patg/inhalts_bersicht.html (2006-04-09)
- Pawlas 1956** PAWLAS, Karl R. (Hrsg.): *Luftfahrdokumente*. Nürnberg: Publizistisches Archiv Karl R. Pawlas, 1956
- Popular Mechanics 1996** URL: <http://www.popularmechanics.com/science/transportation/9166.html?page=2&c=y> (2006-04-03)
- RD Magazine 2006** URL: <http://www.rdmag.com/ShowPR.aspx?PUBCODE=014&ACCT=1400000100&ISSUE=0408&RELTYPE=PR&ORIGRELTYPE=CVS&PRODCODE=00000000&PRODLETT=BC> (2006-05-01)
- Shapiro 1996** SHAPIRO, Carl: *Antitrust in Network Industries*, 1996 – URL: <http://www.usdoj.gov/atr/public/speeches/shapir.mar>
- Schmidt 1998** SCHMIDT, Arthur P.: *Verkehrsmittel des kommenden Milleniums?*, 1996 – URL: <http://www.heise.de/tp/r4/artikel/2/2531/1.html>
- Scholz 2001** SCHOLZ, Dieter: *Diplomarbeiten normgerecht verfassen – Schreibtips zur Gestaltung von Studien-, Diplom- und Doktorarbeiten*. Würzburg: Vogel Verlag, 2001
- Scholz 2003** SCHOLZ, Prof. Dr. Ing. Dieter, Scholz: *Flugzeugentwurf*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften. Fachbereich für Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Vorlesungsskript, 2003
- The History Net 2006** URL: <http://www.thehistorynet.com/ahi/blvincentburnelli/index1.html> (2005-04-03)
- T.W.I.T.T. 2006** URL: <http://www.twitt.com/xcym1.html> (2006-04-16)
- The Wing Is The** URL: <http://www.twitt.org/PreBurnelliPatents.html> (2006-05-01)

Thing 2005

- TU Berlin 2000** TU BERLIN: TSA Konzept. Berlin: TU Berlin, 2000 – Vertrieb: Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität
- TU Braunschweig 2006** URL: <http://www.ifl.tu-bs.de/> (2006-04-01)
- Wachtel 1989** WACHTEL, Joachim: *Claude Dornier, ein Leben für die Luftfahrt*. Oberhaching: Aviatic Verlag, 1989
- Warwick 2006** WARWICK, Graham: NextGen to build morphing UAV. In: *Flight International* 6-12 June (2006), Nr. 6, S. 25
- Weltbild 1996** WELTBILD VERLAG: *Enzyklopädie der Flugzeuge – Technik, Modelle, Daten*. Augsburg: Weltbild Verlag, 1996
- Wikipedia 2003** URL: http://en.wikipedia.org/wiki/Category:Aircraft_configurations (2006-04-01)
- Wikipedia 2 2003** URL: <http://de.wikipedia.org/wiki/Paten> (2006-04-09)

Anhang A

Nützliche Internetlinks zur weiterführenden Patentrecherche

Was soll man machen, wenn ein Patent für eine weiterführende Arbeit benötigt wird aber in dieser Projektarbeit nicht aufgeführt ist.

Im Rahmen der Patentrecherche zu dieser Ausarbeitung wurden einige Suchmaschinen zu Patenten gefunden.

Wichtigste Voraussetzung ist jedoch: Mann muss ganz genau wissen, nach was man sucht. Sonst erhält man eine unbrauchbare Informationsflut.

URL	Sprache	Beschreibung
http://www.bpmlegal.com	englisch	Patentrecherche weltweit
http://www.patentblatt.de/	deutsch	kostenloser Gastzugang, Infos zu Patenten und Forschung
http://www.dpma.de/	deutsch	Deutsches Patent- und Markenamt
http://www.european-patent-office.org/	englisch	Europäisches Patentbüro
http://www.freepatentsonline.com	englisch	gute und kostenlose Patentrecherche für technische Patente

Anhang B

Zusammenfassende Übersicht mit den Merkmalen einer Konfiguration

Die auf den Seiten 19-24 beschriebenen Konfigurationsmerkmale sind in diesem Anhang zusammenfassend und ergänzend aufgeführt. Die Angaben wurden aus dem Vorlesungsskript nach **Scholz 2003** entnommen.

Generelle Konfiguration

- Landflugzeug
- Wasserflugzeug

- konventionell, auch genannt: Drachenflugzeug (tail aft aircraft)

- Entenflugzeug (canard)Drei-Flächen-Flugzeug (three-surface aircraft)
- Nurflügelflugzeug (flying wing)
- Flugzeuge mit schrägem Schwenkflügel (pivoting oblique wing aircraft)

Rumpfkongfiguration

- konventioneller Rumpf
- Doppelrumpf
- doppelte Leitwerksträger und zentraler Rumpf

Triebwerkstyp

- Propeller am Kolbenmotor (piston prop)
- Propeller-Turbinen-Luftstrahl Triebwerk, kurz: PTL-Triebwerk (turbo prop)
- Turbinen-Luftstrahltriebwerk, kurz: TL-Triebwerk (turbo jet)
- Zweikreis-Turbinenluftstrahltriebwerk, kurz: ZTL-Triebwerk (turbo fan)
- Propfan, unducted Fan

Triebwerksintegration

- Triebwerk in Triebwerksgondeln am Flügel oder am Rumpf
- Triebwerk im Flügel oder im Rumpf

Flügel

- freitragend (cantilever)
- abgestützt (braced)

- Hochdecker, Schulterdecker (high wing position)
- Tiefdecker (low wing position)
- mittlere Flügellage (mid wing position)
- ungepfeilter Flügel (straight wing)
- nach hinten gepfeilter Flügel (aft swept wing)
- nach vorn gepfeilter Flügel (forward swept wing)
- schräger Schwenkflügel (pivoting oblique swept wing)

- Flügel mit oder ohne winglets
- am Rumpf
- an doppelten Leitwerksträgern (twin tail booms)
- T-Leitwerk (T-tail)
- V-Leitwerk (V-tail, butterfly tail)

Seitenleitwerk

- am Rumpf
- an doppelten Leitwerksträgern
- an jeder Seite des Höhenleitwerks

Fahrwerk

- Fest- oder Einziehfahrwerk (fixed or retractable gear)
- Sporn- oder Bugradfahrwerk (tail-wheel or nose-wheel landing gear)

Fahrwerksintegration

- in Flügel
- in Triebwerksgondeln
- im Rumpf
- in Verkleidungen

Anhang C

Verworfenne Konfigurationsvarianten von Airbus

Dieser Anhang stellt sortiert nach Konfigurationsvarianten verschiedene unkonventionelle Entwurfsvarianten dar, welche bei Airbus eingereicht und auf ihre Zweckmäßigkeit geprüft wurden. Alle diese Varianten wurden aufgrund der überwiegenden nachteiligen Aspekte für nicht vertretbar eingestuft und nicht weiter verfolgt. Die Gründe hierfür werden in Kapitel 5 dieser Projektarbeit aufgeführt.

Die Informationen und Grafiken habe sind nach **Anger 2006b** übernommen.

Zu jedem Konfigurationsentwurf ist eine Tabelle angegeben, welche Auskunft über Hersteller-, Modellname und Jahr der Studie gibt. Einige Entwürfe basieren auf konventionellen, gebauten Flugzeugen.

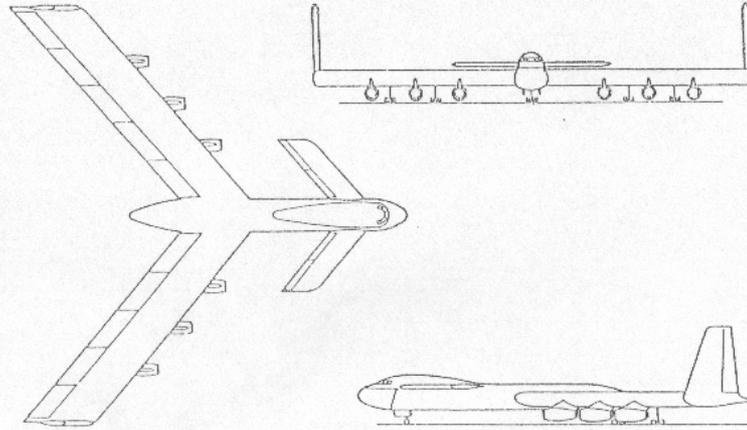
Abschließend dient eine Zusammenfassung aller Konfigurationsdaten zum Vergleich der einzelnen Entwürfe.

Der Aufbau der nachfolgenden Übersicht ist wie folgt:

Konfiguration	Seite
1. Canard + Wing	81
2. Canard + Wing + Tail	84
3. Twin Fuselage	87
4. Tailless	89

1. Canard+Wing

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	$\Delta S_{\text{lifting}}$ [%]	ΔS_{wetted} [%]	$\Delta L/D$ [%]	Δsfc [%]	ΔMWE [%]	$\Delta \text{Blockfuel}$ [%]	ΔMTOW [%]
Lockheed Spanloader 1975 - 1976	based on Lockheed C5A	cargo freighter 272,1 t	0,75	3000	+33,9	?	-1,9	0	-20,7	-8,7	-10,4



Sources: Application of Advanced Technology to Future Long-Range Aircraft
 O.E. Schrader (NASA Langley Research Center)
 NASA TM X-73921
 May 1976

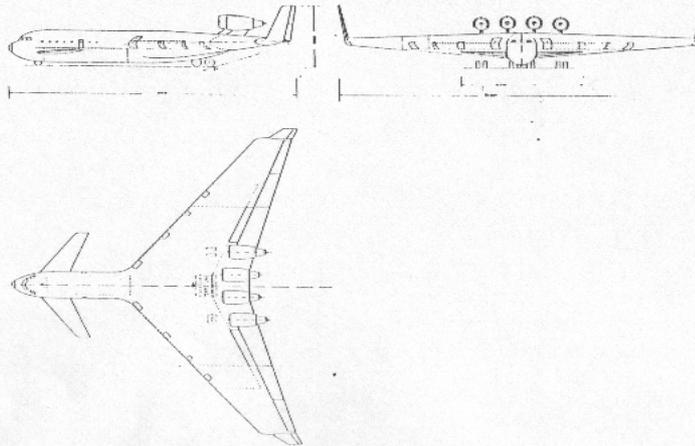
Comments: Cargo compartment not pressurized

DA EZA

10

Bild C.1 Canard + Wing a) Payload in Fuselage and Wing

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	S _{lifting} [m ²]	S _{wetted} [m ²]	L/D [-]	sfc [lb/lbf/h]	MWE [t]	Blockfuel [t]	MTOW [t]
MBB 1980 - 1981	none (?)	334 (mixed class)	0,7	4000	547	?	21 (?)	?	86	?	222



Sources: MBB FPO studies by R.Volkhausen

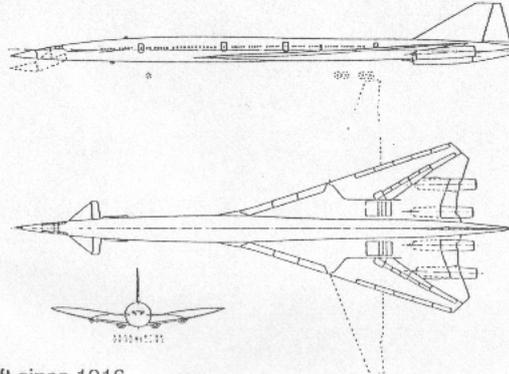
Comments:

DA EZA

10

Bild C.2 Canard + Wing b) Payload in Single Fuselage and Wing

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M_{cruise}	Design range [nm]	$S_{lifting}$ [m ²]	S_{wetted} [m ²]	L/D	sfc [lb/lbf/h]	MWE [t]	Blockfuel [t]	MTOW [t]
Boeing Model 2707-200 1965 - 1971	none	310 (? class)	2,7 at 70000 ft	4000	836	?	12 7*	1,0 1,4*	?	?	306,1



* at supersonic speeds

Sources:

- Boeing Aircraft since 1916
P.M. Bowers
Naval Institute Press, Annapolis, Maryland, 1989
- Supersonic sons and daughters. The search for Concorde's successor
P. Relman
Air International June 1995

Comments:

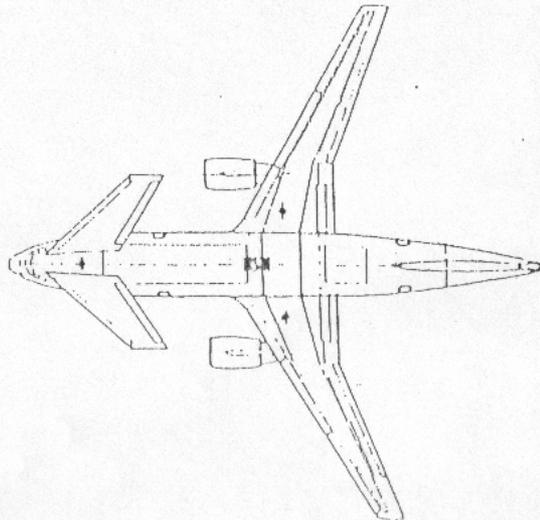
- Winner of Supersonic Transport (SST) programme competition against Lockheed and North American
- Swing-wing
- Wind tunnel tests
- 1:1 scale mockup built
- SST programme canceled in March 1971 due to costs and environmental constraints

DA F7A

Bild C.3**Canard + Wing a) Payload in Single Fuselage**

10/9

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M_{cruise}	Design range [nm]	$\Delta S_{lifting}$ [%]	ΔS_{wetted} [%]	$\Delta L/D$ [%]	Δsfc [%]	ΔMWE [%]	$\Delta Blockfuel$ [%]	$\Delta MTOW$ [%]
MBB A310 Canard 1985	A310	200 (class ?)	0,78	3200	-20	?	-2,2 (?!)	0	-5	+23	?



Sources:

- FLA - Überlegungen zur Anwendbarkeit unkonventioneller Konfigurationen
Dr.-Ing. H.G. Klug, V. Segitz
Deutsche Airbus Hamburg, November 1991

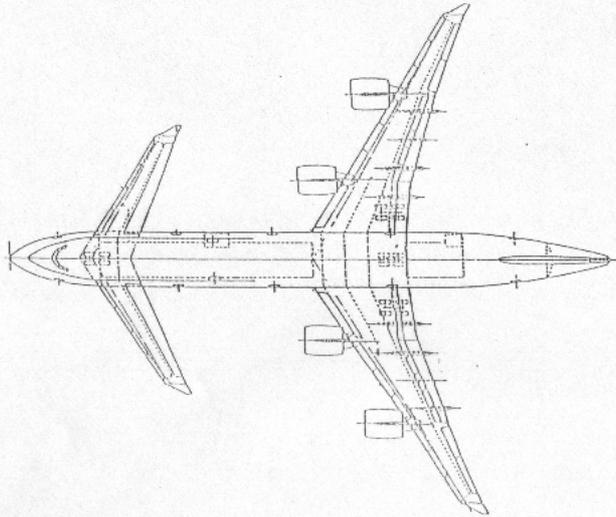
Comments: Natural stability philosophy

DA EZA

Bild C.4**Canard +Wing d) Payload in Single Fuselage**

10/9

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M_{cruise}	Design range [nm]	ΔS_{wing} [%]	ΔS_{winged} [%]	$\Delta L/D$ [%]	Δsfc [%]	ΔMWE [%]	$\Delta B^{blockfuel}$ [%]	$\Delta MTOW$ [%]
AI A340 Canard 1991	A340Stretch (?)	465 (3 class)	0,82	?	-4,6	?	?	0	-6,2	?	-2,2



Sources: FLA - Überlegungen zur Anwendbarkeit unkonventioneller Konfigurationen
Dr.-Ing. H.G. Klug, V. Segitz
Deutsche Airbus Hamburg, November 1991

Comments: Natural stability philosophy (?)

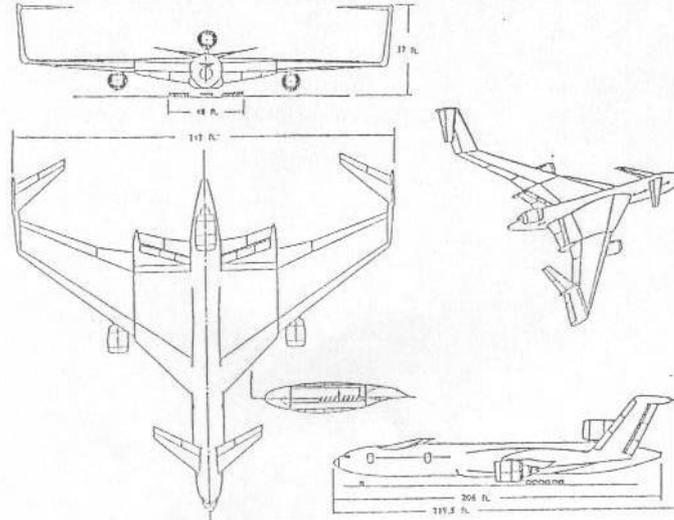
DA EZA

10/9

Bild C.5 Canard +Wing e) Payload in Single Fuselage

2. Canard+Wing+Tail

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	$\Delta S_{lifting}$ [%]	ΔS_{wetted} [%]	$\Delta L/D$ [%]	Δsfc [%]	ΔMWE [%]	$\Delta B_{blockfuel}$ [%]	$\Delta MTOW$ [%]
Boeing C-Plane 1993 - 1997	Boeing NLA 1994 version	600 (3 class)	0,85	7400	+47,8	?	?	0	+28,9	+13,2	+12,3

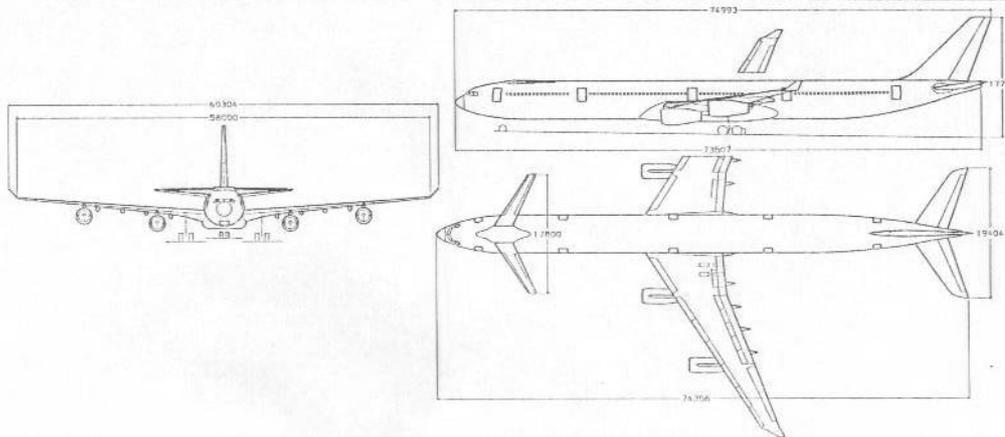


Sources: Advanced Configurations for Very large Transport Airplanes (Invited Paper) J.H.McMasters (The Boeing Company) and I.M.Kroo (Stanford University) under contract NAS1-20269 AIAA-98-0439

Comments: "C-Wing" concept patented by Boeing in 1995

Bild C.6 Canard +Wing+Tail Payload in Single Fuselage and Wing C – Plan Concept

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	$\Delta S_{lifting}$ [%]	ΔS_{wetted} [%]	$\Delta L/D$ [%]	Δsfc [%]	ΔMWE [%]	$\Delta B_{blockfuel}$ 3000 nm [%]	$\Delta MTOW$ [%]
DA A340-600TSA 1995 - 1996	A340-600	360 (3 class)	0,82	6660	+10	-2,5 (?)	+0,2	0	+1,55	+1	0

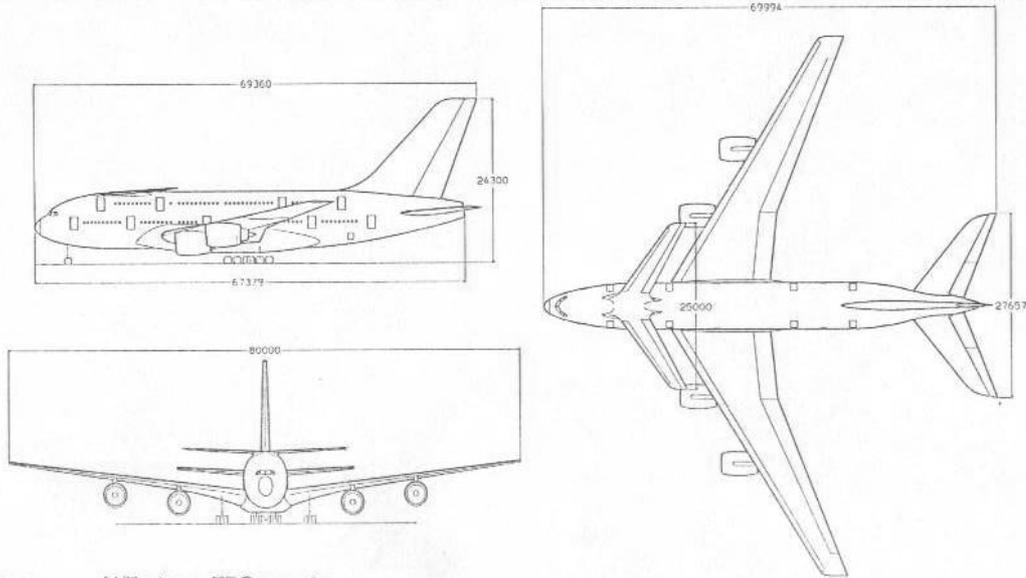


Sources: A340-600 TSA A 3-surface configuration for an A340 Super Stretch Phase II final report Issue I Ref. DA E7X1 22/96

Comments: A340-600 with canard added - not a TSA designed "from scratch" Variants with A340-300 "basis" wing and A340 WBI wing investigated Artificial stability philosophy, use of Piloted Free Canard concept claimed as patent by AI in 1995 Wind tunnel model tested

Bild C.7 Canard +Wing f) Payload in Single Fuselage TSA

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	$\Delta S_{\text{lifting}}$ [%]	ΔS_{wetted} [%]	$\Delta L/D$ [%]	Δsfc [%]	ΔMWE [%]	$\Delta \text{Blockfuel}$ [%]	ΔMTOW [%]
AI A3XX TSA 1980 - 1981	A3XX (St8)	555 (3 class)	0,85	7400	-3,5	?	-1,4	0	-2,5	?	-2,1

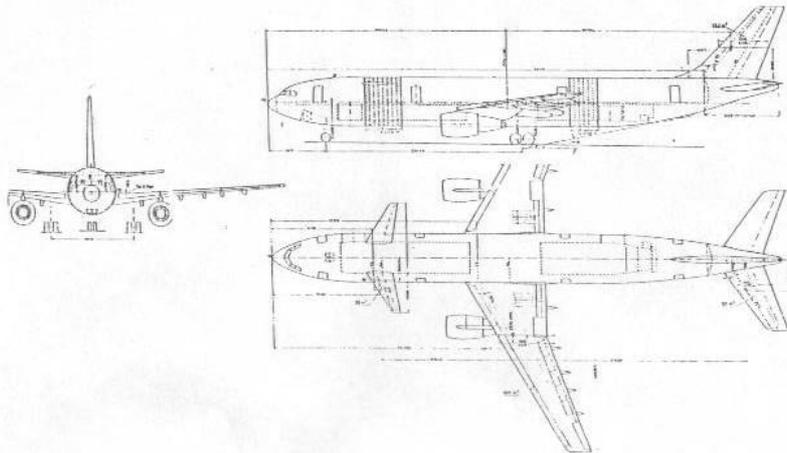


Sources: AI/Partners FPO reports

Comments: A3XXS18 with canard added and appropriately reduced wing and HTP areas - not a TSA designed "from scratch"
Artificial stability philosophy
Wind tunnel model (P500) tested

Bild C.8 Canard +Wing b) Payload in Single Fuselage TSA

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	$\Delta S_{\text{lifting}}$ [%]	ΔS_{wetted} [%]	$\Delta L/D$ [%]	Δsfc [%]	ΔMWE [%]	$\Delta \text{Blockfuel}$ [%]	ΔMTOW [%]
MBB TA9 Canard 1980	TA9C	313 (mixed class)	0,78	3200	-2,5	-1 (?)	-13,8	0	-5,5	+6,25	-4,05

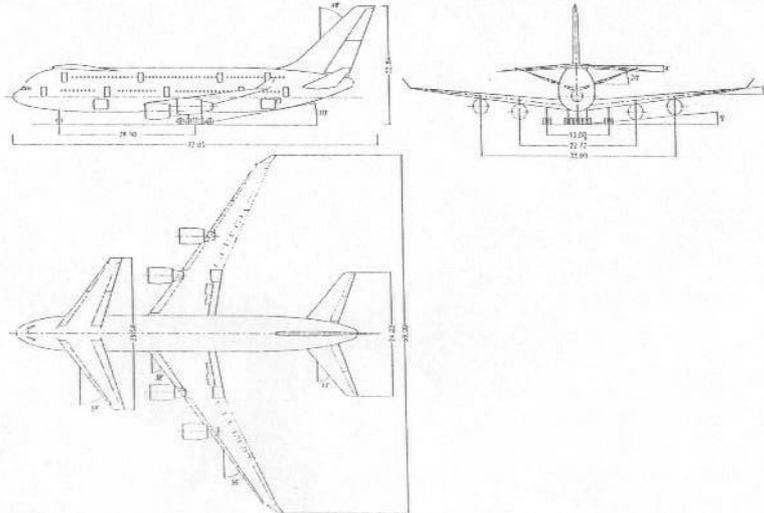


Sources: AI/Partners FPO reports

Comments: Stretched A300B4 with canard added - not a TSA designed "from scratch"
TA9C variants with different wing tip extensions investigated
Above data refer to TA9C with original A300B4 wing
Natural stability philosophy
Wind tunnel model tested

Bild C.9 Canard +Wing c) Payload in Single Fuselage TSA

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	$\Delta S_{\text{lifting}}$ [%]	ΔS_{wetted} [%]	$\Delta L/D$ [%]	Δsfc [%]	ΔMWE [%]	$\Delta \text{Blockfuel}$ [%]	ΔMTOW [%]
MAI M500-210 1980 - 1981	Own design M500-200	616 (3 class)	0,85	7400	-20,5	+1,4	+1,1	0	-11,6	-11,4 (?)	-9,5



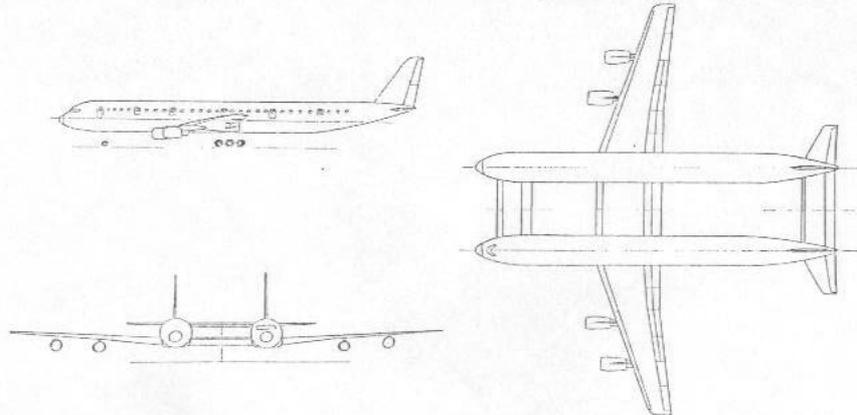
Sources: Final Report on Design Study of a TSA Very Large Commercial Transport Airplane
Moscow Aviation Institute 1995

Comments: TSA and reference a/c designed to Aerospatiale spec

Bild C.10 Canard +Wing d) Payload in Single Fuselage TSA

3. Twin Fuselage

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M_{cruise}	Design range [nm]	$\Delta S_{lifting}$ [%]	ΔS_{wetted} [%]	$\Delta L/D$ [%]	Δsfc [%]	ΔMWE [%]	$\Delta Blockfuel$ [%]	$\Delta MTOW$ [%]
MAI DFS 1993 - 1994	Own design	800 (3 class)	0,75	7015	+0,1	+12,6	+3,2	0	+1,4	?	-0,7

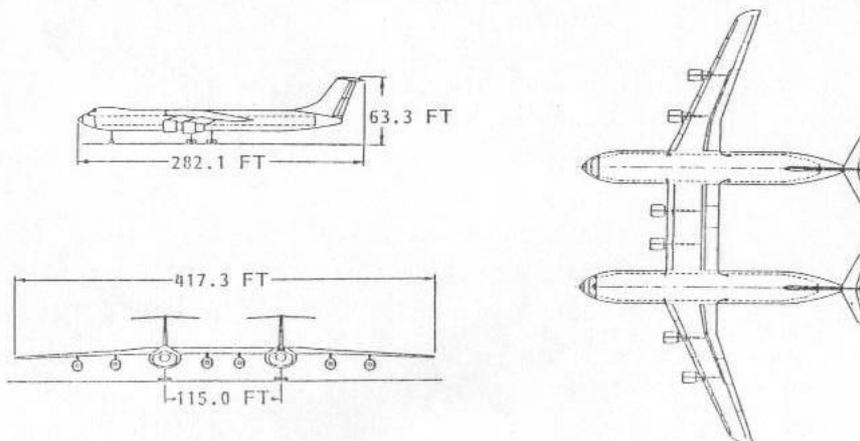


Sources: Development of a Scientific and Technological Basis for Development of Perspective High Efficient Airplanes, Helicopters, Power Plants and Systems for Civil Aviation
 Stage 2: Identification of Core Problems for Planned Investigations. Preliminary Feasibility Investigations on Very High Capacity Civil Aircraft
 Moscow Aviation Institute Report, 1993

Comments: Heavy drag penalties for $M_{cruise} > 0,75$
 No airport compatibility
 Evacuation no-go's

Bild C.11 Canard +Wing+Tail a)

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M_{cruise}	Design range [nm]	$S_{lifting}$ [m ²]	S_{wetted} [m ²]	L/D	sfc [lb/lbf/h]	OWE [t]	Blockfuel [t]	MTOW [t]
Lockheed Multibody 1981 - 1982	none	cargo freighter 350 t	0,8	3500	836	?	?	?	346,1	168,8	898,1

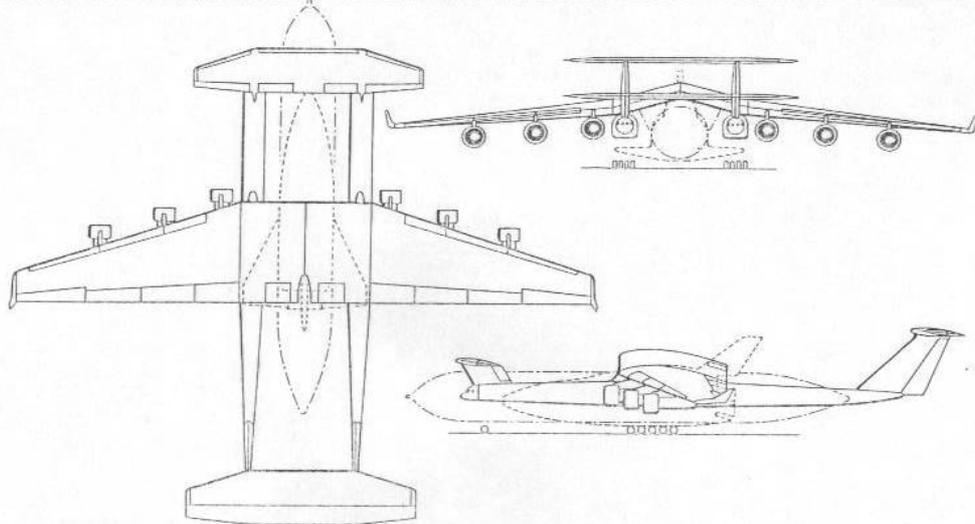


Sources: Unconventional Aircraft Concepts
 Papers presented at a symposium organized by the Netherlands Association of Aeronautical Engineers (NVvI and the Students Society "Leonardo da Vinci" on April 24 1987, at the Delft University of Technology
 Editors: F.J. Sterk and E. Torenbeek
 Delft University Press 1987

Comments: Cargo compartment not pressurized (?)

Bild C.12 Canard +Tail

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M_{cruise}	Design range [nm]	Sifting [m ²]	Swetted [m ²]	L/D [-]	sfc [lb/lbf/h]	OWE [t]	Blockfuel [t]	MTOW [t]
NPO Molnija Heracles 1990 - 1993	none	1200 (single class) or 450 t cargo	0,78	3150 with 400 t payload	1460	?	?	?	300	?	900



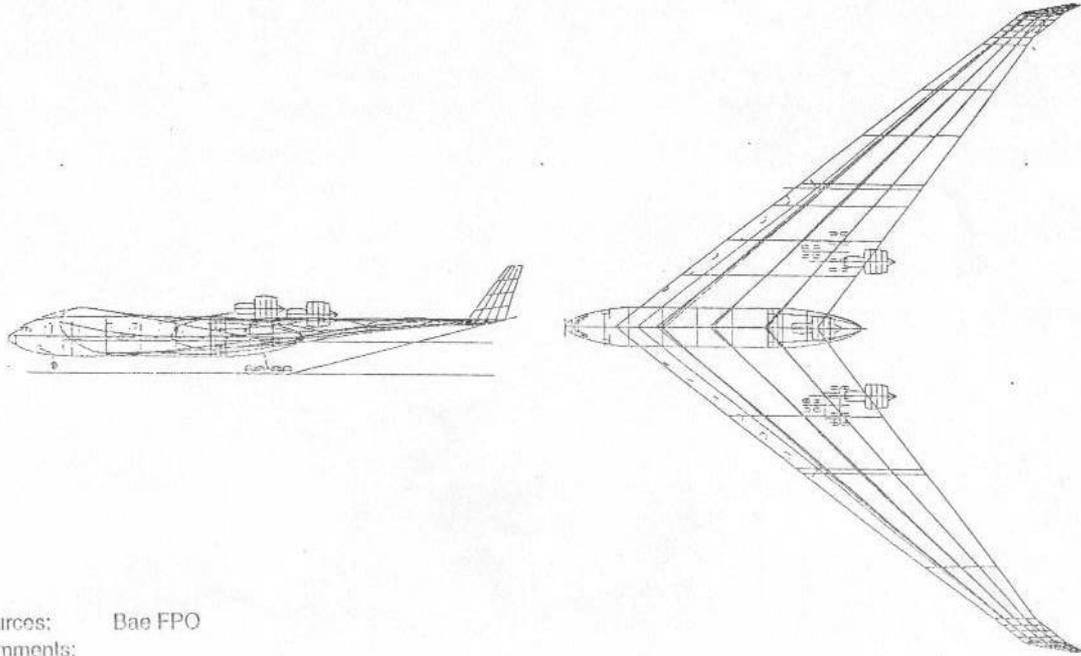
Sources: - NPO Molnija Presentation papers 1997
- Jane's All the World's Aircraft 1996 - 1997

Comments: - Transport of oversize cargo
- PAX accomodation in special module suspended under mean wing between the two fuselages

Bild C.13 Canard +Wing+Tail b)

4. Tailless

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	S _{lifting} [m ²]	S _{wetted} [m ²]	L/D	stc [lb/lbf/h]	MWE [t]	Blockfuel [t]	MIOW [t]
British Aerospace Flying Wing 1991	none (?)	812 (3 class)	0,86	7000	1561	?	22,3	?	225	?	600

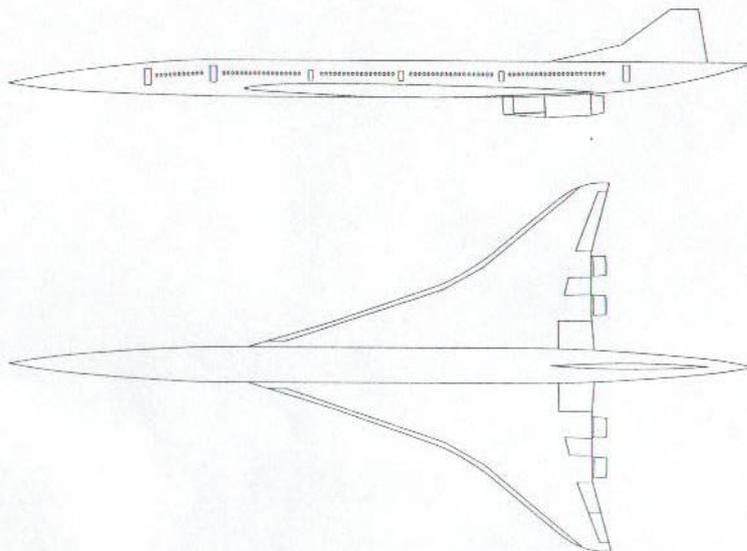


Sources: Bae FPO
Comments:

Bild C.14 Tailless a) Nonblended Fuselage + Wing

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M _{cruise}	Max. range [nm]	S _{lifting} [m ²]	S _{wetted} [m ²]	L/D	stc [lb/lbf/h]	MWE [t]	Blockfuel [kg]	MIOW [t]
ESCT since 1990 (?)	none	250 (3 Class)	2,0 at max. 60000 ft	5500	836	2500	14,5 8,9*	0,85 1,1*	127	160	340

* at supersonic speeds



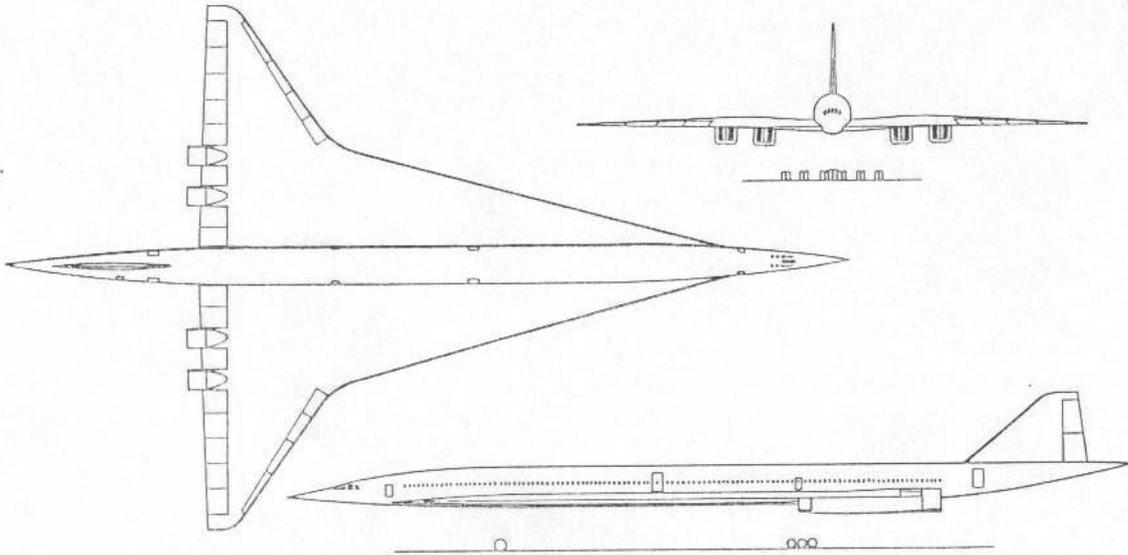
Sources: Jane's All the World's Aircraft 1996 - 1997

Comments:

Bild C.15 Tailless b) Nonblended Fuselage + Wing

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	S _{lifting} [m ²]	S _{wetted} [m ²]	L/D [-]	sfc [lb/lbf/h]	OWE [t]	Blockfuel [kg]	MTOW [t]
Tupolev Tu-244 since 1992 (?)	none	300 (3 Class)	2,05 at max. 62300 ft	4965	1200	?	14 9*	0,81 1,12*	300	?	350

* at supersonic speeds



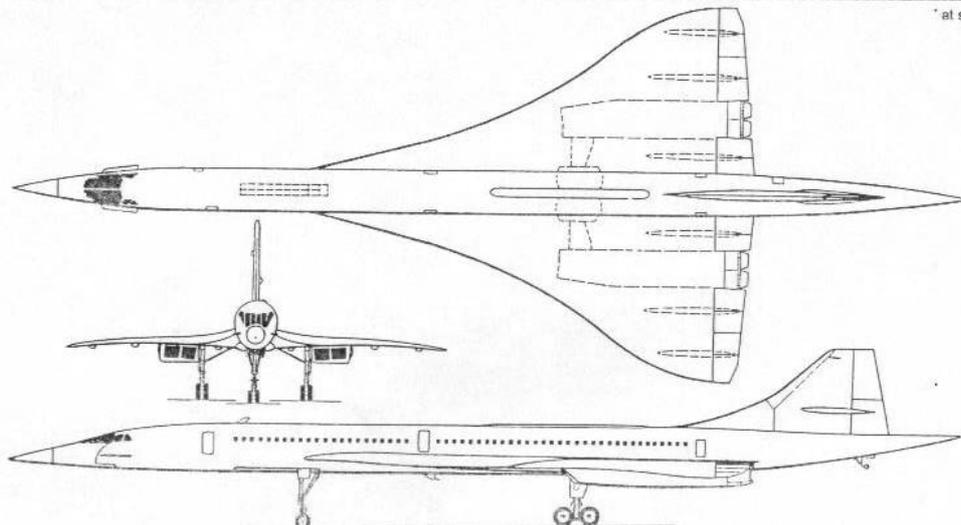
Sources: Jane's All the World's Aircraft 1996 - 1997

Comments:

Bild C.16 Tailless c) Nonblended Fuselage + Wing

Company/ Name/ First flight	Conventional Reference	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	S _{lifting} [m ²]	S _{wetted} [m ²]	L/D [-]	sfc [lb/lbf/h]	OWE [t]	Blockfuel [t]	MTOW [t]
BAC/SNIAS Concorde 1969	none	100 (single class)	2,02 at 60000 ft	3500	358,2	1260	10 7*	1,03 1,12*	77,7	78	185

* at supersonic speeds



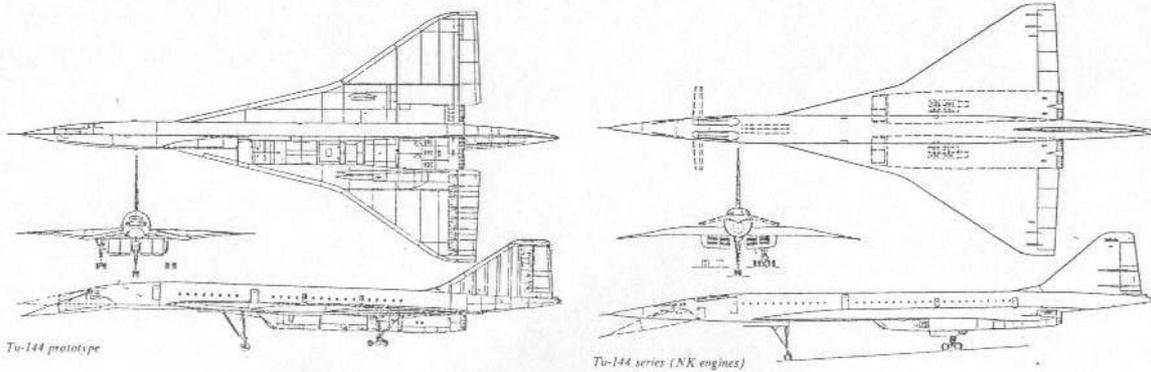
Sources: Jane's All the World's Aircraft 1997 - 1980

Comments: Only 19 built with 16 in operational service with Air France and British Airways
Service restricted to overwater routes due to environmental constraints
High operating costs

Bild C.17 Tailless d) Nonblended Fuselage + Wing

Company/ Name/ First flight	Conventional Reference	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	S _{lifting} [m ²]	S _{wetted} [m ²]	L/D	sfc [lb/lbf/h]	OWE [t]	Blockfuel [t]	MTOW [t]
Tupolev Tu-144 1968	none	120 (mixed class)	1,98 (max. 2,35) at max. 59000 ft	max.3500 realistic 2000	506	?	10 7*	0,9 1,4*	85	?	180

* at supersonic speeds



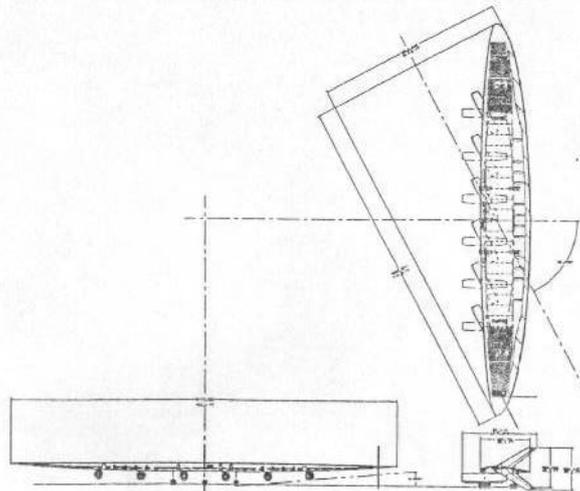
Sources: The Osprey Encyclopedia of Russian Aircraft 1875 - 1995
Bill Gunston
Osprey Aerospace, London, 1995

Comments: Only 19 built of three versions
Production version featured redesigned fuselage, wing, engine nacelles and retractable canards
Version Tu-144D had new engines but became not operable
Programme cancelled in 1977 after only 6 month of operational service due to very high costs

Bild C.18 Tailless e) Nonblended Fuselage + Wing

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	S _{lifting} [m ²]	S _{wetted} [m ²]	L/D	sfc [lb/lbf/h]	OWE [t]	Blockfuel [t]	MTOW [t]
MDD Oblique Flying Wing 1992 - 1994 (?)	none	800 (?class)	1,3	5200	1931	?	?	?	?	?	726

* at supersonic speeds

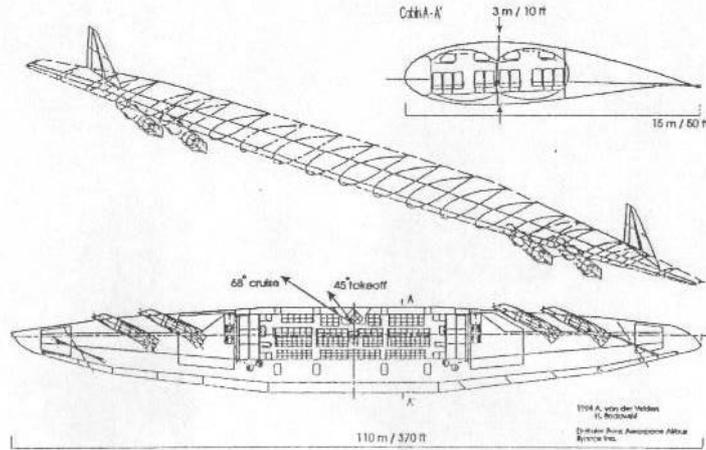


Sources: The Oblique Flying Wing as the New Large Aircraft
Prof. R. Seebass (University of Colorado), Pei Li and H. Sobieczki (DLR)
ICAS-96-4.4.2

Comments: One OFW design out of a range of sizes and Mach numbers investigated
Supersonic Wind Tunnel Tests

Bild C.19 Tailless f) Wing only

Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	S _{lifting} [m ²]	S _{wetted} [m ²]	L/D	sfc [lb/lbf/h]	MWE [t]	Blockfuel [t]	MTOW [t]
Deutsche Airbus Oblique Flying Wing 1992 - 1994	none	250 (3class)	1,6 at 50000 ft	5500	1130	2350	12 10,5*	0,78 0,93*	100	105	246



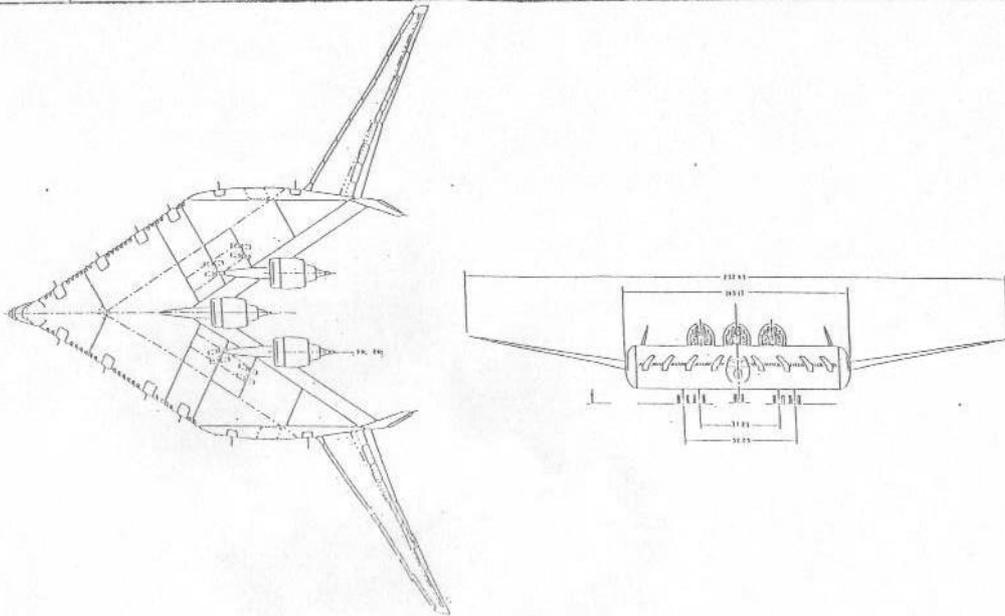
* at supersonic speeds

Sources: The Oblique Flying Wing as the New Large Aircraft
Prof. R. Seebass (University of Colorado), Pei Li and H. Sobieczki (DLR)
ICAS-96-4.4.2

Comments: Take-off at 45° sweep, cruise with 68° sweep
A/C close to neutral stability
Critical operability items
Estimated total operating costs 25% larger than for Boeing 747-400

Bild C.20 Tailless g) Wing only

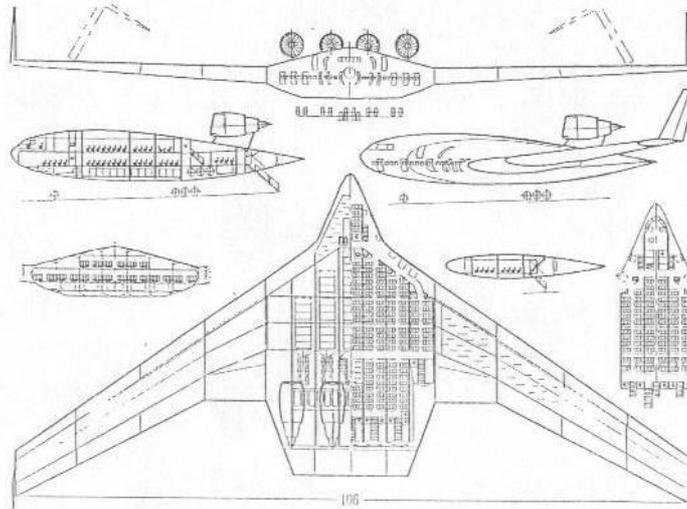
Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	S _{lifting} [m ²]	S _{wetted} [m ²]	L/D	sfc [lb/lbf/h]	MWE [t]	Blockfuel [t]	MTOW [t]
Boeing Model 763-032 1991	none (?)	609 (? class)	?	?	?	?	?	?	?	?	?



Sources: Boeing presentation paper

Comments:
Bild C.21 Tailless h) Wing only

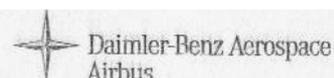
Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M_{cruise}	Design range [nm]	$\Delta S_{lifting}$ [%]	ΔS_{wetted} [%]	$\Delta L/D$ [%]	Δsfc [%]	ΔMWE [%]	$\Delta Blockfuel$ [%]	$\Delta MTOW$ [%]
TsAGI 1991 - 1995	Own design	750 (? class)	0,82	?	+26	?	+25	0	+5	-19	-12



Sources: Conceptual Design for Passenger Airplane of Very Large Passenger Capacity in Flying Wing Layout
V.E.Denisov, A.L.Bolsunovsky, N.P.Buzoverya, B.I. Gurevich, L.M.Shkadov
Central Aerohydrodynamics Institute (TsAGI), Russia
ICAS-96-4.6.1

Comments: Wind-Tunnel models tested
Bild C.22 Tailless i) Blended Fuselage + Wing

Data summary Unconventionals less conventional reference a/c



Company/ Name/ Year of study	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	S _{Wing} [m ²]	S _{wetted} [m ²]	L/D [-]	sfc [lb/lbf/h]	MWE [t]	Blockfuel [t]	MTOW [t]
<i>Lift, stability and control: Wing</i>						<i>Payload accommodation: Nonblended Single Fuselage</i>				
Lockheed L 2000 (CL 823) 1965 - 1966	258 (mixed class)	2,7 at 70000 ft	4000	788,4	?	11 7*	1,0 1,4*	107,95 (OWE)	?	267,6
BAC/SNIAS Concorde 1969	100 (all first class)	2,02 at 60000 ft	3500	358,2	1260	10 7*	1,03 1,12*	77,7 (OWE)	78	185
Tupolev Tu-144 1968	120 (mixed class)	1,98 (max. 2,35) at max. 59000 ft	max. 3500 realistic 2000	506	?	10 7*	0,9 1,4*	85 (OWE)	?	180
Tupolev Tu-244 since 1992 (?)	300 (3 class)	2,05 at max. 62330 ft	4965 (max. range)	1200	?	14 9*	0,81 1,12*	300 (OWE)	?	350
ESCT since 1990 (?)	250 (3 class)	2,0 at 60000 ft	5500	836	2500	14,5 8,9*	0,85 1,1*	127	160	340
<i>Lift, stability and control: Wing</i>						<i>Payload accommodation: Nonblended Single Fuselage + Wing</i>				
British Aerospace Flying Wing 1991	812 (3 class)	0,86	7000	1561	?	22,3	?	225	?	600
<i>Lift, stability and control: Blended Fuselage + Wing</i>						<i>Payload accommodation: Blended Fuselage + Wing</i>				
Tupolev Tu-404 1990-1992	800 (? Class)	less 0,65 (?)	?	?	?	?	?	?	?	?
Aérospatiale Aile Volante since 1990 (?)	1000 (single class)	0,85	6500	?	?	?	?	329,8 (OWE)	?	596,6

Tabelle C.1 Konfigurationsvergleich 1

Data summary Unconventionals less conventional reference a/c



Company/ Name/ Year of study	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	S _{Wing} [m ²]	S _{wetted} [m ²]	L/D [-]	sfc [lb/lbf/h]	MWE [t]	Blockfuel [t]	MTOW [t]
<i>Lift, stability and control: Canard + Wing</i>						<i>Payload accommodation: Single Fuselage</i>				
Boeing Model 2707-200 1965 - 1971	310 (? Class)	2,7 at 70000 ft	4000	836	?	12 7*	1,0 1,4*	?	?	306,1
<i>Lift, stability and control: Canard + Wing</i>						<i>Payload accommodation: Single Fuselage + Wing</i>				
MBB 1980 - 1981	334 (mixed class)	0,7	4000	547	?	21 (?)	?	86	?	222
<i>Lift, stability and control: Wing + Tail</i>						<i>Payload accommodation: Twin Fuselage</i>				
Lockheed Multibody 1981 - 1982	cargo freighter 350 t	0,8	3500	836	?	?	?	346,1	168,8	898,1
<i>Lift, stability and control: Canard + Wing + Tail</i>						<i>Payload accommodation: Twin Fuselage (+ Payloadbox)</i>				
NPO Molnija Heracles 1990 - 1993	1200 (single class) or 450 t cargo	0,78	3150 with 400 t payload	1460	?	?	?	300 (OWE)	?	900
<i>Lift, stability and control: Airfoiled Fuselage + Wing + Tail</i>						<i>Payload accommodation: Airfoiled Fuselage</i>				
MAI Lifting Fuselage 1993 - 1994	840 (3 (?) class)	0,85	7015	1204	2992	18,5 (?)	?	?	?	514
EKIP L4-1 1988 - 1993 (?)	1000 (? class)	max. 0,6	4650	3430	?	17 (?)	?	100	?	300
<i>Lift, stability and control: Wing + Tail</i>						<i>Payload accommodation: Nonblended Single Fuselage + Wing</i>				
Lockheed Spanloader 1976 - 1979	cargo freighter 300 t	0,75	3300	?	?	?	?	?	?	545

Tabelle C.2 Konfigurationsvergleich 2

Data summary

Unconventionals vs. appropriate conventional reference a/c



Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	$\Delta S_{\text{lifting}}$ [%]	ΔS_{wetted} [%]	$\Delta L/D$ [%]	Δs_{fc} [%]	ΔMWE [%]	$\Delta \text{Blockfuel}$ [%]	ΔMTOW [%]
<i>Lift, stability and control: Canard + Wing</i>				<i>Payload accommodation: Single Fuselage</i>							
MBB A310 Canard 1985	A310	200 (? class)	0,78	3200	-20	?	-22 (?!)	0	-5	+23	?
AI A340 Canard 1991	A340 Stretch (?)	465 (3 class)	0,82	?	-4,6	?	?	0	-6,2	?	-2,2
<i>Lift, stability and control: Canard + Wing</i>				<i>Payload accommodation: Single Fuselage + Wing</i>							
Lockheed Spanloader 1975 - 1976	Based on Lockheed C5A	cargo freighter 272,1 t	0,75	3000	+33,9	?	-1,9	0	-20,7	-8,7	-10,4
<i>Lift, stability and control: Canard + Wing + Tail</i>				<i>Payload accommodation: Single Fuselage</i>							
MBB TA9 Canard 1980	TA9C	313 (mixed class)	0,78	3200	-2,5	-1 (?)	-13,8	0	-5,5	+6,25	-4,05
DA A340-600TSA 1995 - 1996	A340-600	360 (3 class)	0,82	6660	+10	-2,5 (?)	+0,2	0	+1,55	+1	0
AI A3XX TSA 1980 - 1981	A3XX (St8)	555 (3 class)	0,85	7400	-3,5	?	-1,4	0	-2,5	?	-2,1
MAI M500-210 1980 - 1981	Own design M500-200	616 (3 class)	0,85	7400	-20,5	+1,4	+1,1	0	-11,6	?	-9,5
<i>Lift, stability and control: Canard + Wing + Tail</i>				<i>Payload accommodation: Twin Fuselage</i>							
MAI DFS 1993 - 1994	Own design	800 (3 class)	0,75	7015	+0,1	+12,6	+3,2	0	+1,4	?	-0,7
<i>Lift, stability and control: Canard + Wing + Tail</i>				<i>Payload accommodation: Single Fuselage + Wing</i>							
Boeing C-Plane 1993 - 1997	Boeing NLA 1994 Version	600 (3 class)	0,85	7400	+47,8	?	?	0	+28,9	+13,2	+12,3

Tabelle C.3 Konfigurationsvergleich 3

Data summary

Unconventionals vs. appropriate conventional reference a/c



Company/ Name/ Year of study	Conventional Reference	PAX	M _{cruise}	Design range [nm]	$\Delta S_{\text{lifting}}$ [%]	ΔS_{wetted} [%]	$\Delta L/D$ [%]	Δs_{fc} [%]	ΔMWE [%]	$\Delta \text{Blockfuel}$ [%]	ΔMTOW [%]
<i>Lift, stability and control: Joined Wings</i>				<i>Payload accommodation: Single Fuselage</i>							
NASA Diamond Wing 1981 - 1992 (?)	DC9-30	115 (? class)	0,78	2000	?	?	-5 (worst) +5 (best)	0	?	?	?
Lockheed Boxplane 1971	Lockheed ATT	400 (? class)	0,95	5500	?	?	0	0	0	?	?
MAI Polyplane 1998 - 2001	Own design M500-200	616 (3 class)	0,85	7400	+10	?	?	0	-14,8	?	-6,9
<i>Lift, stability and control: Blended Fuselage + Wing</i>				<i>Payload accommodation: Single Blended Fuselage + Wing</i>							
MDD/NASA BWB 1-1 1994 - 1997	Own design	800 (3 class)	0,85	7000	+28	-33	+20	0	-12	-27	-15
TsAGI Flying Wing 1991 - 1995	Own design	750 (? class)	0,82	?	+26	?	+25	0	+5	-19	-12
TsAGI Blended Wing Body 1998 - 2001	Own design	750 (3 class)	0,85	7400	+76,5	-7,1	+15	0	-10	-21	-14

Tabelle C.4 Konfigurationsvergleich 4