



Airport 2030

Effizienter Flughafen 2030



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Schlussbericht

| | |
|--|--|
| <p>ZE: Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg Forschungsgruppe Flugzeugentwurf und -systeme</p> <p>Ansprechpartner: Prof. Dr. Dieter Scholz Tel. 040/42875-8825 info@profscholz.de</p> <p>Andreas Johanning Tel. 040/42875-8826 andreas.johanning@haw-hamburg.de</p> | <p>Förderkennzeichen: 03CL01G</p> |
| <p>Vorhabenbezeichnung: Verbundprojekt Effizienter Flughafen 2030 Leuchtturm 3 im Spitzencluster Luftfahrt - Metropolregion Hamburg</p> | |
| <p>Laufzeit des Vorhabens: 01.12.2008 – 31.01.2014</p> | |

<https://doi.org/10.48441/4427.2476>

Siehe auch:

<https://doi.org/10.2314/GBV:829174044>

Schlussbericht: Berichtsblatt zur Publikation

| | | |
|---|---|--|
| 1. ISBN oder ISSN - | 2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) Schlussbericht | |
| 3. Titel Schlussbericht | | |
| 4. Autor(en) (Name(n), Vorname(n)) Johanning, Andreas Scholz, Dieter | 5. Abschlussdatum des Vorhabens Januar 2014 | |
| | 6. Veröffentlichungsdatum Geplant: März 2014 | |
| | 7. Form der Publikation - | |
| 8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW) Fakultät Technik und Informatik Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau Berliner Tor 9 D – 20099 Hamburg | 9. Ber.Nr. Durchführende Insitution Airport2030_AB_Schlussbericht_14-01-23 | |
| | 10. Förderkennzeichen *) 03CL01G | |
| | 11. Seitenzahl 86 | |
| 12. Fördernde Institution (Name, Adresse) Bundesministerium für Bildung und Forschung (BMBF) 53170 Bonn | 13. Literaturangaben 93 | |
| | 14. Tabellen 9 | |
| | 15. Abbildungen 55 | |
| 16. Zusätzliche Angaben Sprache: Deutsch; URL: http://Airport2030.ProfScholz.de | | |
| 17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) Projektträger Jülich, 52425 Jülich, geplant: März 2014 | | |
| 18. Kurzfassung Im Forschungsprojekt wurden verschiedene Flugzeugentwürfe hinsichtlich ihres Potentials zur Senkung der direkten Betriebskosten untersucht. Besonderes Augenmerk wurde dabei auf mögliche Verbesserungen bei der Bodenabfertigung gelegt. Technologien für eine verbesserte Bodenabfertigung wurden hinsichtlich ihrer Auswirkungen auf das Gesamtsystem untersucht. Die Untersuchungen zur Bodenabfertigung zeigen, dass Technologien, die Vorteile in der Bodenabfertigung bringen, dabei jedoch die Masse oder den Widerstand des Flugzeuges erhöhen, bei einer Betrachtung des Gesamtsystems kaum als vorteilhaft eingestuft werden können. Geht eine neue Technologie für die Bodenabfertigung mit einer Erhöhung der Masse und damit der verbrauchten Treibstoffmenge einher, ist dieser Kostennachteil durch die geringen Anteile der Bodenabfertigungskosten an den Gesamtkosten kaum noch zu kompensieren. Bei den im Projekt untersuchten Box Wing Konfigurationen (BWA) konnte hinsichtlich der direkten Betriebskosten (DOC) keine Verbesserung im Vergleich zum Referenzflugzeug Airbus A320-200 erreicht werden. Die DOC des kürzeren BWAs sind um 19 %, die des längeren BWAs um 20 % höher als die des Referenzflugzeugs. Hauptgrund ist, dass die BWA einen mehr als doppelt so schweren Flügel als das Referenzflugzeug besitzen. Die Nachteile durch diese drastische Massezunahme konnten durch die Vorteile einer höheren Gleitzahl nicht kompensiert werden. Im späteren Verlauf des Projektes wurden noch weitere Möglichkeiten zur Umsetzung einer Boxwing-Konfiguration untersucht und bewertet. Bei dieser Bewertung schnitt eine einfache Doppeldecker-Anordnung der Flügel mit konventionellem Leitwerk am besten ab, u.a. weil bei einer solchen Konfiguration weniger Probleme bei der Bodenabfertigung zu erwarten sind. Das im Projekt ebenfalls entworfene Turboprop-Flugzeug weist bei den direkten Betriebskosten auf der gewählten DOC-Mission ein Einsparpotential von 17 % auf. Außerdem bietet das Turboprop-Flugzeug deutliche Vorteile in der Bodenabfertigung im Vergleich zu den betrachteten „Diamond“-Boxwing-Konfigurationen. Das Turboprop-Flugzeug wurde damit als ein möglicher Kandidat für die nächste Generation der Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge identifiziert. | | |
| 19. Schlagwörter Bodenabfertigung, Flugzeugvorentwurf | | |
| 20. Verlag - | 21. Preis - | |

*) Auf das Förderkennzeichen und die Förderung durch das BMBF soll auch in der Veröffentlichung hingewiesen werden.



Inhalt

| | | |
|----------|--|----|
| 1 | Allgemeines zum Projekt | 7 |
| 1.1 | Projektdaten | 7 |
| 1.2 | Aufgabenstellung | 8 |
| 1.3 | Voraussetzungen | 8 |
| 1.4 | Planung und Ablauf des Vorhabens..... | 9 |
| 1.4.1 | Aufteilung der Arbeitspakete..... | 9 |
| 1.4.2 | Zeitlicher Ablauf des Vorhabens | 11 |
| 1.5 | Wissenschaftlich-technischer Stand zu Beginn | 11 |
| 1.6 | Bekannte Konstruktionen, Verfahren und Schutzrechte, die für die Durchführung des Vorhabens genutzt wurden | 12 |
| 1.7 | Verwendete Fachliteratur..... | 13 |
| 1.8 | Zusammenarbeit mit anderen Stellen | 23 |
| 1.9 | Liste der erstellten Dokumentationen und Software..... | 24 |
| 2 | Erzielte Ergebnisse | 28 |
| 2.1 | Bodenabfertigung..... | 28 |
| 2.1.1 | Vorgehen zur Analyse der Bodenabfertigung | 28 |
| 2.1.2 | Untersuchung von Technologien für eine verbesserte Bodenabfertigung am Anwendungsbeispiel „Klappsitze“ | 31 |
| 2.1.3 | Bodenabfertigung der Flugzeugentwürfe | 33 |
| 2.2 | Untersuchte Flugzeugkonfigurationen..... | 35 |
| 2.2.1 | Referenzflugzeug..... | 35 |
| 2.2.2 | Boxwing-Flugzeug..... | 39 |
| 2.2.2.1 | Allgemeine Entwurfsüberlegungen | 40 |
| 2.2.2.2 | Entwurfsergebnisse – Boxwing-Flugzeug (wide-body) | 50 |
| 2.2.2.3 | Entwurfsergebnisse – Boxwing-Flugzeug (slender-body) | 53 |
| 2.2.3 | Smart Turboprop..... | 56 |
| 2.2.3.1 | Allgemeine Entwurfsüberlegungen | 60 |
| 2.2.3.2 | Variation einzelner Entwurfparameter | 61 |
| 2.2.3.3 | Entwurfsergebnisse..... | 75 |
| 2.2.4 | Zusammenfassung Flugzeugentwürfe | 81 |
| 3 | Verwendung der Zuwendung | 81 |
| 4 | Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit | 82 |



Airport 2030

| | | |
|----------|---|----|
| 5 | Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit | 83 |
| 6 | Fortschritt auf dem Gebiet bei anderen Stellen | 83 |
| | Literaturverzeichnis | 85 |





Verzeichnis der Bilder

| | | |
|------------------|---|----|
| Bild 1.1 | Zeitplan von AP 4.1..... | 11 |
| Bild 2.1 | Aussteigzeit von Passagieren abhängig von der Passagierzahl (links: eine Tür; rechts: zwei Türen)..... | 29 |
| Bild 2.2 | Automatisch erstellte Gantt Charts für den Turnaround-Prozess (oben: durchgängiger Frachtraum; unten: zwei Frachträume)..... | 30 |
| Bild 2.3 | Darstellung von Klappsitzen am Gang..... | 31 |
| Bild 2.4 | Untersuchung von Klappsitzen am Gang..... | 32 |
| Bild 2.5 | Bodenabfertigung der betrachteten Boxwing-Flugzeuge am Gate (basierend auf Abbildung in Airbus 1995)..... | 34 |
| Bild 2.6 | Bodenabfertigung des Turbopropflugzeugs am Gate (basierend auf Abbildung in Airbus 1995)..... | 34 |
| Bild 2.7 | 3D-Ansicht des Airbus A320-200..... | 36 |
| Bild 2.8 | 3-Seitenansicht des Airbus A320-200 (Airbus 1995)..... | 36 |
| Bild 2.9 | Entwurfsdiagramm und Nutzlast-Reichweiten-Diagramm des Boxwing-Flugzeugs..... | 38 |
| Bild 2.10 | Aufschlüsselung der Betriebsleermasse, des Widerstands und der Betriebskosten... 38 | |
| Bild 2.11 | Beispiel für ein Boxwing-Flugzeug, hier ein von Lockheed Martin entworfenes militärisches Frachtflugzeug (Mil 2012)..... | 39 |
| Bild 2.12 | Das Prandtlpane ging aus Studien unter der Federführung der Universität Pisa hervor. Initiator der Untersuchungen war Prof. Aldo Frediani (Frediani 2005)..... | 40 |
| Bild 2.13 | Bei der Verwendung eines Standardrumpfes ragt dessen Bug weit über die Flügel hinaus, was zu einem großen benötigten Schwerpunktbereich führt..... | 44 |
| Bild 2.14 | Rumpfquerschnitt in der Economy Class..... | 46 |
| Bild 2.15 | Kabinengrundriss des Box-Wing-Flugzeugs..... | 46 |
| Bild 2.16 | Simultanes Be- und Entladen..... | 48 |
| Bild 2.17 | Doppeldecker-Boxwing-Flugzeug..... | 49 |
| Bild 2.18 | 3D-Ansicht des Boxwing-Flugzeugs (wide-body)..... | 50 |
| Bild 2.19 | 3-Seitenansicht des Boxwing-Flugzeugs (wide-body)..... | 50 |
| Bild 2.20 | Entwurfsdiagramm und Nutzlast-Reichweiten-Diagramm des Boxwing-Flugzeugs..... | 52 |
| Bild 2.21 | Aufschlüsselung der Betriebsleermasse, des Widerstands und der Betriebskosten... 52 | |
| Bild 2.22 | 3-Seitenansicht des Boxwing-Flugzeugs (slender-body)..... | 53 |
| Bild 2.23 | Entwurfsdiagramm und Nutzlast-Reichweiten-Diagramm des Boxwing-Flugzeugs..... | 55 |
| Bild 2.24 | Aufschlüsselung der Betriebsleermasse, des Widerstands und der Betriebskosten... 55 | |



| | | |
|------------------|---|----|
| Bild 2.25 | TSFC of TA compared with turbofan aircraft (Babikian 2002)..... | 57 |
| Bild 2.26 | Eine Verringerung der Reiseflughöhe bei einer gegebenen Machzahl führt zu höheren Reisefluggeschwindigkeiten..... | 59 |
| Bild 2.27 | Darstellung der Verschiebung der „Lande-Linie“ und des Entwurfspunktes im Entwurfsdiagramm | 62 |
| Bild 2.28 | Variation von m_{MTO}/S_W mit m_{ML}/m_{MTO} | 63 |
| Bild 2.29 | Variation von P/W mit m_{ML}/m_{MTO} | 63 |
| Bild 2.30 | Variation von m_{OE} mit m_{ML}/m_{MTO} | 63 |
| Bild 2.31 | Variation der DOC mit m_{ML}/m_{MTO} | 64 |
| Bild 2.32 | Variation von L/D mit A | 66 |
| Bild 2.33 | Variation von m_F mit A | 66 |
| Bild 2.34 | Variation von m_W mit A | 66 |
| Bild 2.35 | Variation von m_{OE} mit A | 67 |
| Bild 2.36 | Variation von m_{MTO} mit A | 67 |
| Bild 2.37 | Variation von DOC mit A | 67 |
| Bild 2.38 | Variation von η mit d_P | 69 |
| Bild 2.39 | Variation von m_F mit d_P | 69 |
| Bild 2.40 | Variation von l_{MG} mit d_P | 70 |
| Bild 2.41 | Variation von m_{LG} mit d_P | 70 |
| Bild 2.42 | Variation von m_{MTO} mit d_P | 71 |
| Bild 2.43 | Variation von DOC mit d_P | 71 |
| Bild 2.44 | Variation von $n_{t,a}$ mit M_{CR} | 72 |
| Bild 2.45 | Variation von m_{FUS} mit M_{CR} | 72 |
| Bild 2.46 | Variation von P/W mit M_{CR} | 73 |
| Bild 2.47 | Variation von m_E mit M_{CR} | 73 |
| Bild 2.48 | Variation von η mit M_{CR} | 74 |
| Bild 2.49 | Variation von m_{OE} mit M_{CR} | 74 |
| Bild 2.50 | Variation von DOC mit M_{CR} | 75 |
| Bild 2.51 | 3D-Ansicht des Smart Turboprop | 78 |
| Bild 2.52 | 3-Seitenansicht des Smart Turboprop | 78 |
| Bild 2.53 | Entwurfsdiagramm und Nutzlast-Reichweiten-Diagramm des Smart Turboprop | 80 |
| Bild 2.54 | Aufschlüsselung der Betriebsleermasse, des Widerstands und der Betriebskosten ... | 80 |





Verzeichnis der Tabellen

| | | |
|--------------------|--|----|
| Tabelle 1.1 | Liste der erstellten Dokumentation und Software | 24 |
| Tabelle 2.1 | Wichtige Parameter des slender-body Boxwing-Flugzeugs | 37 |
| Tabelle 2.2 | Wichtige Parameter des wide-body Boxwing-Flugzeugs | 51 |
| Tabelle 2.3 | Wichtige Parameter des slender-body Boxwing-Flugzeugs | 54 |
| Tabelle 2.4 | Vergleich der DOC unterschiedlicher Turboprop-Konfigurationen mit den DOC des Referenzflugzeugs A320 | 75 |
| Tabelle 2.5 | Vergleich der DOC unterschiedlicher Turboprop-Konfigurationen, mit den DOC des Referenzflugzeugs A320, unter Einbeziehung der Technologie NLF | 76 |
| Tabelle 2.6 | Vergleich der DOC unterschiedlicher Turboprop-Konfigurationen, mit den DOC des Referenzflugzeugs A320, unter Einbeziehung der Technologie SBW | 76 |
| Tabelle 2.7 | Vergleich der DOC unterschiedlicher Turboprop-Konfigurationen, mit den DOC des Referenzflugzeugs A320, unter Einbeziehung der Technologien NLF und SBW | 76 |
| Tabelle 2.8 | Wichtige Parameter des Smart Turboprop | 79 |





1 Allgemeines zum Projekt

1.1 Projektdaten

Programm:

Spitzenclusterinitiative des BMBF

Projektträger:

Projektträger Jülich

Zuwendungsempfänger:

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW Hamburg)

Förderkennzeichen:

03CL01G

Vorhabenbezeichnung:

Spitzencluster Luftfahrt – Metropolregion Hamburg – Verbundprojekt: Effizienter Flughafen 2030;
Teilprojekt 7 („Flugzeugkonfiguration für Szenario 2015“)

Kurztitel:

Airport2030

Homepage:

<http://Airport2030.ProfScholz.de>

Projektpartner:

Airbus Operations GmbH
Future Projects Office
Kreetslag 10, 21129 Hamburg

Name des zuständigen Projektleiters:

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Laufzeit des Vorhabens:

01.12.2008 – 31.01.2014





Gesamtvolumen des Vorhabens (an der HAW Hamburg):
408051 €

1.2 Aufgabenstellung

Im Forschungsvorhaben sollen evolutionäre Flugzeugkonfigurationen analysiert und optimiert werden. Auf die Untersuchung und Optimierung der Bodenprozesse von Flugzeugen soll dabei besonderes Augenmerk gelegt werden.

Im ersten Schritt sollen dazu Analysemethoden für Bodenprozesse aus den Erkenntnissen des Vorgängerprojekts ALOHA abgeleitet werden. Es sollen Gleichungen zur Berechnung wichtiger Bodenabfertigungsprozesszeiten basierend auf grundlegenden Flugzeugentwurfparametern bestimmt werden. Außerdem sollen die Kosten für die Bodenabfertigung berechnet werden. Die Ergebnisse sollen in den Flugzeugvorentwurf integriert werden, sodass mögliche Verbesserungen im Bereich der Bodenabfertigung hinsichtlich ihrer Auswirkung auf den gesamten Flugzeugentwurf untersucht werden können.

Im zweiten Schritt sollen zwei evolutionäre Flugzeugkonfigurationen – ein Turboprop-Flugzeug und ein Boxwing-Flugzeug untersucht und entworfen werden. Es soll untersucht werden, ob diese Flugzeuge auf der Mittelstrecke zu einer Verringerung des Kraftstoffverbrauchs und der direkten Betriebskosten führen könnten.

1.3 Voraussetzungen

Voraussetzungen an der HAW Hamburg

Das Forschungsvorhaben wurde innerhalb der Forschungsgruppe „Aircraft Design and Systems Group (AERO)“ von Prof. Scholz an der HAW Hamburg durchgeführt. In der Forschungsgruppe war bereits Erfahrung auf dem untersuchten Themengebiet vorhanden, u.a. durch die Durchführung der Forschungsprojekte „Grüner Frachter“ (AiF-Förderkennzeichen: 1710X06, <http://GF.ProfScholz.de>) und „ALOHA“ (AiF-Förderkennzeichen: 1748X07, <http://ALOHA.ProfScholz.de>). Projektleiter Prof. Scholz verfügt im Bereich Flugzeugentwurf über langjährige Lehrerfahrung. In seiner Forschungsgruppe wurden über viele Jahre Entwurfstools für





den Flugzeugvorentwurf entwickelt, die für die Flugzeugentwürfe im Forschungsprojekt eingesetzt wurden. Homepage: <http://www.ProfScholz.de>

Voraussetzungen im Airbus Future Projects Office

Das Airbus Future Projects Office verfügt als Forschungs- und Entwicklungsabteilung des Flugzeugherstellers Airbus über langjährige, ausgeprägte anwendungsorientierte Forschungserfahrung in vielfältigen Forschungsgebieten der Luftfahrt auf nationaler sowie internationaler Ebene. Homepage: <http://www.Airbus.com>

1.4 Planung und Ablauf des Vorhabens

1.4.1 Aufteilung der Arbeitspakete

Das Vorhaben wurde in vier Arbeitspakete gegliedert. Nachfolgend wird die Beschreibung der Arbeitspakete aus dem Projektplan wiedergegeben. Unter „**Erledigt**“ wird dargestellt, in welchen zentralen Dokumenten und Veröffentlichungen die jeweiligen Ergebnisse dokumentiert wurden. An dieser Stelle werden nur die wichtigsten Dokumente aufgelistet. Eine Übersicht über sämtliche im Projekt erstellten Dokumente ist in Abschnitt 1.9 zu finden.

- 1.) Verbesserung der Analysemethoden von Bodenprozessen
 - a) Videoaufzeichnungen mit teilautomatischer Auswertung
 - b) Unterlagen zur Flugzeugabfertigung (u.a. Load Sheet, Weight & Balance Sheet)
 - c) Befragungen von Flugzeuggbetreiber und -abfertiger
 - d) Darstellung der Abfertigungssituation
 - e) Darstellung der Abfertigungen mit Hilfe von Computersimulationen der Boden- oder Vorfeldprozesse

Geplant sind mehrtägige Kampagnen zur Aufzeichnung der Abfertigungssituation in Zusammenarbeit mit dem Flughafen Hamburg. Die aufgezeichneten Daten werden ausgewertet und analysiert.

Erledigt: Deliverable 411





2.) Entwurf, Analyse und Bewertung einer Referenzkonfiguration

- a) Definition einer neuen DOC-Berechnungsmethode, die alle relevanten Kostenelemente enthält – auch die, die erst in Zukunft von Bedeutung sein werden. Hierzu gehören emissions-/ lärmabhängige Gebühren und die detaillierte Abbildung der Abfertigungskosten
- b) Entwurf eines Flugzeuges mit den von Airbus gelieferten Ausgangsdaten. Einsatz der an der HAW vorhandenen Entwurfswerkzeuge PreSTo und PrADO (oder eines alternativen anspruchsvollen Entwurfswerkzeuges)
- c) Bewertung des Entwurfes nach b) mit der neuen DOC-Berechnungsmethode nach a)

Erledigt: DLRK-Paper 2012
Deliverable 412

3.) Entwurf, Analyse, Bewertung und Optimierung von konventionellen Konfigurationen

- a) Entwurf eines Flugzeuges basierend auf den Erkenntnissen aus 1.) mit Hilfe der bereits in 2.) genutzten Entwurfswerkzeuge
- b) Bewertung des Entwurfes nach a) mit der neuen DOC-Berechnungsmethode nach 2.) a)
- c) Wiederholung der Schritte a) und b) für andere Konfigurationen

Erledigt: DLRK-Paper 2010
DLRK-Paper 2011
CEAS-Paper 2011
DLRK-Paper 2012
ICAS-Paper 2012
Deliverable 412

4.) Auswahl einer Konfiguration, die unter Beachtung der Bedingungen am „effizienten Flughafen“ sowohl die Anforderungen der Low Cost Airlines wie auch der klassischen Luftverkehrsgesellschaften optimal bzw. im besten Kompromiss erfüllt.

Erledigt: Abschlusspräsentation
Schlussbericht





1.4.2 Zeitlicher Ablauf des Vorhabens

Bild 1.1 stellt den Zeitplan des Forschungsprojekts mit den einzelnen Arbeitsschritten dar. Das Projekt startete am 01.12.2008. Geplantes Projektende war der 30.11.2013. Im Jahr 2013 wurde das Projekt um zwei Monate bis zum 31.01.2014 verlängert.

Mitarbeitersituation

Von Dezember 2008 bis August 2010 arbeitete Mihaela Niță mit einer 50 % Stelle im Projekt. Philip Krammer war von November 2009 bis September 2010 mit einer vollen Stelle angestellt. Von Oktober 2010 bis April 2011 war kein wissenschaftlicher Mitarbeiter angestellt, woraus sich eine leichte Verzögerung der geplanten Arbeiten im Projekt ergab. Andreas Johanning arbeitete von Mai 2011 bis Januar 2014 mit einer vollen Stelle im Projekt. Außerdem war Daniel Schiktanz von August 2011 bis Juli 2012, Ricardo Caja Calleja von April 2013 bis August 2013 und Liana Urseanu von Dezember 2013 bis Januar 2014 als wissenschaftliche Mitarbeiter im Projekt beschäftigt.

Projektverlängerung

Durch die zeitweise unbesetzte Stelle erschien eine kostenneutrale Projektverlängerung sinnvoll. Diese wurde vom Projektträger im Jahr 2013 genehmigt und das Projekt damit um zwei Monate bis zum 31.01.2014 verlängert.

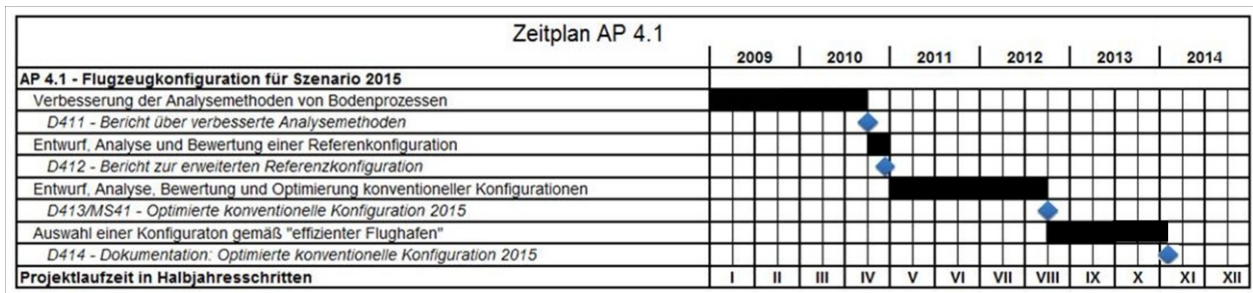


Bild 1.1 Zeitplan von AP 4.1

1.5 Wissenschaftlich-technischer Stand zu Beginn

Das Forschungsprojekt baut im Wesentlichen auf den Erkenntnissen des Vorgängerprojekts „ALOHA“ (<http://ALOHA.ProfScholz.de>) auf. Hier wurden die Gebiete Flugzeugentwurf und Bodenabfertigung bereits gemeinsam untersucht.





In **ALOHA 2012** wurde aufgezeigt, dass es ansonsten auf dem behandelten Gebiet bisher kein Vorhaben mit einer ähnlichen Themenstellung gab.

In ALOHA wurde ein Flugzeug für eine optimale Bodenabfertigung entworfen. Allerdings schnitt das auf die Bodenabfertigung ausgelegte Flugzeug bei den direkten Betriebskosten (DOC) schlechter ab, als das im Projekt verwendete Referenzflugzeug. (**Krammer 2010**)

Aufbauend auf dieser Erkenntnis wurde im Projekt „Airport2030“ verstärkt auf die Flugzeugauslegung unter Berücksichtigung des Gesamtsystems geachtet. Die Flugzeuge wurden nach minimalen DOC ausgelegt und optimiert. Mögliche Verbesserungen bei der Bodenabfertigung wurden immer im Hinblick auf ihre Auswirkungen auf die gesamten DOC untersucht und nur solche Technologien integriert, die insgesamt zu einer Verbesserung der DOC führten.

1.6 Bekannte Konstruktionen, Verfahren und Schutzrechte, die für die Durchführung des Vorhabens genutzt wurden

Es wurden keine bereits vorhandenen Konstruktionen und Schutzrechte für die Durchführung des Vorhabens benutzt.

Im Flugzeugentwurf existieren Verfahren und Tools, auf die im Projekt teilweise auch zurückgegriffen wurde. So wurde zu Anfang des Projekts die Benutzung des Entwurfsprogramms „PrADO“ (Preliminary Aircraft Design and Optimisation program) in Erwägung gezogen, da dieses bereits im Vorgängerprojekt ALOHA eingesetzt wurde.

Das Programm „CEASIOM“ (Computerised Environment for Aircraft Synthesis and Integrated Optimisation Methods) wurde für vertiefende Analysen im Flugzeugentwurf eingesetzt. Dies geschah beispielsweise beim Nachentwurf des Referenzflugzeugs oder auch bei Analysen zur Flugdynamik des Boxwing-Flugzeugs.

Zusätzlich wurden im Projekt auch eigene Entwurfsprogramme verwendet und weiterentwickelt. Aufgebaut wurden die Weiterentwicklungen auf den in der AERO-Forschungsgruppe vorhandenen Tools „PreSTo“ (Aircraft Preliminary Sizing Tool) und „OPerA“ (Optimization in Preliminary Aircraft Design). Für den Entwurf des Turboprop-Flugzeugs wurde das Programm „PrOPerA“ basierend auf OPerA entwickelt.





1.7 Verwendete Fachliteratur

Nachfolgend werden die wichtigsten Literaturquellen für das Forschungsprojekt aufgelistet.

- Abbot 1959** ABBOTT, Ira H.: *Theory of Wing Sections : Including a Summary of Airfoil Data*. New York : Dover Publications, 1959
- Adkins 1994** ADKINS C. and LIEBECK R.: *Design of optimum propellers*. Journal of Propulsion and Power, Vol. 10, No. 5, pp 676-682, 1994
- AEA 1989a** ASSOCIATION OF EUROPEAN AIRLINES: *Short-Medium Range Aircraft AEA Requirements*. Brüssel : AEA, 1989 (G(T)5656)
- AEA 1989b** ASSOCIATION OF EUROPEAN AIRLINES: *Long Range Aircraft AEA Requirements*. Brüssel : AEA, 1989 (G(T)5655)
- Airbus 1995** AIRBUS S.A.S: *A320 Airplane Characteristics For Airport Planning*. Airbus S.A.S Technical Data Support and Services, 1995
- Airbus 2012** AIRBUS S.A.S.: *Airbus GMF 2012–2031 Navigating The Future*, 2012 – URL: <http://www.airbus.com/presscentre/corporate-information/key-documents/> (2014-07-01)
- ALOHA 2012** SCHOLZ, Dieter; KRAMMER, Philip; RICE SANCHEZ, Diana: *Schlussbericht – FHprofUnd-Projekt “ALOHA”*. HAW Hamburg, Department F&F, Aero, 2012
- Anderson 2005** ANDERSON, JR., John D.: *Introduction to Flight*. International Edition. New York : McGraw-Hill, 2005. - ISBN 007-123818-2
- Anderson 2007** ANDERSON, JR., John D.: *Fundamentals of Aerodynamics*. 4th Edition. New York : McGraw-Hill, 2007. - ISBN 007-125408-0





- Andy 2002** ANDY, K.; MASON, W.H.; GROSSMAN, B; et al.: *A-7 Strut Braced Wing Concept Transonic Wing Design*. Department of Aerospace and Ocean Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2002
- ARC 2009** AIRPORT RESEARCH CENTER: *Zwischenbericht ALOHA – Zusammenfassung Datenerfassung, Analyse und Ergebnisse*. Aachen : ARC Aachen, 2009 (Zwischenbericht ALOHA 14.07.2009)
- Babikian 2002** BABIKIAN, R., LUKACHO, S.P., WAITZ, I.A.: *The historical fuel efficiency characteristics of regional aircraft from technological, operational, and cost perspectives*, Journal of Air Transport Management 8, 389-400, 2002
- Bentley 2008** BENTLEY, David: *Low Cost Airport Terminals Report*. Sydney: Centre for Asia Pacific Aviation, 2008
- Buttazzo 1999** BUTTAZZO, G. (ed.); FREDIANI, A. (ed.); MONTANARI, G.: *Best Wing System: An Exact Solution of the Prandtl's Problem*. Variational Analysis and Aerospace Engineering - Springer Optimization and Its Applications, Volume 33, 1999
- Cahill 1954** CAHILL, Jones F.; STEAD, Dexter H.; NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS: *Preliminary Investigation at Subsonic and Transonic Speeds of the Aerodynamic Characteristics of a Biplane Composed of a Sweptback and a Sweptforward Wing Joined at the Tips*. Washington : NACA, 1954. - RM L53L24b, URL:
http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930090477_1993090477.pdf (2011-06-28)
- Creaton 2008** CREATON, Siobhan: *Ryanair: The Full Story of the Controversial Low-Cost Airline: How a Small Irish Airline Conquered Europe*. Croydon, Aurum Press, 2008. – ISBN: 1-845132939
- Crönertz 2008** CRÖNERTZ, Oliver: *Prozessorientierte Kalkulation von Flughafenleistungen. Schwerpunkt: Bodenabfertigungsdienste von Passagierflugzeugen*. Saarbrücken : VDM Verlag Dr. Müller, 2008 – ISBN: 978-3-8364-8460-2





- Currey 1988** CURREY N. S.: *Aircraft landing gear design: Principles and practices*. AIAA Education Series, Washington D.C., AIAA, 1988
- Dangelo 2010** DANGELO, Martin M.; GALLMAN, John; JOHNSON, Vicki; et al.: *N + 3 Small Commercial Efficient & Quiet Air Transportation for Year 2030-2035*. Cincinnati, OH, United States : NASA Contract NNC08CA85C, Final Report, 2010
- Dell 1997** DELL, Geoff: The causes and prevention of baggage handler back injuries. In: *Safety Science Monitor*, Issue 3, Article 3, 1997
- Demasi 2007** DEMASI, Luciano: *Investigation on Conditions of Minimum Induced Drag of Closed Wing Systems and C-Wings*. In: *Journal of Aircraft Vol. 44* (1/2007), p. 81-99
- Deyoung 1980** DEYOUNG, John: *Induced Drag Ideal Efficiency Factor of Arbitrary Lateral-Vertical Wing Forms*. Virginia : Kentron International, Inc., 1980. - Research report prepared under contract NAS1-16000 on behalf of the National Aeronautics and Space Administration. - NASA Contractor Report 3357, URL:
http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19810003514_1981003514.pdf (2010-06-28)
- DLR 2007** DLR: *Klimawirkungen des Luftverkehrs*. Köln: 2007
- Dubs 1979** DUBS F.: *Aerodynamik der reinen Unterschallströmung*, 4th edition, 1979
- Durand 1935** DURAND, William F. (Ed.); VON KÁRMÁN, Theodore; BURGERS, J.M.: *Aerodynamic Theory Vol. 2 : General Aerodynamic Theory – Perfect Fluids*. Berlin : Julius Springer, 1935
- EU 2011** EUROPEAN UNION : *Flightpath 2050 : Europe's Vision for Aviation*. Brussels : European Union, 2011.- ISBN: 978-92-79-19724-6, URL:
http://www.acare4europe.com/docs/Flightpath2050_Final.pdf (2011-06-27)
- Finck 1978** FINCK, R. D.: *USAF Stability and Control Datcom*. Long Beach (CA) : McDonnell Douglas Corporation, Douglas Aircraft Division, 1978. - Report





prepared under contract F33615-76-C-3061 on behalf of the Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson AFB (OH)

- Frediani 2003** FREDIANI, A.; CREMA, L.B.; CHIOCCHIA, G; et al.: *Development of An Innovative Configuration for Transport Aircraft; A Project of Five Italian Universities*. XVII Congresso Nazionale AIDAA, (Pg: 2089 – 2104) Rome. 2003
- Frediani 2004** FREDIANI, A.: *Swept-Wing Box-Type Aircraft with High Flight Static Stability*. International Patent Application, WO 2004/074093 A1, 2004.
- Frediani 2005** FREDIANI, A.; RIZZO, E.; BOTTONI, C; et al.: *A 250 Passenger Prandtlplane Transport Aircraft Preliminary Design*. XVII Congresso Nazionale AIDAA, Rome. 2005
- Frediani 2005** FREDIANI, Aldo : *The Prandtl Wing*. In: VON KÁRMAN INSTITUTE FOR FLUID DYNAMICS: VKI Lecture Series : Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Transport Aircraft. Rhode St-Genèse: Von Kármán Institute for Fluid Dynamics, 2005. - URL: http://www.engbrasil.eng.br/index_arquivos/art95.pdf (2011-06-28)
- Frediani 2006** FREDIANI, A.; RIZZO, E.; BOTTONI, C; et al.: *The Prandtl Plane Aircraft Configuration*. Aerodays, Vienna. 2006
- Frediani 2007** FREDIANI, A., RIZZO, E.; CIPOLLA, V.; et. al.: *Development of ULM Prandtlplane Aircraft and Flight Tests on Scaled Models*. In: AIDAA: XIX Congresso Nazionale AIDAA (Forlí 2007). Forlí : AIDAA, 2007.- URL: <http://www.prandtlplane.it/temp/Development%20of%20ULM%20PrandtlPlane.pdf> (2011-06-28)
- Frediani 2009** FREDIANI, Aldo; MONTANARI, Guido: *Best Wing System: An Exact Solution of the Prandtl's Problem*. In: BUTTAZZO, Giuseppe (Ed.); FREDIANI, Aldo (Ed.): *Variational Analysis and Aerospace Engineering*. Dordrecht, Heidelberg, London, New York : Springer, 2009, p. 183-211.- ISSN 1931-6828, ISBN 978-0-387-95856-9, e-ISBN 978-0-387-95857-6





- Fuchte 2011** FUCHTE, J.; DZIKUS, N.; NAGEL, B.; GOLLNICK, V.: *Cabin Design for Minimum Boarding Time*. In: DGLR: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2011 : Tagungsband - Manuskripte (DLRK, Bremen, 27. - 29. September 2011)
- Gall 1984** GALL, Peter D.: *An Experimental and Theoretical Analysis of the Aerodynamic Characteristics of a Biplane-Winglet Configuration*. Hampton : National Aeronautics and Space Administration, 1984. - NASA TM 85815
- Gomez 2008** GOMEZ, Francisco: *Approaches to the Determination of Ground Handling Costs*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Internal Report, 2008
- Grasmeyer 1997** GRASMEYER, J.: *A Discrete Vortex Method for Calculating the Minimum Induced Drag and Optimum Load Distribution for Aircraft Configurations with Noncoplanar Surfaces*. Department of Aerospace and Ocean Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University. 1997
- Hantae 2009a** HANTAE, Kang; BICHAL, Abhishek, ALTMAN, Aaron: Aerodynamic Effects of End Plates on Biplane Wings. In: AIAA: 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 2008 : Proceedings (46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 7.-10. Januar 2008) - DocumentID: AIAA 2008-317
- Hantae 2009b** HANTAE, Kang; GENCO, Nicola; ALTMAN, Aaron: Gap and Stagger Effects on Biplanes with End Plates Part II. In: AIAA: 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition : Proceedings (47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, 5.-8. Januar 2009) - DocumentID: AIAA 2009-1086
- Howe 2000** HOWE D.: *Aircraft Conceptual Design Synthesis*. London, Professional Engineering Publishing, 2000.
- ICAO 2011a** ICAO: *Noise Certification Database*, URL: <http://noisedb.stac.aviation-civile.gouv.fr/> (2011-11-25)





- ICAO 2011b** ICAO: *ICAO Engine Emissions Databank*, updated Dec 2010 – URL: <http://www.caa.co.uk/default.aspx?catid=702&pagetype=90&pageid=3825> (2011-11-25)
- Iezzi 2006** IEZZI, Giuseppe: *Prandtl Plane High Lift System Preliminary Aerodynamic Design*. Pisa, Università di Pisa, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale “Lucio Lazzarino”, Thesis, 2006. - URL: http://etd.adm.unipi.it/theses/available/etd-09222006-113301/unrestricted/tesi_iezzi.pdf (2011-06-28)
- Janes 2008** JACKSON, P., ed.: *Jane’s All the World’s Aircraft 2008-2009*. Coulsdon: Jane’s Information Group, 2008
- Jenkinson 1999** JENKINSON, Lloyd R.: *Civil Jet Aircraft Design*. London, Sydney, Auckland : Arnold, A member of the Hodder Headline Group, 1999. – ISBN 0-340-74152-X
- Khan 2010** KHAN, Fahad Aman; KRAMMER, Philip; SCHOLZ, Dieter: Preliminary Aerodynamic Investigation of Box-Wing Configurations Using Low Fidelity Codes. In: DGLR: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2010 : Tagungsband - Manuskripte* (DLRK, Hamburg, 31. August - 02. September 2010). - ISBN: 978-3-932182-68-5. DocumentID: 161308. URL: <http://Airport2030.ProfScholz.de> (2011-06-27)
- Koch 2011** KOCH, Alexander; LÜHRS, Benjamin; DAHLMANN, Katrin; et al.: Climate Impact Assessment of Varying Cruise Flight Altitudes Applying the CATS Simulation Approach. In: CEAS: 3rd CEAS Air&Space Conference : Proceedings (*CEAS2011, Venice, 24. – 28. October 2011*), pp 1799-1810 - ISBN: 978-88-96427-18-7
- Krammer 2010** KRAMMER, Philip; JUNKER, Olaf; SCHOLZ Dieter: Aircraft design for low cost ground handling – The final results of the Aloha project. *27th International Congress of the Aeronautical Sciences* (ICAS, Nizza, 19.-24. September 2010). Edinburgh, UK : Optimage Ltd, 2010. – ISBN: 978-0-9565333-0-2 – URL: <http://ALOHA.ProfScholz.de> (2012-07-09)





- Kroo 2001** KROO, I.: *Drag Due to Lift: Concepts for Prediction and Reduction*. Annual Review Fluid Mechanics, Pg: 587-617. 2001
- Kroo 2005** KROO, Ian : *Nonplanar Wing Concepts for Increased Aircraft Efficiency*. In: VON KÁRMAN INSTITUTE FOR FLUID DYNAMICS: VKI Lecture Series : Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Transport Aircraft. Rhode St-Genèse: Von Kármán Institute for Fluid Dynamics, 2005. - URL:
http://aero.stanford.edu/Reports/VKI_nonplanar_Kroo.pdf (2011-06-28)
- Kuntner 2008** KUNTNER, Christoph: *Integration eines Fahrwerkantriebes zum Manövrieren des Flugzeuges am Boden*. Aachen University of Applied Science, Master Thesis, 2008
- Lammering 2012** LAMMERING, Tim; FRANZ, Katharina; RISSE, Kristof; et. al.: Aircraft Cost Model for Preliminary Design Synthesis. In: AIAA: 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition : (50th AIAA Aerospace Sciences Meeting , Nashville, Tennessee, 9.-12. Januar 2012) - DocumentID: AIAA 2012-0686
- Lange 1974** LANGE, R.H. ; CAHILL, J.F. ; BRADLEY, E.S. ; et al.: *Feasibility Study of the Transonic Biplane Concept for Transport Aircraft Application*. Marietta : The Lockheed-Georgia Company, 1974. - Research report prepared under contract NAS1-12413 on behalf of the National Aeronautics and Space Administration, URL:
http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19740026364_1974026364.pdf (2011-06-28)
- Loftin 1980** LOFTIN, JR, Laurence K.; NASA : *Subsonic Aircraft: Evolution and Matching of Size to Performance*. Washington, D.C. : National Aeronautics and Space Administration, 1980. - NASA Reference Publication 1060. - URL:
http://www.ultraligero.net/Cursos/varios/aviones_subsonicos.pdf (2011-06-28)
- LTH 2008** ARBEITSKREIS MASSEANALYSE: *Luftfahrttechnisches Handbuch, Band Masseanalyse*. Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft (IABG), 2008





- Mangler 1938** MANGLER, W.: *The Lift Distribution of Wings With End Plates*. National Advisory Committee for Aeronautics, 1938.
- Meyer 2004** MEYER, Sylvia: *Ein Vergleich von DOC-Methoden hinsichtlich der Kosten für Gebühren*. Hamburg University of Applied Science, Aircraft Design and Systems Group (Aero), Master Thesis, 2004
- Nicolai 1975** NICOLAI, Leland M.: *Fundamentals of Aircraft Design*. Ohio : METS, Inc, 1975
- Niță 2010** NIȚĂ, Mihaela; SCHOLZ, Dieter: From Preliminary Aircraft Cabin Design to Cabin Optimization, In: DGLR: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2010 : Tagungsband - Manuskripte*, (DLRK, Hamburg, 31. August – 02. September 2010). – ISBN: 978-3-932182-68-5. DocumentID: 161168. Download: <http://OPerA.ProfScholz.de>
- Niță 2012a** NIȚĂ, Mihaela; SCHOLZ, Dieter: Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical Parameters. In: *Publikationen zum DLRK 2012* (Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Berlin, 10. – 12. September 2012). – URN: urn:nbn:de:101:1-201212176728. DocumentID: 281424. Download: <http://OPerA.ProfScholz.de>
- Niță 2012b** NIȚĂ, Mihaela: *Contributions to Aircraft Preliminary Design and Optimization*. Doctoral Thesis, Politehnica University of Bucharest, Faculty of Aerospace Engineering, 2012.
- Obert 2009** OBERT, E.: *Aerodynamic Design of Transport Aircraft*. Delft University of Technology. Faculty of Aerospace Engineering. Section Design of Aircraft and Rotorcraft. IOS Press, Netherland. 2009
- Oyama 2000** OYAMA, Akira: *Multidisciplinary Optimization of Transonic Wing Design Based on Evolutionary Algorithms Coupled With CFD Solver*. In: ECCOMAS: *European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering* (Barcelona, 11-14 September 2000)
- Pester 2010** PESTER, Maria: *Multi-Disciplinary Conceptual Aircraft Design Using CEASIOM*. Hamburg, HAW Hamburg, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Master Thesis, 2010. - URL: <http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/arbeiten/TextPester.pdf> (2011-06-28)





- Prandtl 1924** PRANDTL, Ludwig: *Induced Drag of Multiplanes*. Langley : National Advisory Committee for Aeronautics, 1924. - NACA TN 182, URL: <http://naca.central.cranfield.ac.uk/report.php?NID=505> (2011-06-28)
- Raes 2008** RAES, Dwayne: *Efficient autonomous Pushback and taxiing – a step forward to reducing costs and pollution*. Hamburg University of Applied Science, Aircraft Design and Systems Group (Aero), Master Thesis, 2008
- Raymer 1989** RAYMER, Daniel P.: *Aircraft Design : A Conceptual Approach*. 2nd Edition. Washington : AIAA, 1992. - ISBN 0-930403-51-7
- Rizzo 2007** RIZZO, Emanuele: *Optimization Methods Applied to the Preliminary Design of Innovative, Non Conventional Aircraft Configurations*. Edizioni ETS. Pisa, 2007.- ISBN 978-884672458-8, http://books.google.it/books?id=bSCv_8FIOFMC&printsec=frontcover&hl=d#v=onepage&q&f=false (2011-03-31)
- Roskam 1985** ROSKAM, Jan: *Airplane Design : Part II: Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System*. Kansas : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985
- Roskam 1985** ROSKAM, Jan: *Airplane Design : Part IV: Layout Design of Landing Gear and Systems*. Kansas : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985
- Roskam 1986** ROSKAM, Jan: *Airplane Design : Part III: Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage: Cutaways and Inboard Profiles*. Ottawa : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1986
- Roskam 1989** ROSKAM, J.: *Airplane Design. Vol. 1 : Preliminary Sizing of Airplanes*, Ottawa, Kansas, 1989. - Sale: Analysis and Research Corporation, 120 East Ninth Street, Suite 2, Lawrence, Kansas, 66044, USA
- Roux 2011** ROUX, Élodie: *Turboshaft, Turboprop & Turbofan Database Handbook*, Éditions Élodie Roux, 2011





- Russell 1996** RUSSELL, J.B.: *Performance and Stability of Aircraft*. London : Centre for Aeronautics, City University, 1996. – ISBN: 0-340-63170-8
- Schaufele 2007** SCHAUFELE, Roger D.: *The Elements of Aircraft Preliminary Design*. Santa Ana, California : Aries Publication, 2007. – ISBN 0-9701986-0-4
- Scholz 1999** SCHOLZ, Dieter: *Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*, Hamburg, Fachhochschule Hamburg, FB Fahrzeugtechnik, Abt. Flugzeugbau, Aircraft Design Lecture Notes, 1999
- Scholz 2005** SCHOLZ, Dieter; CIORNEI, Simona: *Mach number, relative thickness, sweep and lift coefficient of the wing – An empirical investigation of parameters and equations*, (Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Friedrichshafen, 26. – 29. September 2005). In: BRANDT, P. (Ed.): *Jahrbuch 2005*. Bonn : Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, 2005. – Paper : DGLR-2005-122, ISSN 0070-4083
- Seibel 2005** SEIBEL, Michael; FLÜH, Hans J.: *Strukturkonstruktion : Eine Vorlesung zur Gestaltung und Auslegung von Flugzeugzellen*. Hamburg, HAW Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Lecture Notes, 2005
- Tomas 2000** TOMAS, M.: *A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing Applications*. Department of Aeronautical and Vehicle Engineering, Royal Institute of Technology (KTH). 2000
- Torenbeek 1982** TORENBEEK, Egbert: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft : Delft University Press, 1982. - ISBN 90-247-2724-3
- Treude 2005** TREUDE, René: *Optimizing Performance by Monitoring the Turnaround Process*. In: 5th ATM R&D Symposium at DLR Braunschweig from 11th to 13th October 2005 : Presentation – URL: <http://atmsymposium.dlr.de/> (2010-03-30)
- Young 2001** YOUNG, Trevor: *Flight Mechanics*. Limerick, University of Limerick, Department of Mechanical & Aeronautical Engineering, Lecture Notes, 2001
- Schulz 1986** SCHULZ H. G., FISCHER B.: *Integration von Propfans im Flugzeugentwurf*. MBB, Ziviles Komponenten Programm, Schlußbericht, UT-013/86, 1986.





1.8 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Einzigster Projektpartner im Arbeitspaket 4.1 war das Future Projects Office von Airbus. Dortiger, erster Ansprechpartner war Axel Dengler:

Axel Dengler
Airport Compatibility
EIXUC – Future Projects Office
Airbus Operations GmbH
Kreetslag 10
21111 Hamburg
Deutschland

Besprechungen

Halbjährlich fanden Besprechungen mit den Projektpartnern im Hauptarbeitspaket 4 sowie auf Verbundebene mit allen im Verbundprojekt Airport2030 beteiligten Partnern statt. Bei diesen Treffen wurde der aktuelle Stand in den jeweiligen Forschungsprojekten präsentiert und diskutiert.

Folgende Besprechungen fanden statt:

| | |
|-------------------|------------------------------------|
| 09.03.2009 | 1.Verbundmeeting |
| 25.11.2009 | 2.Verbundmeeting |
| 23.12.2009 | 1.HAP-Meeting |
| 08.06.2010 | 2.HAP-Meeting |
| 15.06.-16.06.2010 | 3.Verbundmeeting / 1.Reviewmeeting |
| 08.11.2010 | 3.HAP-Meeting |
| 17.11.2010 | 4.Verbundmeeting |
| 24.05.2011 | 4.HAP-Meeting |
| 31.05.2011 | 5.Verbundmeeting |
| 09.11.2011 | 5.HAP-Meeting |
| 15.11.-16.11.2011 | 6.Verbundmeeting / 2.Reviewmeeting |
| 22.05.2012 | Workshop Technologiebewertung |
| 21.06.2012 | 6.HAP-Meeting |
| 26.06.2012 | 7.Verbundmeeting |
| 05.11.2012 | 7.HAP-Meeting |
| 14.11.-15.11.2012 | 8.Verbundmeeting / 3.Reviewmeeting |





| | |
|------------------|-------------------------------------|
| 15.08.2013 | 8.HAP-Meeting |
| 21.08.2013 | 9.Verbundmeeting |
| 27.11-28.11.2013 | Abschlussveranstaltung Airport 2030 |

Zusätzlich zu diesen Besprechungen fanden zwei Treffen beim Projektpartner Airbus statt, um den aktuellen Stand der Flugzeugentwürfe vorzustellen und mit Experten zu diskutieren:

| | |
|------------|---|
| 01.07.2011 | 1.Besprechung der Flugzeugentwürfe bei Airbus |
| 12.06.2012 | 2.Besprechung der Flugzeugentwürfe bei Airbus |

Für Februar 2014 ist eine abschließende Vorstellung und Diskussion der finalen Flugzeugentwürfe mit Experten bei Airbus geplant.

Außerdem wurden die Projektergebnisse bei einer Abschlussveranstaltung zum Spitzencluster bei Airbus vorgestellt:

| | |
|------------|--|
| 06.11.2013 | Abschlussveranstaltung Spitzencluster Airbus |
|------------|--|

1.9 Liste der erstellten Dokumentationen und Software

In Tabelle 1.1 werden die im Laufe des Projekts erstellten Dokumente mit Titel, Typ, Zugriff und Datum aufgelistet. Die verwendeten Abkürzungen in der Spalte „Zugriff“ sind unter der Tabelle erläutert. Sie verweisen auf Internetadressen, von denen die entsprechenden Dokumente heruntergeladen werden können. Auch die für den Dokumententyp verwendeten Abkürzungen sind unter der Tabelle erläutert.

Tabelle 1.1 Liste der erstellten Dokumentation und Software

| Titel des Dokuments | Typ | Zugriff | Datum |
|---|-----|---------|------------|
| Airport2030 - 1.Zwischenbericht: 01.12.2008 – 30.06.2009 | R | - | 07.08.2009 |
| Projektplan der HAW Hamburg im Verbundprojekt Airport2030 | M | - | 25.08.2009 |
| Airport2030 - 2.Zwischenbericht: 01.07.2009 – 31.12.2009 | R | - | 09.02.2010 |
| Airport2030 – Arbeitspaket 4.1: Flugzeugkonfiguration für Szenario 2015 | ART | AIR | 01.04.2010 |
| Von der Nutzwertanalyse zum Entwurf eines Passagierflugzeugs für einfache Bodenabfertigung in PRADO | SP | LIB | 29.04.2010 |



| | | | |
|--|-----|-----|------------|
| Konzeptionelle Untersuchungen zu großen Türausschnitten in Passagierflugzeugen | SP | LIB | 10.07.2010 |
| Design and Analysis of a Box-like Wing Configuration through Panel-Methods | MT | LIB | 15.07.2010 |
| Airport2030 - 3.Zwischenbericht: 01.01.2010 – 30.06.2010 | R | - | 05.08.2010 |
| Preliminary Aerodynamic Investigation of Box-Wing Configurations Using Low Fidelity Codes | P | AIR | 31.08.2010 |
| Deliverable D411 – Bericht über verbesserte Analysemethoden von Bodenprozessen und deren Ergebnisse | D | - | 10.09.2010 |
| Multi-Disciplinary Conceptual Aircraft Design using CEASIOM | MT | LIB | 11.12.2010 |
| Airport2030 - 4.Zwischenbericht: 01.07.2010 – 31.12.2010 | R | - | 10.03.2011 |
| Conceptual Design of a Medium Range Box Wing Aircraft | MT | LIB | 05.07.2011 |
| Airport2030 - 5.Zwischenbericht: 01.01.2011 – 30.06.2011 | R | - | 27.07.2011 |
| Hintergründe zum 3-Liter-Flugzeug – Wie sauber ist der Luftverkehr? | BT | LIB | 01.08.2011 |
| Box Wing Fundamentals – An Aircraft Design Perspective | P | AIR | 27.09.2011 |
| The Conflict of Aerodynamic Efficiency and Static Longitudinal Stability of Box Wing Aircraft | P | AIR | 24.10.2011 |
| Wing Incidence Angle and Twist Estimation of the Current Box Wing Configuration | M | REP | 05.12.2011 |
| Survey of Experimental Data of Selected Supercritical Airfoils | TN | REP | 21.12.2011 |
| Airport2030 - 6.Zwischenbericht: 01.07.2011 – 31.12.2011 | R | - | 08.02.2012 |
| Deliverable D412 – Bericht zur erweiterten Referenzkonfiguration | D | - | 23.04.2012 |
| Modellierung eines Boxwing-Flugzeuges mit PlaneMaker für den Flugsimulator X-Plane | SP | LIB | 11.05.2012 |
| Das Boxwing-Flugzeug (Ingenieurspiegel) | ART | AIR | 15.05.2012 |
| Analyse von Ladevorgängen als Bestandteil der Flugzeugabfertigung | SP | LIB | 31.05.2012 |
| Maximum Glide Ratio of Box Wing Aircraft – Fundamental Considerations | M | REP | 14.06.2012 |
| Flight Dynamics Analysis of a Medium Range Box Wing Aircraft | MT | LIB | 30.06.2012 |
| A General View on Fuel Efficiency in Commercial Aviation | MT | LIB | 30.06.2012 |
| Creating a Life-Cycle Assessment of an Aircraft | SP | LIB | 12.07.2012 |
| Life-Cycle Assessment of Commercial Aircraft – A Review of Methods and Tools | SP | LIB | 13.07.2012 |
| The Effect of Variations of the Height to Span Ratio of Box Wing Aircraft on Induced Drag and the Spanwise Lift Distribution | SP | LIB | 13.07.2012 |
| Estimating E_{max} for Turboprop Aircraft | M | LIB | 13.07.2012 |
| Using X-Plane for Analyzing Aircraft Performance | SP | LIB | 13.07.2012 |





| | | | |
|---|-----|-----|------------|
| Modeling of a Turboprop Driven Aircraft using Plane Maker for flight-simulation with X-Plane | SP | LIB | 20.07.2012 |
| Kraftstoffverbräuche von Turbofan, Propfan und Turboprop im Vergleich | SP | LIB | 09.08.2012 |
| Family Concepts of Box Wing Aircraft | M | REP | 10.08.2012 |
| Airport2030 - 7.Zwischenbericht: 01.01.2012 – 30.06.2012 | R | - | 10.08.2012 |
| Design Aspects of Passenger Box Wing Aircraft | P | AIR | 10.09.2012 |
| Box Wing Flight Dynamics in the Stage of Conceptual Aircraft Design | P | AIR | 10.09.2012 |
| Evaluation of Worldwide Noise and Pollutant Emission Costs for Integration into Direct Operating Cost Methods | P | AIR | 10.09.2012 |
| Novel Low-Flying Propeller-Driven Aircraft Concept For Reduced Direct Operating Costs And Emissions | P | AIR | 23.09.2012 |
| Flight Dynamics Model of a Box Wing Aircraft using JSBSim | SP | LIB | 24.10.2012 |
| Boxwing-Flugzeug (CCNF) | ART | AIR | 05.06.2013 |
| Smart Turboprop (CCNF) | ART | AIR | 05.06.2013 |
| Smart Turboprop (Ingenieurspiegel) | ART | AIR | 17.12.2012 |
| Airport2030 - 8.Zwischenbericht: 01.07.2012 – 31.12.2012 | R | - | 08.02.2013 |
| Dimensionierung der Fenster und Frachttore von Passagierflugzeugen | SP | LIB | 23.03.2013 |
| Empennage Statistics and Sizing Methods for Dorsal Fins | TN | REP | 15.04.2013 |
| Systematic Approach to Analyze, Evaluate and Select Box Wing Aircraft Configurations from Modified Morphological Matrices | TN | REP | 14.06.2013 |
| Conceptual Design Optimization of a Strut Braced Wing Aircraft | MT | LIB | 12.07.2013 |
| Systematic Evaluation of Alternative Box Wing Aircraft Configurations | BT | LIB | 12.07.2013 |
| Induced Drag of Box Wing Aircraft – Variation of Decalage and Vertical Separation | SP | LIB | 12.07.2013 |
| Induced Drag of Box Wing Aircraft – Variation of Dihedral | SP | LIB | 12.07.2013 |
| Airport2030 - 9.Zwischenbericht: 01.01.2013 – 30.06.2013 | R | - | 09.08.2013 |
| Turboprop Aircraft Design Optimization – Tool Development | MT | LIB | 30.08.2013 |
| OpenVSP Connect – Visualize Your Aircraft Sizing Results with NASA's Vehicle Sketch Pad | PRE | - | 17.09.2013 |
| TurboProp Optimization in Preliminary Aircraft Design V1 (PrOPerA V1) | S | - | 31.10.2013 |
| Grundlagen zur Triebwerksintegration mit statistischen Betrachtungen | SP | LIB | 19.12.2013 |
| Airport Compatibility of Medium Range Aircraft with Large Wing Span | R | - | 20.01.2014 |
| Schlussbericht | R | AIR | 23.01.2014 |





Legende:

Typ

| | |
|-----|---|
| ART | Artikel (Article) |
| BT | Bachelorarbeit (Bachelor Thesis) |
| D | Deliverable |
| M | Mitteilung (Memo) |
| MT | Masterarbeit (Master Thesis) |
| P | Veröffentlichung (Paper) |
| PRE | Präsentation (Presentation) |
| R | Bericht (Report) |
| S | Software |
| SP | Projektarbeit (Student Project) |
| TN | Technische Niederschrift (Technical Note) |

Zugriff

| | |
|-----|---|
| AIR | http://airport2030.profscholz.de/ |
| LIB | http://library.profscholz.de/ |
| REP | http://reports_at_aero.profscholz.de/ |





2 Erzielte Ergebnisse

Im Forschungsprojekt wurden verschiedene Flugzeugentwürfe hinsichtlich ihres Potentials zur Senkung der direkten Betriebskosten untersucht. Besonderes Augenmerk wurde dabei auf mögliche Verbesserungen bei der Bodenabfertigung gelegt. Technologien für eine verbesserte Bodenabfertigung wurden hinsichtlich ihrer Auswirkungen auf das Gesamtsystem untersucht.

2.1 Bodenabfertigung

Verbesserungen bei der Bodenabfertigung können im Wesentlichen erreicht werden durch eine Verringerung der erforderlichen Zeit und Kosten für die Bodenabfertigung. Durch eine Verringerung der Bodenabfertigungszeit ist es unter bestimmten Voraussetzungen möglich die Anzahl der Flüge in einem bestimmten Zeitraum zu erhöhen und damit mehr Passagiere und Fracht zu befördern, was zu einer Verringerung der äquivalenten Tonnen-km-Kosten führt. Viele Verbesserungsvorschläge für die Bodenabfertigung führen allerdings auch zu einem leichten Massen- bzw. Widerstandsanstieg des Flugzeugs (z.B. zusätzlicher Gang), was u.a. eine Erhöhung des Kraftstoffverbrauchs und damit der Kraftstoffkosten auf einer vorgegebenen Flugmission zur Folge hat. Bei der Bewertung möglicher Verbesserungen der Bodenabfertigung muss daher deren Einfluss auf die direkten Betriebskosten des gesamten Flugzeugs untersucht werden. Voraussetzung für eine solche Untersuchung ist die automatische Berechnung der Bodenabfertigungszeit und -kosten im verwendeten Entwurfsprogramm.

2.1.1 Vorgehen zur Analyse der Bodenabfertigung

Bereits im Forschungsprojekt ALOHA wurden Videoaufnahmen von 168 Bodenabfertigungen an vier deutschen Flughäfen ausgewertet, mit dem Ziel, Gleichungen zur Berechnung wichtiger Bodenabfertigungsprozesszeiten basierend auf grundlegenden Flugzeugentwurfparametern zu bestimmen.

Bild 2.1 zeigt beispielsweise die zum Aussteigen erforderliche Zeit abhängig von der Anzahl der Passagiere. Bei der Grafik auf der linken Seite erfolgte der Aussteigvorgang durch eine Tür, bei der Grafik auf der rechten Seite wurden zwei Türen genutzt. Wie erwartet zeigen die Auswertungen,





dass der Aussteigvorgang durch eine Tür länger dauert, als wenn zwei Türen zur Verfügung stehen (man beachte die unterschiedliche Skalierung der y-Achsen). Basierend auf solchen Auswertungen wurden Regressionskurven und Prozesszeiten für alle wesentlichen Bodenabfertigungsprozesse bestimmt. Problematisch gestaltete sich allerdings häufig die große Streuung der Prozesszeiten, was teilweise zu niedrigen Korrelationskoeffizienten der Regressionskurven führte, bzw. die Ermittlung von Regressionskurven schwierig machte.

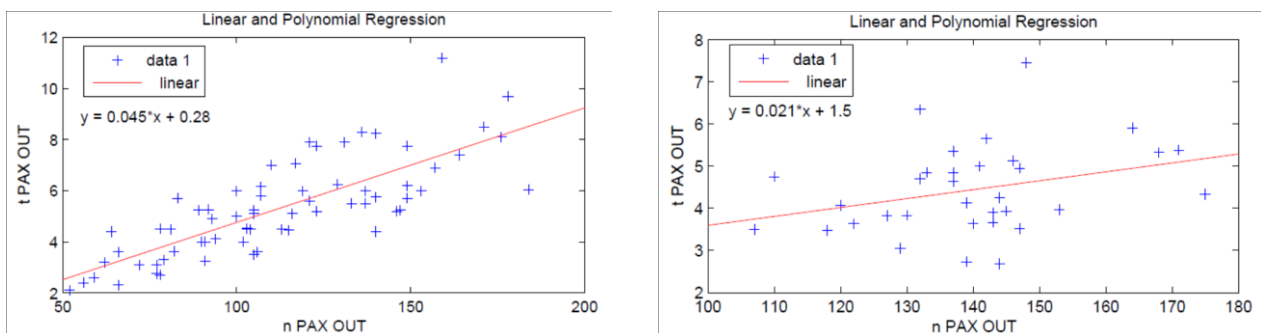


Bild 2.1 Aussteigzeit von Passagieren abhängig von der Passagierzahl (links: eine Tür; rechts: zwei Türen)

Anschließend wurden, abhängig von der betrachteten Abfertigungssituation (z.B. Abfertigung am Gate oder auf dem Vorfeld), automatisiert Turnaround-Szenarien erstellt, die eine Berechnung der gesamten erforderlichen Bodenabfertigungszeit ermöglichen. In Bild 2.2 sind zwei dieser automatisch erstellten Gantt-Charts abgebildet. Im oberen Bild ist der Turnaround-Prozess eines Flugzeugs mit zwei getrennten Frachträumen dargestellt. Um beide Frachträume zu erreichen, muss der Frachtlader umpositioniert werden. Im unteren Bild ist ein durchgängiger Frachtraum vorhanden, sodass die Zeit für die Umpositionierung des Fracht-Laders eingespart werden kann. Da der Prozess der Ent- und Beladung der Fracht im abgebildeten Beispiel die erforderliche Gesamtzeit für die Bodenabfertigung bestimmt, lässt sich durch einen durchgängigen Frachtraum eine Verringerung der Bodenabfertigungszeit erreichen. Dieses Beispiel veranschaulicht gut, wie die automatisch erstellten Gantt-Charts im Projekt eingesetzt wurden. Es sei allerdings noch darauf hingewiesen, dass die Ent- und Beladung der Fracht in den meisten Fällen nicht auf dem kritischen Pfad der Bodenabfertigung liegt, d.h. eine Verkürzung dieses Prozesses führt meistens nicht zu einer Verkürzung der Bodenabfertigungszeit.



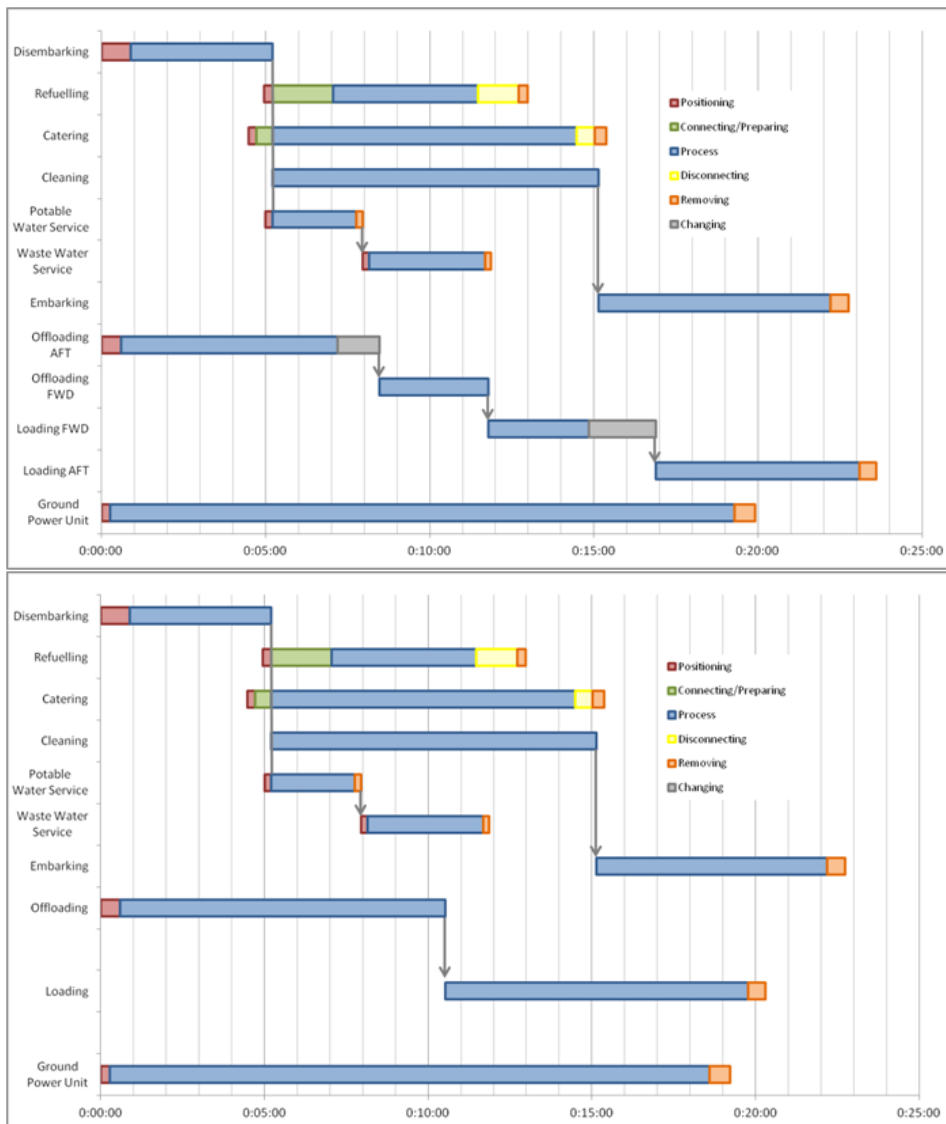


Bild 2.2 Automatisch erstellte Gantt Charts für den Turnaround-Prozess (oben: durchgängiger Frachtraum; unten: zwei Frachträume)

Die Bestimmung der Kosten für die Bodenabfertigung erfolgte basierend auf den erstellten Szenarien mit der Methode von **Crönertz 2008**.

Im letzten Schritt wurde die Zeit- und Kostenberechnung in das verwendete Entwurfsprogramm integriert. Mit Hilfe des entstandenen Entwurfstools lassen sich Verbesserungsvorschläge für die Bodenabfertigung hinsichtlich ihrer Auswirkungen auf das gesamte Flugzeug untersuchen. So kann auf Flugzeugebene anhand der Auswirkung auf die DOC beurteilt werden, welche Technologie sinnvollerweise eingesetzt werden sollte.





In den folgenden Absätzen wird die Untersuchung einer möglichen Verbesserung in der Bodenabfertigung anhand eines Anwendungsbeispiels näher erläutert. Im Anwendungsbeispiel wurde die Technologie „Klappsitze“ auf das entworfene Turboprop-Flugzeug angewendet. Die dargestellte Bewertung der Technologie bezieht sich daher auf die Referenzmission des Turbopropflugzeugs, welches in Tabelle 2.8 beschrieben ist.

Bereits im Projekt ALOHA wurden Klappsitze gemeinsam mit anderen potentiellen Verbesserungen der Bodenabfertigung in den Entwurf integriert und bewertet. Die Bewertung erfolgte jedoch gemeinsam für alle Technologien, ohne eine Einzelanalyse der jeweiligen Technologie. Nur über eine solche Einzelanalyse kann jedoch ermittelt werden, ob sich eine Technologie positiv oder negativ auf einen Flugzeugentwurf auswirkt, weshalb solche Einzelanalysen im Projekt Airport2030 durchgeführt wurden.

2.1.2 Untersuchung von Technologien für eine verbesserte Bodenabfertigung am Anwendungsbeispiel „Klappsitze“

Klappsitze am Gang (s. Bild 2.3) könnten zu einer Zeitersparnis beim Ein- und Aussteigen der Passagiere führen. Normalerweise stehen Passagiere beim Verstauen und bei der Entnahme ihres Gepäcks aus den Gepäckfächern im Gang. Aufgrund der geringen Gangbreite ist der Durchgang für nachfolgende Passagiere meist solange versperrt, bis der Passagier sein Gepäck untergebracht hat und seinen Platz einnimmt. Klappsitze am Gang bieten zusätzlichen Platz. Die Passagiere können diesen Platz nutzen, um beim Verstauen bzw. der Entnahme ihres Gepäcks nicht den Gang zu versperren, sodass nachfolgende Passagiere nicht warten müssen und damit Ein- und Aussteigzeiten verringert werden.

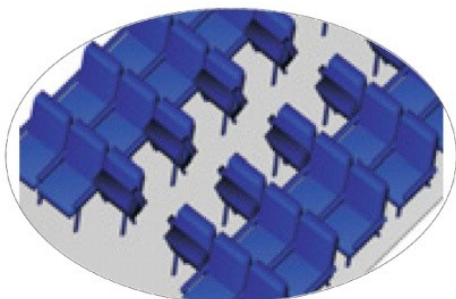


Bild 2.3 Darstellung von Klappsitzen am Gang



In Bild 2.4 wird eine Bewertung dieser Technologie auf Flugzeugebene dargestellt. Pro 3er-Sitzreihe wurde eine zusätzliche Masse von 10,1 kg angenommen (**Krammer 2010**). Im Diagramm auf der linken Seite ist dargestellt, wie sich die gesamte Turnaroundzeit verringert, je nachdem um wie viel Prozent die Ein- und Aussteigzeit abnimmt. Im Diagramm auf der rechten Seite ist das Verhältnis der DOC mit Klappsitzen zu den bisherigen DOC, ebenfalls abhängig von der prozentualen Zeitersparnis, dargestellt.

Offensichtlich erhöhen sich die DOC beim betrachteten Flugzeug und den getroffenen Annahmen selbst bei einer Zeitersparnis von 30 % beim Ein- und Aussteigen. Die Kosten- und Zeitersparnisse durch den verkürzten Turnaround-Prozess werden durch die Massenzunahme der Sitze und den damit erhöhten Treibstoffverbrauch im Flug überkompensiert.

Ziel muss es daher sein, die Massezunahme der Klappsitze so gering wie möglich zu halten. Falls es möglich ist, die Massezunahme gering zu halten, wäre eine Verringerung der DOC durchaus vorstellbar.

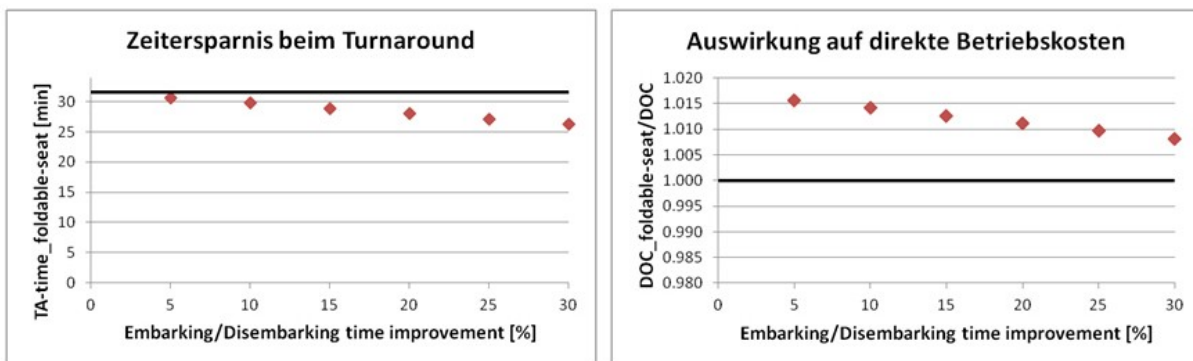


Bild 2.4 Untersuchung von Klappsitzen am Gang

Generell zeigen die Untersuchungen im Projekt, dass Technologien, die Vorteile in der Bodenabfertigung bringen, dabei jedoch die Masse oder den Widerstand des Flugzeuges erhöhen, bei einer Betrachtung des Gesamtsystems kaum als vorteilhaft eingestuft werden können. Grund ist, dass der Anteil der Bodenabfertigungskosten an den Gesamtkosten relativ gering ist. Der Anteil der Kosten, die durch den Treibstoffverbrauch entstehen, ist weitaus höher. Gerade in Zeiten steigender Treibstoffpreise wird dieser Effekt noch verstärkt und der Anteil der Treibstoffkosten an den Gesamtkosten nimmt weiter zu. Geht eine neue Technologie für die Bodenabfertigung mit einer Erhöhung der Masse und damit der verbrauchten Treibstoffmenge einher, ist dieser Kostennachteil durch die geringen Anteile der Bodenabfertigungskosten an den Gesamtkosten kaum noch zu kompensieren.





Dieses Problem wird sogar noch weiter dadurch verstärkt, dass die erzielbaren Verbesserungen bei der Bodenabfertigung begrenzt sind. Bei einer schnellen Bodenabfertigung des Referenzflugzeugs Airbus A320 liegt die Zeit für die Bodenabfertigung bei etwa 30 Minuten. Laut einer Expertenbefragung existiert eine untere Grenze für die Dauer der Bodenabfertigung von etwa 20 Minuten, die die Piloten für Preflight-Checks mindestens benötigen. Damit ist eine obere Grenze für die mögliche Zeiteinsparung von etwa einem Drittel der derzeitigen Abfertigungszeit gegeben.

Bei verschiedenen Maßnahmen geht eine Zeitersparnis gar mit einer Kostenerhöhung einher. So führt der Einsatz eines zweiten Tankwagens (bei vorhandenem zweitem Tankstutzen) zwar zu einer Zeiteinsparung, aber gleichzeitig auch zu einer Erhöhung der Kosten (verursacht durch den Betrieb des zweiten Tankwagens und durch den erforderlichen zweiten Tankwart). In diesen Fällen basiert der potentielle Vorteil der Maßnahme alleinig auf der möglicherweise höheren Anzahl an Flügen, die durch die Zeitersparnis in der Bodenabfertigung ermöglicht wird.

2.1.3 Bodenabfertigung der Flugzeugentwürfe

Die Bodenabfertigung ist ein wichtiger Aspekt um die Realisierbarkeit neuer Flugzeugkonzepte zu beurteilen. Daher wurde im Forschungsprojekt auch die Bodenabfertigung der betrachteten Flugzeugentwürfe analysiert.

Die Bodenabfertigung der betrachteten Flugzeugentwürfe am Gate ist in Bild 2.5 und 2.6 dargestellt. Speziell beim kurzen, gedrungenen Boxwing-Flugzeug (links) ist der Platz für Bodenabfertigungsgeräte durch den kurzen Rumpf und den stark gepfeilten, vorderen Flügel im Vergleich zur Referenzkonfiguration eingeschränkt. Daher wird bei der kurzen Boxwing-Konfiguration aus Platzmangel auf die vordere Frachttür verzichtet. Durch die Nutzung eines durchgängigen Frachtraums kann das Flugzeug über die hintere Frachttür be- und entladen werden. Beim normalen Abfertigungsprozess des Referenzflugzeuges be- und entlädt ein einzelner Cargo Loader zuerst den vorderen und anschließend den hinteren Frachtraum. Daher führt die beschriebene Umstellung beim Boxwing in erster Betrachtung zu keiner Verzögerung des Be- und Entladevorgangs.



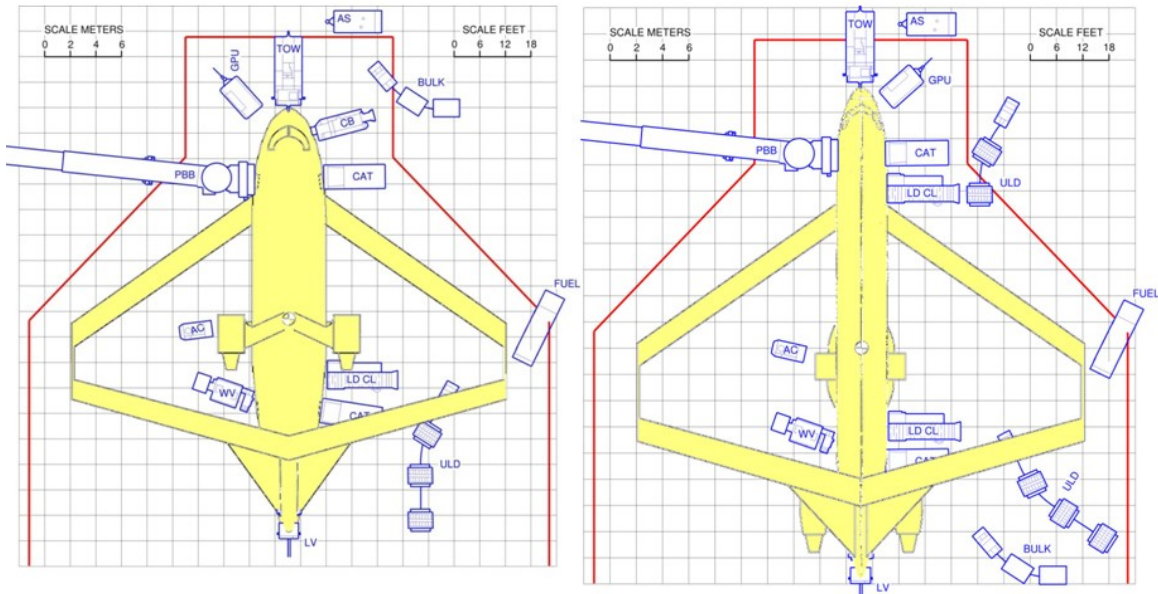


Bild 2.5 Bodenabfertigung der betrachteten Boxwing-Flugzeuge am Gate (basierend auf Abbildung in Airbus 1995)

Das Turbopropflugzeug bietet mehr Platz für die Bodenabfertigung. Daher kann die Bodenabfertigung (mit kleinen Anpassungen der Positionen der Bodenfahrzeuge) ähnlich wie beim Referenzflugzeug durchgeführt werden.

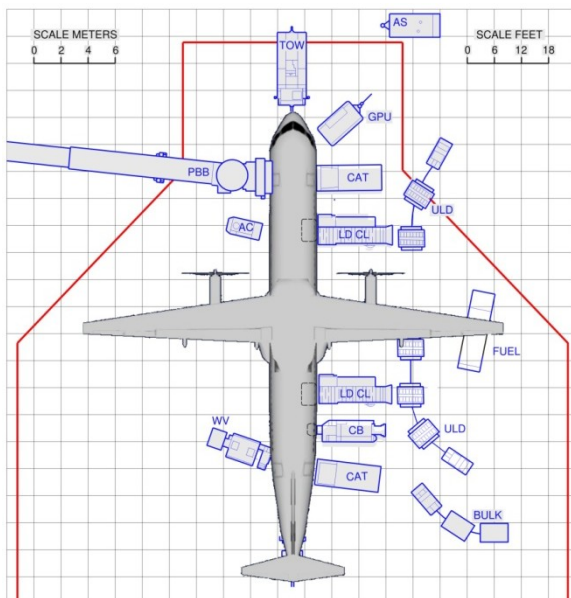


Bild 2.6 Bodenabfertigung des Turbopropflugzeugs am Gate (basierend auf Abbildung in Airbus 1995)





2.2 Untersuchte Flugzeugkonfigurationen

Im weiteren Verlauf des Projekts wurden evolutionäre Flugzeugkonfigurationen entworfen, optimiert und deren Potential im Vergleich zum Referenzflugzeug Airbus A320 untersucht. Außerdem wurden potentielle Verbesserungen in der Bodenabfertigung, wie zuvor beschrieben, in die Entwürfe integriert und deren Nutzen für das Gesamtsystem quantifiziert. Die Bewertung und Optimierung der Entwürfe erfolgte mithilfe der Direkten Betriebskosten (DOC), welche mit der Methode der „Association of European Airlines“ (AEA 1989a) berechnet wurden. Die DOC-Mission erstreckte sich über eine Reichweite von 755 NM bei maximaler Nutzlast. Mit der nächsten Mittelstrecken-Flugzeuggeneration wird derzeit etwa im Jahr 2030 gerechnet, weshalb in der Entwurfsbewertung mit für das Jahr 2030 prognostizierten Treibstoffkosten gerechnet wurde. Eine Auswertung der aktuellen Kraftstoffkosten und eine Prognose für die zukünftige Entwicklung der Kosten in **Airbus 2012** führten zu Kraftstoffkosten von 1,44 USD/kg für das Jahr 2030.

2.2.1 Referenzflugzeug

Um die Entwurfsergebnisse beurteilen zu können ist es notwendig ein sog. Referenzflugzeug zu definieren. Für das Forschungsprojekt wurde die Gewichtsvariante WV000 des Airbus A320-200 mit CFM56-5A Triebwerken als Referenzflugzeug gewählt (**Airbus 1995**).

Um Vergleichbarkeit zu gewährleisten gelten daher für die Entwürfe im Forschungsprojekt die gleichen Anforderungen wie für das Referenzflugzeug: Eine Nutzlast von 19256 kg soll über eine Distanz von 1510 NM (2797 km) bei einer Reiseflug-Machzahl von 0,76 transportiert werden. Die Kabine soll Platz für 180 Passagiere in einer Ein-Klassen-Bestuhlung bieten. Die maximale Startstrecke des Flugzeugs beträgt 1768 m. Die gleiche Strecke wurde in der Optimierung als Maximalwert für die Landestrecke gesetzt.

Der Nachentwurf des Referenzflugzeugs ist im **Deliverable 2012** beschrieben.





Nachentwurfsergebnisse – Airbus A320-200 (WV000)



Bild 2.7 3D-Ansicht des Airbus A320-200

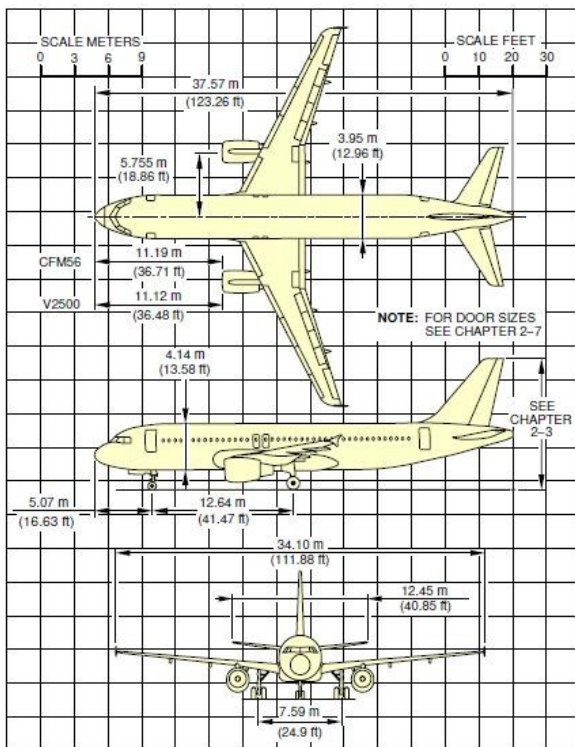


Bild 2.8 3-Seitenansicht des Airbus A320-200 (Airbus 1995)



**Tabelle 2.1** Wichtige Parameter des slender-body Boxwing-Flugzeugs

| Parameter | Value |
|---------------------------------|--------------------|
| Requirements | |
| m_{MPL} | 19256 kg |
| R_{MPL} | 1510 NM |
| M_{CR} | 0,76 |
| n_{PAX} (1-cl HD) | 180 |
| s_{TOFL} | 1770 m |
| s_{LFL} | 1450 m |
| m_{PAX} | 93 kg |
| SP | 29 in |
| Main aircraft parameters | |
| m_{MTO} | 73500 kg |
| m_{OE} | 41244 kg |
| m_F | 13000 kg |
| S_W | 122 m ² |
| $b_{W,geo}$ | 34,1 m |
| $A_{W,eff}$ | 9,5 |
| E_{max} | 17,6 |
| T_{TO} | 111 kN |
| BPR | 6 |
| SFC | 1,65E-5 kg/N/s |
| h_{ICA} | 39000 ft |
| t_{TA} | 32 min |
| DOC mission requirements | |
| R_{DOC} | 755 NM |
| $m_{PL,DOC}$ | 19256 kg |
| EIS | 2030 |
| c_{fuel} | 1,44 USD/kg |
| Results | |
| $m_{F,trip}$ | 5840 kg |
| $U_{a,f}$ | 2905 h |



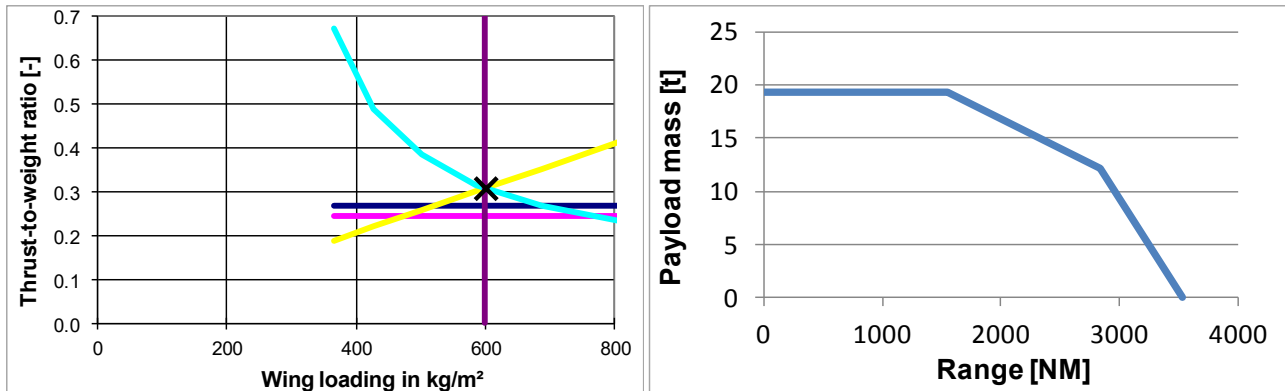


Bild 2.9 Entwurfsdiagramm und Nutzlast-Reichweiten-Diagramm des Boxwing-Flugzeugs

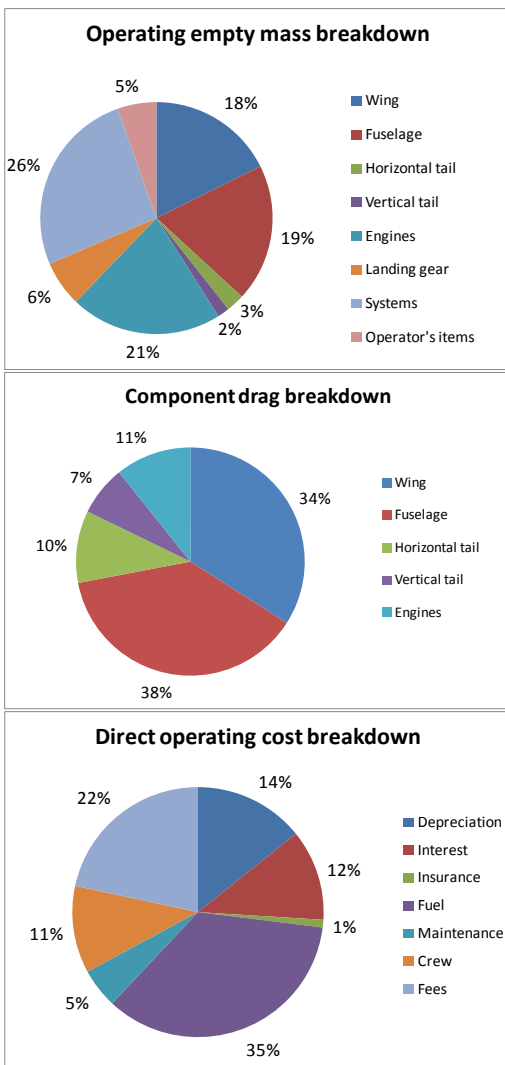


Bild 2.10 Aufschlüsselung der Betriebsleermasse, des Widerstands und der Betriebskosten





2.2.2 Boxwing-Flugzeug

Ein Boxwing-Flugzeug besitzt anstelle eines einzigen Flügels zwei horizontal und vertikal versetzte Flügel, die an den Flügelspitzen durch verlängerte Winglets miteinander verbunden sind. Das Flugzeug hat einen geringeren Widerstand als heutige Passagierflugzeuge und kann so zur Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs und damit auch zu einer Reduzierung der CO₂-Emissionen beitragen. Der Entwurf eines Boxwing-Flugzeugs wird nachfolgend beschrieben.

Das BWA ist eine Weiterentwicklung der konventionellen Drachenkonfiguration, bei der statt eines einzigen Flügels nun zwei Flügel für den nötigen Auftrieb sorgen. Die Flügel sind in vertikaler Richtung versetzt und an den Spitzen durch verlängerte Winglets miteinander verbunden. Wenn aufgrund hoher Fluggeschwindigkeiten eine Pfeilung der Flügel gefordert wird, ist der vordere Flügel nach hinten und der hintere Flügel nach vorne gepfeilt (Bild 2.11). In diesem Fall ermöglicht der horizontale Abstand beider Flügel die Stabilisierung, Steuerung und Trimmung des Flugzeugs um seine Querachse und macht ein Höhenleitwerk überflüssig. Das geschlossene Flügelsystem bringt aerodynamische Vorteile, es macht den Gesamtentwurf aber auch erheblich komplexer als bei einem konventionellen Flugzeug.

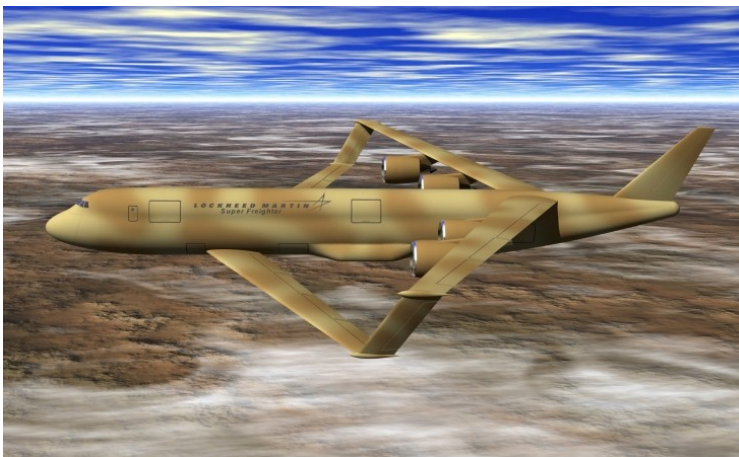


Bild 2.11 Beispiel für ein Boxwing-Flugzeug, hier ein von Lockheed Martin entworfenes militärisches Frachtflugzeug (**Mil 2012**)

Eine der umfangreichsten Untersuchungen des BWA fand unter der Federführung der Universität Pisa auf Initiative von Prof. Aldo Frediani statt. Das Flugzeug trägt dort den Namen PrandtlPlane (Bild 2.12). Der Name wurde zu Ehren Ludwig Prandtls gewählt, da er im Jahre 1924 als erster eine Methode zur Berechnung des induzierten Widerstandes eines BWA veröffentlichte.



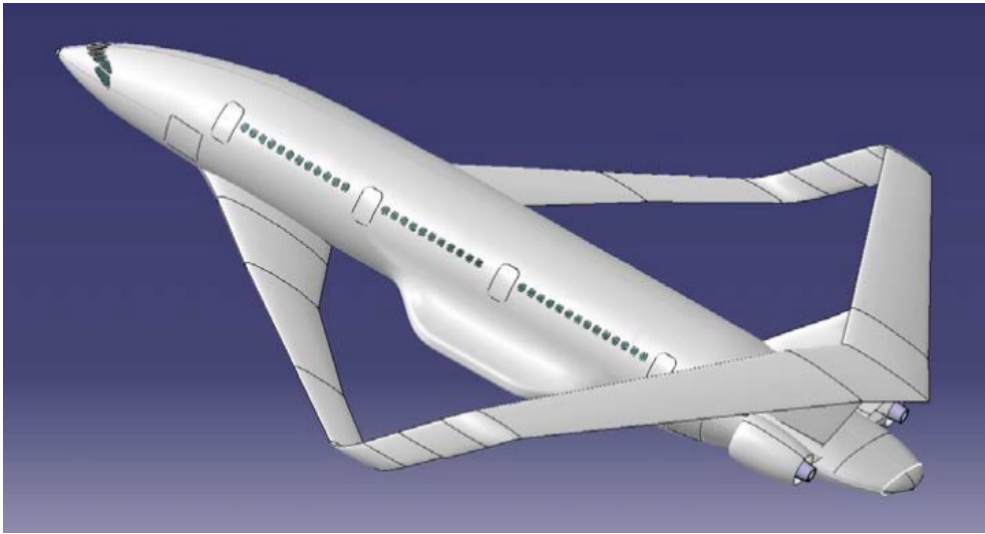


Bild 2.12 Das Prandtlplane ging aus Studien unter der Federführung der Universität Pisa hervor. Initiator der Untersuchungen war Prof. Aldo Frediani (**Frediani 2005**)

2.2.2.1 Allgemeine Entwurfsüberlegungen

Die Gleitzahl E ist das Verhältnis aus Auftrieb (lift, L) und Widerstand (drag, D) und ist das Maß für die aerodynamische Güte eines Flugzeugs. Sie hat einen wesentlichen Einfluss auf die Flugleistungen. Je höher die Gleitzahl, umso geringer ist der Widerstand bei gegebener Flugzeugmasse und Auftrieb. Weniger Widerstand bedeutet weniger benötigter Schub und somit auch weniger Kraftstoffverbrauch. Drachenkonfiguration haben in der Regel eine maximale Gleitzahl im Bereich von 17. Die Gleitzahl des BWA liegt nach ersten eigenen Ergebnissen im Bereich von 20 (Details siehe unten) und ist somit um etwa 18 % höher als bei der Drachenkonfiguration.

Eine weitere grundlegende Eigenschaft eines Flugzeugs ist aber auch das Verhältnis aus Betriebsleermasse zu maximaler Startmasse (Betriebsleermassenverhältnis), das eine Aussage über die Leichtbauqualität liefert. Hier hat das BWA kleine Nachteile im Vergleich zur Drachenkonfiguration, worauf später noch genauer eingegangen wird. Berücksichtigt man aber die sehr konservative Haltung der Flugzeughersteller, was die Einführung neuer Flugzeugkonfigurationen angeht, scheint das BWA mit seinem konventionellen Rumpf ein geeigneter Kandidat für die Nachfolge der Drachenkonfiguration zu sein. Dies vor allem auch dadurch, dass es nach heutigen Vorschriften zertifizierbar sein wird.





Aerodynamik

Wie bereits erwähnt wurde hat das BWA eine höhere Gleitzahl als ein konventionelles Flugzeug, was durch seinen geringeren Widerstand im Vergleich zum konventionellen Flugzeug zu begründen ist. Der Widerstand D eines Flugzeugs ist die Summe aus seinem Nullwiderstand D_0 und dem induzierten Widerstand D_i :

$$D = D_0 + D_i .$$

Zum Erreichen der maximalen Gleitzahl muss die Bedingung $D_0 = D_i = 0,5 D$ erfüllt sein. Der Nullwiderstand ist der Widerstand bei Nullauftrieb des Flugzeugs. Er ist abhängig von der Größe der Flugzeugoberfläche und der Form der Flugzeugkomponenten. Für einen geringen Nullwiderstand sollte die Oberfläche möglichst klein gehalten werden und die Komponenten aerodynamisch günstig geformt sein. Der Nullwiderstand ist vom Auftrieb unabhängig. Der induzierte Widerstand hängt dagegen vom Auftrieb ab und ist proportional zum Quadrat des Auftriebs, den der Flügel erzeugt. Der Auftrieb muss im Falle des Reiseflugs gleich dem Gewicht des Flugzeuges sein.

Zieht man nun einen simplen Vergleich zwischen einem Flugzeug mit zwei tragenden Flügeln (z.B. dem BWA) und einem konventionellen Referenzflugzeug bei gleichem Gewicht und gleicher Spannweite, stellt man Erstaunliches fest: Unter der Annahme, dass beide Flügel des BWA jeweils die Hälfte des Gesamtauftriebs erzeugen, beträgt der induzierte Widerstand eines Flügels nur noch ein Viertel des induzierten Widerstands des Referenzflügels $[(1/2)^2 = 1/4]$. Das heißt, dass das gesamte BWA 2 mal $1/4$, also nur noch 50 % des induzierten Widerstands des Referenzflugzeugs, hat. Dies gilt aber nur wenn sich die Flügel nicht gegenseitig beeinflussen, was der Fall wäre, wenn diese unendlich weit voneinander entfernt sind. Berücksichtigt man nun die Definition der Gleitzahl L/D und setzt die Summe aus Nullwiderstand und induziertem Widerstand ein, wird die theoretische Steigerung der Gleitzahl gegenüber dem Referenzflugzeug deutlich:

$$E = L / (D_0 + D_i) = L / (0,5 D + 0,25 D) = 1,33 L/D .$$

Das BWA hat im Idealfall also eine um 33 % größere Gleitzahl als das Referenzflugzeug. Absolut beträgt sie dann 22,6. In diesem Fall fliegt das BWA aber noch nicht bei seiner maximalen Gleitzahl, da $D_0 \neq D_i$ (vergleiche Definition der maximalen Gleitzahl oben). Für das Erreichen seiner maximalen Gleitzahl muss das BWA höher fliegen als das Referenzflugzeug. Wenn das BWA steigt, sinkt der Nullwiderstand bei einer gleichzeitigen Vergrößerung des induzierten Widerstandes so weit, bis sich ein Gleichgewicht beider Widerstände einstellt. Mithilfe von simplen flugmechanischen Berechnungen kann gezeigt werden, dass die Gleitzahl dann um den Faktor $\sqrt{2}$, also um ca. 41 %, größer ist als die Referenzgleitzahl. Absolut ergibt das eine maximale Gleitzahl von 24.





Eine Gleitzahl von 24 gilt aber nur bei einem unendlichen Abstand zwischen beiden Flügeln. Nimmt man für den vertikalen Abstand der Flügel im Verhältnis zur Spannweite realistische Werte an (s.u.), so ergibt sich immer noch eine Ersparnis von ca. 30 % des induzierten Widerstands, was zu einer maximalen Gleitzahl von 20 führt.

Flügelentwurf

In der ersten Entwurfsphase soll – um eine Vergleichbarkeit sicherzustellen – die gesamte Flügelfläche und die Spannweite des BWA jeweils die gleichen Größen haben wie die des Referenzflugzeugs. Die Flügelfläche soll dabei gleichmäßig auf den vorderen und den hinteren Flügel verteilt werden. So ergeben sich zwei Flügel, die einfach ausgedrückt nur die halbe Tiefe des Referenzflügels haben.

Die Tatsache einer geringeren Flügeltiefe bedeutet gleichzeitig auch eine geringere Flügeldicke, denn das Verhältnis der Flügeldicke zur -tiefe ist aus aerodynamischen Gründen unabhängig von den absoluten Dimensionen des Flügels. Der sich so ergebende kleinere Querschnitt des Flügelkastens birgt zwei Herausforderungen für den Flügelentwurf: Zum einen ist das Volumen der integralen Flügeltanks viel kleiner als beim Referenzflügel und zum anderen hat der Flügelkasten ein geringeres Biege widerstandsmoment. Damit die Flügel trotzdem den Belastungen durch den erzeugten Auftrieb standhalten, sind größere Wanddicken im Flügelkasten notwendig, was die Masse des Flügels erhöht. Es wäre also erstrebenswert, für einen leichteren Flügel und ein ausreichendes Flügeltankvolumen dickere Flügelprofile zu verwenden. Diese Forderung steht allerdings im Widerspruch zu denen, die sich für die Flügelgeometrie unter Berücksichtigung hoher Unterschallgeschwindigkeiten ergeben.

Ein weiterer wichtiger Aspekt beim Flügelentwurf ist der vertikale Abstand zwischen dem vorderen und dem hinteren Flügel. Wie bereits erwähnt wurde, verringert ein großer Abstand die gegenseitige Beeinflussung beider Flügel, was zu geringerem Widerstand führt. Allerdings kann ein zu großer Abstand Flutterprobleme verursachen. Das heißt, die Flügelstruktur gerät durch eine Kopplung von aerodynamischen und strukturmechanischen Kräften ins Schwingen, was im ungünstigsten Fall zu einem kompletten Versagen der Struktur führen kann. Hier gilt es einen guten Kompromiss zu finden. Aus vergangenen Studien zeigt sich, dass ein Verhältnis von vertikalem Abstand h zur Spannweite b von $h/b = 0,25$ unproblematisch sein sollte. Bei einer Referenzspannweite $b = 34$ m ergibt das einen vertikalen Abstand $h = 8,5$ m. Um das zu realisieren, ist es notwendig den oberen Flügel auf dem Seitenleitwerk anzubringen.





Flugmechanik

Neben den Merkmalen durch die ungewöhnliche Flügelgeometrie weist ein BWA auch Eigenheiten hinsichtlich der Flugmechanik auf, die den Entwurf maßgeblich beeinflussen. Insbesondere gilt das für die statische Stabilität der Längsbewegung. Diese beschreibt die Stabilität der Nickbewegung, also die Rotation um die Querachse. Generell ist ein Flugzeug statisch stabil, wenn es nach einer Störung ohne Einwirkung des Piloten zurück zum Ausgangszustand vor der Störung strebt. Bezogen auf die statische Stabilität der Längsbewegung bedeutet das, dass z.B. im Reiseflug eine plötzlich auftretende Vertikalböe den Anstellwinkel des Flugzeugs erhöht, wodurch es aufnickt, und das Flugzeug dann ganz von allein die Nase wieder absenkt. Bei einer Drachenkonfiguration trägt das Höhenleitwerk entscheidend dazu bei, das Flugzeug um seine Querachse zu stabilisieren, indem es Abtrieb erzeugt. Dieser Abtrieb verursacht ein aufnickendes Moment, welches dem abnickenden Moment der Flügel entgegenwirkt. Die Größe des Abtriebs hängt vom Abstand zwischen Leitwerk und Flügel, von der Klappenstellung und der Schwerpunktposition des Flugzeugs ab. Beim BWA fehlt allerdings die Abtriebskraft des Höhenleitwerks, denn der hintere Flügel soll ja auch Auftrieb erzeugen. Für einen ausgeglichenen Momentenhaushalt muss daher der vordere Flügel mehr Auftrieb als der hintere Flügel erzeugen. Das ist allerdings nur die halbe Wahrheit. Tiefergehende Analysen der statischen Stabilität der Längsbewegung zeigen zudem, dass für ein stabiles BWA der vordere Auftriebsbeiwert größer sein muss als der hintere. Der Auftriebsbeiwert ist die Auftriebskraft bezogen auf die Flügelfläche und den Staudruck der freien Anströmung.

Schlussfolgernd kann man festhalten, dass abhängig von der Schwerpunktposition des Boxwing-Flugzeugs ein bestimmtes Verhältnis der Auftriebsbeiwerte zwischen vorderem und hinterem Flügel vorhanden sein muss. Je größer dieses Verhältnis ist, umso größer ist auch der Bereich möglicher Schwerpunktpositionen, bei denen das Flugzeug stabil fliegt. Dieses Verhältnis ist aber durch den maximal möglichen Auftriebsbeiwert des vorderen Flügels begrenzt. Es ist demnach ein Kompromiss zu finden zwischen einem möglichst großen zulässigen Schwerpunktbereich und der Wahl realistischer Auftriebsbeiwerte. Bei einem Verhältnis zwischen vorderem und hinterem Auftriebsbeiwert von 1,9 werden beide Anforderungen erfüllt. Jedoch ist der resultierende Schwerpunktbereich verhältnismäßig klein, was einen ausgeglichenen Schwerpunkt des Flugzeugs erfordert.

Ausgeglichene Konfiguration

Wie im Zusammenhang mit der statischen Stabilität der Längsbewegung erläutert wurde, ist der zulässige Schwerpunktbereich recht klein, so dass das Flugzeug ausgeglichen sein muss. Die Positionen der Schwerpunkte der einzelnen Flugzeugkomponenten und der Nutzlast müssen alle etwa an der gleichen Position liegen. Das bedeutet auch, dass die Position des Schwerpunkts des gesamten Flugzeugs für verschiedene Belade- und Flugzustände möglichst am gleichen Ort bleiben soll. Da-





für müssen die Positionen und die Geometrie der einzelnen Baugruppen aufeinander abgestimmt werden.

Der Rumpf muss symmetrisch zum Schwerpunkt des unbeladenen Flugzeugs angeordnet werden. Bei einer Beladung des Flugzeugs wird dann etwa gleich viel Masse vor dem Schwerpunkt des unbeladenen Flugzeugs eingeladen wie dahinter. Die Flügel müssen ebenfalls symmetrisch zum Schwerpunkt angeordnet werden. Ihr Pfeilwinkel ergibt sich aus aerodynamischen Forderungen und kann nicht beliebig gewählt werden. Das Gleiche gilt für den Pfeilwinkel der Winglets. Bild 2.13 zeigt eine Anordnung der Komponenten eines BWA, bei der die Flügellage und ein nach hinten verlagertes Gesamtschwerpunkt zueinander passen. Durch die Verwendung eines für Kurz-/Mittelstreckenflugzeuge üblichen Standardrumpfes mit einem Gang ragt sein Bug aber aufgrund der benötigten Rumpflänge weit über den vorderen Flügel hinaus. Bei einer Beladung des Rumpfes würde dann der Schwerpunkt nach vorn wandern, was einen großen zulässigen Schwerpunktbereich erfordern würde, da das Flugzeug sowohl ohne als auch mit Beladung stabil fliegen muss.

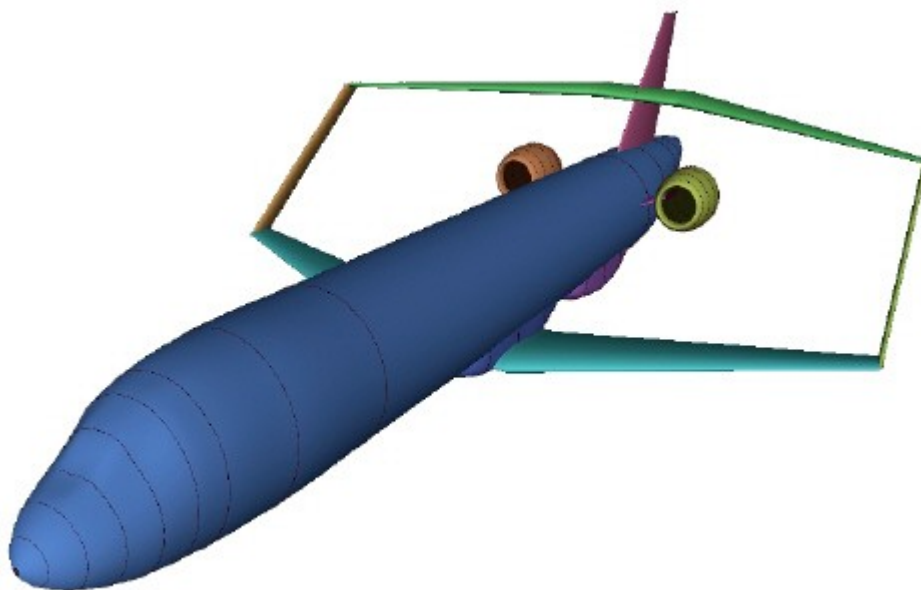


Bild 2.13 Bei der Verwendung eines Standardrumpfes ragt dessen Bug weit über die Flügel hinaus, was zu einem großen benötigten Schwerpunktbereich führt

Durch die Wahl eines kurzen und breiten Rumpfes kann diese Problematik umgangen werden. Jetzt ist der Rumpf so kurz, dass ein am Leitwerk befestigtes Flügelsystem vorn fast bis zum Cockpit reicht. Die Triebwerke werden in der Mitte des Rumpfes platziert. So ergibt sich eine ausgeglichene Konfiguration, weil auch bei Be- und Entladung die Nutzlast gleichmäßig vor und hinter dem mittig



liegenden Schwerpunkt verteilt wird. Der größere Rumpfdurchmesser bedeutet allerdings einen deutlich größeren Luftwiderstand, aber auch eine geringere Rumpfmasse.

Es gibt natürlich auch alternative Lösungsmöglichkeiten der Problematik:

- 1.) Der Standardrumpf könnte beibehalten und die gesamte Flügelkonfiguration samt Seitenleitwerk und der Triebwerke in Richtung Rumpfmittle verschoben werden. Dadurch verringert sich aber der Hebelarm zwischen Seitenleitwerk und Schwerpunkt, der zusammen mit der Leitwerksfläche ausschlaggebend für Stabilität und Steuerung des Flugzeugs um seine Hochachse ist.
- 2.) Ein Verzicht auf die Anbindung des hinteren Flügels an das Seitenleitwerk wäre ebenso denkbar, wodurch die gesamte Flügelkonfiguration frei positionierbar wäre. Hier müsste der obere Flügel jedoch an der Rumpfoberseite befestigt werden, wodurch sich der vertikale Abstand beider Flügel verringern und dies einen größeren Widerstand verursachen würde. Dadurch würde das BWA seinen Vorteil des geringeren Widerstands weitgehend verlieren.

Im weiteren Projektverlauf zeigte sich, dass statische Längsstabilität durch einen geschickten Entwurf der Flügelkonfiguration auch bei einem Boxwing-Flugzeug mit Standardrumpf zu erreichen ist. Es wurde daher entschieden im Projekt sowohl eine Boxwing-Variante mit kurzem, breitem Rumpf („Wide-body Boxwing-Flugzeug“), als auch eine Variante mit Standardrumpf („Slender body Boxwing-Flugzeug“) zu entwerfen.





Resultierendes Layout

Bild 2.14 zeigt den Rumpfquerschnitt des Wide-body Boxwing-Flugzeugs, der mithilfe des PreSTo-Rumpfmoduls erzeugt wurde. Gezeigt wird die Sitzanordnung in der Economy Class. Es fällt auf, dass die Kabine zwei Gänge hat und eine Sitzreihe acht Sitze. Aufgrund des großen Rumpfdurchmessers ist es möglich, LD3/LD6-Container im Frachtraum unterzubringen. Diese Container werden in Passagierflugzeugen häufig auf Langstreckenflügen für den Transport von Zusatzfracht verwendet, womit die Airlines zusätzliche Einnahmen erzielen können. An Knotenflughäfen könnten diese Container ohne Probleme von einem Langstreckenflugzeug auf das Mittelstrecken-BWA verladen und zu kleineren Zielflughäfen transportiert werden.

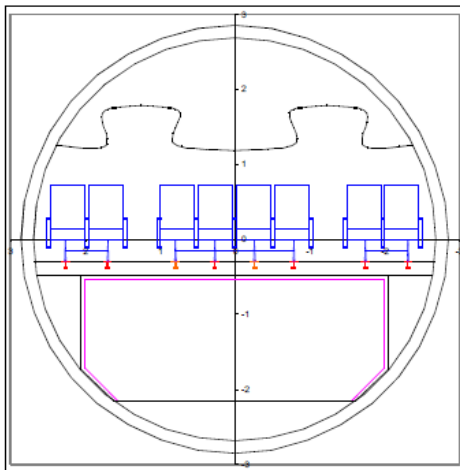


Bild 2.14 Rumpfquerschnitt in der Economy Class

Bild 2.15 zeigt den Kabinengrundriss, welcher ebenfalls mit PreSTo erzeugt wurde. Es gibt Ausgänge am Bug und am Heck des Flugzeugs. Die schwarzen Rechtecke in der Zeichnung geben die Positionen der Toiletten an. Vorne rechts befindet sich eine kleine Küche (grün) und im Heck die Hauptküche (blau). Insgesamt hat die Kabine 19 Sitzreihen und bietet Platz für 148 Passagiere. Die Geometrieparameter für Bug und Heck wurden so angepasst, dass sich eine aerodynamisch günstige Form ergibt.

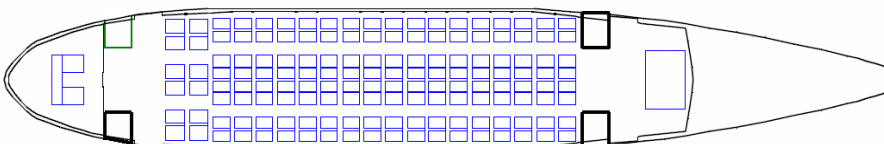


Bild 2.15 Kabinengrundriss des Box-Wing-Flugzeugs



Anstelle eines einfachen Seitenleitwerks wie in Bild 2.13 hat das Flugzeug ein V-Leitwerk, da dieses wesentlich zur Stabilisierung der hinteren Flügelstruktur beiträgt. Das Leitwerk wird nach vorn gepfeilt, damit die gesamte Flügelkonfiguration passend in Richtung des Schwerpunktes verschoben wird.

Für die ausgeglichene Konfiguration ist es auch notwendig, die Triebwerke nah am Schwerpunkt zu positionieren. Eine Integration der Triebwerke am Flügel ist hier allerdings nicht möglich, da dafür wohl nur die Winglets in Frage kämen, deren Struktur für diesen Zweck aber zu schwach ist. Außerdem würde bei dieser Option ein einseitiger Triebwerksausfall ein enormes Giermoment verursachen, was durch das Seitenleitwerk kaum auszugleichen wäre. Schließlich ist eine Integration am Rumpf die einzig sinnvolle Möglichkeit. Am vernünftigsten ist die Integration auf dem Rumpf mithilfe eines Trägers, dessen Breite dem Triebwerksdurchmesser angepasst werden kann. So ist eine Unterbringung von verbrauchsarmen Triebwerken mit großen Nebenstromverhältnissen möglich, die einen größeren Durchmesser haben.

Bei der Aufnahme des Hauptfahrwerks unterscheidet sich das BWA wesentlich von den meisten Passagierjets, deren Hauptfahrwerksbeine im Flügel integriert sind. Prinzipiell muss das Hauptfahrwerk einige Meter hinter dem Schwerpunkt liegen, damit sich beim Landestoß die Flugzeugnase nach unten bewegt und das Flugzeug am Boden nicht nach hinten kippt. Beim BWA kommt deswegen nur ein Rumpffahrwerk in Frage, zu dessen Unterbringung entsprechende Verkleidungen (Fairings) an der Rumpfunterseite nötig sind.

Charakteristiken am Flughafen

Das BWA eignet sich hervorragend dafür, die aerodynamischen Vorteile der Flügelkonfiguration mit den Möglichkeiten einer effizienteren Bodenabfertigung zu kombinieren, denn das Flugzeug besitzt einen konventionellen und zur aktuellen Flughafeninfrastruktur kompatiblen Rumpf, der entsprechend optimiert werden kann. Außerdem besteht die Möglichkeit eines durchgängigen Frachtraums. Bei konventionellen Flugzeugen ist es meistens so, dass der Flügelmittelkasten so groß ist, dass er die komplette Höhe des Frachtraums einnimmt und dadurch den Frachtraum unterbricht. Die dünnen Flügel des BWA machen es aber möglich, dass der Flügelmittelkasten unter dem Frachtraum liegen kann, so dass dieser nicht unterbrochen wird. Zum einen kann damit das Frachtvolumen vergrößert werden, zum anderen ist es so auch möglich, das Be- und Entladen zu beschleunigen. Im Idealfall gibt es zwei Frachttüren, mit denen ein simultanes Be- und Entladen erfolgen kann (Bild 2.16). Hier muss allerdings gewährleistet sein, dass die Geräte und Fahrzeuge der Bodenabfertigung nicht untereinander oder mit der Flugzeugstruktur kollidieren.





Bild 2.16 Simultanes Be- und Entladen

Ein weiterer Vorteil hinsichtlich einer schnelleren Bodenabfertigung ist die Kabine mit zwei Gängen, wodurch das Ein- und Aussteigen der Passagiere bis zu 10 Minuten weniger Zeit in Anspruch nimmt als bei einer Kabine mit einem Gang (**Fuchte 2011**).

Ein wichtiger Punkt im Zusammenhang mit einer größeren Flughafenkapazität ist der geringere induzierte Widerstand und die dadurch schwächeren Randwirbel/Wirbelschleppen des BWA. Bei Start und Landung ist aufgrund der Wirbelschleppen ein Mindestabstand zwischen den Flugzeugen erforderlich, so dass ein Flugzeug nicht vom Wirbel des vorherigen erfasst wird. Heutzutage werden die Flugzeuge zur Bestimmung dieses Abstands in vier verschiedene Kategorien eingeteilt, die sich an der Flugzeugmasse orientieren. In Zukunft könnte die Charakteristik der Wirbel selber ein Kriterium sein (**Schönhals 2011**). So wäre es möglich, die schwächeren Wirbel des BWA bei der Ermittlung des Mindestabstands bei Start und Landung zu berücksichtigen, was am Ende bedeutete, dass dieser Abstand kleiner und so die Kapazität der Start- und Landebahnen erhöht würde.

Zusammenfassung

Durch unkonventionelle Konfigurationen besteht die Chance die Gleitzahl zu erhöhen. Dafür wurde das Box Wing Aircraft (BWA) vorgeschlagen, welches das Potenzial hat die Gleitzahl um 18 % zu verbessern. Es wurden zwei Varianten eines solchen Flugzeuges entworfen, welche in den folgenden Abschnitten 2.2.2.2 und 2.2.2.3 beschrieben werden. Im Projektverlauf wurde anfangs davon ausgegangen, dass sich die erforderlichen Kraftstoffmassen bei beiden Boxwing-Varianten im Vergleich zum Referenzflugzeug verringern lassen, bei etwa gleichbleibenden Abflugmassen. Nach erfolgter Kalibrierung der eingesetzten Methode zur Berechnung der Betriebsleermasse und nach Anpassung der Start- und Landestreckenforderung an das Referenzflugzeug änderte sich das Bild jedoch. Hinsichtlich der DOC konnte keine Verbesserung im Vergleich zum Referenzflugzeug erreicht werden. Die DOC des kürzeren BWAs sind um 19 %, die des längeren BWAs um 20 % höher als die des Referenzflugzeugs. Auch die Abflugmasse steigt um 22 % bzw. 24 % an. Hauptgrund ist, dass die BWA einen mehr als doppelt so schweren Flügel als das Referenzflugzeug besitzen. Die Nachteile durch diese drastische Massezunahme konnten durch die beschriebenen Vorteile einer höheren Gleitzahl nicht kompensiert werden.

Zukünftig könnten Verbesserungen der betrachteten „Diamond“-Boxwing-Konfigurationen durch die Variation weiterer Entwurfparameter erreicht werden. So konnte beispielsweise gezeigt wer-





den, dass eine leichte Verringerung der Reiseflug-Machzahl eine leichte Verbesserung der DOC ermöglicht. Für die Variation weiterer Parameter ist jedoch ein komplexes, automatisiertes Entwurfsprogramm speziell für Boxwing-Flugzeuge erforderlich, welches u.a. die Einhaltung statischer Längsstabilität auch bei Veränderungen an der Flügelkonfiguration sicherstellt. Da offen ist, ob der potentielle Vorteil des Boxwing-Konzeptes nicht auch durch andere Boxwing-Konfigurationen erreicht werden kann, ist fraglich, ob sich der Aufbau eines solchen Programms lohnen würde. Im späteren Verlauf des Projektes wurden nämlich noch weitere Möglichkeiten zur Umsetzung einer Boxwing-Konfiguration untersucht und bewertet. Bei dieser Bewertung schnitt eine einfache Doppeldecker-Anordnung der Flügel mit konventionellem Leitwerk (Bild 2.17) am besten ab, u.a. weil bei einer solchen Konfiguration weniger Probleme bei der Bodenabfertigung zu erwarten sind. Derzeit wird in der AERO-Forschungsgruppe bereits am Entwurf einer solchen Boxwing-Konfiguration gearbeitet.

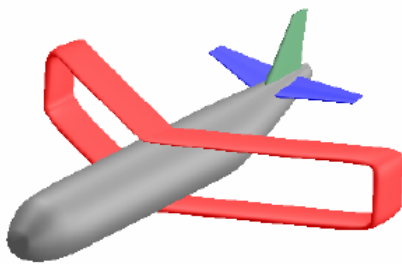


Bild 2.17 Doppeldecker-Boxwing-Flugzeug





2.2.2.2 Entwurfsergebnisse – Boxwing-Flugzeug (wide-body)



Bild 2.18 3D-Ansicht des Boxwing-Flugzeugs (wide-body)

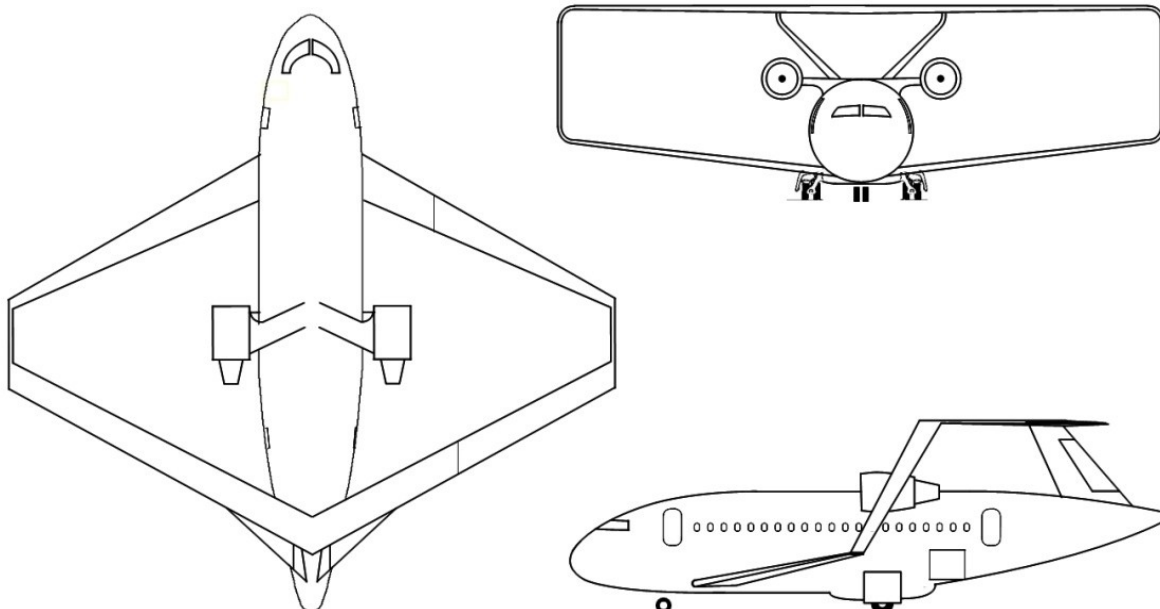


Bild 2.19 3-Seitenansicht des Boxwing-Flugzeugs (wide-body)



**Tabelle 2.2** Wichtige Parameter des wide-body Boxwing-Flugzeugs

| Parameter | Value | Deviation from A320* |
|---------------------------------|--------------------|----------------------|
| Requirements | | |
| m_{MPL} | 19256 kg | 0 % |
| R_{MPL} | 1510 NM | 0 % |
| M_{CR} | 0,76 | 0 % |
| $\max(s_{TOFL}, s_{LFL})$ | 1770 m | 0 % |
| n_{PAX} (1-cl HD) | 180 | 0 % |
| m_{PAX} | 93 kg | 0 % |
| SP | 29 in | 0 % |
| Main aircraft parameters | | |
| m_{MTO} | 89600 kg | + 22 % |
| m_{OE} | 55800 kg | + 35 % |
| m_F | 14500 kg | + 12 % |
| S_W | 155 m ² | + 27 % |
| $b_{W,geo}$ | 35,9 m | + 5 % |
| $A_{W,eff}$ | 18,9 | + 99 % |
| E_{max} | 19,5 | ≈ + 11 % |
| T_{TO} | 134 kN | + 21 % |
| BPR | 6 | + 0 % |
| SFC | 1,62E-5 kg/N/s | - 2 % |
| h_{ICA} | 40700 ft | + 5 % |
| s_{TOFL} | 1770 m | 0 % |
| s_{LFL} | 1450 m | 0 % |
| t_{TA} | 25 min | 0 % |
| DOC mission requirements | | |
| R_{DOC} | 755 NM | 0 % |
| $m_{PL,DOC}$ | 19256 kg | 0 % |
| EIS | 2030 | ----- |
| c_{fuel} | 1,44 USD/kg | 0 % |
| Results | | |
| $m_{F,trip}$ | 6425 kg | + 10 % |
| $U_{a,f}$ | 2617 h | - 10 % |
| DOC (AEA) | 119 % | + 19 % |



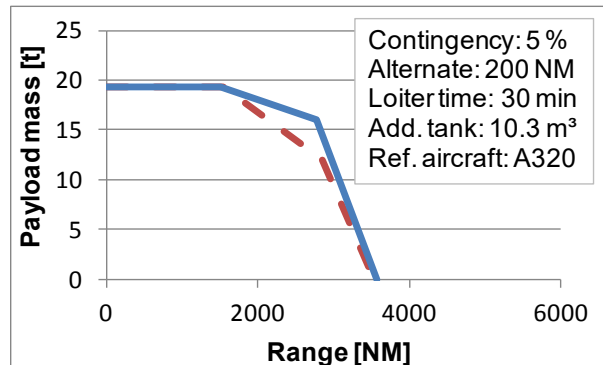
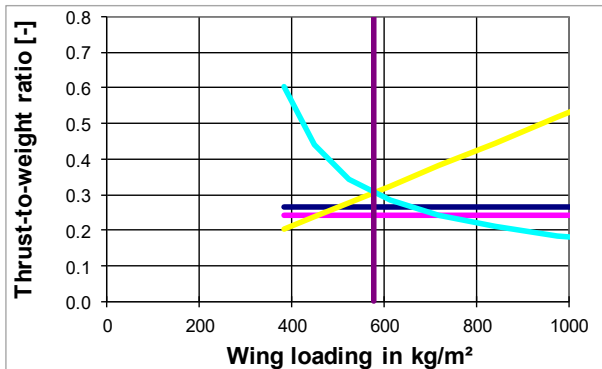


Bild 2.20 Entwurfsdiagramm und Nutzlast-Reichweiten-Diagramm des Boxwing-Flugzeugs

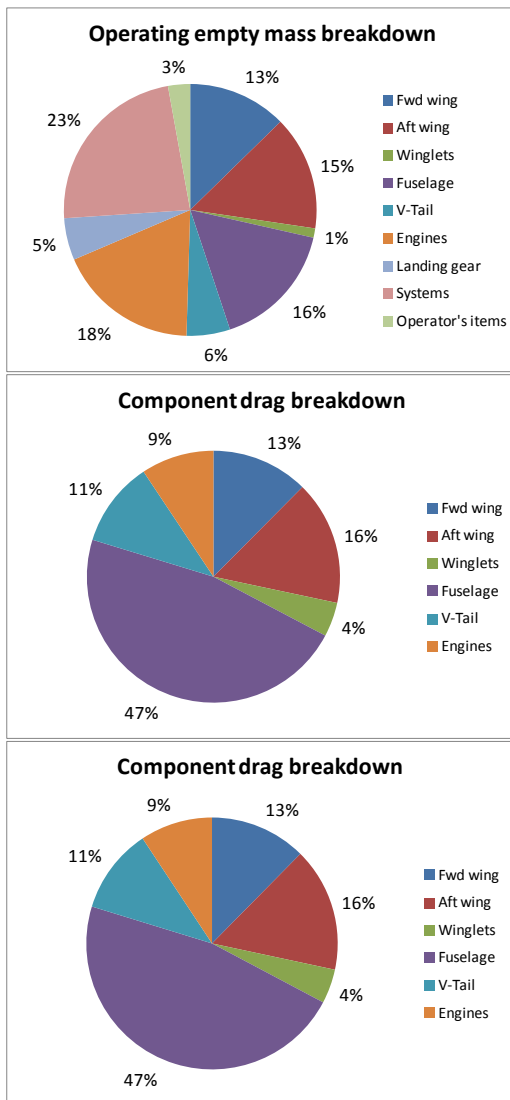


Bild 2.21 Aufschlüsselung der Betriebsleermasse, des Widerstands und der Betriebskosten





2.2.2.3 Entwurfsergebnisse – Boxwing-Flugzeug (slender-body)

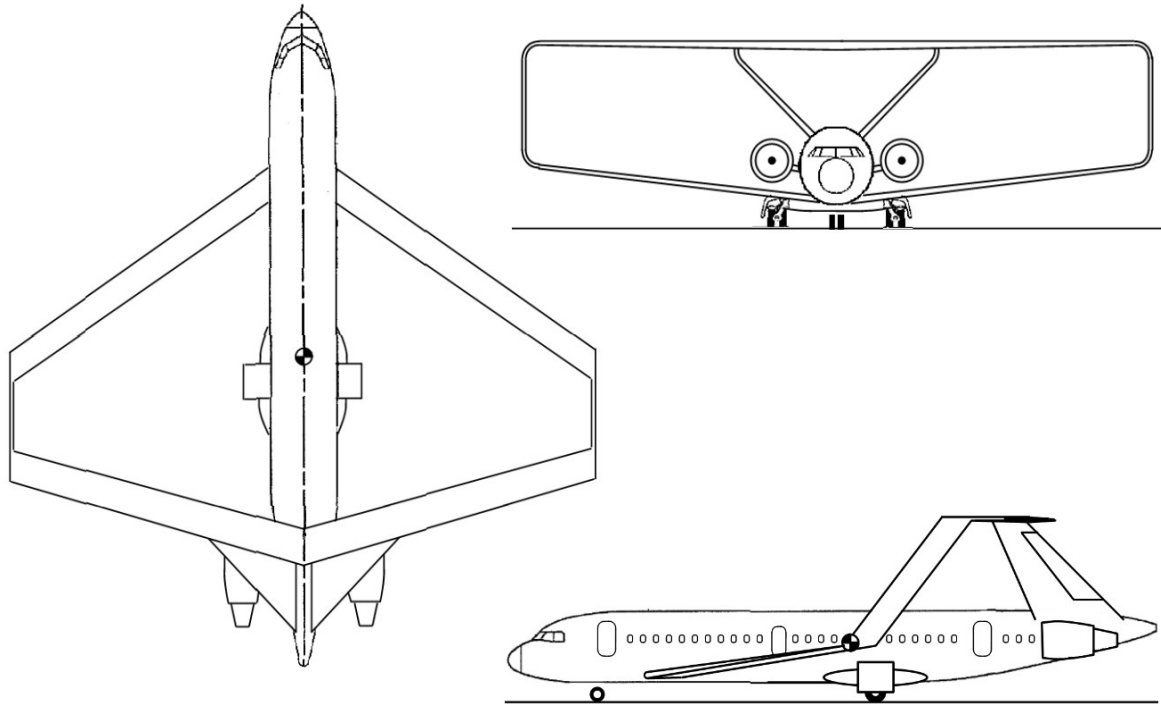


Bild 2.22 3-Seitenansicht des Boxwing-Flugzeugs (slender-body)



**Tabelle 2.3** Wichtige Parameter des slender-body Boxwing-Flugzeugs

| Parameter | Value | Deviation from A320* |
|---------------------------------|--------------------|----------------------|
| Requirements | | |
| m_{MPL} | 19256 kg | 0 % |
| R_{MPL} | 1510 NM | 0 % |
| M_{CR} | 0,76 | 0 % |
| $\max(s_{TOFL}, s_{LFL})$ | 1770 m | 0 % |
| n_{PAX} (1-cl HD) | 180 | 0 % |
| m_{PAX} | 93 kg | 0 % |
| SP | 29 in | 0 % |
| Main aircraft parameters | | |
| m_{MTO} | 90900 kg | + 24 % |
| m_{OE} | 57700 kg | + 40 % |
| m_F | 14000 kg | + 7 % |
| S_W | 153 m ² | + 26 % |
| $b_{W,geo}$ | 36,0 m | + 5 % |
| $A_{W,eff}$ | 17,0 | + 79 % |
| E_{max} | 21,4 | ≈ + 21 % |
| T_{TO} | 136 kN | + 22 % |
| BPR | 6 | + 0 % |
| SFC | 1,62E-5 kg/N/s | - 2 % |
| h_{ICA} | 41900 ft | + 8 % |
| s_{TOFL} | 1770 m | 0 % |
| s_{LFL} | 1450 m | 0 % |
| t_{TA} | 32 min | 0 % |
| DOC mission requirements | | |
| R_{DOC} | 755 NM | 0 % |
| $m_{PL,DOC}$ | 19256 kg | 0 % |
| EIS | 2030 | ----- |
| c_{fuel} | 1,44 USD/kg | 0 % |
| Results | | |
| $m_{F,trip}$ | 6242 kg | + 7 % |
| $U_{a,f}$ | 2617 h | - 10 % |
| DOC (AEA) | 120 % | + 20 % |



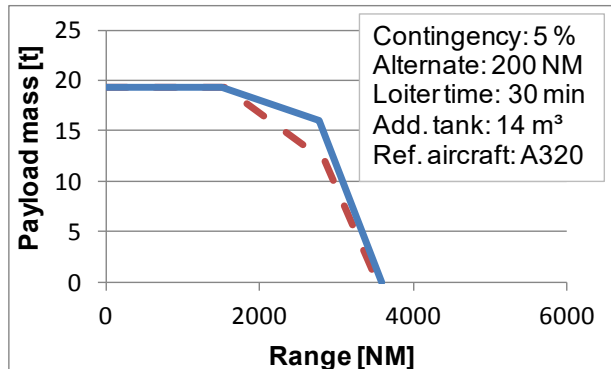
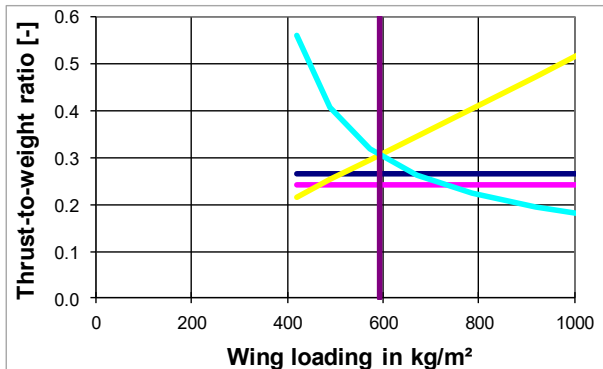


Bild 2.23 Entwurfsdiagramm und Nutzlast-Reichweiten-Diagramm des Boxwing-Flugzeugs

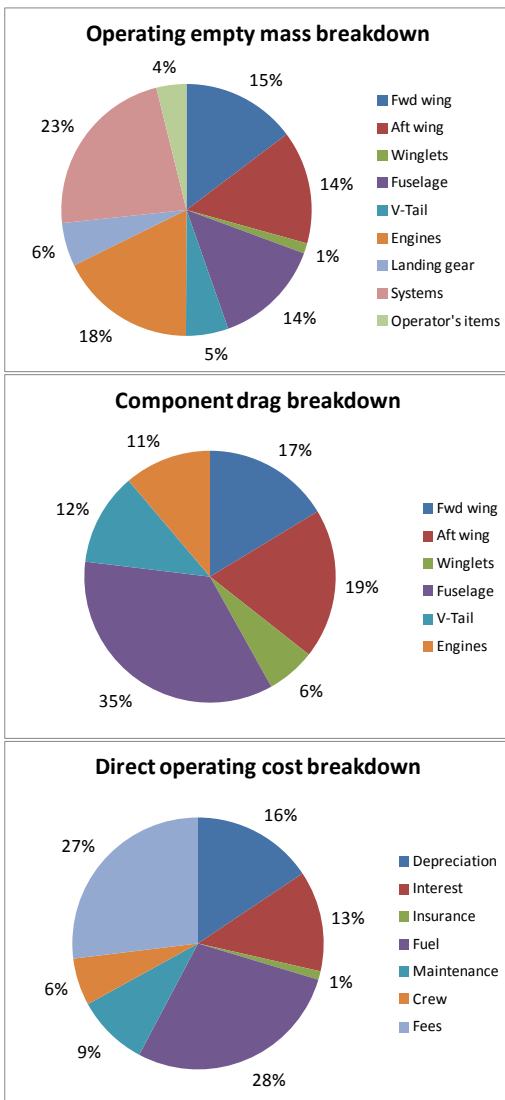


Bild 2.24 Aufschlüsselung der Betriebsleermasse, des Widerstands und der Betriebskosten





2.2.3 Smart Turboprop

Flugzeuge mit Turboprop-Triebwerken (Turboprops) könnten auf der Mittelstrecke eine interessante Alternative zu den heute vorwiegend eingesetzten Flugzeugen mit Turbofan-Triebwerken (Turbofans) darstellen. Zudem könnten bei diesem konventionellen Ansatz die Entwicklungskosten und -risiken im Vergleich zu anderen Konzepten wie Blended-Wing-Body oder Boxwing-Flugzeug relativ gering gehalten werden. Im Forschungsprojekt wird daher u.a. ein tieffliegender Turboprop entworfen. Untersucht wird, ob dieser Turboprop geringere Betriebskosten als das Referenzflugzeug aufweist.

Für den Vorentwurf des vorgeschlagenen Turboprops wurde das Entwurfsprogramm *Turboprop Optimization in Preliminary Aircraft Design* (PrOPerA) entwickelt. PrOPerA ist eine Weiterentwicklung des Programms *Optimization in Preliminary Aircraft Design* (OPerA), welches von **Niřa 2012** entwickelt wurde. OPerA wurde für den Vorentwurf von Turbofanflugzeugen entwickelt. PrOPerA kann zusätzlich für den Vorentwurf von Turbopropflugzeugen eingesetzt werden. Wichtige Methoden, die für PrOPerA entwickelt wurden werden in **Johanning 2012** beschrieben.

Für Fluggesellschaften sind geringe Betriebskosten (Kosten pro Passagier und Strecke) eines Flugzeugs entscheidend. Der Einsatz von Turboprops könnte zu einer Verringerung der Betriebskosten führen, weil Turboprop-Triebwerke einen geringeren spezifischen Treibstoffverbrauch als die heute bei zivilen Transportflugzeugen meist eingesetzten Turbofan-Triebwerke haben. In Bild 2.25 von **Babikian 2002** wird die Veränderung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs verschiedener Flugzeugtypen über die letzten Jahrzehnte dargestellt. Die Grafik verdeutlicht, dass der spezifische Kraftstoffverbrauch von Turbopropflugzeugen etwa 10 ... 30 % unter dem von Turbofanflugzeugen liegt.



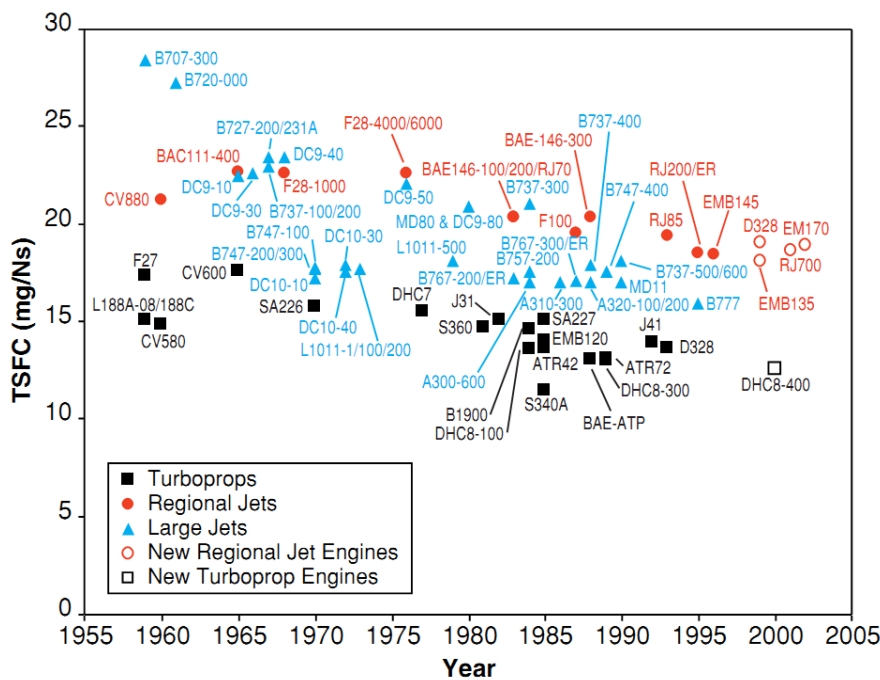


Bild 2.25 TSFC of TA compared with turbofan aircraft (Babikian 2002)

Um die Betriebskosten gering zu halten, müssen jedoch auch möglichst viele Passagiere in einem bestimmten Zeitraum transportiert werden, d.h. die Anzahl der Flüge muss hoch sein. Die Anzahl der möglichen Flüge hängt von der Fluggeschwindigkeit ab. Dies ist ein Nachteil der Turboprops, da diese geringere Fluggeschwindigkeiten als vergleichbare Turbofans aufweisen. Ziel muss es also sein, möglichst geringen Treibstoffverbrauch bei möglichst hohen Fluggeschwindigkeiten zu erreichen. Diese beiden Ziele konkurrieren miteinander, weil der Wirkungsgrad der Turboprop-Triebwerke bei höheren Fluggeschwindigkeiten abnimmt und damit der Treibstoffverbrauch zunimmt. Es muss also ein optimaler Kompromiss zwischen hoher Fluggeschwindigkeit und geringem Treibstoffverbrauch gefunden werden. Beim finalen Projektentwurf wurde dieser Kompromiss bei einer Reiseflugmachzahl von 0,51 gefunden.

Durch ihren geringeren Treibstoffverbrauch könnte der Einsatz von Turboprop-Triebwerken auch die CO2 Emissionen reduzieren. Beim Verbrennungsprozess entstehen pro verbranntem Kilogramm Treibstoff 3,15 kg CO2. Die CO2 Emissionen im Flugbetrieb sind also proportional zur verbrannten Treibstoffmasse. Daher würde eine Reduktion des Treibstoffverbrauchs um beispielsweise 15 % auch zu einer Reduktion der CO2 Emissionen um 15 % führen.

Turboprops werden heutzutage bereits auf der Kurzstrecke eingesetzt, weil die Fluggeschwindigkeit dort weniger entscheidend ist, als auf der Langstrecke. Je höher der Treibstoffpreis, desto wichtiger ist ein geringer Treibstoffverbrauch und desto länger die Flugstrecke, auf denen Turboprops gerin-



gere Betriebskosten als Turboprops aufweisen. Die steigenden Treibstoffpreise der letzten Jahre haben bereits dazu geführt, dass Flugzeughersteller wie ATR und Bombardier über größere Turboprop-Flugzeuge mit 90 Sitzen nachdenken (z.B. **Toh 2012**, **Trimble 2012a**, **Trimble 2012b**). Entscheidend ist also ob der Treibstoffpreis in 2030 (wenn nach derzeitiger Planung eine neue Generation von Mittelstreckenflugzeugen eingeführt werden soll (**Kingsley 2011**)) „hoch“ genug ist, damit sich der Einsatz von Turboprops auch auf der Mittelstrecke lohnt.

Warum tiefer fliegen?

Die Fluggeschwindigkeit eines Flugzeugs wird durch seine Flugmachzahl (d. h. dem Verhältnis der Fluggeschwindigkeit zur Schallgeschwindigkeit) begrenzt. Die Schallgeschwindigkeit hängt von der Temperatur und damit von der Flughöhe ab. Je geringer die Flughöhe, desto höher die Schallgeschwindigkeit. Ein Flugzeug mit einer Reiseflugmachzahl von 0,71 weist daher in geringer Flughöhe eine höhere Fluggeschwindigkeit auf, als in größerer Flughöhe. Bild 2.26 zeigt beispielhaft, dass ein Flugzeug mit einer Machzahl von 0,71 in einer Flughöhe von 6140 m etwa dieselbe Fluggeschwindigkeit hätte, wie ein Flugzeug mit einer Machzahl von 0,76 in 11000 m. Um eine möglichst hohe Fluggeschwindigkeit zu erreichen soll der Turboprop daher in geringerer Flughöhe als vergleichbare Turboprops fliegen.

Die sich aus dem Entwurf ergebende Flughöhe des in Tabelle 2.8 beschriebenen finalen Turbopropentwurfs liegt bei etwa 7000 m. Die Flughöhe des Referenzflugzeugs liegt bei etwa 11000 m. Die im Entwurf ermittelte optimale Reiseflug-Machzahl des Turboprops liegt bei 0,51, was etwa 33 % geringer als die Machzahl des Referenzflugzeugs. Durch den zuvor beschriebenen Effekt ist die tatsächliche Reisefluggeschwindigkeit des Turboprops nur etwa 29 % geringer als die des Referenzflugzeugs.



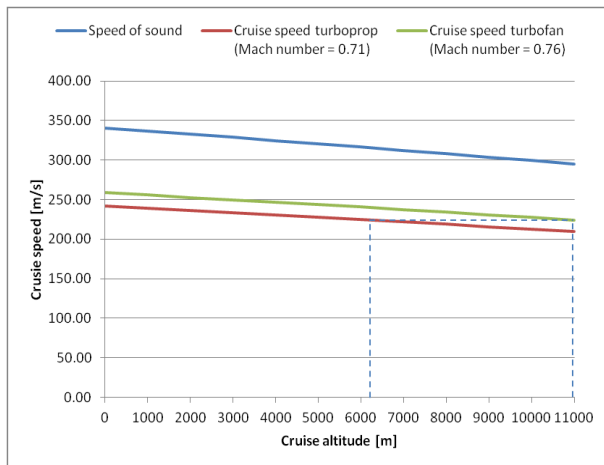


Bild 2.26 Eine Verringerung der Reise Flughöhe bei einer gegebenen Machzahl führt zu höheren Reisefluggeschwindigkeiten

Die Fluggeschwindigkeit ist für Flugzeuge in einer Höhe unter 10000 ft (3048 m) auf 250 kt (Indicated Airspeed) (534 km/h wahre Geschwindigkeit; Machzahl: 0,45) begrenzt. Sowohl Turbofans als auch Turboprops können diese Geschwindigkeit erreichen und sind somit beide kurz nach dem Start und kurz vor der Landung in der Fluggeschwindigkeit begrenzt. Das bedeutet, dass ein Turbopropflugzeug während der ca. 20 Minuten eines Fluges, die unter 10000 ft geflogen werden gegenüber einem Turbofanflugzeug sowieso keine Zeit verliert.

Beim „Taxi“-Vorgang verliert das Turbopropflugzeug ebenfalls keine Zeit im Vergleich zum Turbofanflugzeug. Auch die Bodenabfertigungszeit bleibt beim finalen Projektentwurf im Vergleich zum Referenzflugzeug unverändert.

Durch die beschriebenen Effekte ist die Blockzeit des Smart Turboprop auf einer Flugmission von 755 NM (entsprechend der DOC-Mission), trotz der um 33 % verringerten Machzahl, nur etwa 21 % höher als die des Referenzflugzeugs.

Ein Nachteil der geringeren Flughöhe ist, dass man öfter unter Wettereinfluss fliegt und daher stärkeren Böen ausgesetzt ist. Durch den Entwurf eines Flugzeugs mit höherer Flächenbelastung könnten die Einwirkungen durch die Böen auf die Passagiere jedoch konstant gehalten werden. Allerdings führte die im Entwurf geforderte maximale Sicherheitslandestrecke zu einer im Vergleich zum Referenzflugzeug unveränderten Flächenbelastung, weshalb sich die Böenlasten beim Turboprop um etwa 36 % im Vergleich zur A320 erhöhen.

Eine Untersuchung zur Bedeutung verschiedener Flugzeugparameter für die Bewertung eines Flugzeugentwurfs von Niță 2012b zeigt, dass die absolute Gewichtung von Böenlasten für die Bewer-





tung eines Flugzeugentwurfs bei 1,1 % liegt. Durch die geringe Bedeutung dieses Parameters für den Flugzeugentwurf, wurde die Erhöhung der Böenlasten beim Entwurf des Smart Turboprop in Kauf genommen.

2.2.3.1 Allgemeine Entwurfsüberlegungen

Ein hoher Wirkungsgrad der Propeller ist Voraussetzung für niedrigen Treibstoffverbrauch. Um einen hohen Wirkungsgrad zu erreichen sind niedrige Flächenbelastungen der Propeller (d.h. eine Verteilung der erforderlichen Leistung auf eine möglichst große Propellerfläche) notwendig. Dies kann durch einen großen Propellerdurchmesser erreicht werden, welcher u.a. jedoch hohe Fahrwerksbeinlängen und damit –massen erfordert, um die notwendige Bodenfreiheit der Propellerblätter sicherzustellen. Im Entwurf wurde daher u.a. der Propellerdurchmesser optimiert, um den idealen Kompromiss zwischen hohen Propellerwirkungsgraden und niedrigen Fahrwerksbeinlängen zu finden.

Bei Tiefdeckern ist das Hauptfahrwerk meist im Flügel untergebracht. Eine solche Unterbringung würde bei einer Hochdeckerkonfiguration wieder zu großen Fahrwerksbeinlängen und damit zu großer Fahrwerksmasse führen. Außerdem wäre das Einfahren der Fahrwerke aus Platzgründen schwierig. Eine Unterbringung in den Triebwerksgondeln (wie z.B. bei der Bombardier Q400) ist beim betrachteten Entwurf nicht möglich, da die Triebwerksgondeln des optimalen Entwurfs bedingt durch Propellerdurchmesser und Rumpfdurchmesser etwa 13 m auseinander liegen. Eine Anforderung an den Entwurf ist allerdings die Erfüllung der Code C Regularien am Flughafen, welche einen maximalen Hauptfahrwerksabstand von 9 m vorschreiben. Bei einer Unterbringung der Fahrwerke in den Triebwerksgondeln ließe sich diese Forderung nicht erfüllen, weshalb das Hauptfahrwerk am Rumpf positioniert wird.

Die Bodenabfertigung stellt für unkonventionelle Konfigurationen oftmals eine Herausforderung dar. Da der vorgeschlagene Turboprop eine konventionelle Konfiguration besitzt, sind keine Änderungen in den bestehenden Bodenabfertigungsprozessen und den verwendeten Bodengeräten notwendig, sodass teure Investitionen vermieden werden können.

Beim Thema Lärm muss man zwischen dem Lärm innerhalb der Kabine und dem am Boden wahrgenommenen Flugzeuglärm unterscheiden. Der Lärm am Boden ist bei Turbopropflugzeugen tendenziell geringer als der Lärm von vergleichbaren Turbofanflugzeugen (**GE 2010**). Probleme bereitet allerdings der Kabinenlärm, der über demjenigen von vergleichbaren Turbofanflugzeugen liegt.





Damit der Kabinenlärm beim Smart Turboprop nicht höher als bei einem Turbofan ausfällt, wurde die Verwendung von zusätzlichem Dämmmaterial vorgesehen und dessen Masse im Entwurf berücksichtigt.

2.2.3.2 Variation einzelner Entwurfsparameter

Der später präsentierte, finale Turbopropentwurf ergibt sich aus einer Optimierung bei der mehrere Entwurfsparameter gemeinsam variiert werden, bis eine Parameterkombination mit minimalen DOC gefunden wurde. Um die Entwurfsentscheidungen des Optimierers besser nachvollziehen zu können, wurden die betroffenen Entwurfsparameter zunächst einzeln variiert und deren Auswirkung auf den Entwurf analysiert. Nachfolgend werden einige dieser Einzelparametervariationen vorgestellt. Die Ausführungen sind hilfreich um das Verhalten des Optimierers und den präsentierten finalen Turbopropentwurf besser verstehen zu können. Allerdings steigen die Ausführungen auch tiefer in den Flugzeugentwurf ein. Lesern, die sich nur einen groben Überblick über die Thematik verschaffen möchten, wird daher empfohlen das nachfolgende Kapitel zu überspringen.

Einfluss des Verhältnisses von maximaler Landemasse zu maximaler Startmasse m_{ML}/m_{MTO} auf die DOC

Vorteil eines kleinen m_{ML}/m_{MTO} :

Je kleiner m_{ML}/m_{MTO} , desto leichter muss das Flugzeug bei der Landung sein, desto höher die zulässige Flächenbelastung (Bild 2.28), desto kleiner der Flügel, desto kleiner die Flügelmasse, desto kleiner die Gesamtmasse und damit die DOC.

Nachteil eines kleinen m_{ML}/m_{MTO} :

Je höher die zulässige Flächenbelastung, desto höher das Verhältnis von erforderlicher Triebwerksleistung zum Flugzeuggewicht (P/W) (Bild 2.29). Dies ist bedingt durch die Tatsache, dass das Entwurfsdiagramm im Entwurf so eingestellt ist, dass der Entwurfspunkt immer auf der „Lande-Linie“ liegt (Bild 2.27), sodass der Entwurfspunkt (und damit P/W) auf der ansteigenden „Take-off“-Gerade nach oben wandert. Je größer P/W , desto größer das Triebwerk, desto größer die Masse und damit die DOC.

Im Anwendungsbeispiel führt bei der Variation von m_{ML}/m_{MTO} ein Wert von etwa 0,94 zu minimaler Betriebsleermasse (Bild 2.30) und minimalen DOC (Bild 2.31).





Wie bereits erwähnt, wandert die „Lande“-Linie im Entwurfsdiagramm nach rechts wenn m_{ML}/m_{MTO} kleiner wird, und der Entwurfspunkt wandert entlang der ansteigenden „Start“-Linie zu hohen P/W . Im Flugzeugentwurf würde es allerdings mehr Sinn machen, mehrere Parameter auf einmal zu variieren, um den wahren Vorteil aus einem geringeren m_{ML}/m_{MTO} ziehen zu können. Beispielsweise würde eine gleichzeitige Erhöhung des maximalen Auftriebsbeiwerts beim Start ($C_{L,max,TO}$) dazu führen, dass sich die Linie aus der Take-off Forderung zu geringeren T/W verschiebt, sodass auch der Entwurfspunkt bei einem geringeren T/W liegen könnte, was sich positiv auf den Gesamtentwurf auswirken würde.

Die Variation von m_{ML}/m_{MTO} ist daher ein gutes Beispiel, dass es wichtig ist mehrere Parameter gemeinsam zu optimieren.

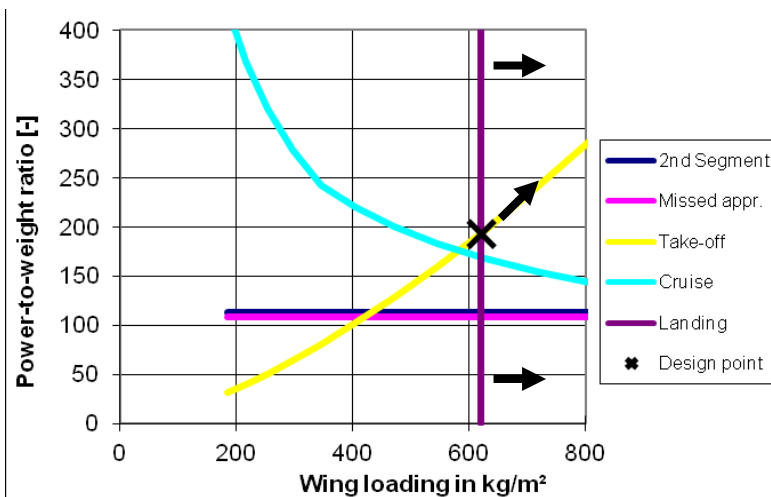


Bild 2.27 Darstellung der Verschiebung der „Lande-Linie“ und des Entwurfspunktes im Entwurfsdiagramm



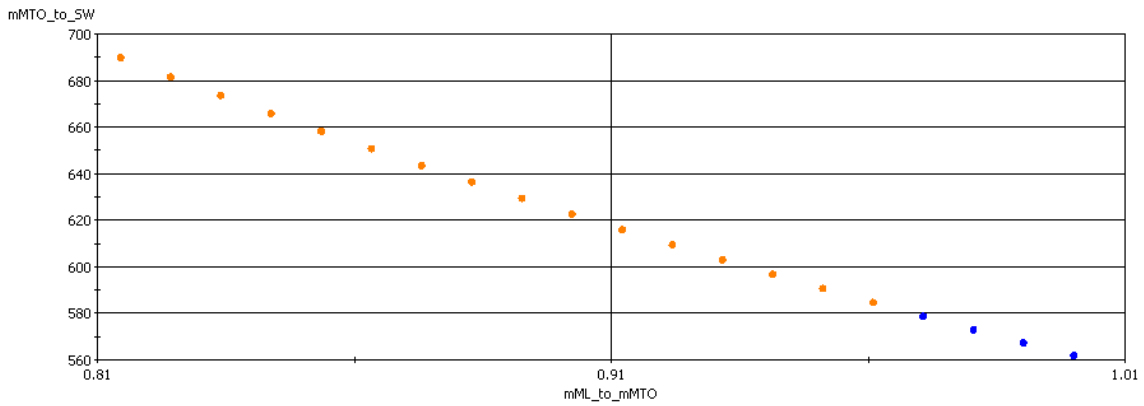


Bild 2.28 Variation von m_{MTO}/S_W mit m_{ML}/m_{MTO}

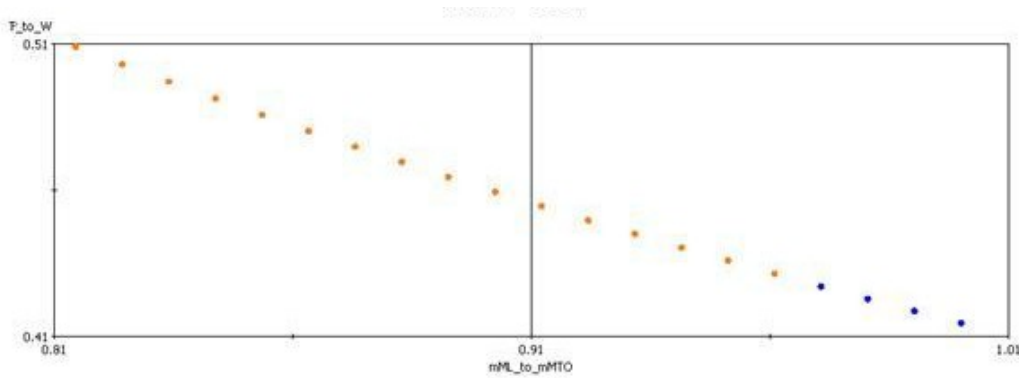


Bild 2.29 Variation von P/W mit m_{ML}/m_{MTO}

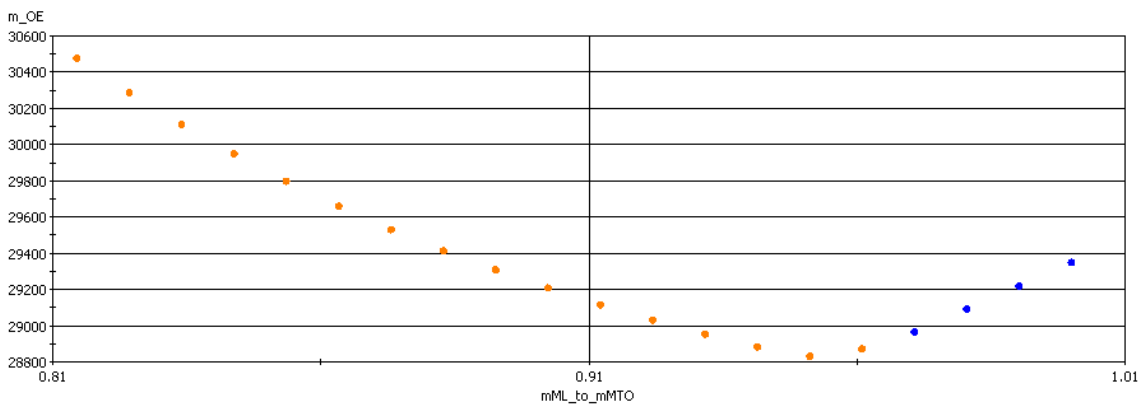


Bild 2.30 Variation von m_{OE} mit m_{ML}/m_{MTO}



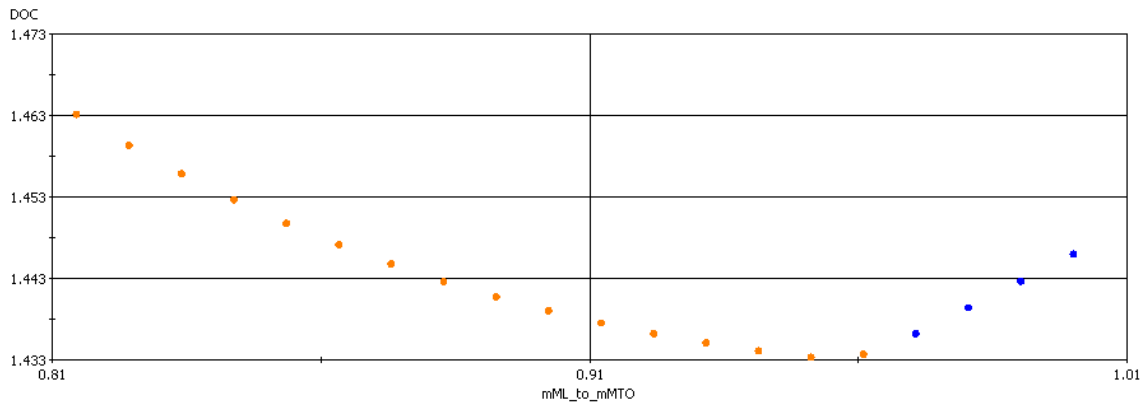


Bild 2.31 Variation der DOC mit m_{ML}/m_{MTO}

Die blauen Punkte in den gezeigten Diagrammen stellen Entwürfe dar, bei denen alle Randbedingungen eingehalten wurden. Bei den orangenen Punkten wurden Randbedingungen verletzt, weshalb der jeweilige Entwurf unzulässig ist. In den gezeigten Diagrammen sind die Entwürfe bei $m_{ML}/m_{MTO} \leq 0,96$ unzulässig, was sich folgendermaßen erklären lässt: Je kleiner m_{ML}/m_{MTO} , desto höher die zulässige Flächenbelastung (Bild 2.28), desto kleiner die Flügelfläche und damit die Spannweite (die Streckung wurde konstant gehalten). Je kleiner die Spannweite, desto kleiner der zur Verfügung stehende Platz um Propeller nebeneinander am Flügel anzubringen. Im Entwurfsprogramm wurde die Randbedingung gesetzt, dass die äußerste Propellerspitze seitlich nicht über die Flügelspitze hinausragen darf. Wenn diese Bedingung verletzt wird, betrachtet der Optimierer den Entwurf als unzulässig. Im gezeigten Anwendungsbeispiel wurden vier Triebwerke verwendet und der Propellerdurchmesser wurde auf 6 m festgelegt. Die hohe Anzahl an Triebwerken und die großen Propellerdurchmesser erfordern eine hohe Flügelspannweite und führen daher zu vielen unzulässigen Entwürfen bei niedrigen Werten für m_{ML}/m_{MTO} , weil diese geringere Spannweiten zur Folge haben. Dennoch liegt der erste zulässige Entwurf nahe am optimalen Wert für m_{ML}/m_{MTO} .





Einfluss der Streckung A auf die DOC

Vorteil eines hohen A :

Je höher A , desto höher die Gleitzahl (Bild 2.32), was zu einem geringen Kraftstoffverbrauch führt (Bild 2.33).

Nachteil eines hohen A :

Je höher A , desto höher die Flügelmasse (Bild 2.34), was zu einer Erhöhung der Betriebsleermasse des Flugzeugs führt (Bild 2.35).

Bild 2.36 und 2.37 zeigen, dass es einen optimalen Kompromiss zwischen möglichst geringer Flügelmasse und möglichst hoher Gleitzahl gibt, der zu minimaler Abflugmasse und DOC führt. Im Anwendungsbeispiel liegt dieser Kompromiss bei einer Streckung von ca. 8. Es sei darauf hingewiesen, dass bei späteren Variationen der Streckung erwartungsgemäß höhere, optimale Streckungen ermittelt wurden. So liegt beispielsweise die ermittelte, optimale effektive Streckung des finalen Turboprop-Entwurfs bei 14,9. Der hier abgebildete niedrige Wert könnte der gewählten Flugzeug-Konfiguration oder der frühen Entwurfsprogrammversion geschuldet sein.

Das für die Erzeugung der Diagramme verwendete Beispielflugzeug hat wieder vier Triebwerke und einen Propellerdurchmesser von 6 m. Wie im vorigen Abschnitt erklärt sind zur Erfüllung der Randbedingungen daher hohe Flügelspannweiten erforderlich. Da niedrige Streckungen zu niedrigen Flügelspannweiten führen, enthalten die gezeigten Diagramme unzulässige (orange gekennzeichnete) Entwürfe bei $A \leq 10$. Bei den Flügelspannweiten dieser Entwürfe ragen die äußeren Propellerspitzen seitlich über die Flügelspitze hinaus, weshalb die entsprechende Randbedingung verletzt wird. Auch die optimale Streckung hinsichtlich minimaler DOC liegt in einem Bereich unzulässiger Entwürfe. Dieses und das vorherige Anwendungsbeispiel zeigen, wie stark Randbedingungen den Entwurf beeinflussen können.



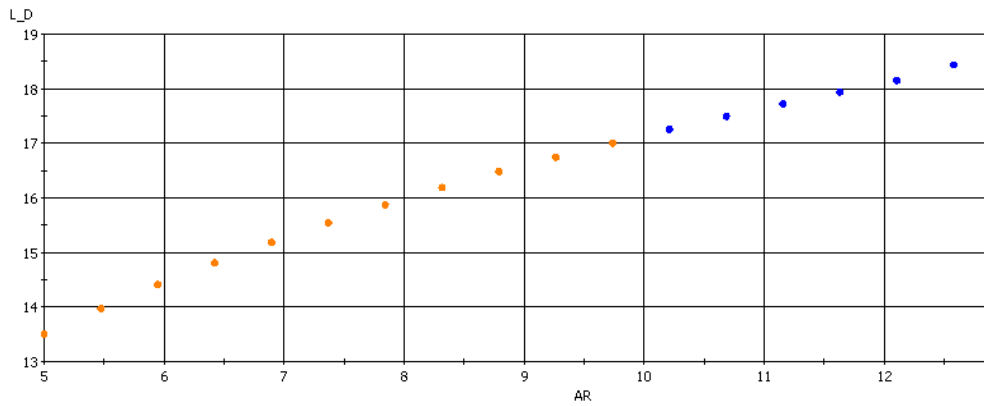


Bild 2.32 Variation von L/D mit A

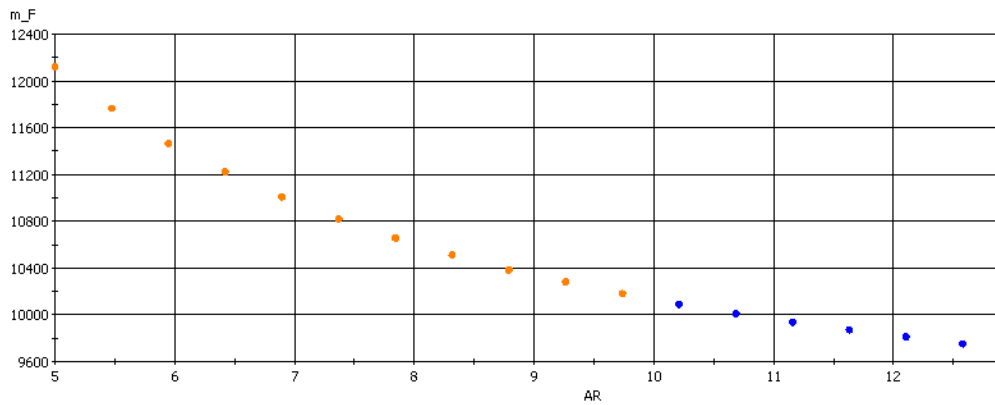


Bild 2.33 Variation von m_F mit A

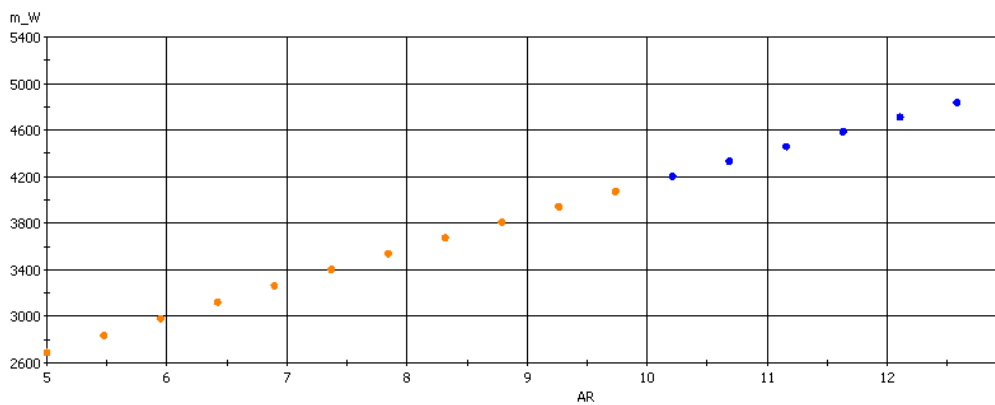


Bild 2.34 Variation von m_W mit A



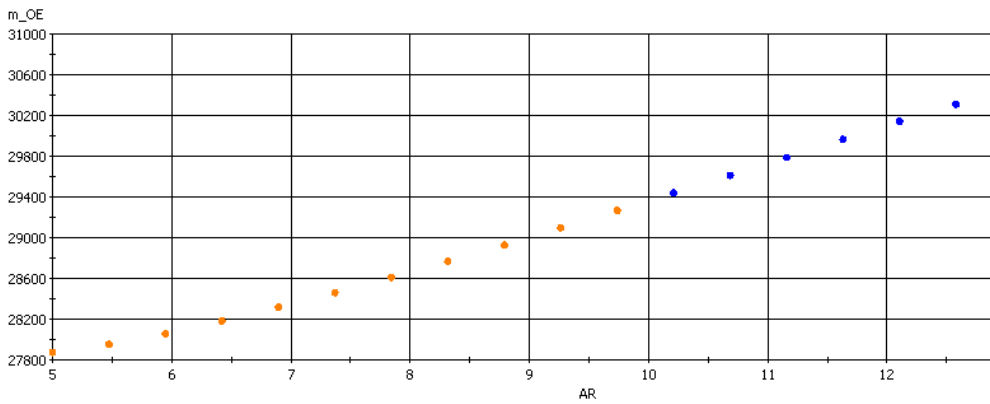


Bild 2.35 Variation von m_{OE} mit A

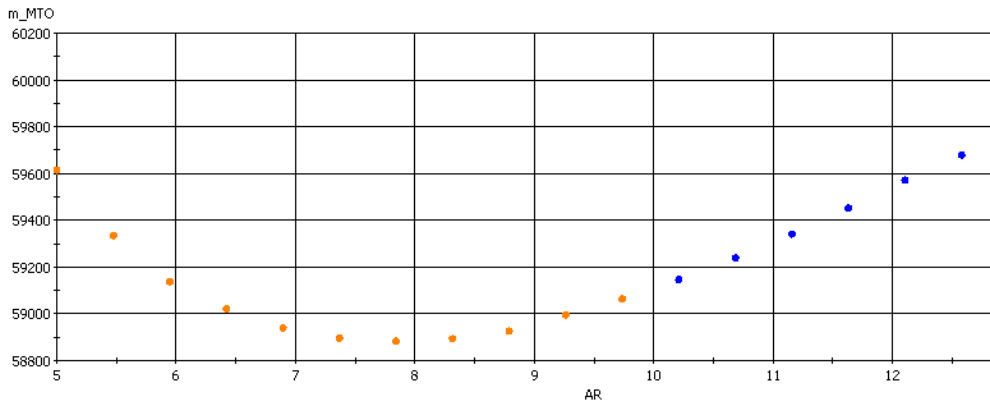


Bild 2.36 Variation von m_{MTO} mit A

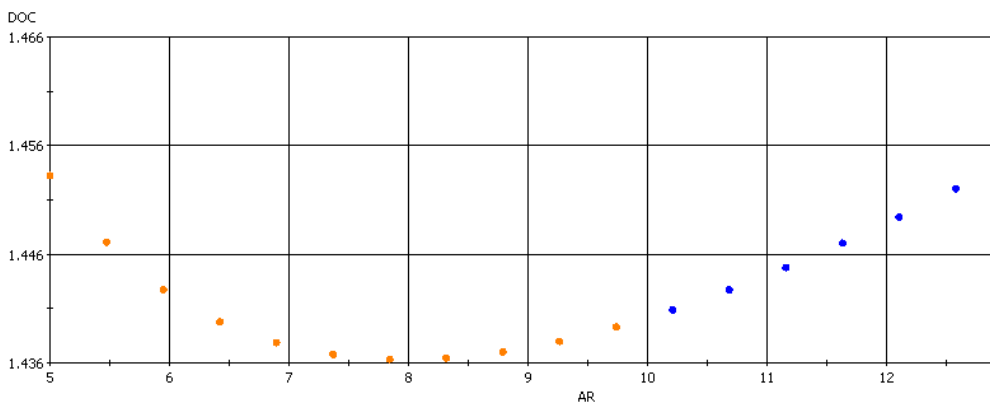


Bild 2.37 Variation von DOC mit A





Einfluss des Propellerdurchmessers d_p auf die DOC

Vorteile eines hohen d_p :

Je höher d_p , desto höher der Propellerwirkungsgrad (Bild 2.38), was zu einer Verringerung der erforderlichen Kraftstoffmasse führt (Bild 2.39).

Nachteile eines hohen d_p :

Hohe d_p verursachen eine höhere, erforderliche Fahrwerksbeinlänge, um ausreichende Bodenfreiheit für die Propeller sicherzustellen (Bild 2.40). Eine Erhöhung der Fahrwerksbeinlängen zieht eine Erhöhung der Fahrwerksmasse nach sich (Bild 2.41), was sich negativ auf Betriebsleermasse des Flugzeugs auswirkt.

Bild 2.40 zeigt die Veränderung der Länge der Hauptfahrwerksbeine mit dem Propellerdurchmesser. Überraschenderweise erhöht sich die Fahrwerkslänge erst ab einem $d_p \geq 6,3$ m. Dies wird dadurch verursacht, dass die Bodenfreiheit der Propeller bei kleineren Durchmessern für das Fahrwerk nicht die dimensionierende Anforderung darstellt (in diesem Beispiel war der erforderliche Heckfreiwinkel bis $d_p \approx 6,3$ m dimensionierend). Bei $d_p \geq 6,3$ m wird die Bodenfreiheit der Propeller dimensionierend, was zu einem starken Anstieg der Fahrwerksbeinlänge führt. Es ist anzumerken, dass im Anwendungsbeispiel eine relativ kurze Hecklänge gewählt wurde, weshalb die Anforderung für den Heckfreiwinkel lange dimensionierend bleibt. Im finalen Entwurf wurde eine größere Hecklänge gewählt, wodurch der Propellerdurchmesser früher dimensionierend wird.

Im Anwendungsbeispiel überwiegt der Vorteil höherer Wirkungsgrade bei hohen Propellerdurchmessern den Nachteil höherer Fahrwerksmassen, sodass die DOC mit steigendem Propellerdurchmesser immer weiter sinken. Allerdings führen $d_p \geq 5,8$ m im Anwendungsbeispiel (4 Triebwerke) zu unzulässigen Entwürfen, wiederum verursacht durch die Bedingung, dass die Propellerspitzen seitlich über die Flügelspitzen hinausragen. Letztlich führt daher ein Entwurf mit $d_p \approx 5,8$ m zu einem zulässigen Entwurf mit minimalen DOC.

Zusammenfassend ergibt sich aus den letzten Abschnitten, dass das Turboprop-Flugzeug mit vier Triebwerken theoretisch mögliche Vorteile (höheres d_p , höheres A , geringeres m_{ML}/m_{MTO}) nicht ausspielen kann, weil die besagte Randbedingung verletzt wird.



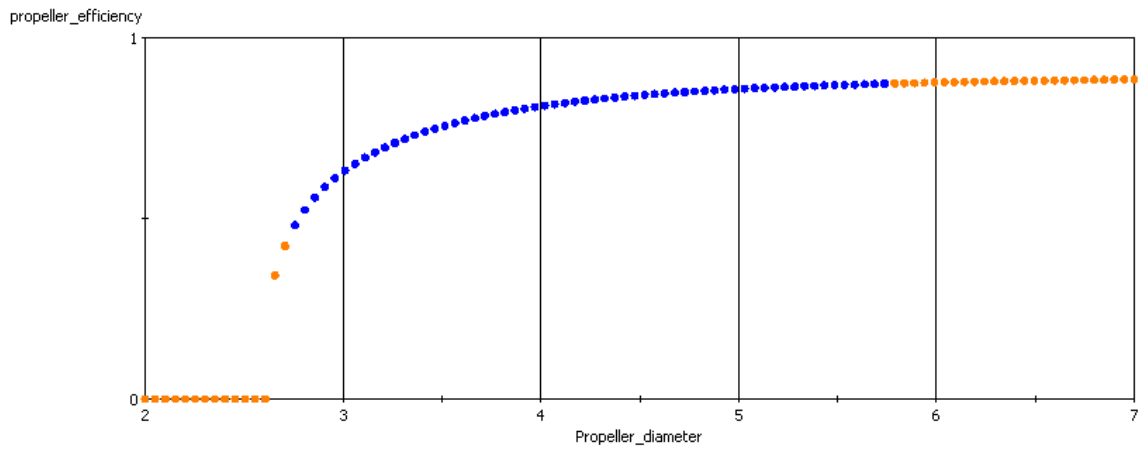


Bild 2.38 Variation von η mit d_p

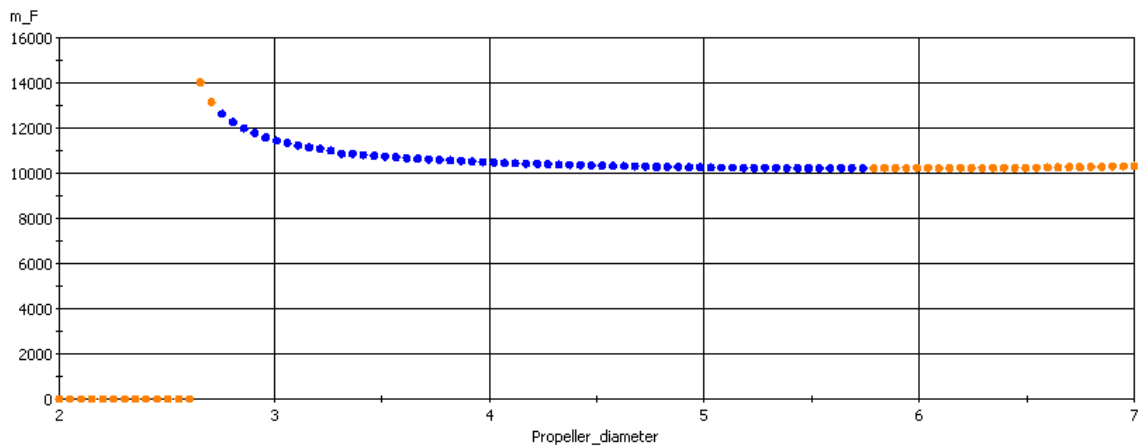


Bild 2.39 Variation von m_F mit d_p



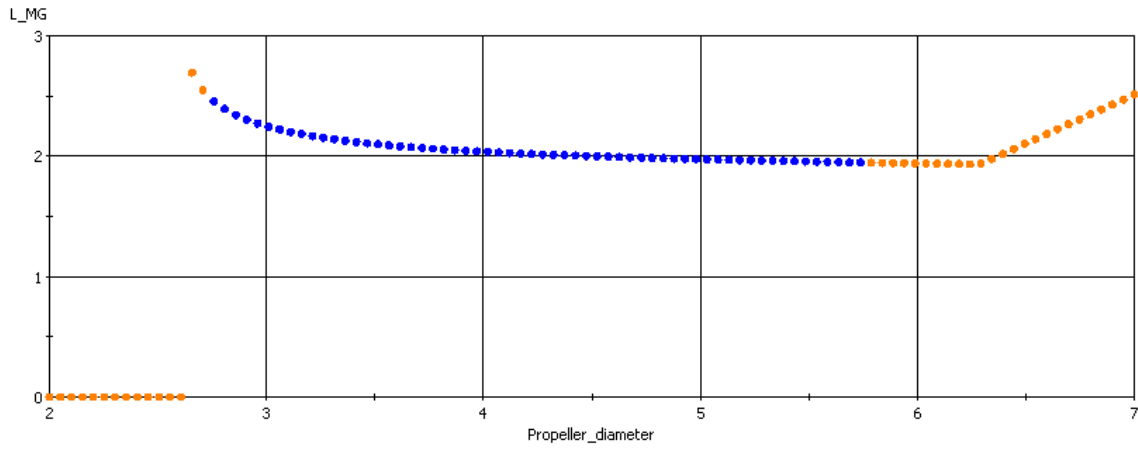


Bild 2.40 Variation von l_{MG} mit d_P

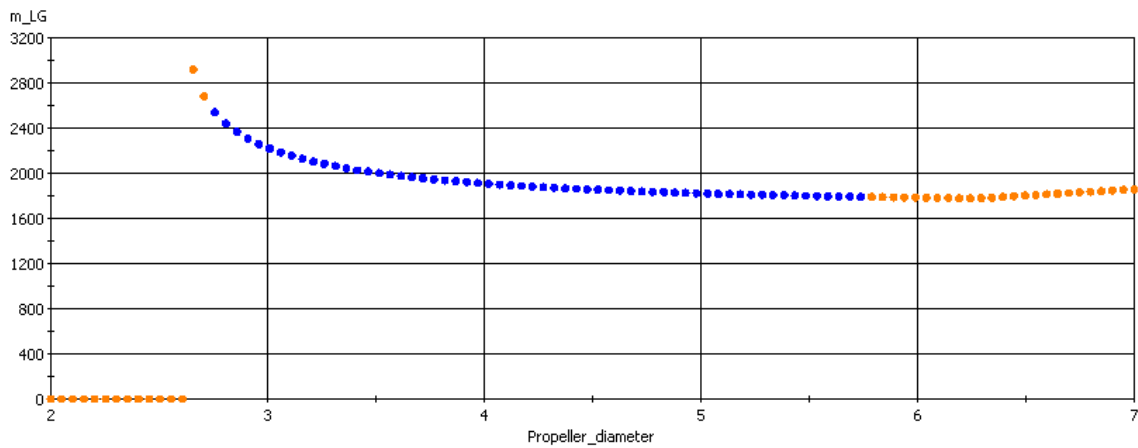


Bild 2.41 Variation von m_{LG} mit d_P



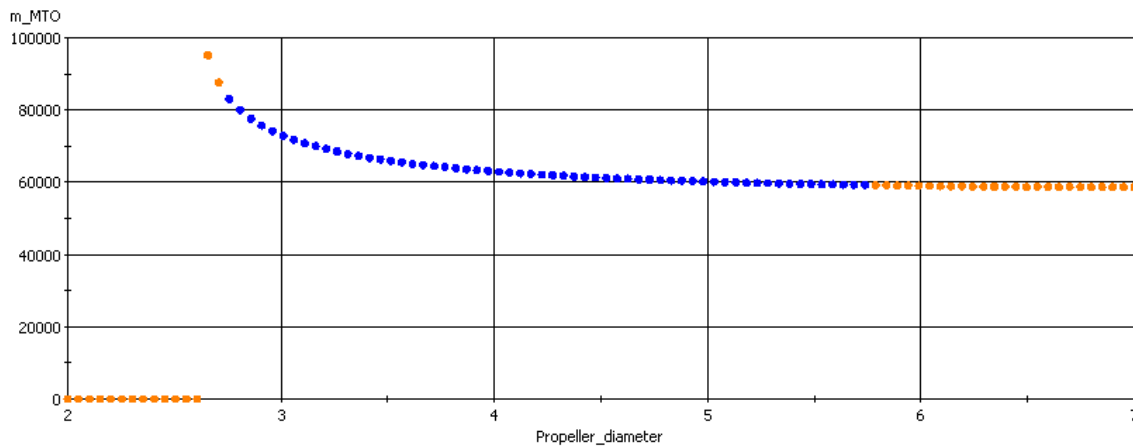


Bild 2.42 Variation von m_{MTO} mit d_P

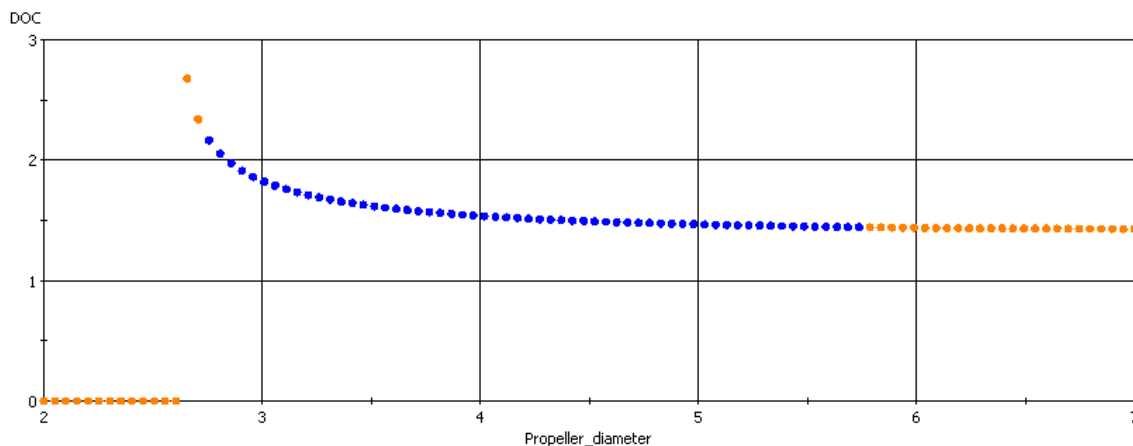


Bild 2.43 Variation von DOC mit d_P

Einfluss der Reiseflugmachzahl M_{CR} auf die DOC

Vorteil einer hohen M_{CR} :

Je höher M_{CR} , desto höher die Anzahl möglicher Flüge in einem bestimmten Zeitraum (Bild 2.44). Die Anzahl der beförderten Nutzlast steigt damit in diesem Zeitraum, was zu einer Senkung der DOC führt.

Nachteile einer hohen M_{CR} :

Je höher M_{CR} , desto höher die Masse des Rumpfes (Bild 2.45). Auch der Wirkungsgrad der Propeller nimmt ab einer bestimmten M_{CR} ab (Bild 2.48). Zusätzlich führt ein höheres M_{CR} zu einem höhe-





ren P/W (Bild 2.46), was eine höhere Triebwerksmasse zur Folge hat (Bild 2.47). Zusammenfassend steigt die Betriebsleermasse des Flugzeugs mit steigender M_{CR} .

Bild 2.50 zeigt, dass es einen optimalen Kompromiss zwischen einer möglichst hohen Anzahl an Flügen und einer möglichst niedrigen Betriebsleermasse gibt. Beim Anwendungsbeispiel wurde dieser Kompromiss bei einer Reiseflugmachzahl von etwa 0,58 gefunden.

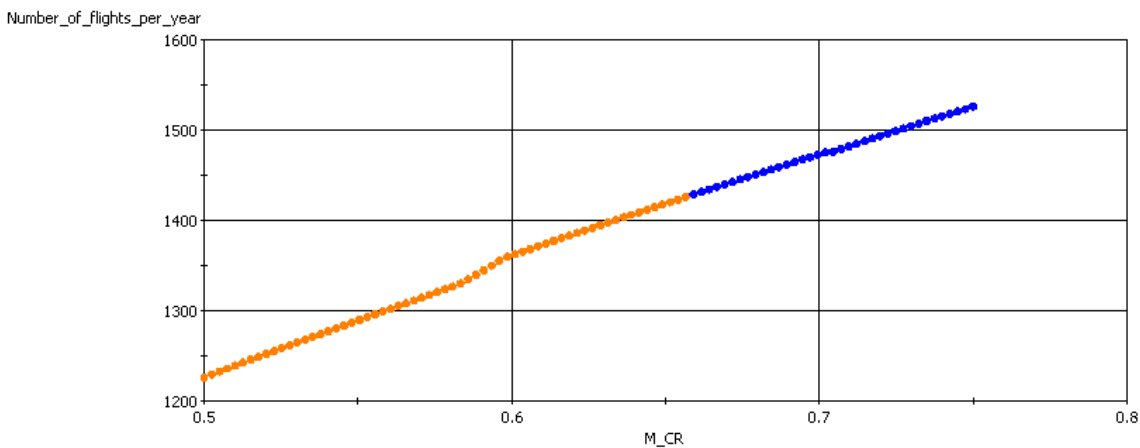


Bild 2.44 Variation von $n_{t,a}$ mit M_{CR}

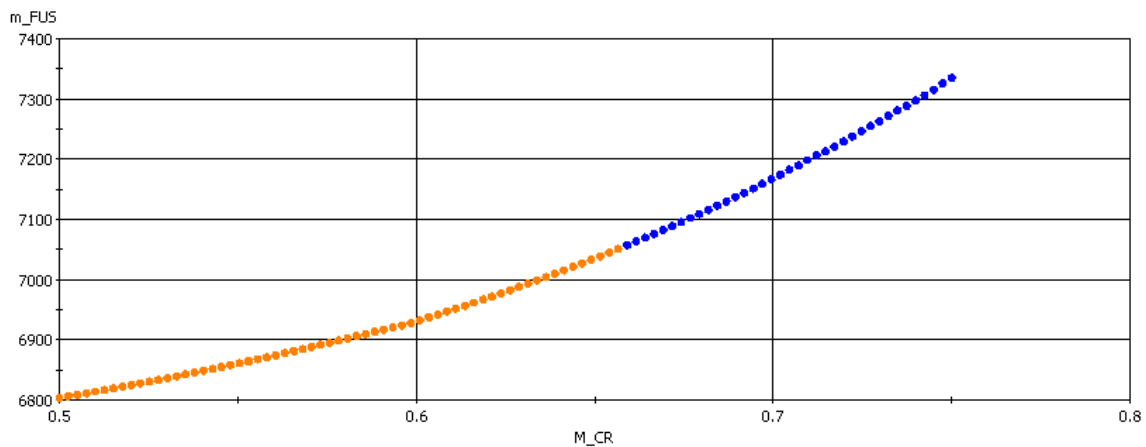


Bild 2.45 Variation von m_{FUS} mit M_{CR}



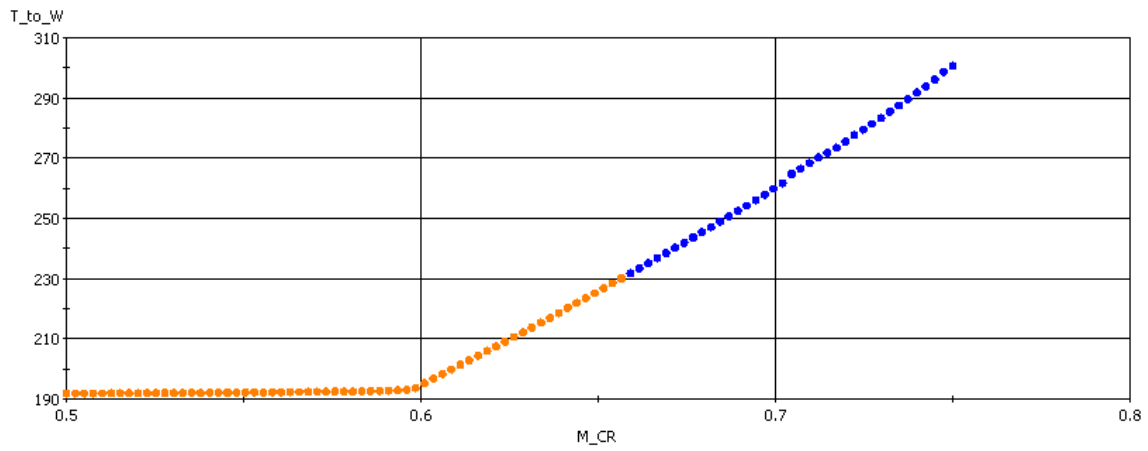


Bild 2.46 Variation von P/W mit M_{CR}

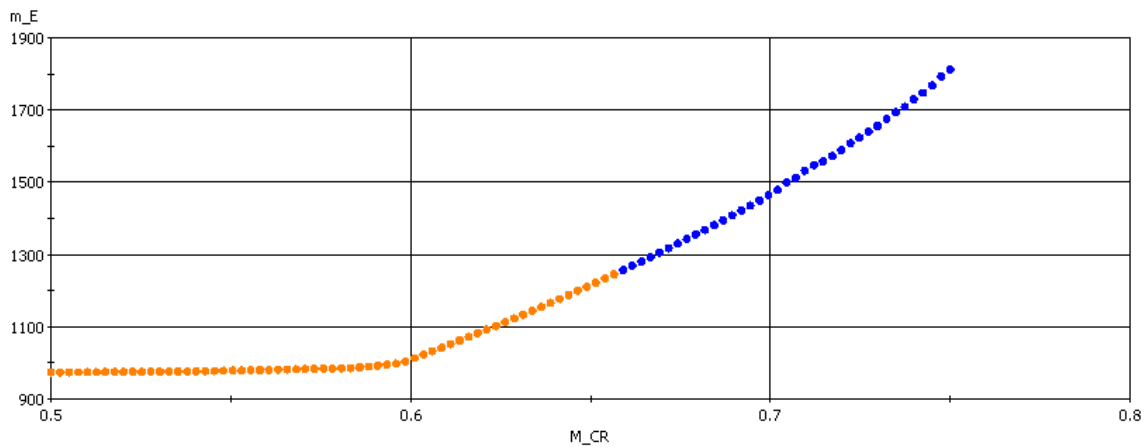


Bild 2.47 Variation von m_E mit M_{CR}



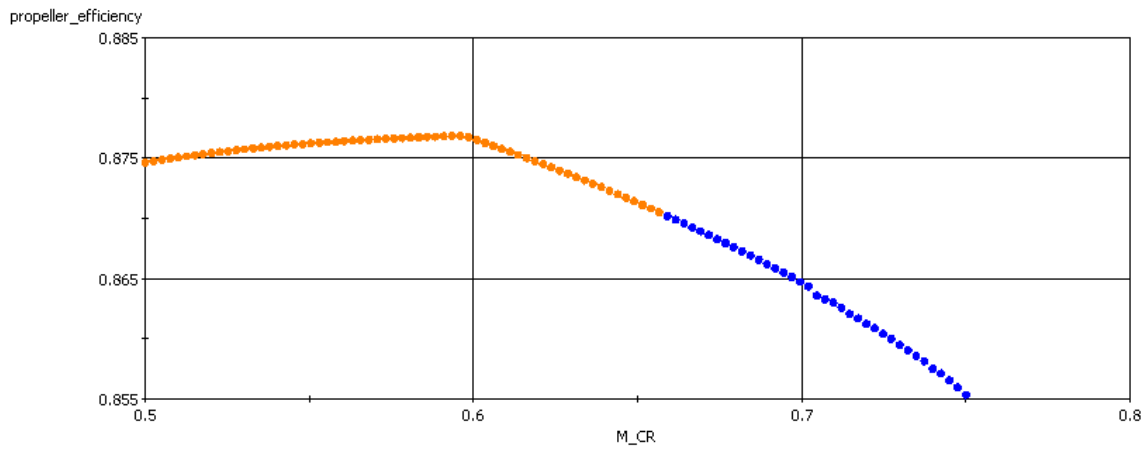


Bild 2.48 Variation von η mit M_{CR}

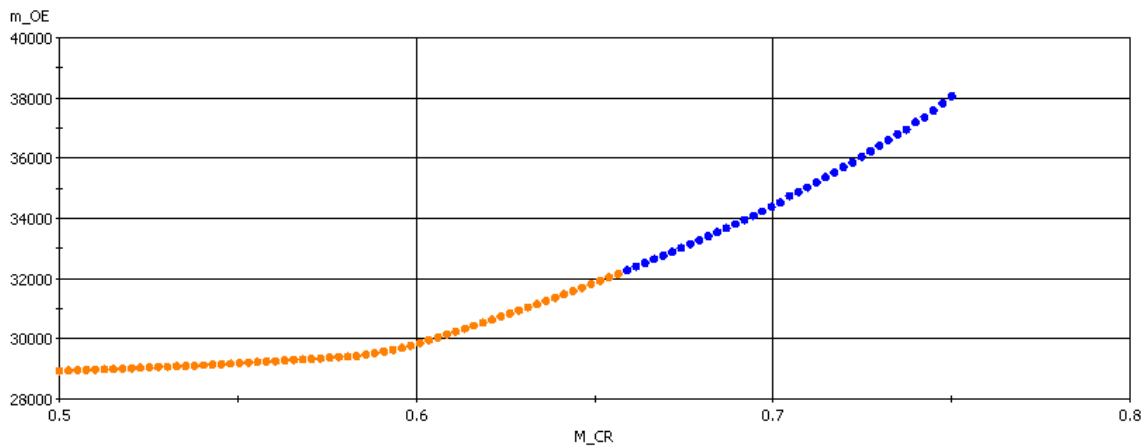


Bild 2.49 Variation von m_{OE} mit M_{CR}



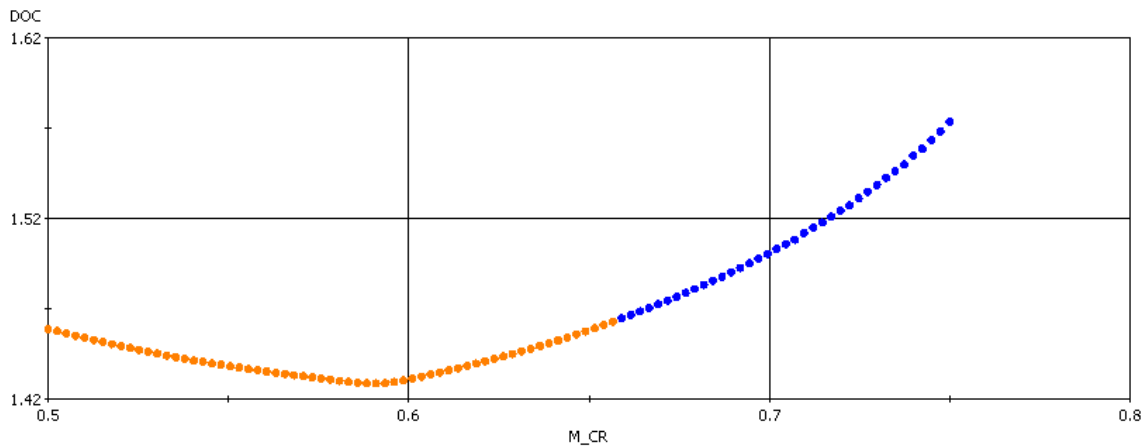


Bild 2.50 Variation von DOC mit M_{CR}

2.2.3.3 Entwurfsergebnisse

Eine Übersicht der Entwurfsergebnisse zum Smart Turboprop ist in den nachfolgenden Tabellen dargestellt. In Tabelle 2.4 werden die DOC unterschiedlicher Smart Turboprop Konfigurationen mit den DOC des Referenzflugzeugs A320 verglichen. Mithilfe dieser Ergebnisse kann die optimale Flugzeugkonfiguration hinsichtlich der DOC ermittelt werden. Zusätzlich können die Vor- und Nachteile unterschiedlicher Konfigurationen hinsichtlich der DOC quantifiziert werden. Die höchsten Ersparnisse bei den DOC bietet der Smart Turboprop, ausgeführt als Hochdecker mit T-Leitwerk und zwei Triebwerken. Dieses Flugzeug weist 13,6 % geringere DOC als das Referenzflugzeug auf.

Tabelle 2.4 Vergleich der DOC unterschiedlicher Turboprop-Konfigurationen mit den DOC des Referenzflugzeugs A320

| Smart Turboprop | T-Leitwerk | | Konventionelles Leitwerk | |
|-----------------|--------------|--------------|--------------------------|--------------|
| | 2 Triebwerke | 4 Triebwerke | 2 Triebwerke | 4 Triebwerke |
| Hochdecker | -13,6% | -11,4% | -13,3% | -11,1% |
| Tiefdecker | -12,4% | -11,5% | -12,9% | -11,1% |

Da die Flugzeughersteller für die nächste Mittelstrecken-Flugzeuggeneration höhere DOC-Ersparnisse anstreben, wurden weitere Zukunftstechnologien in den Entwurf integriert und deren Verbesserungspotentiale quantifiziert.





Tabelle 2.5 vergleicht ebenfalls die DOC des Smart Turboprop mit den DOC des Referenzflugzeugs. Im Unterschied zu Tabelle 2.4 wurde die Zukunftstechnologie „Natural Laminar Flow“ (NLF) in den Entwurf integriert. Die Ergebnisse zeigen, dass die Integration von NLF zu einer weiteren Verbesserung bei den DOC zwischen 2,6 ... 3,5 Prozentpunkten führt.

Tabelle 2.5 Vergleich der DOC unterschiedlicher Turboprop-Konfigurationen, mit den DOC des Referenzflugzeugs A320, unter Einbeziehung der Technologie NLF

| Smart Turboprop + NLF | T-Leitwerk | | Konventionelles Leitwerk | |
|-----------------------|--------------|--------------|--------------------------|--------------|
| | 2 Triebwerke | 4 Triebwerke | 2 Triebwerke | 4 Triebwerke |
| Hochdecker | -16.2% | -14.1% | -15.9% | -13.7% |
| Tiefdecker | -15.9% | -14.2% | -15.3% | -13.7% |

In Tabelle 2.6 werden die DOC-Verbesserungen im Vergleich zum Referenzflugzeug, bei Integration eines abgestrebten Flügels, genannt „Strut Braced Wing“ (SBW), dargestellt. Es zeigt sich, dass die Integration dieser Technologie zu einer weiteren Verbesserung bei den DOC zwischen 0,4 ... 0,9 Prozentpunkten führt.

Tabelle 2.6 Vergleich der DOC unterschiedlicher Turboprop-Konfigurationen, mit den DOC des Referenzflugzeugs A320, unter Einbeziehung der Technologie SBW

| Smart Turboprop + SBW | T-Leitwerk | | Konventionelles Leitwerk | |
|-----------------------|--------------|--------------|--------------------------|--------------|
| | 2 Triebwerke | 4 Triebwerke | 2 Triebwerke | 4 Triebwerke |
| Hochdecker | -14.3% | -11.8% | -14.1% | -11.7% |
| Tiefdecker | --- | --- | --- | --- |

Abschließend werden in Tabelle 2.7 die Technologien NLF und SBW gemeinsam in den Entwurf des Smart Turboprop integriert. Zusammen angewendet, führen beide Technologien zu einer Verbesserung von 2,9 ... 3,5 Prozentpunkten im Vergleich zum Smart Turboprop ohne integrierte Zukunftstechnologien. Damit ergibt sich ein maximales Einsparpotential von 17,1 % im Vergleich zu den DOC des Referenzflugzeugs.

Tabelle 2.7 Vergleich der DOC unterschiedlicher Turboprop-Konfigurationen, mit den DOC des Referenzflugzeugs A320, unter Einbeziehung der Technologien NLF und SBW

| Smart Turboprop + NLF + SBW | T-Leitwerk | | Konventionelles Leitwerk | |
|-----------------------------|--------------|--------------|--------------------------|--------------|
| | 2 Triebwerke | 4 Triebwerke | 2 Triebwerke | 4 Triebwerke |
| Hochdecker | -17,1% | -14,3% | -16,6% | -14,1% |
| Tiefdecker | --- | --- | --- | --- |





Ergebnis

Die finale Smart Turboprop Konfiguration mit den geringsten DOC ist ein abgestreifter Hochdecker mit NLF, T-Leitwerk, 2 Triebwerken und einem Propellerdurchmesser von 7 m. Auf einer Missionsreichweite von 1400 km könnte dieses Flugzeug Treibstoffersparnisse von etwa 36 % im Vergleich zur A320 erreichen. Die CO₂ Emissionen im Flugbetrieb würden damit ebenfalls um etwa 36 % reduziert werden. Die direkten Betriebskosten könnten sich im Vergleich zur A320 um etwa 17 % senken lassen. In Bild 2.51 und 2.52 ist dieser finale Projektentwurf abgebildet. In Tabelle 2.8 werden wichtige Parameter dieses Entwurfs aufgelistet. In Bild 2.53 ist das Entwurfsdiagramm sowie das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm abgebildet. In Bild 2.54 werden die Betriebsleermasse und der Nullwiderstand nach den verursachenden Flugzeugkomponenten aufgeschlüsselt. Außerdem wird die Verteilung der DOC dargestellt.





Bild 2.51 3D-Ansicht des Smart Turboprop

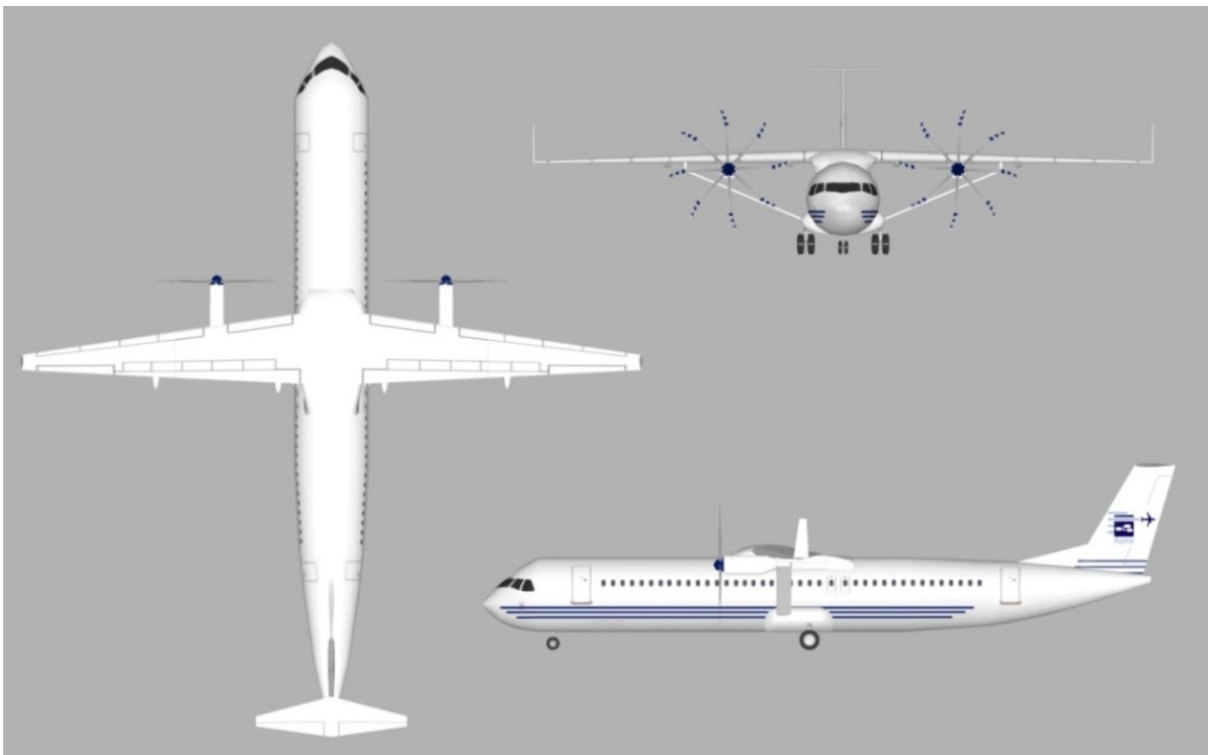


Bild 2.52 3-Seitenansicht des Smart Turboprop



**Tabelle 2.8** Wichtige Parameter des Smart Turboprop

| Parameter | Value | Deviation |
|---|-------------------|-----------|
| Requirements | | |
| m_{MTI} | 19256 kg | 0 % |
| R_{MTI} | 1510 NM | 0 % |
| M_{rD} | 0,51 | - 33 % |
| $\max(s_{\text{TOFI}}, s_{\text{TEI}})$ | 1770 m | 0 % |
| n_{PAV} (1-cl HD) | 180 | 0 % |
| m_{PAV} | 93 kg | 0 % |
| SP | 29 in | 0 % |
| Main aircraft parameters | | |
| m_{MTO} | 56000 kg | - 24 % |
| m_{OE} | 28400 kg | - 31 % |
| m_{F} | 8400 kg | - 36 % |
| S_{W} | 95 m ² | - 23 % |
| b_{Wmax} | 36,0 m | + 6 % |
| A_{Wmax} | 14,9 | + 57 % |
| E_{max} | 18,8 | ≈ + 7 % |
| P_{max} | 5000 kW | ----- |
| d_{max} | 7,0 m | ----- |
| η_{max} | 89 % | ----- |
| PSFC | 5,86E-8 kg/W/s | ----- |
| h_{ICL} | 23000 ft | - 40 % |
| s_{TOFI} | 1770 m | 0 % |
| s_{TEI} | 1300 m | - 10 % |
| DOC mission requirements | | |
| R_{DOC} | 755 NM | 0 % |
| $m_{\text{PL,DOC}}$ | 19256 kg | 0 % |
| EIS | 2030 | ----- |
| c_{fuel} | 1,44 USD/kg | 0 % |
| Results | | |
| $m_{\text{F,trip}}$ | 3700 kg | - 36 % |
| $U_{\text{a,f}}$ | 3600 h | + 5 % |
| DOC (AEA) | 83 % | - 17 % |



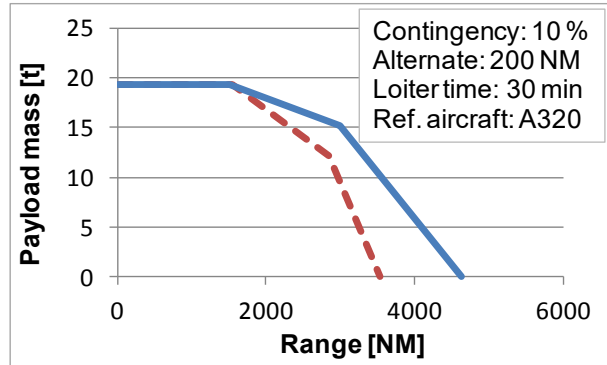
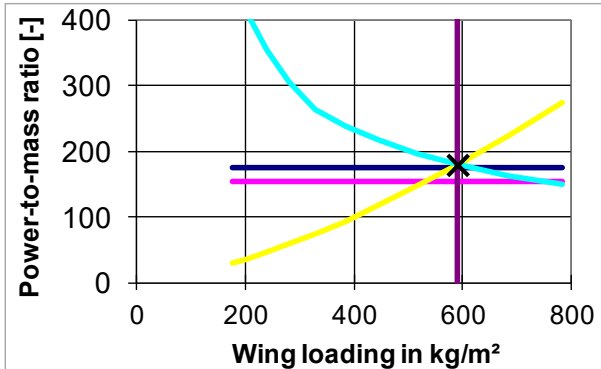


Bild 2.53 Entwurfsdiagramm und Nutzlast-Reichweiten-Diagramm des Smart Turboprop

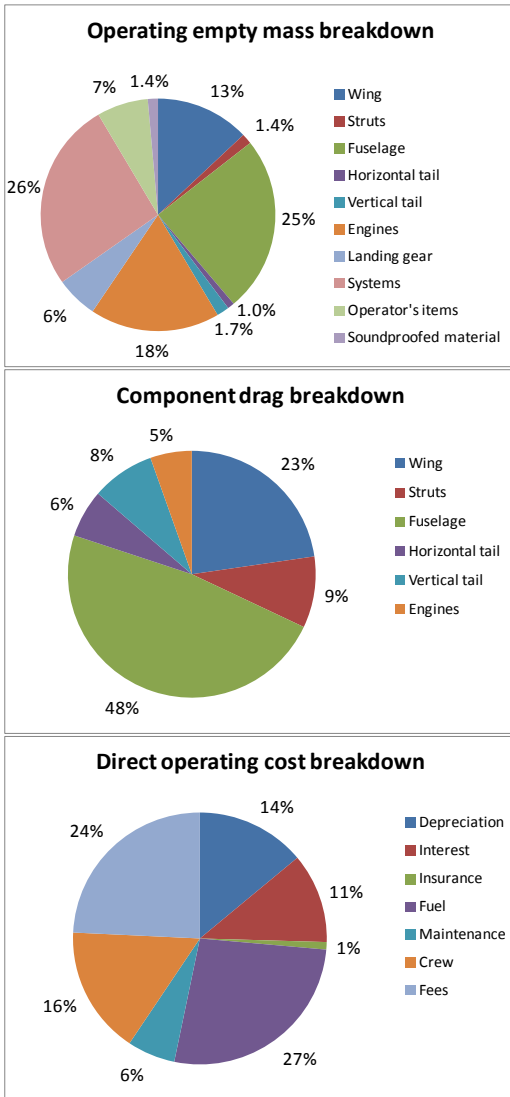


Bild 2.54 Aufschlüsselung der Betriebsleermasse, des Widerstands und der Betriebskosten





2.2.4 Zusammenfassung Flugzeugentwürfe

Das Turboprop-Flugzeug weist bei den direkten Betriebskosten höheres Einsparpotential, als das Boxwing-Flugzeug auf. Außerdem bietet der Smart Turboprop deutliche Vorteile in der Bodenabfertigung im Vergleich zu den betrachteten Boxwing-Konfigurationen, weshalb diese Flugzeug-Konfiguration im Vergleich zum Boxwing-Flugzeug favorisiert wird.

Generell zeigen die Projektergebnisse, dass konventionelle Flugzeugkonfigurationen deutlich bessere Chancen bei der Wahl der nächsten Mittelstrecken-Flugzeuggeneration, als „ungewöhnliche“ Konfigurationen (wie z.B. Boxwing-Flugzeug oder Blended Wing Body) haben. Die Entwicklung „ungewöhnlicher“ Konfigurationen wäre mit deutlich höherem Entwicklungsrisiko verbunden, was von den Flugzeugherstellern vermieden wird.

Die Flugzeugentwicklung hat über viele Jahrzehnte zur aktuell favorisierten Drachenkonfiguration geführt. Seit etwa 60 Jahren halten die Flugzeughersteller bereits daran fest und offensichtlich konnte keine der vielen, in der Zwischenzeit untersuchten, „alternativen“ Konfigurationen die Flugzeughersteller überzeugen, ihr Konzept zu verändern.

3 Verwendung der Zuwendung

Der Großteil der Gelder wurde für Personalkosten (Wissenschaftliche Mitarbeiter und studentische Hilfskräfte) verwendet. Die Ausgaben entsprechen etwa 85 % der Gesamtausgaben. Aufgrund zeitweise unbesetzter Stellen wurde für Personalkosten etwas weniger ausgegeben als ursprünglich geplant.

Bei den Dienstreisen lagen die Ausgaben etwas über der ursprünglichen Planung, was eine Mittelumwidmung erforderlich machte. Dies ist auf zahlreiche Veröffentlichungen auf Kongressen zurückzuführen, die immer mit einem Vortrag auf dem jeweiligen Kongress verbunden sind, sodass die Kosten hier höher lagen, als ursprünglich erwartet.

Bei den „Sonstigen allgemeinen Verwaltungsausgaben“ sind ebenfalls höhere Ausgaben angefallen als ursprünglich geplant war, weshalb auch hier eine Mittelumwidmung erforderlich wurde. Die höheren Ausgaben sind auf die umfangreiche Beschaffung von Fachliteratur und die Bestellung von Flugzeugmodellen zurückzuführen. Da die Flugzeugmodelle ein sehr gutes Mittel zur Veranschau-





lichung der Projektergebnisse darstellen, wurden die erhöhten Ausgaben jedoch als notwendig erachtet.

Eine detaillierte Übersicht über die verwendeten Mittel wird von der Verwaltung der HAW Hamburg bereitgestellt.

4 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Die im Forschungsprojekt angefallenen Ausgaben waren notwendig und angemessen. Wie bereits beschrieben wurde der Großteil der Ausgaben durch Personalkosten, also wissenschaftliche Mitarbeiter und studentische Hilfskräfte verursacht. Die Anstellung dieser Mitarbeiter ist natürlich Voraussetzung für die Durchführung von Forschung.

Auch inhaltlich wird die betriebene Forschung als absolut notwendig betrachtet. Die Untersuchungen betrafen Verbesserungen bei der Bodenabfertigung und die Senkung der direkten Betriebskosten bei zukünftigen Flugzeugen. Die massiven Steigerungen bei den Kraftstoffpreisen in den letzten Jahren könnten allgemein zu einer Erhöhung der Flugticketpreise führen. Die Senkung der direkten Betriebskosten durch die vorgeschlagenen Flugzeugentwürfe könnte dazu beitragen, diesen Anstieg zumindest abzumildern. Die erreichten Kraftstoffersparnisse hätten auch ökologische Vorteile, da weniger Schadstoffe (insbesondere Kohlenstoffdioxid) pro transportiertem Passagier und Flug in die Atmosphäre emittiert werden.





5 Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit

Aus dem Forschungsprojekt gingen mehrere Veröffentlichungen hervor (diese sind zusätzlich in Abschnitt 1.9 aufgelistet): Auf dem *Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress* (DLRK) 2010 wurden erste aerodynamische Untersuchungen zum Boxwing-Flugzeug veröffentlicht. Ein Jahr später, beim DLRK 2011 wurde ein erster Boxwing-Entwurf präsentiert. Außerdem wurde auf der *3rd Council of European Aerospace Societies (CEAS) Air & Space Conference* 2011 zur statischen Längsstabilität des Boxwing-Flugzeugs veröffentlicht. Im folgenden Jahr wurde auf dem DLRK 2012 ein weiteres Paper über die Flugdynamik eines Boxwing-Flugzeugs veröffentlicht. Außerdem wurde ein Paper über die Berücksichtigung von Lärm- und Schadstoffkosten bei der Berechnung der direkten Betriebskosten eines Flugzeugs veröffentlicht. Auf der *28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences* wurde ein Paper zum Entwurf des Smart Turboprop veröffentlicht. Abschließend erfolgte beim DLRK 2013 eine Veröffentlichung zur Berücksichtigung des Umwelteinflusses zukünftiger Flugzeuge im Flugzeugvorentwurf.

Durch das Forschungsprojekt wurde das Know-How der AERO-Forschungsgruppe in den Bereichen Flugzeugentwurf und Bodenabfertigung verbessert. Bereits existierende Programme für den Vorentwurf ziviler Verkehrsflugzeuge wurden weiterentwickelt. Durch die hinzugewonnene Expertise im betrachteten Forschungsbereich wird auch die Akquise zukünftiger Forschungsprojekte in diesem Bereich unterstützt.

Durch die Projekttreffen wurde eine bessere Vernetzung mit anderen Experten im Bereich der Luftfahrt ermöglicht. Auch die Teilnahme an Kongressen führte zu einer weiteren Vernetzung u.a. auch in der internationalen Forschungslandschaft.

Innerhalb des Forschungsprojekts wurden viele studentische Arbeiten betreut und studentische Hilfskräfte beschäftigt. Damit trug das Forschungsprojekt auch zur fachlichen Qualifizierung der Studenten bei.

6 Fortschritt auf dem Gebiet bei anderen Stellen

Während des Forschungsprojekts wurde im betroffenen Spezialgebiet, nämlich der Untersuchung potentieller Verbesserungen in der Bodenabfertigung in Verbindung mit dem Entwurf evolutionärer Flugzeugkonzepte, keine weiteren Forschungsanstrengungen an anderer Stelle bekannt.



Auf Teilgebieten des Forschungsprojekts wurde auch an anderer Stelle geforscht. So gab es beispielsweise weitere Untersuchungen zum Boxwing-Flugzeug an der FH Aachen und an der Cranfield University.





Literaturverzeichnis

- GE 2010** GENERAL ELECTRIC; CESSNA; GEORGIA TECH, ASDL: *N + 3 Small Commercial Efficient & Quiet Air Transportation for Year 2030-2035*. NASA Contract NNC08CA85C, Final Report, 2010-04-22. – URL: http://aviationweek.typepad.com/files/nasa_ge_final_report_out_4.22.10.pdf
- Deliverable 2012** JOHANNING, Andreas; SCHIKTANZ, Daniel; NIȚĂ, Mihaela; SCHOLZ Dieter: *Deliverable D412 – Bericht zur erweiterten Referenzkonfiguration*. Hamburg : AERO – Aircraft Design and Systems Group, 2012 (Airport2030, D412). - Technischer Bericht
- Johanning 2012** JOHANNING, Andreas; SCHOLZ, Dieter: Novel Low-Flying Propeller-Driven Aircraft Concept For Reduced Direct Operating Costs And Emissions. In: *CD Proceedings : ICAS 2012 - 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS, Brisbane, 23.-28. September 2012)*. Edinburgh, UK : Optimage Ltd, 2012. - ISBN: 978-0-9565333-1-9. Paper: ICAS2012-1.10.5. (510.PDF) - URL: <http://Airport2030.ProfScholz.de>
- Kingsley 2011** KINGSLEY-JONES, Max: *No Viable All-New Single-Aisle before 2030 (including Video with John Leahy)*. Flightglobal, 2011-04-06. – URL: <http://www.flightglobal.com/news/articles/video-no-viable-all-new-single-aisle-before-2030-leahy-355274/> (2012-12-22)
- Mil 2012** URL: <http://www.militaryphotos.net> (2012-01-21)
- Schönhals 2011** SCHÖNHALS, S.; STEEN, M.; HECKER, P.: Prediction, Detection and Avoidance of Wake Vortices Using Onboard Systems. In: *CEAS: 3rd CEAS Air&Space Conference : Proceedings* (CEAS2011, Venice, 24. - 28. October 2011)
- Toh 2011** TOH, Mavis: *ATR Awaits Shareholders' Go-Ahead for 90-Seat Turboprop Project*. Flightglobal, 2012-12-17. – URL: <http://www.flightglobal.com/news/articles/atr-awaits-shareholders-go-ahead-for-90-seat-turboprop-project-380273> (2012-12-22)
- Trimble 2011a** TRIMBLE, Stephen: *Analysis: Bombardier Bids to Claw Back Turboprop Market Share*. Flightglobal, 2012-11-06. – URL: <http://www.flightglobal.com/news/articles/analysis-bombardier-bids-to>





claw-back-turboprop-market-share-378385 (2012-12-22)2-28 to 2012-03-05, pp 32-33

Trimble 2011b

TRIMBLE, Stephen: Return of the Power Turboprop. In: *Flight International*. 2012-02-28 to 2012-03-05, pp 32-33



Anlage zum Schlussbericht: Berichtsblatt für Publikationen

| | | |
|---|---|--|
| 1. ISBN oder ISSN - | 2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) Schlussbericht | |
| 3. Titel Schlussbericht | | |
| 4. Autor(en) (Name(n), Vorname(n)) Johanning, Andreas Scholz, Dieter | 5. Abschlussdatum des Vorhabens Januar 2014 | |
| | 6. Veröffentlichungsdatum Geplant: März 2014 | |
| | 7. Form der Publikation - | |
| 8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW) Fakultät Technik und Informatik Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau Berliner Tor 9 D – 20099 Hamburg | 9. Ber.Nr. Durchführende Insitution Airport2030_AB_Schlussbericht_14-01-23 | |
| | 10. Förderkennzeichen *) 03CL01G | |
| | 11. Seitenzahl 86 | |
| 12. Fördernde Institution (Name, Adresse) Bundesministerium für Bildung und Forschung (BMBF) 53170 Bonn | 13. Literaturangaben 93 | |
| | 14. Tabellen 9 | |
| | 15. Abbildungen 55 | |
| 16. Zusätzliche Angaben Sprache: Deutsch; URL: http://Airport2030.ProfScholz.de | | |
| 17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) Projektträger Jülich, 52425 Jülich, geplant: März 2014 | | |
| 18. Kurzfassung Im Forschungsprojekt wurden verschiedene Flugzeugentwürfe hinsichtlich ihres Potentials zur Senkung der direkten Betriebskosten untersucht. Besonderes Augenmerk wurde dabei auf mögliche Verbesserungen bei der Bodenabfertigung gelegt. Technologien für eine verbesserte Bodenabfertigung wurden hinsichtlich ihrer Auswirkungen auf das Gesamtsystem untersucht. Die Untersuchungen zur Bodenabfertigung zeigen, dass Technologien, die Vorteile in der Bodenabfertigung bringen, dabei jedoch die Masse oder den Widerstand des Flugzeuges erhöhen, bei einer Betrachtung des Gesamtsystems kaum als vorteilhaft eingestuft werden können. Geht eine neue Technologie für die Bodenabfertigung mit einer Erhöhung der Masse und damit der verbrauchten Treibstoffmenge einher, ist dieser Kostennachteil durch die geringen Anteile der Bodenabfertigungskosten an den Gesamtkosten kaum noch zu kompensieren. Bei den im Projekt untersuchten Box Wing Konfigurationen (BWA) konnte hinsichtlich der direkten Betriebskosten (DOC) keine Verbesserung im Vergleich zum Referenzflugzeug Airbus A320-200 erreicht werden. Die DOC des kürzeren BWAs sind um 19 %, die des längeren BWAs um 20 % höher als die des Referenzflugzeugs. Hauptgrund ist, dass die BWA einen mehr als doppelt so schweren Flügel als das Referenzflugzeug besitzen. Die Nachteile durch diese drastische Massezunahme konnten durch die Vorteile einer höheren Gleitzahl nicht kompensiert werden. Im späteren Verlauf des Projektes wurden noch weitere Möglichkeiten zur Umsetzung einer Boxwing-Konfiguration untersucht und bewertet. Bei dieser Bewertung schnitt eine einfache Doppeldecker-Anordnung der Flügel mit konventionellem Leitwerk am besten ab, u.a. weil bei einer solchen Konfiguration weniger Probleme bei der Bodenabfertigung zu erwarten sind. Das im Projekt ebenfalls entworfene Turboprop-Flugzeug weist bei den direkten Betriebskosten auf der gewählten DOC-Mission ein Einsparpotential von 17 % auf. Außerdem bietet das Turboprop-Flugzeug deutliche Vorteile in der Bodenabfertigung im Vergleich zu den betrachteten „Diamond“-Boxwing-Konfigurationen. Das Turboprop-Flugzeug wurde damit als ein möglicher Kandidat für die nächste Generation der Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge identifiziert. | | |
| 19. Schlagwörter Bodenabfertigung, Flugzeugvorentwurf | | |
| 20. Verlag - | 21. Preis - | |

*) Auf das Förderkennzeichen und die Förderung durch das BMBF soll auch in der Veröffentlichung hingewiesen werden.

Anlage zum Schlussbericht: Berichtsblatt für Publikationen

| | |
|---|---|
| 1. ISBN oder ISSN 978-3-932182-68-5 | 2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) Veröffentlichung |
| 3. Titel Preliminary Aerodynamic Investigation of Box-Wing Configurations Using Low Fidelity Codes | |
| 4. Autor(en) (Name(n), Vorname(n)) Khan, Fahad Aman Krammer, Philip Scholz, Dieter | 5. Abschlussdatum des Vorhabens Januar 2014 |
| | 6. Veröffentlichungsdatum September 2010 |
| | 7. Form der Publikation Konferenzbeitrag |
| 8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW) Fakultät Technik und Informatik Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau Berliner Tor 9 D – 20099 Hamburg | 9. Ber.Nr. Durchführende Institution Airport2030_PUB_DLRK_10-08-31 |
| | 10. Förderkennzeichen *) 03CL01G |
| | 11. Seitenzahl 15 |
| 12. Fördernde Institution (Name, Adresse) Bundesministerium für Bildung und Forschung (BMBF) 53170 Bonn | 13. Literaturangaben 23 |
| | 14. Tabellen 2 |
| | 15. Abbildungen 16 |
| 16. Zusätzliche Angaben Sprache: Englisch; URL: http://Airport2030.ProfScholz.de | |
| 17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) DGLR: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2010 : Tagungsband - Manuskripte (DLRK, Hamburg, 31. August - 02. September 2010). - DocumentID: 161308 | |
| 18. Kurzfassung This paper outlines the different aerodynamic aspects of box-wing design i.e. an unconventional aircraft design configuration exhibiting the capability of reducing induced drag. To understand basic aerodynamic features and their influence on box-wing aerodynamics, parameter variations have been conducted while Munk's theorem is validated for stagger and sweep. In this process, several important aspects of box-wing are highlighted. An optimization algorithm has been implemented by considering all the design variables collectively to find the global maximum for the box-wing design. All these investigations laid down the important aerodynamic features of box-wing and also proved a method for estimating the reduction in induced drag. To conduct these investigations, vortex lattice methods (VLM) are used. Nonplanar systems have certain limitations for best operations which provide maximum induced drag reduction. These limitations are examined and applied in the form of constant and specified lift distributions in the analysis. Furthermore, it is concluded that vortex lattice methods do capture the reduction in induced drag correctly if the limitations of span loading are maintained during the analysis. Based on previous results obtained, Euler inviscid analysis for a selected box-wing and a reference wing are carried out. The results of Euler inviscid analysis show good agreement with the results achieved by vortex lattice method in drag reduction at low Mach number. At the same time, transonic airfoil selection is identified as one of the key factors in designing a commercial box-wing aircraft for the transonic flight regime. This study is closed up by discussing different potential advantages and highlighting the main aspects in box-wing design. | |
| 19. Schlagwörter Box Wing Aircraft, Aerodynamics | |
| 20. Verlag Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt Lilienthal-Oberth e.V. Godesberger Allee 70 D-53175 Bonn | 21. Preis - |

*) Auf das Förderkennzeichen und die Förderung durch das BMBF soll auch in der Veröffentlichung hingewiesen werden.

Anlage zum Schlussbericht: Berichtsblatt für Publikationen

| | | |
|--|---|--|
| 1. ISBN oder ISSN 78-3-932182-74-X | 2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) Veröffentlichung | |
| 3. Titel Box Wing Fundamentals - An Aircraft Design Perspective | | |
| 4. Autor(en) (Name(n), Vorname(n)) Schiktanz, Daniel Scholz, Dieter | 5. Abschlussdatum des Vorhabens Januar 2014 | |
| | 6. Veröffentlichungsdatum September 2011 | |
| | 7. Form der Publikation Konferenzbeitrag | |
| 8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW) Fakultät Technik und Informatik Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau Berliner Tor 9 D – 20099 Hamburg | 9. Ber.Nr. Durchführende Insitution Airport2030_PUB_DLRK_11-09-27 | |
| | 10. Förderkennzeichen *) 03CL01G | |
| | 11. Seitenzahl 15 | |
| 12. Fördernde Institution (Name, Adresse) Bundesministerium für Bildung und Forschung (BMBF) 53170 Bonn | 13. Literaturangaben 25 | |
| | 14. Tabellen 6 | |
| | 15. Abbildungen 19 | |
| 16. Zusätzliche Angaben Sprache: Englisch; URL: http://Airport2030.ProfScholz.de | | |
| 17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) DGLR: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2011 : Tagungsband - Manuskripte (DLRK, Bremen, 27. - 29. September 2011), S. 601-615. - DocumentID: 241353 | | |
| 18. Kurzfassung A systematic and general investigation about box wing aircraft is conducted, including aerodynamic and performance characteristics. The design of a promising medium range box wing aircraft based on the Airbus A320 taken as reference aircraft is performed. The design is taken through the general steps in aircraft preliminary design. The fuel consumption of the final aircraft is 9 % lower than that of the reference aircraft. The aircraft layout is well balanced regarding the position of the center of gravity and the travel of the center of gravity is minimized. This is necessary due to the aircraft's particular characteristics concerning static longitudinal stability and controllability. The low wing tank capacity requires an additional fuselage tank. Because of its high span efficiency the aircraft has a glide ratio of 20,4. Its wing is about twice as heavy as the reference wing. This is partly compensated by a lighter fuselage. | | |
| 19. Schlagwörter Box Wing Aircraft, Aircraft Design | | |
| 20. Verlag Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt Lilienthal-Oberth e.V. Godesberger Allee 70 D-53175 Bonn | 21. Preis - | |

*) Auf das Förderkennzeichen und die Förderung durch das BMBF soll auch in der Veröffentlichung hingewiesen werden.

Anlage zum Schlussbericht: Berichtsblatt für Publikationen

| | |
|--|---|
| 1. ISBN oder ISSN 978-88-96427-18-7 | 2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) Veröffentlichung |
| 3. Titel The Conflict of Aerodynamic Efficiency and Static Longitudinal Stability of Box Wing Aircraft | |
| 4. Autor(en) (Name(n), Vorname(n)) Schiktanz, Daniel Scholz, Dieter | 5. Abschlussdatum des Vorhabens Januar 2014 |
| | 6. Veröffentlichungsdatum Oktober 2011 |
| | 7. Form der Publikation Konferenzbeitrag |
| 8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW) Fakultät Technik und Informatik Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau Berliner Tor 9 D – 20099 Hamburg | 9. Ber.Nr. Durchführende Institution Airport2030_PUB_CEAS_11-10-24 |
| | 10. Förderkennzeichen *) 03CL01G |
| | 11. Seitenzahl 12 |
| 12. Fördernde Institution (Name, Adresse) Bundesministerium für Bildung und Forschung (BMBF) 53170 Bonn | 13. Literaturangaben 18 |
| | 14. Tabellen - |
| | 15. Abbildungen 11 |
| 16. Zusätzliche Angaben Sprache: Englisch; URL: http://Airport2030.ProfScholz.de | |
| 17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) CEAS: 3rd CEAS Air&Space Conference : Proceedings (CEAS2011, Venice, 24. - 28. October 2011), pp 910-921. - DocumentID: 313 | |
| 18. Kurzfassung The induced drag of box wing aircraft is assessed with the help of literature data. The theoretical foundations of static longitudinal stability and controllability are presented and applied to the box wing aircraft. The results are interpreted and put into practice with the help of a medium range box wing aircraft based on the Airbus A320. Stability in cruise is attained by increasing the ratio C_{L1}/C_{L2} to a value of 1,74, which is the ratio of lift coefficients of the forward and the aft wing. According to biplane theory this results in a 3,4 % increase of induced drag. Applying aerodynamic theory for closed wing systems no increase would be expected. With the stated ratio of lift coefficients results a relatively small envelope for the center of gravity (CG). Consequently the aircraft is designed to be well balanced with regard to its CG. The individual CGs of the airframe, engines, fuel and payload are all located approximately at the same position. Hence the CG shift is minimized for different payload and fuel quantities. | |
| 19. Schlagwörter Box Wing Aircraft, longitudinal stability | |
| 20. Verlag Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt Lilienthal-Oberth e.V. Godesberger Allee 70 D-53175 Bonn | 21. Preis - |

*) Auf das Förderkennzeichen und die Förderung durch das BMBF soll auch in der Veröffentlichung hingewiesen werden.

Anlage zum Schlussbericht: Berichtsblatt für Publikationen

| | | |
|---|---|---|
| 1. ISBN oder ISSN - | 2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) Veröffentlichung | |
| 3. Titel Evaluation of Worldwide Noise and Pollutant Emission Costs for Integration into Direct Operating Cost Methods | | |
| 4. Autor(en) (Name(n), Vorname(n)) Johanning, Andreas Scholz, Dieter | | 5. Abschlussdatum des Vorhabens Januar 2014 |
| | | 6. Veröffentlichungsdatum September 2012 |
| | | 7. Form der Publikation Konferenzbeitrag |
| 8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW) Fakultät Technik und Informatik Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau Berliner Tor 9 D – 20099 Hamburg | | 9. Ber.Nr. Durchführende Institution Airport2030_PUB_DLRK_12-09-10_Johanning |
| | | 10. Förderkennzeichen *) 03CL01G |
| | | 11. Seitenzahl 11 |
| 12. Fördernde Institution (Name, Adresse) Bundesministerium für Bildung und Forschung (BMBF) 53170 Bonn | | 13. Literaturangaben 29 |
| | | 14. Tabellen 4 |
| | | 15. Abbildungen 12 |
| 16. Zusätzliche Angaben Sprache: Englisch; URL: http://Airport2030.ProfScholz.de | | |
| 17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) Publikationen zum DLRK 2012 (Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Berlin, 10. - 12. September 2012). - URN: urn:nbn:de:101:1-201211164010. DocumentID: 281392 | | |
| 18. Kurzfassung This paper analyzes the current Pollutant and Noise (PN) emission costs due to airport charges and CO ₂ costs due to the Emissions Trading Scheme (ETS) of the European Union. Based on this analysis, equations for a realistic prediction of PN fees of future aircraft are proposed allowing the consideration of these PN fees in the calculation of Direct Operating Costs (DOC) and consequently their integration into the objective function for aircraft design optimization. Firstly, the PN Emission Fees (PNEF) per flight and passenger (PAX) for 36 commonly used aircraft, at the 50 busiest airports in the world in 2010 (in terms of their number of PAX per year) are analyzed. The PNEF are then weighted against the total number of PAX worldwide. The weighted average of the PNEF of these 50 airports is assumed to represent the average PNEF of all airports in the world. Secondly, the Costs due to the ETS (CETS) of the European Union per flight and PAX starting in 2012 are analyzed. Amongst others, the method is able to consider the current and future European share of worldwide aircraft movements as well as variable emission certificate prices, for several assumptions for the worldwide growth of CO ₂ emissions of aircraft. Finally PNEF and CETS are included into the Direct Operation Cost (DOC) method of the Association of European Airlines (AEA) from 1989 although any DOC method could be selected. The analysis of an Airbus A320-211 with the AEA DOC-method shows that noise emission fees account for about 0,20 %, pollutant emission fees for 0,02 % and CETS for 0,12 % of the DOC showing that these costs are low compared to other DOC elements. Current PNEF therefore have little influence on the overall economics of aircraft which explains why the economic motivation for more silent or less pollutive aircraft stays low. The economic motivation could be increased by a considerable rise of the PNEF, a higher number of airports charging for PN emissions or the introduction of a worldwide ETS. The proposed method for inclusion of PNEF and CETS in DOC methods is universal and enables to forecast charges until about 2020. It remains however necessary to repeatedly observe the current charges in order to represent them correctly in extended DOC methods also in years to come. | | |
| 19. Schlagwörter Noise costs, pollutant emission costs | | |
| 20. Verlag Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt Lilienthal-Oberth e.V. Godesberger Allee 70 D-53175 Bonn | | 21. Preis - |

*) Auf das Förderkennzeichen und die Förderung durch das BMBF soll auch in der Veröffentlichung hingewiesen werden.

Anlage zum Schlussbericht: Berichtsblatt für Publikationen

| | | |
|--|--|--|
| 1. ISBN oder ISSN - | 2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) Veröffentlichung | |
| 3. Titel Box Wing Flight Dynamics in the Stage of Conceptual Aircraft Design | | |
| 4. Autor(en) (Name(n), Vorname(n)) Caja Calleja, Ricardo Scholz, Dieter | 5. Abschlussdatum des Vorhabens Januar 2014 | |
| | 6. Veröffentlichungsdatum September 2012 | |
| | 7. Form der Publikation Konferenzbeitrag | |
| 8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW) Fakultät Technik und Informatik Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau Berliner Tor 9 D – 20099 Hamburg | 9. Ber.Nr. Durchführende Institution Airport2030_PUB_DLRK_12-09-10_Caja | |
| | 10. Förderkennzeichen *) 03CL01G | |
| | 11. Seitenzahl 16 | |
| | 13. Literaturangaben 9 | |
| 12. Fördernde Institution (Name, Adresse) Bundesministerium für Bildung und Forschung (BMBF) 53170 Bonn | 14. Tabellen 4 | |
| | 15. Abbildungen 19 | |
| | 16. Zusätzliche Angaben Sprache: Englisch; URL: http://Airport2030.ProfScholz.de | |
| 17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) Publikationen zum DLRK 2012 (Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Berlin, 10. - 12. September 2012). - URN: urn:nbn:de:101:1-201211239107. DocumentID: 281383 | | |
| 18. Kurzfassung Different computational methods are available to evaluate the flying qualities of an aircraft in the stage of conceptual design. However, due to the unconventional configuration of the box wing aircraft, compatibility issues have been encountered with different software, the majority of which appear due to the influence of the second main wing. The independent use of different modules within CEASIOM (Computerized Environment for Aircraft Synthesis and Integrated Optimization Methods) has proved to be a feasible option. The aerodynamic coefficients and derivatives are calculated with Tornado, a vortex-lattice method (VLM) implemented in MATLAB. The SDSA (Simulation and Dynamic Stability Analysis) module of CEASIOM, allows for the determination of the aircraft dynamic modes and the evaluation of the flying qualities based on MIL-F-8785C Specifications. An interface between Tornado and SDSA is programmed by means of MATLAB scripts that read the output data of Tornado, and build the appropriate input files for SDSA. The dynamic modes are also determined and evaluated by hand methods for cruise conditions, in order to compare the results with those obtained with SDSA. The flying qualities of the box wing aircraft are Level 1 for most of the dynamic modes, although the Short Period and Roll Subsidence modes present Level 2 and Level 3, respectively. However, the numerical values show that such modes are close to Level 1 and Level 2, respectively. The overall results can be considered relatively good for a first analysis, and important changes in the design are not needed. The handling qualities have also been evaluated, with the help of a Flight Dynamics Model (FDM) defined with JSBSim and integrated in the visual flight simulator FlightGear. The pilot's rating based on the Cooper-Harper rating scale is Pilot Rating 1, 3 and 5 for cruise, take-off and landing conditions, respectively. | | |
| 19. Schlagwörter Box Wing Aircraft, flight dynamics | | |
| 20. Verlag Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt Lilienthal-Oberth e.V. Godesberger Allee 70 D-53175 Bonn | 21. Preis - | |

*) Auf das Förderkennzeichen und die Förderung durch das BMBF soll auch in der Veröffentlichung hingewiesen werden.

Anlage zum Schlussbericht: Berichtsblatt für Publikationen

| | |
|---|---|
| 1. ISBN oder ISSN 978-0-9565333-1-9 | 2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) Veröffentlichung |
| 3. Titel Novel Low-Flying Propeller-Driven Aircraft Concept For Reduced Direct Operating Costs And Emissions | |
| 4. Autor(en) (Name(n), Vorname(n)) Johanning, Andreas Scholz, Dieter | 5. Abschlussdatum des Vorhabens Januar 2014 |
| | 6. Veröffentlichungsdatum September 2012 |
| | 7. Form der Publikation Konferenzbeitrag |
| 8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW) Fakultät Technik und Informatik Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau Berliner Tor 9 D – 20099 Hamburg | 9. Ber.Nr. Durchführende Institution Airport2030_PUB_ICAS_12-09-23 |
| | 10. Förderkennzeichen *) 03CL01G |
| | 11. Seitenzahl 15 |
| 12. Fördernde Institution (Name, Adresse) Bundesministerium für Bildung und Forschung (BMBF) 53170 Bonn | 13. Literaturangaben 26 |
| | 14. Tabellen 4 |
| | 15. Abbildungen 27 |
| 16. Zusätzliche Angaben Sprache: Englisch; URL: http://Airport2030.ProfScholz.de | |
| 17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) CD Proceedings : ICAS 2012 - 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS, Brisbane, 23.-28. September 2012). Edinburgh, UK : Optimage Ltd, 2012. - Paper: ICAS2012-1.10.5 (510.PDF) | |
| 18. Kurzfassung This paper presents a novel concept for a fast, lower flying, highly efficient and ecological propeller driven aircraft. The aircraft has a high wing, T-tail and 4 turboprop engines with large propeller diameters decreasing the disc loading and therefore increasing the propeller efficiency. The propeller blades have high sweep angles allowing high cruise Mach numbers at high efficiencies. It is shown that Direct Operating Costs (DOC) can potentially be reduced by about 11 % while reducing trip fuel mass and therefore CO ₂ emissions by about 14.9 % compared to the reference aircraft Airbus A320. | |
| 19. Schlagwörter Turboprop, Aircraft Design | |
| 20. Verlag Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt Lilienthal-Oberth e.V. Godesberger Allee 70 D-53175 Bonn | 21. Preis - |

*) Auf das Förderkennzeichen und die Förderung durch das BMBF soll auch in der Veröffentlichung hingewiesen werden.