

DLR-IB-AS-BS-2021-212

Untersuchung von verteilten hybrid-elektrischen Antrieben an Kurzstreckenflugzeugen

Abschlussbericht

Dr. Martin Hepperle
Georgi Atanasov
Dennis Keller
Dr. Thomas Klimmek
Dr. Dennis Vechtel



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

IB DLR-IB-AS-BS-2021-212

**Untersuchung von verteilten hybrid-elektrischen
Antrieben an Kurzstreckenflugzeugen**

Abschlussbericht

Herausgeber:

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

ISSN 1614-7790

Stufe der Zugänglichkeit: 1
Braunschweig, im Dezember 2021

Institutsdirektor:
Prof. Dr.-Ing. habil. C.-C. Rossow

Verfasser:
Dr.-Ing. Martin Hepperle
Georgi Atanasov
Dennis Keller
Dr.-Ing. Thomas Klimmek
Dr.-Ing. Dennis Vechtel

Abteilung: Transportflugzeuge
Abteilungsleiter:
Dr.-Ing. Olaf Brodersen

Dieser Bericht enthält:
95 Seiten
54 Bilder
19 Tabellen
42 Literaturstellen

Abschlussbericht

Vorhaben des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) im Technologie-Förderverbundvorhaben „SynergE“ (Synergetische Integration von verteilten hybrid-Elektrischen Antrieben)

Gefördert vom Bundesministerium für Wirtschaft und Energie unter FKZ: 20A1706D.



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

Zusammenfassung

Das Projekt SynergIE konzentrierte sich auf die flugphysikalische Wirkung von Propellerantrieben, die entlang der Vorderkante eines Tragflügels verteilt angeordnet sind.

Solche Konzepte verteilter Antriebe werden erst durch elektrische Leistungsverteilung ermöglicht und versprechen einen verbesserten Gesamtwirkungsgrad durch Synergien zwischen dem Flügel und den Propellern. Zur Beurteilung im Gesamtsystem waren neben einer detaillierten Antriebsauslegung auch dazu passende Flugzeugentwürfe erforderlich. Soweit notwendig, wurden in den Einzeldisziplinen Verfahren unterschiedlicher Detailgüte eingesetzt. Um belastbare Ergebnisse zu erzielen, kamen insbesondere für die aerodynamische Modellierung und Analyse auch hochgenaue CFD Verfahren zum Einsatz. Finite-Element Strukturmodelle wurden zur Massenberechnung und zur Beurteilung der aeroelastischen Eigenschaften herangezogen. Die flugmechanische Simulation und Bewertung wurde bis zum Cockpitsimulator mit Beurteilung der Flugeigenschaften durch Piloten ausgeführt.

Die Untersuchungen im Projekt SynergIE bezogen sich auf Regionalflugzeuge für weniger als 100 Passagiere, die mit Propellerantrieben ausgerüstet sind und bei Fluggeschwindigkeiten unterhalb von $M = 0.7$ betrieben werden. Auch wenn diese zum Verkehrsaufkommen damit zu den CO_2 Emissionen einen relativ geringen Anteil beitragen, bilden sie eine wichtige Basis für die Entwicklung, Erprobung und Einführung neuer Technologien.



Abbildung 1: Darstellung des finalen Flugzeugentwurfs mit verteilten Antrieben.

1 Inhalt

Zusammenfassung	1
1 Inhalt	2
2 Symbole und Abkürzungen.....	3
3 Einführung	4
4 Zusammenfassung der Ergebnisse.....	5
5 Vorüberlegungen zu verteilten Antrieben.....	6
5.1 Propellerwirkungsgrad.....	6
5.2 Tragflügelauslegung	7
5.3 Start und Landung.....	8
5.4 Auslegung des Seitenleitwerks.....	9
6 Gesamtflugzeugentwurf und Bewertung	10
6.1 Flugzeugentwurfsmodell	10
6.2 Referenzflugzeug	19
6.3 Studie zur Optimierung der Propelleranzahl	24
6.4 Vergleich der SynergIE Baseline mit der finalen Konfiguration DEP10.....	31
7 Aerodynamische Analysen und Bewertung	40
7.1 Propellerauslegung	40
7.2 Antriebsintegration.....	41
8 Flugmechanische Analysen und Bewertung.....	59
8.1 Vereinfachte Flugmechanische Untersuchung	59
8.2 Entwicklung einer Gesamtflugzeugsimulation	65
8.3 Virtuelle Flugversuche	68
8.4 Bewertung	72
9 Strukturelle Aspekte, Aeroelastische Analysen und Bewertung	74
9.1 Verwendete Methoden und Verfahren.....	74
9.2 Analysen	78
9.3 Bewertung	87
10 Demonstrator-Konzepte	88
11 Zusammenfassung und Ausblick	91
12 Literaturverzeichnis.....	92

2 Symbole und Abkürzungen

Symbol	Beschreibung	Einheit
b	Spannweite	m
c	Flügeltiefe	m
D	Widerstandskraft	N
J	Fortschrittsgrad	-
k	Faktor für den induzierten Widerstand	-
L	Auftriebskraft	N
m	Masse	kg
N	Anzahl der Antriebe bzw. Propeller	-
P	Leistung	W
q	Staudruck	Pa
R	Reichweite	m
S	Fläche	m ²
t	Zeit	s
T	Schub	N
V	Volumen	m ³
v_{∞}	Fluggeschwindigkeit	m/s
v_z	Steig- bzw. Sinkgeschwindigkeit	m/s
$C_{D,0}$	Widerstandsbeiwert bei Nullauftrieb	-
C_D	Widerstandsbeiwert	-
C_L	Auftriebsbeiwert	-
C_T	Schubbeiwert $C_T = T / \rho \cdot n^2 \cdot D^4$	-
η	Wirkungsgrad, normierte Halbspannweite $y/(b/2)$	-
α	Anstellwinkel	°
β	Schiebewinkel, Blatteinstellwinkel	°
θ	Steigwinkel	°
ρ_{∞}	Luftdichte	kg/m ³
$\Lambda = b^2/S$	Flügelstreckung	-
HLW, HTP	Höhenleitwerk, Horizontal Tailplane	
SLW, VTP	Seitenleitwerk, Vertical Tailplane	

3 Einführung

Die elektrische Antriebstechnologie im zivilen Flugzeugbau ist eine Schlüsseltechnologie auf dem Weg zur Energiewende in der Luftfahrt. Mit Hilfe dieser Technologie können die Antriebe auch über die Spannweite eines Flügels verteilt werden und damit zu einer effizienteren Umströmung führen. Gleichzeitig kann durch eine Verteilung der Antriebsmassen eine günstigere Flügellastverteilung und dadurch ein geringeres Flügengewicht erzielt werden. Darüber hinaus gibt es weitere Freiheitsgrade für die Flugsteuerung und Potentiale.

Im Rahmen des Verbundprojekts SynergIE wurden diese Aspekte im Kontext des gesamten Flugzeugs, d.h. in ihrer multi-disziplinären Wechselwirkung im Rahmen des Vorhabens „Untersuchung von verteilten hybrid-elektrischen Antrieben an Kurzstrecken-Flugzeugen“ untersucht.

Dabei wurde das Gesamtsystem eines hybrid-elektrischen Kurzstreckenflugzeugs für circa 100 Passagiere mit verteilten Antrieben am Flügel untersucht, um potentielle Effizienzsteigerung zu identifizieren, die Wirkmechanismen besser zu verstehen, zu quantifizieren und in den Flugzeugentwurf zu integrieren.

Das Projekt konzentrierte sich auf die flugphysikalische Wirkung und auf das Verständnis der physikalischen Effekte verteilter Antriebe um das Konzept möglichst nutzbringend umzusetzen. Daher wurden keine allgemeinen Konzepte des elektrischen Fliegens betrachtet, sondern direkt ein hybrid-elektrisches Antriebssystem vorausgesetzt. Dieses Stromerzeugungs-System kann je nach Technologieverfügbarkeit auch durch Batterie- oder Brennstoffzellen-basierte Systeme ersetzt werden, ohne die flugphysikalischen Erkenntnisse zu beeinflussen.

Hierzu wurde eine bestehende Kette von Simulations-Werkzeugen für Flugzeugentwürfe mit verteilten elektrischen Antrieben weiterentwickelt. Die disziplin-übergreifenden und mit dem Verbundleiter Airbus koordinierten Arbeitsinhalte umfassten neben dem Gesamtflugzeugentwurf die integrierte Aerodynamik von Flügel und Propeller in enger Wechselwirkung mit der Struktur sowie den flugmechanischen Fragestellungen zur Steuerung und Leistungsfähigkeit.

Beiträge des DLR in den Bereichen Gesamtflugzeugentwurf, Aerodynamik, Flugmechanik und Aeroelastik wurden kombiniert und durch Ergebnisse der Verbundpartner Bauhaus-Luftfahrt und Rolls-Royce ergänzt. Weiterhin stand Verbundführer Airbus für fachliche Diskussionen und die Abstimmung der Anforderungen zur Verfügung. Durch regelmäßigen Austausch von Informationen wurde eine gute Abstimmung der Arbeiten erreicht. Das DLR profitierte dabei von der Expertise der Verbundpartner im Bereich der Antriebe und die Partner profitierten von der flugphysikalischen Fachexpertise des DLR sowie der Systembewertung am Gesamtflugzeug durch das DLR. Dadurch konnten trotz generischer Ansätze alle konkreten Daten genau aufeinander abgestimmt und Subsysteme wie elektrischer Antrieb oder Kühlung zielgerichtet für das Gesamtflugzeug optimiert und in das DLR Gesamtmodell integriert werden. Umgekehrt wurden DLR Daten aus Flugmechanik, Propellerdynamik und Aerodynamik in das Simulationsmodell des Partners Rolls-Royce übertragen. Dort mit dem Ziel, neben dem elektromotorischen Antrieb auch die zugehörigen Steuer und Regelsysteme auszulegen und deren dynamisches Verhalten zu simulieren.

SynergIE - Projektstrukturplan

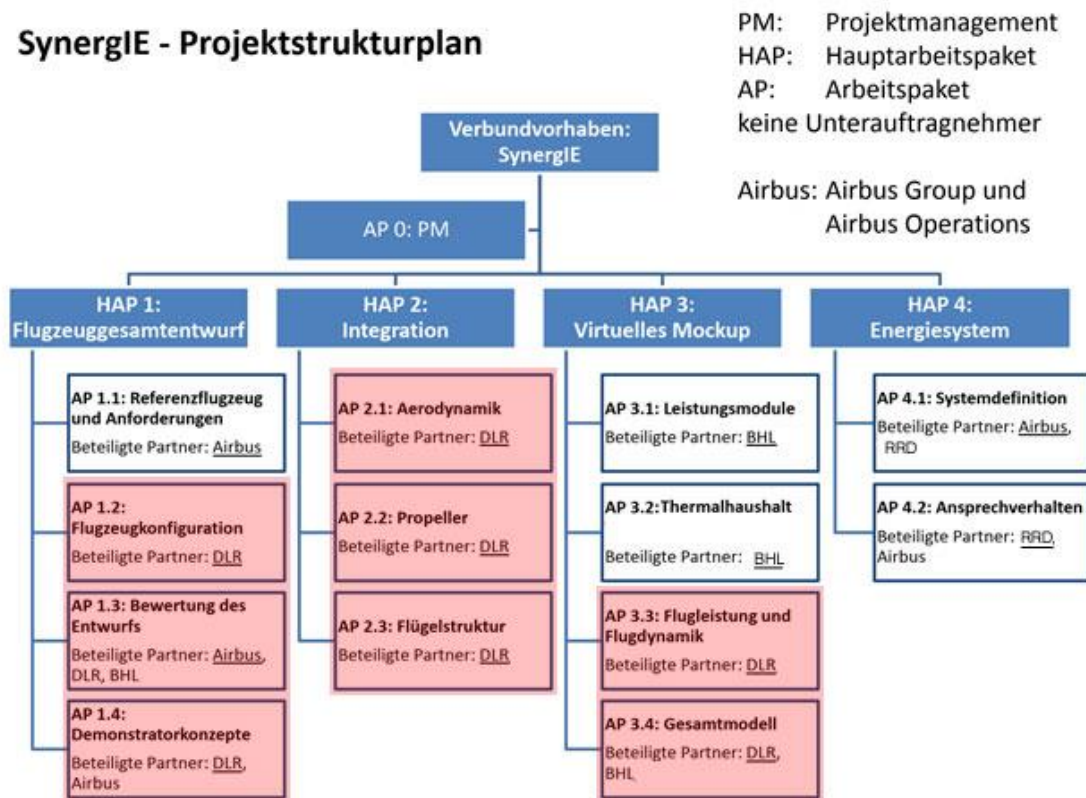


Abbildung 2: Struktur des Verbundprojekts mit den Elementen des DLR Vorhabens (rot hervorgehoben).

4 Zusammenfassung der Ergebnisse

Insgesamt hat sich gezeigt, dass es durch die Verteilung der Antriebe und damit verbundene Schneeball-Effekte möglich ist, die Nachteile des hybrid-elektrischen Antriebssystems (gegenüber dem konventionellen Antrieb) gerade wieder auszugleichen. Die Nachteile eines hybrid-elektrischen Systems liegen vor allem im Zusatzgewicht, das zunächst zu einem höheren Energieverbrauch führt. Das Konzept der verteilten Antriebe ermöglicht eine Verringerung der Flügeltiefe sowie eine Verkleinerung der Seitenleitwerksfläche. Weiterhin wirkt es sich positiv auf den induzierten Widerstand und den Installationswirkungsgrad der Antriebe aus.

Zusätzlich ergibt sich bei geeigneter Systemauslegung eine Redundanz und sicherer Flug auch bei Ausfall von zwei außen liegenden Antrieben.

Die Bewertung des Konzepts der verteilten Antriebe erfolgte im Vergleich mit einem 2-motorigen Referenzflugzeug, das direkt durch mit Kerosin versorgten Propellerturbinen angetrieben wird sowie mit einem 2-motorigen Referenzflugzeug mit einem ebenfalls Kerosin-basierten, aber hybrid-elektrischen Antrieb. Dieses zweite Flugzeug mit elektrischer Leistungsverteilung bildete die Basis für die Bewertung des Konzepts der verteilten Antriebe. Für alle Vergleiche wurde ein Technologiestand des Jahres 2035 zu Grunde gelegt.

Wenn das schwere hybrid-elektrische System durch alternatives System mit gleicher Masse wie das zweimotorige Referenzsystem mit Kerosinverbrennung ersetzt werden könnte, ergäbe sich eine Energieersparnis des verteilten Antriebs gegenüber dem Referenzsystem in der Größenordnung von 10%.

5 Vorüberlegungen zu verteilten Antrieben

Grundsätzliche Überlegungen zur Elektrifizierung von Flugzeugen [1] haben schnell gezeigt, dass zur Umsetzung elektrischer Antriebe bei Flugzeugen, die über die Größe der Allgemeinen Luftfahrt hinausgehen, neben dem Antriebssystem auch das Flugzeug selbst wesentlich verbessert werden muss. Hierzu bietet es sich an, die elektrische Leistungsverteilung in neuartigen Integrationskonzepten des Antriebs zu nutzen. Bei größeren und schnelleren Flugzeugen mit Fan-Antrieb ist das Konzept der Grenzschicht-einsaugung, z.B. am Rumpfeinde eine Möglichkeit, den Wirkungsgrad des installierten Antriebs zu verbessern [4].

Für Flugzeuge die nicht im transsonischen Geschwindigkeitsbereich operieren, bietet sich die Option der verteilten Antriebe an. Durch die Aufteilung des Antriebs in eine größere Anzahl von Schubzeugern lässt sich eine große Strahlfläche und zum eine Erhöhung des der Gleitzahl durch Überblasen des Tragflügels zu erreichen.

Auch hier zeigen einfache Überlegungen [4], dass nur dann ein Gewinn erreicht werden kann, wenn die Tragflügelgröße an die Strahlggeschwindigkeit angepasst und möglichst weitere Effekte mit ausgenutzt werden. Dies führt zu Konfigurationen mit verringerter Flügelfläche und der Option die Leitwerksflächen ebenfalls zu verkleinern.

Die NASA verfolgt seit geraumer Zeit das Projekt LEAPTech (Leading Edge Asynchronous Propeller Technology) die Integration verteilter Antriebe am Beispiel eines Kleinflugzeugs [7], [8], das in einem fliegenden Erprobungsträger mündet. Auch hier wird die Verkleinerung der Flügelfläche und die damit einhergehende Leistungsverbesserung als Treiber des Konzepts durch die elektrische Leistungsverteilung ermöglicht.

In Deutschland wurde das Konzept der verteilten Propellerantriebe für Regionalflugzeuge bisher auf Konzeptebene und die Physik eher losgelöst von der Flugzeugauslegung betrachtet. Im Projekt SynergIE wurden Flugzeugentwurf und detaillierte Flugphysik zusammengeführt und Flugzeug- und Propellerentwürfe speziell für diese Technologie iterativ optimiert. Ziel war dabei insbesondere auch, das Verständnis für die Wechselwirkungen zu verbessern um das Potential für den Flugzeugentwurf möglichst vollständig zu nutzen.

5.1 Propellerwirkungsgrad

Für den Wirkungsgrad eines Propellers sind zwei Faktoren entscheidend: zum einen die Schubbelastung pro Kreisfläche und zum anderen das Strömungsfeld am Einbauort.

Grundsätzlich sind Propeller mit geringer Schubbelastung, also großem Durchmesser, effizienter als kleine Propeller mit gleichem Schub. Bei zweimotorigen Flugzeugen sind hier in der Regel enge Grenzen durch Bodenfreiheit und Abstand zum Rumpf gesetzt.

Die Verteilung des Schubs auf viele Propeller erlaubt hier mehr Freiheiten und auch eine Vergrößerung der gesamten Kreisfläche. Dadurch kann der Wirkungsgrad der isolierten Propeller verbessert werden.

Die Installation eines Propellers vor und unterhalb des Tragflügels im Bereich mit reduzierter lokaler Strömungsgeschwindigkeit ist günstig für den Wirkungsgrad des installierten Propellers. Der Propeller profitiert dabei vom Druckfeld des Flügels. Allerdings ist das Staugebiet relativ klein, sodass die großen Propeller der klassischen zweimotorigen Referenzflugzeuge nur wenig von diesem Effekt profitieren können. Bei den mehrmotorigen Antriebskonzepten ergeben sich kleinere Propeller, deren Kreisflächen

dann mehr in das Staugebiet eintauchen. Dadurch kann eine Verbesserung des Wirkungsgrads der installierten Propeller erreicht werden.

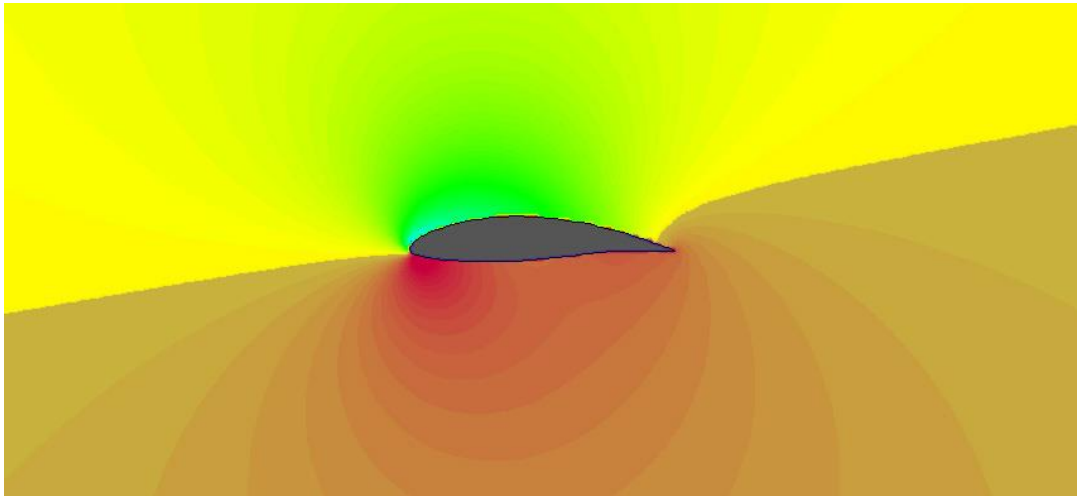


Abbildung 3: Druckfeld um ein typisches Flügelprofil. Oberhalb des Profils befindet sich ein Unterdruckbereich mit erhöhter Strömungsgeschwindigkeit (grün). Unterhalb des Profils ist der Bereich mit Überdruck und damit verringerter Strömungsgeschwindigkeit abgedunkelt dargestellt. Der größte Überdruck (rot) konzentriert sich auf den Bereich vorne unterhalb des Profilschnitts.

Das Druckfeld um den Tragflügel weist unter dem Flügel einen leichten Überdruck und oberhalb des Flügels einen stärkeren Unterdruck auf. Für den Vortriebswirkungsgrad des Propellers ist es vorteilhaft, ihn in einem Bereich mit gegenüber der Fluggeschwindigkeit verzögerter Strömung anzuordnen. Günstige Positionen sind also eher unterhalb des Flügels und dort auch eher weiter vorne. Aufgrund der beschränkten Größe des Überdruckfelds, der Bodenfreiheit und der Flügelposition lassen sich große Propeller rein geometrisch nur teilweise in dieses Überdruckfeld bringen. Die Kreisflächen der vielen kleinen Propeller verteilter Antriebe können dagegen zu einem größeren Teil in diesem Bereich des Strömungsfelds platziert werden und können dadurch bei richtiger Auslegung einen verbesserten Installationswirkungsgrad haben.

5.2 Tragflügelauslegung

Für die Güte eines Tragflügels ist seine Gleitzahl, also das Verhältnis Auftrieb / Widerstand eine entscheidende Kennzahl. Wenn man den Flügel nicht neu auslegt, führt die erhöhte Strömungsgeschwindigkeit im Propellerstrahl zunächst zu einer unnötigen Erhöhung sowohl des Auftriebs als auch des Widerstands. Die Gleitzahl bleibt dabei in erster Näherung gleich.

Da aber im Reiseflug weiterhin dieselbe Flugzeugmasse getragen werden muss, kann man die Flügeltiefe verringern, um den eigentlich erforderlichen Auftrieb und Widerstand wiederherzustellen. Die Übergeschwindigkeiten im Reiseflug liegen typischerweise bei etwa 5-10% der Fluggeschwindigkeit. Wegen des quadratischen Zusammenhangs zwischen Strömungsgeschwindigkeit und Luftkraft ermöglicht dies eine konservative Verringerung der Tragflächentiefe um etwa 10%, wie Voruntersuchungen zeigten [4]. Dadurch profitiert der Flügel vom Strömungsfeld des Propellers.

Durch die drehenden Propeller entsteht in deren Nachlauf ein Drall, der den Flügel beaufschlagt. Bei ungünstiger Profilierung des Flügels kann dies zu Unterdruckspitzen an der Flügelvorderkante und zu starker lokaler Widerstandszunahme führen. Um diesen Effekt von vorne herein zu vermeiden, wurde für die Profilierung des Tragflügels ein Profil mit guter Auftriebsleistung und relativ stumpfer Nase gewählt. Eine örtliche Adaption der Vorderkantenwölbung im Bereich der Motorgondeln hat keine wesentlichen Effekte gezeigt. Daher wurde keine Änderung der Profilierung vorgenommen, sondern das gewählte Do-A5 Profil beibehalten (dieses Profil wurde von der ehemaligen Firma Dornier für propellergetriebene Regionalflugzeuge entwickelt).

Es besteht noch etwas Optimierungspotential der Flügelnase in Verbindung mit einer detaillierteren Auslegung eines Klappensystems an der Flügelhinterkante.

Der induzierte, auftriebsabhängige Widerstand hängt direkt vom Verhältnis Masse durch Spannweite ab. Beim finalen Entwurf wurde daher versucht, die gleiche Spannweite wie bei den Referenzflugzeugen erhalten, um auch den induzierten Widerstand annähernd gleich zu halten. Der Flügel mit verringerter Tiefe erhielt dadurch also eine höhere Streckung. Eine geringfügige, zusätzliche Verringerung des induzierten Widerstands kann durch die Platzierung des äußersten Propellerantriebs an den Flügelenen erreicht werden. Hierzu muss allerdings der Drehsinn entgegen der jeweiligen Drehrichtung der Randwirbel gewählt werden, was rechts- und linksdrehende Propeller erfordern und daher höhere Kosten verursachen würde.

Die strukturelle Dimensionierung des Tragflügels und aeroelastischen Analysen des Flügels mit verteilten Antrieben zeigten eine Verringerung der Strukturmasse, trotz einer Reduktion der absoluten Flügeldicke. Dies ist eine Folge der entlang der Spannweite verteilten Massen der Antriebsaggregate, die in vielen Lastfällen dem Biegemoment durch den Auftrieb entlastend entgegenwirken.

5.3 Start und Landung

Beim Start mit geringen Fluggeschwindigkeiten und großem Schub sind die Übergeschwindigkeiten im Propellerstrahl relativ höher sodass sich dort mindestens gleichwertige oder bessere Startleistungen ergeben.

Beim Landeanflug mit gedrosselten Antrieben ergibt sich dagegen das Problem, dass der Auftrieb des schlanken Flügels zu gering werden kann. Dies wurde beim finalen Konzept dadurch umgangen, dass eine ungleichmäßige Schubverteilung entlang der Spannweite gewählt wurde. Im Landeanflug erzeugt hier ein Teil der Propeller am Außenflügel weniger Schub als eigentlich benötigt wird und die restlichen Propeller im Innenbereich kompensieren dies durch erhöhten Schub. Dadurch wird im tieferen Innenflügel auch mehr Auftrieb erzeugt, sodass die geforderten Anfluggeschwindigkeiten erreicht werden.

Als Ergänzung zu dieser Lösungsmöglichkeit wäre aber die oben bereits angesprochene Optimierung des Hochauftriebssystems im Propellerstrahl in einem zukünftigen Projekt wünschenswert.

Um den Modellierungs- und Rechenaufwand in Grenzen zu halten, aber dennoch die wesentlichen Effekte an der Flügelvorderkante zu simulieren, wurde für die detailliertere Strömungssimulationen lediglich eine einfache Wölbklappe an der Flügelhinterkante realisiert.

5.4 Auslegung des Seitenleitwerks

Die Größe des Seitenleitwerks von zweimotorigen Flugzeugen ist stark durch den Fall eines einseitigen Triebwerksausfalls getrieben. Dieser Fall dimensioniert die erforderliche Größe und den Hebelarm in Verbindung mit dem seitlichen Abstand des Antriebs zur Rumpfmittlebene (gleichzeitig dimensioniert dieser Fall auch die erforderliche Antriebsleistung beim Start, da auch mit nur dem verbleibenden Triebwerk noch eine ausreichende Steigleistung gefordert wird).

Ein Flugzeug mit verteilten Antrieben verliert beim Ausfall eines Triebwerks nur einen Bruchteil der Gesamtschubs und auch das resultierende Giermoment ist wesentlich geringer und kann zum großen Teil durch spannweitige Umverteilung des Schubs kompensiert werden. Dieser Vorteil kann genutzt werden, um die Größe des Seitenleitwerks deutlich zu reduzieren. Im Fall der finalen SynergIE Konfiguration mit 10 Antrieben konnte die Größe des Seitenleitwerks auf die Hälfte der Größe am zweimotorigen Referenzflugzeug verringert werden. Hierdurch ergeben sich Einsparungen im Widerstand und der Masse, sowohl direkt am Leitwerk als auch in der Rumpfstruktur. Diese Konfiguration erlaubt sogar den Ausfall von zwei Außentriebwerken, was bei geeigneter Systemarchitektur die Betriebssicherheit erhöht.

Die Größe des Höhenleitwerks ist unverändert, allerdings hat eine Änderung des Schubs unmittelbare Auswirkungen auf den Auftrieb und erfordert somit eine Anpassung des Flugreglers im Vergleich zum Referenzflugzeug. Dabei ist der Einsatz der Hinterkantenklappen am Tragflügel als Wölbklappe in Abhängigkeit von der Schubhebelstellung in Verbindung mit dem Höhensteuer als Trimmklappe möglich.

6 Gesamtflugzeugentwurf und Bewertung

Das Gesamtflugzeugentwurf wurde in AP1.2 und AP1.3 bearbeitet. In AP1.2 wurden Entwurf-Vorstudien durchgeführt. Am Abschluss von AP1.2 wurde ein Flugzeugmodell für die disziplinären Bewertungen in den anderen Arbeitspaketen bereitgestellt. Diese sind in [19] und [20] beschrieben. In den beiden letzten Jahren des Projektes wurden alle Erkenntnisse aus den anderen Arbeitspaketen in das Flugzeugentwurfsmodell von AP1.3 eingepflegt. Dies geschah in mehreren Austausch-Loops mit den Partnern, die in den Zwischenberichten dokumentiert sind. In dem letzten Jahr des Projektes wurde das Flugzeugentwurfsmodell von AP1.3 finalisiert. Damit wurden die folgenden Studien durchgeführt:

- Berechnung des Referenz Turbopropflugzeugs, das als Basis für die Gesamtflugzeugmodellierung dient.
- Erstellung eines parametrisierten Hybridflugzeugmodells, mit dem eine Studie zur Optimierung der Hybridflugzeugkonfiguration durchgeführt wurde.
- Erstellung der finalen Hybrid-Flugzeugmodelle auf Basis der Optimierungsstudie.

Die folgende Unterkapitel beschreiben im Detail die finalen Ergebnissen von AP1.3.

6.1 Flugzeugentwurfsmodell

Die finalen Ergebnisse des Projektes (AP1.3) wurden mit dem Workflow von Abbildung 4 erzeugt. Dabei, wie dort zu erkennen ist, sind alle parametrisierte Modelle aus den anderen Arbeitspaketen in den Gesamtentwurfsprozess integriert.

Die Flugzeugmodellierung basiert auf zwei DLR Tools – openAD [17] und AMC (Aircraft Mission Calculator - bisher keine Veröffentlichungen). Beide Tools nutzen das CPACS Schema für Input und Output. Das Gesamtflugzeugmodell wird in openAD erzeugt. Das Modell beinhaltet alle für den Flugzeugentwurf notwendigen Disziplinen – Geometriedefinition, Massenaufschlüsselung, High-speed & Low-Speed aerodynamischen Eigenschaften, Triebwerksmodellierung, Missionsberechnung und Low-Speed Performance Berechnung.

Allerdings werden bei openAD keine Trajektorien erzeugt, da die Missionsberechnung analytisch, mit Breguet-Formel ähnlichen Ansätzen, gelöst wird. AMC wird benutzt um die Genauigkeit der Missionstreibstoff-Berechnung zu verbessern und komplette Trajektorien zu erzeugen. AMC braucht dazu aerodynamische Decks und Triebwerks-Decks, sowie die Massen- und Geometriedaten des Flugzeugs. Alle für AMC notwendige Inputs können von openAD erzeugt werden.

Allerdings sind diese Modelle nur für klassische Antriebsmodelle, wie z.B. Turbofans oder Turboprops, geeignet. Da in SynergIE eine Hybridkette mit verteilten Antrieben untersucht wird, mussten die Inputs von openAD und AMC entsprechend angepasst werden. Dafür wurde für das Projekt ein neues Python-basiertes Tool geschrieben, das auch mit CPACS-integriertem Input / Output Schema arbeitet – PSOR (Propulsion System Ontology Reader).

Die primäre Aufgabe von PSOR ist es, parametrische Modelle der unterschiedlichen Komponenten der Antriebskette über das CPACS Schema austauschen zu können. Dafür wurde ein Library-Schema definiert, die mit Modellen aus den anderen Arbeitspaketen befüllt werden kann und damit eine flexible parametrisierte Modellierung der Antriebsarchitektur zulässt. Diese wurde mit den folgenden Modellen befüllt:

- Propellerwirkungsgrad-Berechnungsmodelle unterschiedlicher Geometrien und Charakteristiken, bereitgestellt von AP2.3.
- Wellenleistung-Treibstoffverbrauch-Decks von Gasturbinen unterschiedlicher Größe, die für eine Interpolation zwischen den unterschiedlichen Größen geeignet sind. Diese wurden von AP3.1 bereitgestellt.
- Wirkungsgrad-Modell der seriellen Übertragung der Gasturbinenwellenleistung zu den verteilten Antrieben.

Anhand dieser Modelle wurden Antriebs-Performance Decks eines Hybridantriebes mit verteilten Propellern für die Missionsrechnung in AMC generiert.

Mit PSOR war es möglich auch Modelle für die Antriebsstrangberechnung zu integrieren, die nicht im CPACS Format bereitgestellt wurden, hier:

- Die Massenberechnung der Komponenten der Antriebskette von AP4.1,
- Die Berechnung Massen- und Energieverbrauch des Kühlsystems von AP3.2,
- Anpassung der Flügelmassenmodellen von openAD an den Ergebnissen der detaillierten Flügelmassenmodellen von AP2.3,
- Ergänzung der High-Speed und Low-Speed aerodynamischen Modellen von openAD mit den Aero-Propulsive Effekten, die in AP2.1 berechnet wurden.

Damit war es möglich eine komplette Aufschlüsselung der Hybridantriebseigenschaften zu erzeugen und die Effekte auf das gesamte Flugzeug zu berechnen.

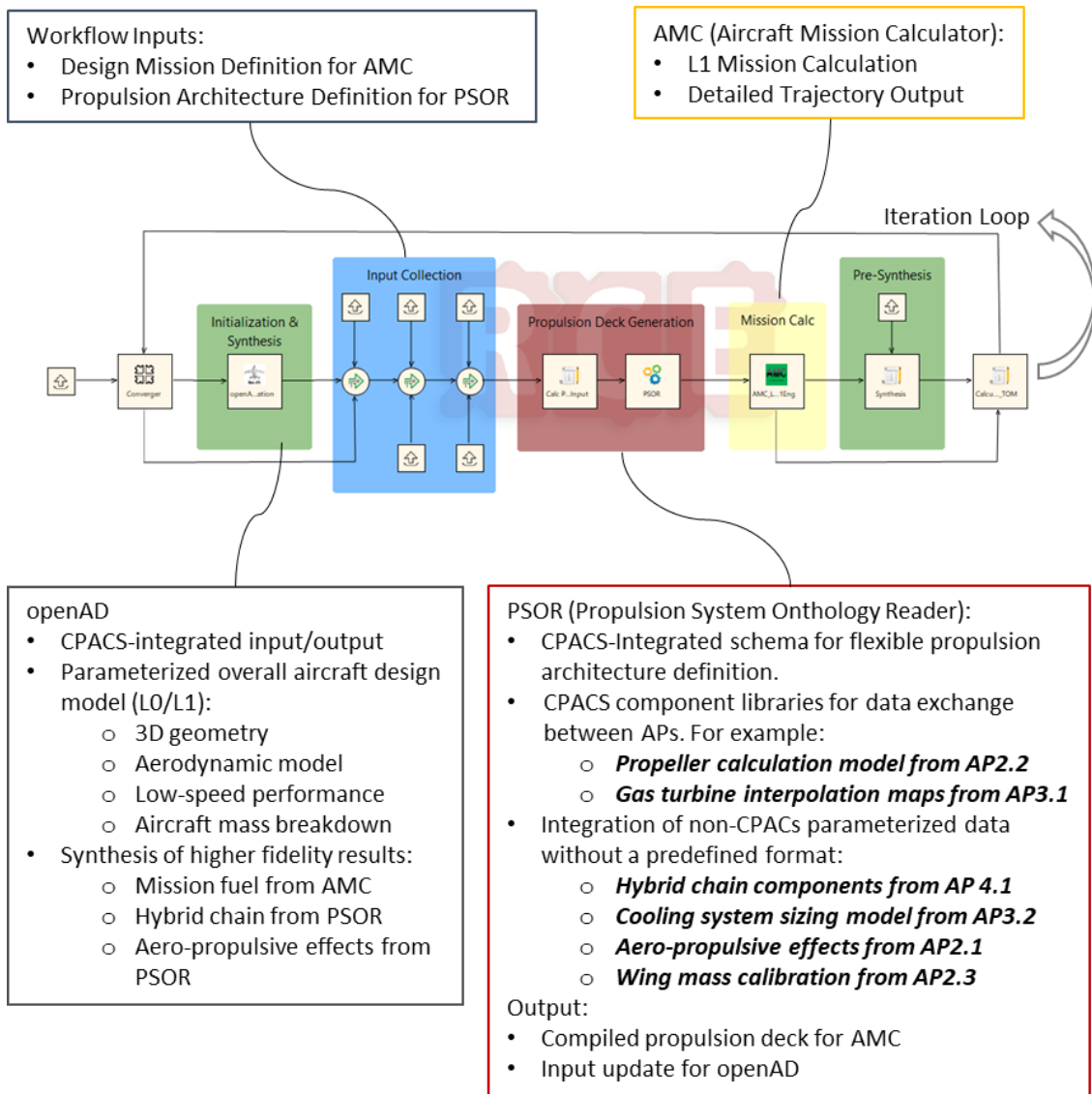


Abbildung 4: Workflow für die Integration der Ergebnisse aus den anderen Arbeitspaketen in den Gesamtentwurf.

6.1.1 Flugzeuganforderungen und Bewertungsmetrik

Tabelle 1 fasst die TLARs der Flugzeugentwurfsmodelle dieses Projektes zusammen. Diese wurden in AP1.1 festgelegt. Das Profil der Auslegungsmission ist in Abbildung 5 zusammengefasst.

Die Projektflugzeuge werden primär mit der Block Fuel Effizienz bei der Auslegungsmission bewertet. Block Fuel ist als der Treibstoff der für die Hauptmission (Block Mission – siehe *Tabelle 1*) inkl. der sogenannten Allowances, d.h. Treibstoff für Taxi, Start und Landeanflug definiert.

Vom Konsortium wurden generell weniger lärmbehaftete Konfigurationen angestrebt. Da verteilte Antriebe die Propellerflächenbelastung reduzieren können (mehr Propellerfläche pro Schub), ist eine gewisse Lärmreduktion auch potentiell realisierbar. Dieses Potenzial wurde in diesem Projekt aus Gründen des begrenzten Budgets nicht bewertet, es wurden allerdings Entwurfslösungen priorisiert, die eine lärmindernde Konfiguration zulassen. D.h. Lösungen wie Druckpropeller wurden generell nicht untersucht.

REQUIREMENT	UNITS	VALUE
Year of Entry Into Service (EIS)	-	2040
Design Range	nm	1000
Design Cruise Mach Number	-	0.55
Initial Cruise Altitude	ft	27000
Service Ceiling	ft	27000
Takeoff Balanced Field Length (SL, ISA conditions)	m	1400
2 nd Segment OEI with MTOM (ISA Conditions)	ft	8000
Approach Speed (Calibrated Airspeed)	kts	120
Number of Passengers (Standard Layout)	-	70
Design Mission Payload	kg	6650
Max Payload	kg	7500

Tabelle 1: Projekt TLARs (Top-Level Aircraft Requirements)

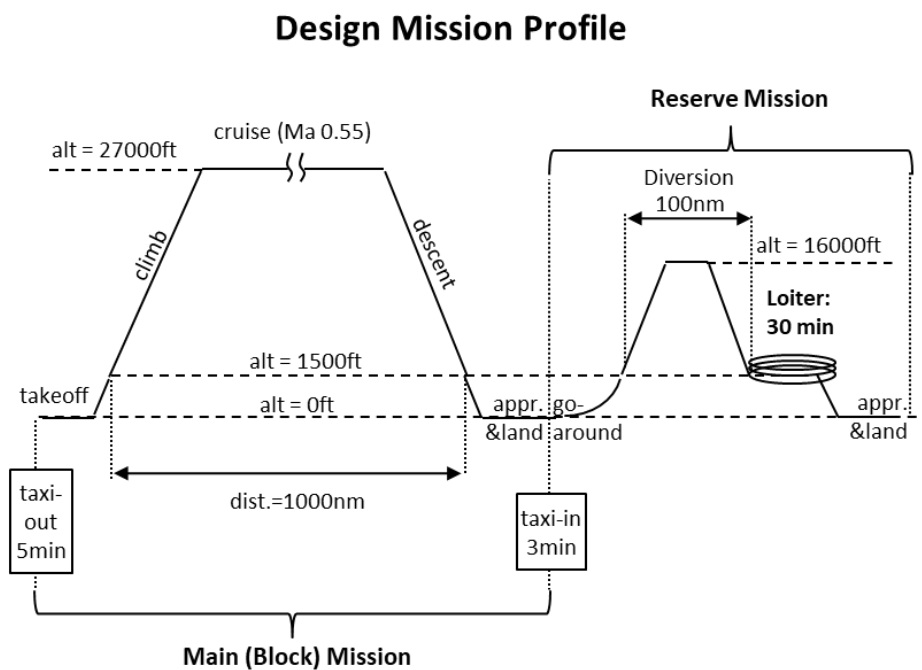


Abbildung 5: Profil der Auslegungsmission.

6.1.2 Flugzeugkonfiguration

Die Konfiguration der Projektflugzeugen ist hinsichtlich der Ziele und Randbedingungen des Projektes gewählt.

Der Hauptfokus des Projektes liegt in der Untersuchung von flügelintegrierten verteilten elektrischen Propellern. Gasturbinen sind trotzdem als primärer Leistungserzeuger gewählt. In den Hybrid-Varianten der Proektflugzeugen treiben die Turbinen Generatoren an um die elektrischen Propellern mit Strom versorgen zu können. Damit ist es möglich eine zweistrahler Hybrid-Variante gegen mehrstrahler Hybrid-Varianten gegeneinander zu vergleichen um die Effekte der Antriebverteilung untersuchen zu können.

Als Basis für die Modellierung der Projektflugzeugen wurde TPR70neo aus Clean Sky 2 gewählt [18]. Die Hochdecker Konfiguration mit Rumpf-integrierten Fahrwerk bietet ausreichend Platz für die Integration von verteilten Propellern an.

Für die SynergIE Flugzeuge wurde eine konventionelle Leitwerkskonfiguration gewählt. Grund dafür war die Entkopplung von Seitenleitwerk (VTP) und Höhenleitwerk (HTP) um eine einfachere Parametrisierung der VTP Geometrie zu ermöglichen mit der die AP3.3 Studien über Giersteuerung mit differenziellem Schub flexibler durchgeführt werden konnten.

Mit dem beschriebenen Workflow (siehe Abbildung 4) wurde auch ein Referenzflugzeug entworfen, das ein konventionelles Turboprop Antrieb hat. Dieses wurde zur Validierung der Methodik mit der Erkenntnissen aus AP1.1 verwendet.

6.1.3 Flügel

Nach den ersten Voruntersuchungen des Projektes wurde es im Konsortium entschieden, dass, aufgrund von begrenzten Ressourcen, keine detaillierte aero-strukturelle Optimierung der Flügelgeometrie durchgeführt werden konnte. Der Grund für diese Entscheidung war, dass eine solche Optimierung nur ein sekundärer Einfluss auf den Vergleich zwischen den unterschiedlichen Flugzeugen des Projektes haben kann. Stattdessen wurde eine robuste semi-empirische Modellierung gewählt, die die Haupteffekten von der Änderung der Propelleranzahl auf die aerodynamischen Eigenschaften des Flügels bewerten lässt. Die folgende Randbedingungen wurden für alle Flugzeugen des Projektes eingeführt um den Modellierungsaufwand aller Konsortium-Partner in die Budgetgrenzen einzuhalten:

- Es wurde einen Grundriss mit gerader Flügelvorderkannte gewählt um eine simplere parametrische Integration der verteilten Antriebe für die detaillierteren Berechnungen in AP2.1 zu ermöglichen.
- Die Flügelspannweite wurde auf 27 m festgesetzt. Dieser Wert wurde nach den Vorstudien des Projektes als passend für die finale Studien festgelegt.
- Der Grundriss wurde folgenderweise parametrisiert: die Zuspitzung wurde auf 0.5 festgesetzt. Es wurde ein Kink in dem Grundriss eingeführt, der mit der y-Position der Triebwerke des Referenzflugzeugs zusammenpasst (y-Position von 4.2m). In dem Bereich zwischen Kink und Center haben die Vor- und Hinterkante des Flügels keine Pfeilung. Zwischen Kink und Tip wird die Hinterkante nach vorne gepfeilt sodass sich die festgesetzte Zuspitzung von 0.5 ergibt (die Vorderkannte bleibt ungepfeilt). Die Referenzfläche des Grundrisses kann über einer Skalierung der Profiltiefen des Flügels variiert werden.
- Für die aerodynamischen Untersuchungen in AP2.1 wurde die Do-A5 Profil über die gesamte Spannweite eingesetzt und mit der jeweiligen relativen Profildicke skaliert. Die

relative Profildicken (t/c) wurden von TPR70neo [18] übernommen und sind in Abbildung 10 gezeigt. Die Verwindung wurde in AP2.1 (siehe Kapitel 7) für die aerodynamischen Untersuchungen hinsichtlich Auftriebsverteilungen mit guten aero-strukturellen Eigenschaften des Flügels angepasst. Die Verwindung spielt allerdings für die Ersatzmodellen in AP1.3 keine Rolle und ist als aero-strukturell optimiert angenommen.

6.1.4 Rumpf, Kabine und Fahrwerk

Da die TPR70neo auch ein 70PAX Standard-Layout hat, wurde die identische Rumpf- und Kabinengeometrie für alle SynergIE Flugzeuge angenommen.

Die Kabinengeometrie ist in Abbildung 6 und Abbildung 7 dargestellt. Die wichtigsten Kabinenparametern sind in Tabelle 2 zusammengefasst. Das Fahrwerk wurde so dimensioniert, dass das Flugzeug bis zu 7° Rotation im Takeoff haben kann bevor die Rückseite des Rumpfs den Boden berührt (siehe Abbildung 9), ähnlich wie die ATR72. Für die Modellierung des Fahrwerkes wurde ein Kippwinkel (Definiert in Abbildung 8) von 57° angenommen.

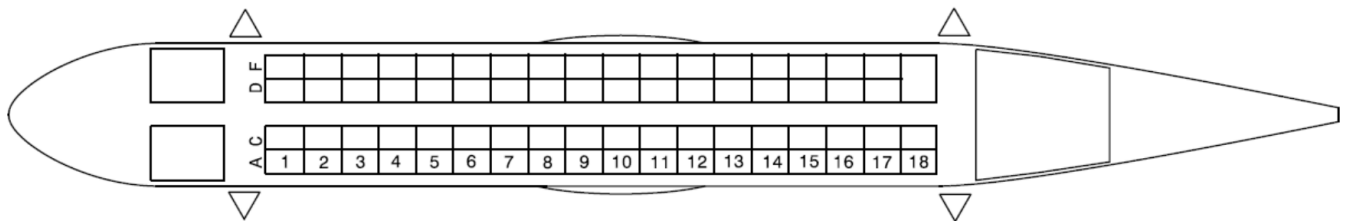


Abbildung 6: Kabinen-Layout für die SynergIE Flugzeuge, übernommen von der TPR70neo (Schmollgruber & Chiozzotto, 2016).

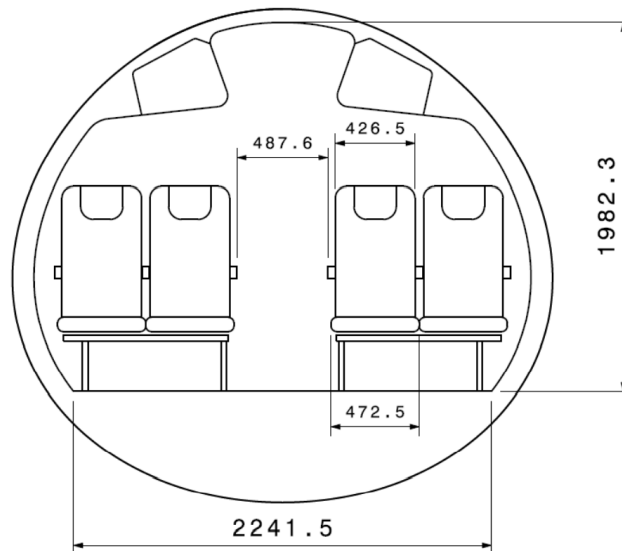


Abbildung 7: Kabinenquerschnitt für die SynergIE Flugzeuge, übernommen von der TPR70neo.

Parameter	Unit	Value
Number of Pax	-	70

Max number of Pax	-	74
Cabin Attendants	-	2
Flight crew members	-	2
Cabin length	m	19.5
Lavatories	-	1
Galleys	-	1
Seating	-	2-2
Pitch	in	30
Width	in	16.8

Tabelle 2: Kabinencharakteristiken der SynergIE Flugzeuge.

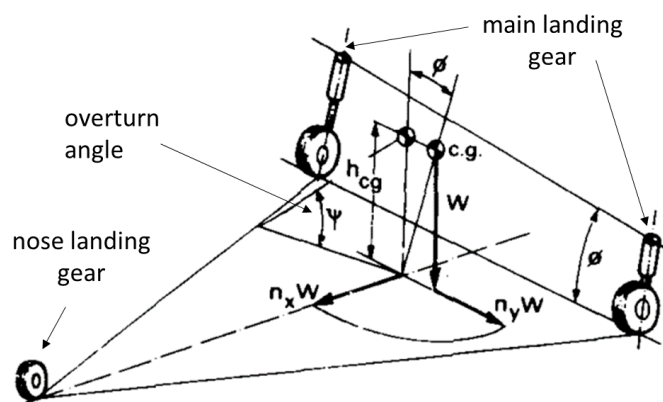


Abbildung 8: Kippwinkel („overturn angle“) des Fahrwerkes (Torenbeek, 1982).

6.1.5 Leitwerke

Das HTP wird für alle Flugzeuge des Projektes mit einem konstanten Volumen-Koeffizienten ausgelegt. Das Volumenkoeffizient wurde in Absprache mit HAP3.3 gewählt und wurde bei den Simulationen als ausreichend groß nachgewiesen.

Die VTP Dimensionierung wurde für jedes Flugzeug des Projektes wurde in AP3.3 auf Stabilität und Steuerbarkeit kontrolliert und in dem Entwurf in AP1.3 entsprechend angepasst.

6.1.6 Triebwerke

Wie in Abbildung 4 dargestellt, werden die Gasturbinen-Maps von AP3.1 erzeugt und für den Entwurf-Workflow bereitgestellt. Diese geben einen Zusammenhang zwischen der verfügbaren Antriebsleistung und Treibstoffverbrauch über unterschiedlichen Höhen und Fluggeschwindigkeiten, und bei unterschiedlicher Auslastung der Gasturbine. Die Propeller-Maps werden durch Daten von AP2.3 in dem Workflow erzeugt um die Antriebsleistung der Gasturbinen in Schub bei der unterschiedlichen Betriebspunkten umzurechnen.

Die Gasturbinen-Kennfelder sind mit der Leistungsanforderungen des Flugzeugs parametrisiert. Die Propellerdaten hängen von der Gesamtarchitektur des Flugzeugs (z.B. Anzahl der Propeller und Schubanforderungen) ab und werden für jedes Flugzeug des Projektes von AP2.3 bereitgestellt. Die Propellerdaten werden dann im Workflow in

Propellerkennlinien (Propellereffizienz in den unterschiedlichen Flugzuständen und Triebwerkbelastungen) anhand eines Skripts, das von AP2.3 bereitgestellt wurde übersetzt.

6.1.7 Systeme und Materialien der Flugzeugzelle

Für alle Flugzeuge sind Fly-by-Wire Systeme angenommen mit einem vollelektrischen ECS (Environmental Control System). Die Offtakes sind kompett elektrisch, d.h. es gibt kein Bleed Air.

Die Materialien der Flugzeugzelle sind die folgende:

- Flügel – CFK
- Rumpf – Aluminium
- Leitwerke – CFK
- Gondeln – CFK & Aluminium

6.1.8 Aerodynamik

Die aerodynamische Eigenschaften des Flugzeugs werden, wie schon erwähnt, von openAD erstellt. Die Modellierung basiert auf Handbuchformeln und ist näher beschrieben in [17]. Der Flugzeugwiderstand wird in Nullwiderstand und auftriebsabhängigen Widerstand geteilt. Der Nullwiderstand wird unabhängig von dem Auftriebsbeiwert modelliert und hängt von den geometrischen Eigenschaften (z.B. benetzte Fläche, aerodynamische Länge, Volumen usw.) der einzelnen Komponenten des Flugzeugs und von der Flugbedingungen ab. OpenAD lässt sowohl eine Kalibrierung der Einzelkomponenten, als auch eine globale Kalibrierung zu. Die Komponenten wurden in Absprache mit AP2.1 einzeln kalibriert, wobei alle Flugzeugmodelle des Projektes die gleiche Kallibrationsfaktoren verwenden.

Der auftriebsabhängige Widerstand bildet sich durch einem induzierten Widerstand und einem auftriebsabhängigen Anteil des Flügelprofilwiderstands. In Absprache mit AP2.1 wurde der induzierte Widerstand mit einem konstanten Oswald Faktor (von 0.88) für alle Flugzeuge des Projektes modelliert. Der auftriebsabhängigen Anteil des Flügelprofilwiderstands spielt eine eher untergeordnete Rolle und nur bei höheren Auftriebsbeiwerten (höher als der Reiseflugbeiwert). Dieser wird ebenso gleich für alle Flugzeuge des Projektes modelliert.

Ziel dieser vereinfachter Modellierung ist es hauptsächlich die Sensitivitäten der aerodynamischen Eigenschaften durch Änderungen in der Flugzeuggeometrie abbilden zu können um einen konsistenten Vergleich zwischen den unterschiedlichen Flugzeugen des Projektes zu ermöglichen.

6.1.9 Kopplungseffekte zwischen Aerodynamik und Antrieb

In AP2.1 wurden die Zusammenwirkung zwischen Propellern und Flügeln („Aero-Propulsive“ Effekte) untersucht. Die Untersuchung wurde allerdings, aufgrund von begrenzten Ressourcen, nur an einer geringen Anzahl von Propeller-Flügel-Kombinationen und Flugzustände durchgeführt. Da es in AP1.3 mehrere Flugzeuge mir

unterschiedlichen Konfigurationen und unterschiedlichen Flügelgrößen berechnet wurden, wurde für die Entwurfmodellierung ein Ersatzmodell erstellt, das die Erkenntnisse aus AP2.1 in das Gesamtmodell zurückführt.

Dabei wurde die folgende „Bookkeeping“ Ansatz verwendet:

- Die aerodynamischen Polaren des Flugzeugs werden unabhängig vom Einfluss der Propeller berechnet, wie in dem vorherigen Unterkapitel beschrieben.
- Die Propeller-Maps werden so wie in 6.1.6 beschrieben, ebenso unabhängig von der Installationseffekten erzeugt.
- Der Gesamteffekt der Propellerinstallation wird anschließend in der Form eines Korrekturfaktors auf die Propellereffizienz angewendet.
- Der Korrekturfaktor hängt normalerweise vom Flugzustand und Auslastung des Propellers ab. Allerdings wurden die „Aero-Propulsive“ Untersuchungen in AP2.1 nur für das Reiseflugzustand durchgeführt. Daher wird der für den Reiseflug ermittelte Effekt, auf alle Betriebspunkten des Ersatzmodells (auf alle Punkte des Propeller-Maps) übertragen. Dies kann potentiell zu einer falschen Abschätzung des Steigflugs und Sinkflugs führen. Allerdings hat die Propellereffizienz im Sinkflug keinen signifikanten Einfluss auf den Treibstoffverbrauch, da die Gasturbine nahezu im Leerlauf arbeitet. Der Steigflug macht ca. 20% des Missionstreibstoffs aus, d.h. eine potentielle Abweichung des Propellerwirkungsgrades von etwa 1% kann das Ergebnis um etwa 0.2% beeinflussen. Das ist für die Studien akzeptabel, da der Flugzustand im Steigflug nicht stark unterschiedlich vom Reiseflugzustand ist, besonders in den oberen Teilen des Steigflugsegmentes.

Der Korrekturfaktor der Propellerinstallation hängt von vielen Parametern ab. Diese werden näher in Kapitel 6.3.2 erläutert.

6.1.10 Hochauftriebssystem

Es sind für alle Flugzeuge des Projektes einfache Spaltklappen für den Hochauftrieb angenommen (so wie bei TPR70neo [18]). Die Eigenschaften des Hochauftriebssystems wurden daher für die Zweistrahler-Flugzeugkonfigurationen konventionell in openAD modelliert und auf die TPR70neo kalibriert. Allerdings haben die Varianten mit mehr als zwei Propeller einen zusätzlichen „Blown Wing“ Effekt, der nicht unter „konventioneller“ Modellierung eingeordnet werden kann. Dieser wurde detaillierter in AP2.1 untersucht. Allerdings wurde in AP2.1, aufgrund von begrenzten Ressourcen, ein Flügel mit Wölbklappen modelliert (siehe Kapitel 7). Die Ergebnisse der Untersuchungen wurden in AP1.3 auf die Spaltklappen-System übertragen, was detaillierter in 6.3.4 beschrieben wird.

6.1.11 Massenaufschlüsselung-Model

Wie bereits erwähnt, wird die Massen-Aufschlüsselung mit openAD erzeugt. Die Komponentenmassen in openAD sind parametrisch mit Handbuch-Methoden aufgestellt und sind ein Teil der Mass-Performance-Loops des Workflows. Die Komponentenmassen werden bei jedem openAD Lauf neu berechnet. Die Erstellung/Kalibration des Massenmodells erfolgt folgenderweise:

- Die Flügelmasse hängt sowohl von der Gesamtflugzeugmasse, der Flügelfläche, der Streckung, der Pfeilung und der Sturzgeschwindigkeit („Dive Speed“), als auch von der am Flügel installierte Triebwerkmasse und y-Position der Triebwerke ab. Die Formel hat die notwendigen Sensitivitäten für die Projektzwecke. Die Abhängigkeit der Flügelmasse von der Streckung und von der Antriebintegration wurde in AP2.3 untersucht. Die Ergebnisse

dieser Untersuchung wurden als Kalibration der Flügelmassenfunktion verwendet. Dabei wird der Kalibrationsfaktor in PSOR abhängig von der Konfiguration und Flügelstreckung angepasst um die Konsistenz zu den AP2.3 Ergebnissen sicherzustellen.

- Die Gasturbinenmasse wurde von AP 3.3 in Abhängigkeit von der Top-of-Climb (TOC) Leistung bereitgestellt und durch PSOR entsprechend integriert.
- Die Propellermasse einzelnen Propellermodellen wurde von AP2.2 bereitgestellt und zur Kalibration des openAD Modells verwendet.
- Die Systeme, die „Operating Items“ und die „Furnishings“ Massen wurden in AP1.1 festgelegt und für alle Flugzeuge des Projektes konstant angenommen.

Für den Rumpf, den Fahrwerk und die Leitwerke wurden die TP70neo Komponentenmassen als Basis genommen. Allerdings hat die TPR70neo Flugzeugzelle den gleichen Technologiestand wie die ATR72 – ein Turboprop aus den 80er Jahren. Für die SynergIE Flugzeuge wurde allerdings Indienststellung in 2035 gewählt. Die folgenden Technologiefaktoren wurden durch Fortschritte in der Metalllegierungen, CFK Struktur und Verbindungselementen angenommen:

- -7% Rumpfstrukturmasse
- -5% Fahrwerkmasse
- -8% Leitwerkmasse

Die konventionelle Leitwerkkonfiguration (kein T-Leitwerk) reduziert die Seitenleitwerksmasse um weiteren 25%.

6.2 Referenzflugzeug

Es wurde für SynergIE ein Referenzflugzeug entworfen, das als Basis für die Gesamtflugzugmodellierung dient – ein konventionelles Zweistrahlerturboprop mit den gleichen TLARs wie die Hybridflugzeuge (siehe Tabelle 1). Dabei wurde der Workflow aus Abbildung 4 verwendet um die Vergleichbarkeit der Ergebnisse mit den Hybridflugzeugen sicherzustellen.

Die Dreiseitenansicht des Referenzflugzeugs ist in Abbildung 9 dargestellt, wobei der Flügelgrundriss detaillierter in Abbildung 10 gezeigt ist. Die aerodynamische Polare für Reiseflug-Bedingungen ist in Abbildung 11 gegeben. Die Hauptdaten des Referenzflugzeugs sind in Tabelle 3 zusammengefasst. Eine Aufschlüsselung des Treibstoffverbrauchs der Auslegungsmiission ist in Tabelle 4 aufgeführt.

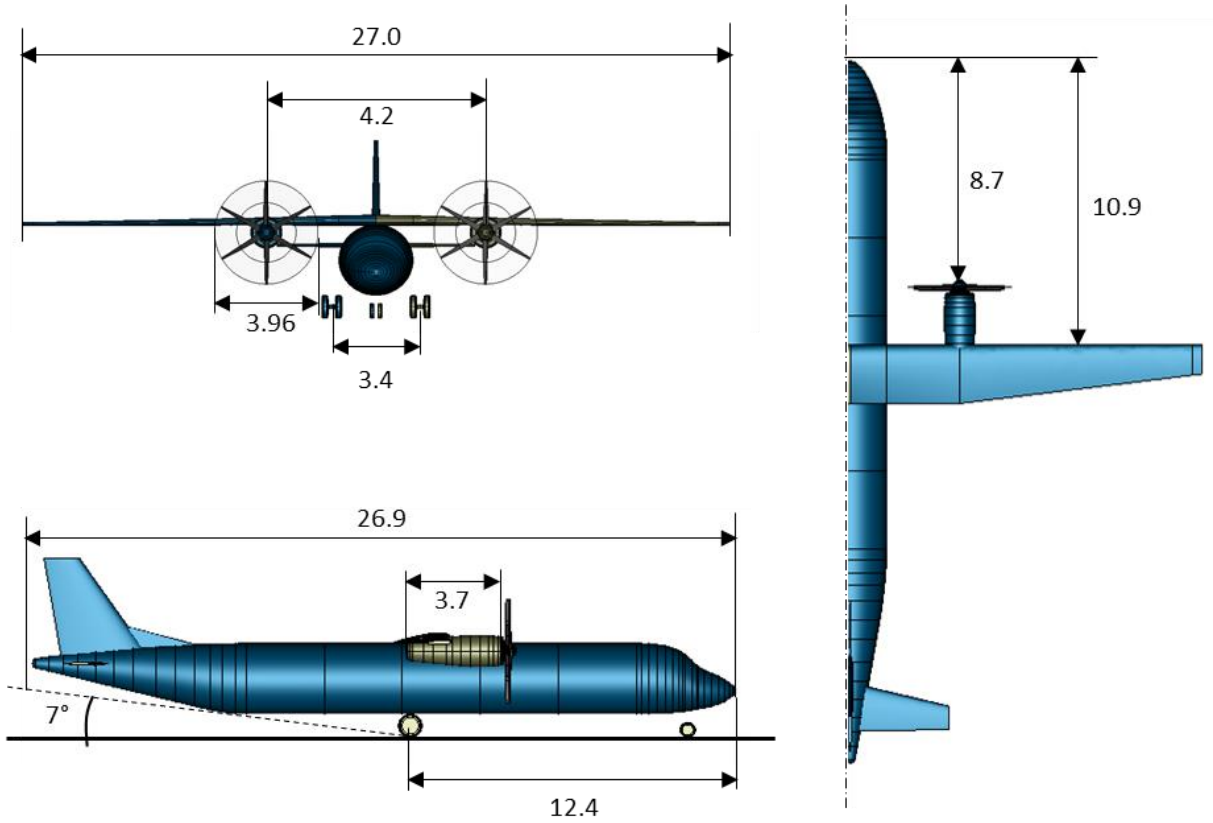


Abbildung 9: Dreiseitenansicht des Referenzflugzeugs.

<i>AIRCRAFT</i>	<i>UNITS</i>	<i>RESULTS</i>
<i>GEOMETRY</i>		
Wing Ref. Area	m ²	50.5
Wing Span	m	27.0
Wing Aspect Ratio	-	14.4
HTP Ref. Area	m ²	10.4
VTP Ref. Area	m ²	8.9
Fuselage Length	m	26.9
Fuselage Width	m	2.85
Fuselage Height	m	2.72
<i>MATERIALS</i>		
Wing		CFRP
Fuselage		Metal
HTP		CFRP
VTP		CFRP
Engine Nacelle		Metal / CFRP
<i>PROPULSION</i>		
Propulsion Architecture Type		Turboprop
Number of Gas Turbines	-	2
Number of Propellers	-	2
Propeller Diameter	m	3.96
Total Installed Power (SL, ISA)	kW	4084
Sea-Level Static Thrust (ISA)	kN	78.7
<i>SYSTEMS</i>		
System Architecture		Fully FBW & Electric ECS
Engine Offtakes Type		Bleedless
Cruise Bleed Air Offtakes (A/C level)	kg/s	0.0
Cruise Power Offtakes (A/C level)	kW	100
<i>LOW-SPEED PERFORMANCE</i>		
Max. Lift Coefficient (Full Flaps)	-	2.71
Max. Lift Coefficient (Takeoff Flaps)	-	2.20
<i>DESIGN MASSES</i>		
Max. Takeoff Weight	kg	21640
Max. Landing Weight	kg	21310
Max. Zero-Fuel Weight	kg	20206
Operating Empty Weight	kg	12706
Max. Fuel Weight	kg	3431
Design Fuel Weight	kg	2310
Max. Payload	kg	7500
Design Payload	kg	6650

Tabelle 3: Übergeordnete Charakteristiken des Referenzflugzeugs.

<i>Component Breakdown Units</i>	<i>Mass [kg]</i>	<i>xCoG [m]</i>	<i>zCoG [m]</i>
Wing	1834	11.948	1.430
Fuselage Structure	2863	12.105	-0.272
HTP	179	24.771	0.567
VTP	153	24.822	2.139
Landing Gear	721	10.473	-1.005
<i>Main Gear</i>	587	12.437	-1.010
<i>Nose Gear</i>	134	1.836	-0.975
Engine	1947	10.411	1.055
<i>Propeller</i>	367	-	-
<i>Nacelle</i>	225	-	-
<i>Gas Turbine & Gearbox</i>	725	-	-
<i>Gearbox</i>	327	-	-
<i>Eng & Nacelle Systems</i>	210	-	-
Systems	2208	8.846	-0.032
<i>Flight Controls</i>	250	-	-
<i>Instruments</i>	70	-	-
<i>Hydraulic Systems</i>	240	-	-
<i>APU</i>	0	-	-
<i>Electrical Systems</i>	823	-	-
<i>Avionics</i>	265	-	-
<i>Air Cond. & De-Icing</i>	525	-	-
<i>Fire Protection</i>	35	-	-
Furnishings	1400	12.370	0.195
Manuf. Empty Weight (MWE)	11306	11.453	0.113
Operating Items	1400	12.370	0.195
Operating Empty Weight (OWE)	12706	11.554	0.321
Max. Payload	7500	12.560	-0.005
Max. Fuel	3431	11.584	1.440
Max. Zero-Fuel Weight (MZFW)	20206	11.927	0.306
Max. Landing Weight (MLW)	21310	11.870	0.324
Max. Takeoff Weight (MTOW)	21640	11.866	0.341

Tabelle 4: Massenaufschlüsselung des Referenzflugzeugs.

<i>Main Mission</i>	<i>Fuel</i> [kg]	<i>Time</i> [min]	<i>Dist</i> [km]	<i>Reserves</i>	<i>Fuel</i> [kg]	<i>Time</i> [min]	<i>Dist</i> [km]
Taxi Out	26	5	-	Go-around	16	1.3	-
Take-Off	24	2	-	Div. Climb	101.5	6.7	39.8
Climb	309.8	24.6	210.0	Div. Cruise	33.4	5.0	31.9
Acceleration	10.5	1.1	10.7	Div. Descent	88.8	19.2	113.5
Cruise	1279.8	148.4	1503.6	Holding	222.3	30.0	-
Descent	55	13.9	127.8	Div App&Lan	27	4.5	-
App&Lan	30	5	-	Contingency	85.5	-	-
Taxi In	13.1	3	-				
Block Total	1748.9	202.9	1852	Reserves Total	574.5	66.7	185.2

Tabelle 5: Auslegungsmission Treibstoffverbrauch des Referenzflugzeugs.

6.3 Studie zur Optimierung der Propelleranzahl

Es wurde eine Studie durchgeführt um die optimale Propelleranzahl zu bestimmen. Dafür wurde die Propelleranzahl variiert und jede Variante wurde mit dem Workflow aus Abbildung 4 ausgelegt und optimiert hinsichtlich Propellerdurchmesser, Flügelfläche und den maximalen Auftriebsbeiwert beim Start.

Die Modellierungsaspekte und die Ergebnisse der Studie sind in der folgenden Unterkapiteln zusammengefasst.

6.3.1 Antriebsintegration

Wie schon in 6.1.2 erwähnt, besteht das Antriebssystem der Hybridflugzeuge besteht aus zwei Gasturbinen, die Generatoren antreiben, um Strom für elektrisch angetriebene Propeller zur Verfügung zu stellen. Die Gasturbinen sind an der Oberseite des Rumpfs integriert, über der Passagierkabine. Diese werden in einem nach vorne und nach hinten vergrößerten Flügel-Fairing untergebracht Die elektrischen Propeller sind am Flügel verteilt. Diese Integrationsart hat das Ziel die Gasturbinen vom Flügel zu Entkoppeln um den Modellierungsfokus auf der Integration den elektrischen Propellern zu setzen.

Die x-Position der vorderen und der hinteren Gasturbine ist so gewählt, dass ein „Engine Burst“ die Propellern nicht Treffen kann. Damit können ein OGI (One Gas-Turbine Inoperative) und ein OPI (One Propeller Inoperative) entkoppelt betrachtet werden.

Die Basisvariante, die sogenannte Baseline, ist eine Variante mit der oben beschriebenen Konfiguration, mit nur zwei elektrischen Propellern (vgl. Abbildung 12). Die Baseline „SynergIE-SE2“ dient als Vergleichsbasis bei der Bewertung des Effekts der Propeller-Verteilung.

Die Varianten mit verteilten Propellern werden als „SynergIE-DEPxx“ bezeichnet, wobei am Ende der Bezeichnung der Propelleranzahl gesetzt wird. Z.B. „SynergIE-DEP12“ ist eine Variante mit 12 Propellern (Abbildung 12).

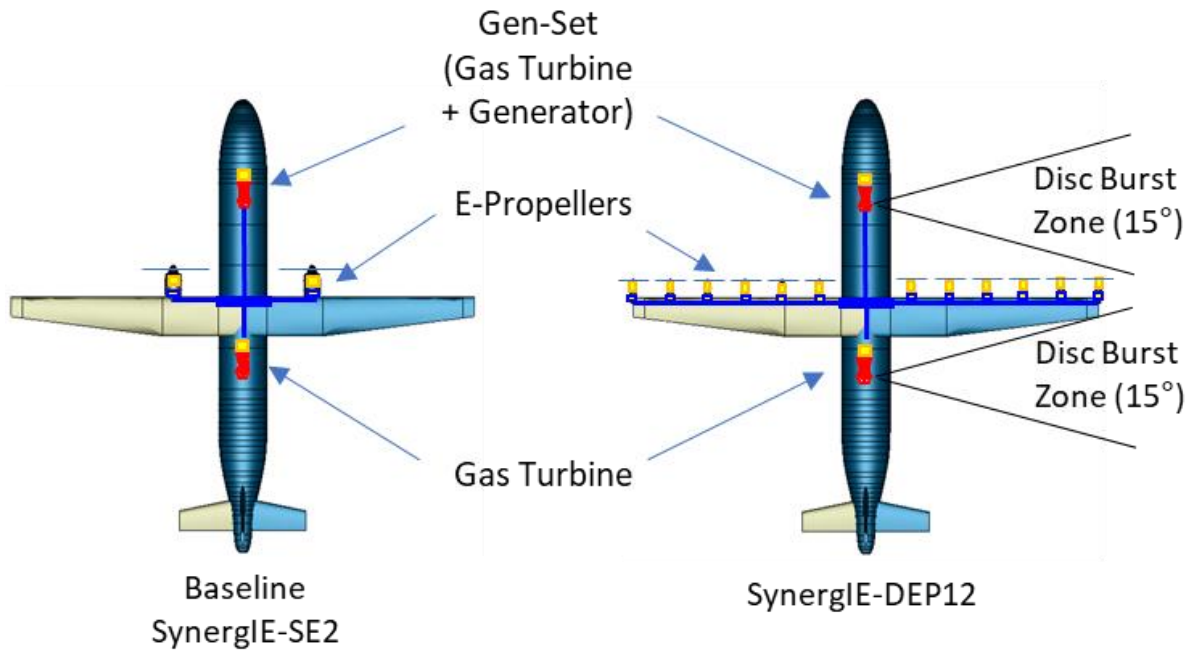


Abbildung 12: Antriebskonfiguration der Hybridflugzeuge der Studie.

6.3.2 Propeller Wirkungsgrad im Reiseflug

Wie in 6.1.9 beschrieben, wurde der Effekt der Propeller-Flügel Interaktion in den Propellerwirkungsgrad mit einberechnet. Dieser wurde von AP2.1 für die Varianten SE2, DEP6 und DEP12 bestimmt und für die anderen Varianten für variable Propellerdurchmessern und Auftriebsbeiwerten im Reiseflug für das Gesamtflugzeugmodell parametrisiert.

6.3.3 Leistungsanforderungen beim Take-Off

Die Leistungsanforderungen während des Starts ergeben sich folgenderweise:

- Es muss ausreichend Beschleunigung beim Start sichergestellt sein, um die TOFL Anforderung (siehe Tabelle 1) erfüllen zu können. Bei dieser Phase spielt die Gesamtkreisfläche der Propellerscheiben eine entscheidende Rolle. Größere Propeller setzen Leistung besser in Schub um, da sie größere Mengen an Luft um einen geringeren Geschwindigkeitsbetrag beschleunigen müssen um den notwendigen Impuls zu generieren. D.h., größere Propeller brauchen weniger Leistung um das Flugzeug zu beschleunigen. Die notwendige Leistung wird mit der Propellerberechnungsmodell von AP2.3 in dem Workflow bestimmt.
- Steigen mit einem ausgefallenen Triebwerk, der sogenannte „Second Segment Climb“ aus CS25.121. Dabei wird ein Ausfall einer der Gasturbinen / Generator und ein Ausfall eines Propellers betrachtet. Beide Fälle ergeben Leistungsanforderungen an jede Komponente der Antriebskette, diese werden miteinander verglichen um die maximale Leistungsanforderung für das „Second Segment Climb“ zu bestimmen.

Die Komponenten der Antriebskette werden so ausgelegt, dass das Flugzeug ausreichend Leistung sowohl für Beschleunigung als auch für „Second Segment Climb“ hat.

6.3.4 Hochauftriebs-Effekte beim Take-Off

Der maximal erreichbare Auftriebsbeiwert wird für den nicht angeblasenen Flügel auf etwa 2.55 begrenzt. Der Effekt des Propellernachlaufs wurde von AP2.1 für die SE2, DEP6 und DEP12 Konfigurationen und für den nicht angeblasenen Flügel berechnet. Die Ergebnisse wurden zur Kalibration des parametrisierten Entwurfsmodells benutzt. Bei dem parametrisierten Modell wird die Propellernachlaufstärke berechnet und dadurch einen gemittelten Anstieg des dynamischen Drucks am Flügel ermittelt um den erhöhten Auftriebsbeiwerten zu bestimmen. Dies wird für das „Second Segment Climb“ mit einem kritischen Komponentenausfall gemacht. Dafür wird der Auftriebsbeiwert für alle Komponentenausfallmöglichkeiten berechnet, um den Fall mit dem geringsten Auftriebsbeiwert zu bestimmen. Dadurch wird sichergestellt, dass die Second-Segment Geschwindigkeit, die für die Ableitung der Startanforderungen benutzt wird, die CS25 Anforderungen erfüllen kann.

Die zweistrahlige Variante hat keinen Vorteil aus der Anblasung des Flügels, da im Falle eines Propellerausfalls eine Seite des Flügels komplett nicht angeblasen wird. Die eine angeblasene Seite profitiert durch die Anblasung ebenso nicht, weil der zusätzliche Auftrieb das Flugzeug zum Rollen bringt, was durch einen Ausschlag der Querruder ausgeglichen werden muss. Die mehrstrahlige Varianten können allerdings beim einem Propellerausfall des gegenüberliegenden Propellers mit einem Steuerregler in den Leerlauf versetzt werden (siehe Abschnitt 6.3.5), was zu einem symmetrischen Flug mit einer guten aerodynamischen Effizienz und zusätzlichem Auftrieb durch die Anblasung des Flügels mit den restlichen Propellern führt.

Der maximale Auftriebsbeiwert wird im Sizing Loop des Workflows iteriert, um die minimale Leistungsanforderungen für den Start bestimmen zu können. Abbildung 13 zeigt eine solche Optimierung des Auftriebsbeiwerten für die zweistrahlige Baseline und eine DEP10 Variante.

Die Baseline erreicht die minimale Propellerleistungsniveau bei einem Auftriebsbeiwert von etwa 2.0. Bei höheren Auftriebsbeiwerten wird die Leistungsanforderung durch die notwendige Redundanz und die schlechtere aerodynamische Effizienz bei einem Propellerausfall dominiert. Bei niedrigeren Auftriebsbeiwerten muss das Flugzeug bei höheren Geschwindigkeiten abheben und braucht dadurch mehr Leistung für die Beschleunigung während des Startes um die Startsreckenanforderung erfüllen zu können.

Mehrpropellerige Varianten, wie die DEP10, haben, durch die hohe Redundanz, sehr geringe zusätzliche Leistungsanforderungen bei einem Propellerausfall (OPI). Bei der DEP10 ist die OPI Leistungsanforderung sogar geringer als die „Top of Climb“ Leistungsanforderung. Zusätzlich kann ein sehr hohes Auftriebsbeiwert durch die Flügelanblasung erreicht werden, was zu sehr geringe Abhebegeschwindigkeiten und dadurch zu sehr geringen Leistungsanforderungen für den Startvorgang führt. Im Endeffekt ist für die DEP10 die „Top-of-Climb“ Leistungsanforderung treibend. Dadurch wird die Leistungsanforderung der Elektromotoren der DEP10 Variante gegenüber der Baseline (SE2) nahezu halbiert.

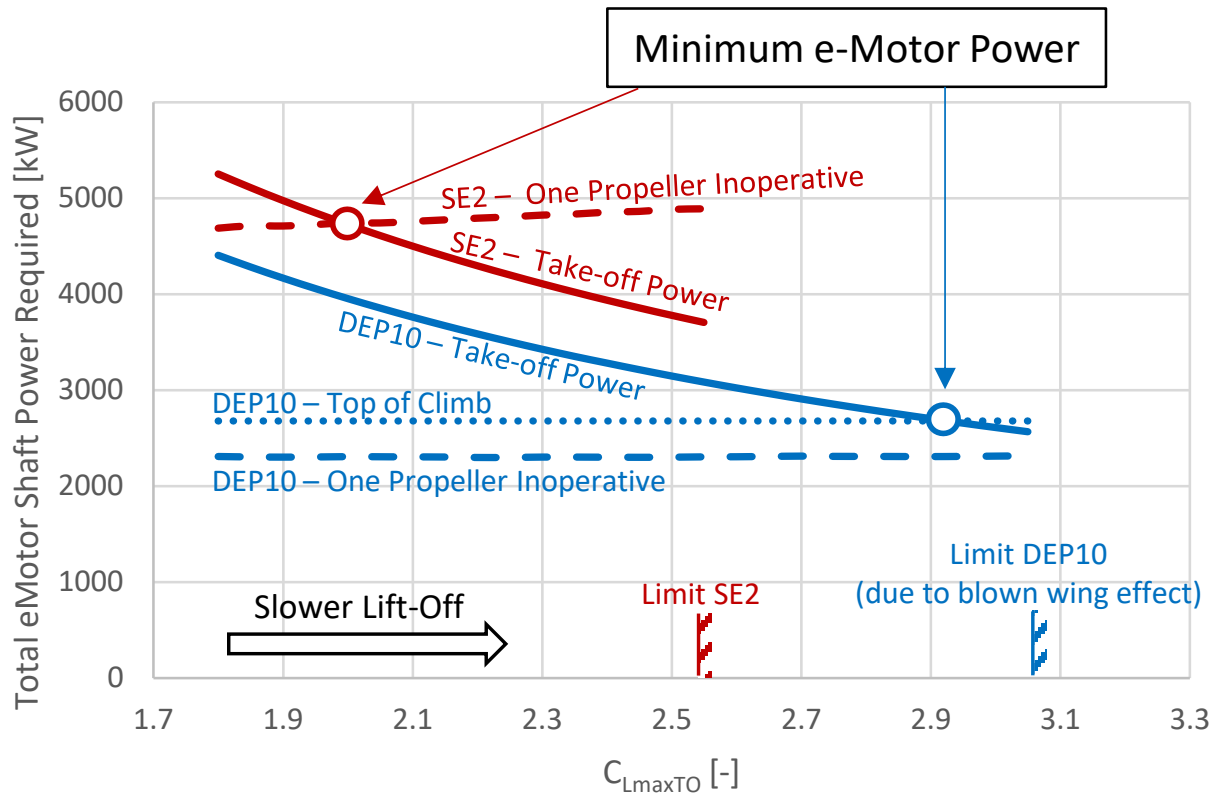


Abbildung 13: Optimierung des Auftriebsbeiwert für den Startvorgang auf dem Beispiel der Baseline (SE2) und der DEP10 Konfigurationen.

6.3.5 Auslegung des Seitenleitwerks

In Absprache mit AP3.3, wurde für alle „DEP“ Varianten festgelegt, dass ein Komponentenausfall keinen Einfluss auf der Seitenleitwerkgröße hat. Der Grund dafür ist die Annahme, dass für die Steuerung des Flugzeugs ein Regler eingesetzt wird, der für die Unterstützung des Seitenleitwerks auch differenzieller Schub mit den verteilten Propellern verwenden kann. Dabei wird bei einem Propellerausfall der gegenüberliegende Propeller gedrosselt, um das Giermoment zu minimieren.

Dadurch ist es möglich, alle DEP Varianten mit einem sehr kleinen Seitenleitwerk auszuliegen. Die Seitenleitwerkgröße wird nur von der generellen Steuerbarkeitsanforderungen getrieben, die auch die Unterstützung durch den Steuerungsregler in Anspruch nehmen.

Die Strategie mit der Leerlaufstellung des gegenüberliegenden Propellers bei einem Propellerausfall, führt zu etwas höheren Leistungsanforderungen der Elektromotoren für das „Second Segment Climb“ mit einem Propellerausfall. Allerdings fliegt das Flugzeug in diesem Fall in einem symmetrischen Flugzustand, d.h. ohne Kompensierung des Giermoments mit einem Seitenruderausschlag und ohne Querruderausschlag zur Kompensation einer ungleichmäßigen Flügelauftriebsverteilung, die sich aus dem unsymmetrischen Anblasen des Flügels ergeben würde. Dies wirkt sich wiederum auf die Leistungsanforderung positiv aus. Alle diese Effekte werden für die Komponentenleistungsanforderungen beim Propellerausfall mitberücksichtigt.

Wichtig ist auch, dass die Eliminierung des Giermomentes einen sehr langamen Start (mit hohen Auftriebskoeffizienten – siehe Abbildung 13) erlaubt, wo das Seitenleitwerk sonst, aufgrund von dem niedrigen dynamischen Drucks, sehr wenig Autorität hätte um das Giermoment ausgleichen zu können. Bei einem zweimotorigen Flugzeug müsste das Seitenleitwerk für solche niedrigen Startgeschwindigkeiten stark überdimensioniert werden.

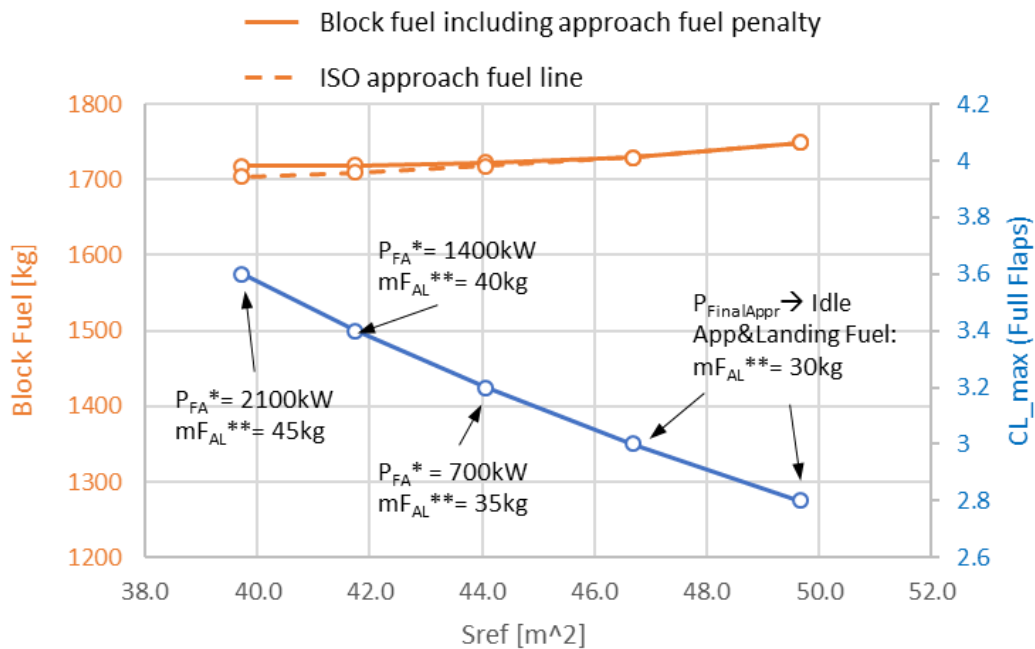
6.3.6 Optimierung des Auftriebsbeiwertes für das Landeanflug

Die Flügelgröße ergibt sich aus der Approach Speed TLAR (siehe Tabelle 1), die maximale Landemasse des Flugzeugs und der maximale Auftriebsbeiwert. Damit ist der maximale Auftriebsbeiwert ein Steuerparameter für die Größe des Flügels, was in Abbildung 14 zu sehen ist.

Ein kleinerer Flügel wirkt sich positiv auf die Treibstoffeffizienz (besonders bei einer konstanten Spannweite, die für die Studie angenommen ist). Besonders hohe Auftriebsbeiwerte können durch ein Anblasen des Flügels generiert werden, um die Flügelgröße zu minimieren. Allerdings, um in „Final Approach“ eine ausreichende Sinkrate sicherstellen zu können, muss auch Widerstand generiert werden. Ein Ansatz dafür wurde in AP2.1 entwickelt und gerechnet. Die äußeren Propeller werden für Widerstandgenerierung benutzt, während die inneren Propeller die Klappen anblasen, womit eine Auftriebsbeiwerthöhung von rund 20% mit ca. 2.0 MW Gesamtpropellerleistung möglich ist. Der notwendige Treibstoff für den „Final Approach“ wird anhand der berechneten Leistung ermittelt (siehe Abbildung 14), was auch in dem Workflow implementiert ist.

Der zusätzlich notwendige Treibstoff für den Landeanflug dämpft die Treibstoffeffizienzverbesserung durch den kleineren Flügel. Dadurch ergibt sich ein „Block Fuel“ Reduktionspotenzial von nur 0.6% bei einer Flügelflächenreduktion von etwa 20% (zwischen den maximal möglichen Auftriebsbeiwert bei Idle Power von $c_{Lmax}=3.0$ und den maximal möglichen „powered“ Auftriebsbeiwert von $c_{Lmax} = 3.6$). Ein „Powered Approach“ wäre auch potentiell stark lärmbehaftet, was ein signifikanter operationeller Nachteil wäre. Aus diesen Gründen wurde zur Vereinfachung angenommen, dass alle DEP Varianten nur den maximal möglichen „Idle Power“ Auftriebsbeiwert benutzen.

Der maximal erreichbare „Idle Power“ Auftriebsbeiwert wurde für die unterschiedlichen DEP Varianten parametrisiert. Die Parametrisierung wurde mit den „Low-Speed“ Untersuchungen von AP2.1 kalibriert.



* P_{FA} – total shaft power during final approach
 ** mF_{AL} – Approach and landing fuel (including approach, final approach & landing)

Abbildung 14: Trade-off des maximalen Auftriebsbeiwerts für den Landeanflug der DEP12 Variante.

6.3.7 Optimierung des Propellerdurchmessers.

Für alle DEP Varianten wurde eine Propellerdurchmesser-Optimierung (siehe Abbildung 15) hinsichtlich Block Fuel durchgeführt. Größere Propeller sind effizienter im Reiseflug und während des Startvorganges, ziehen aber auch Nachteile mit sich:

- Größere Propeller sind schwerer.
- Die Strömungsgeschwindigkeit im Nachlauf von größeren Propellern ist geringer, was die maximal erreichbaren Auftriebsbeiwerte für den Start begrenzt. Letzteres führt zu höheren Leistungsanforderungen für „Second Segment Climb“.
- Größere Propeller haben geringere Drehzahlen (um zu hohe Blattspitzengeschwindigkeiten zu vermeiden). Das wirkt sich negativ auf die Masse der elektrischen Motoren oder Getrieben aus.

Für alle DEP Varianten ergibt sich eine optimale Gesamtkreisfläche der Propeller von etwa 50-100% über der des Referenzflugzeugs. Bei der DEP10 Variante ist die Propellerdurchmesser-Limitation nahe an dem optimalen Durchmesser. Die DEP12 Variante erreicht wegen geometrischen Limitationen (begrenzte Spannweite) den optimalen Durchmesser nicht. Für diese Variante lohnt es sich die Propeller so groß wie möglich auszulegen.

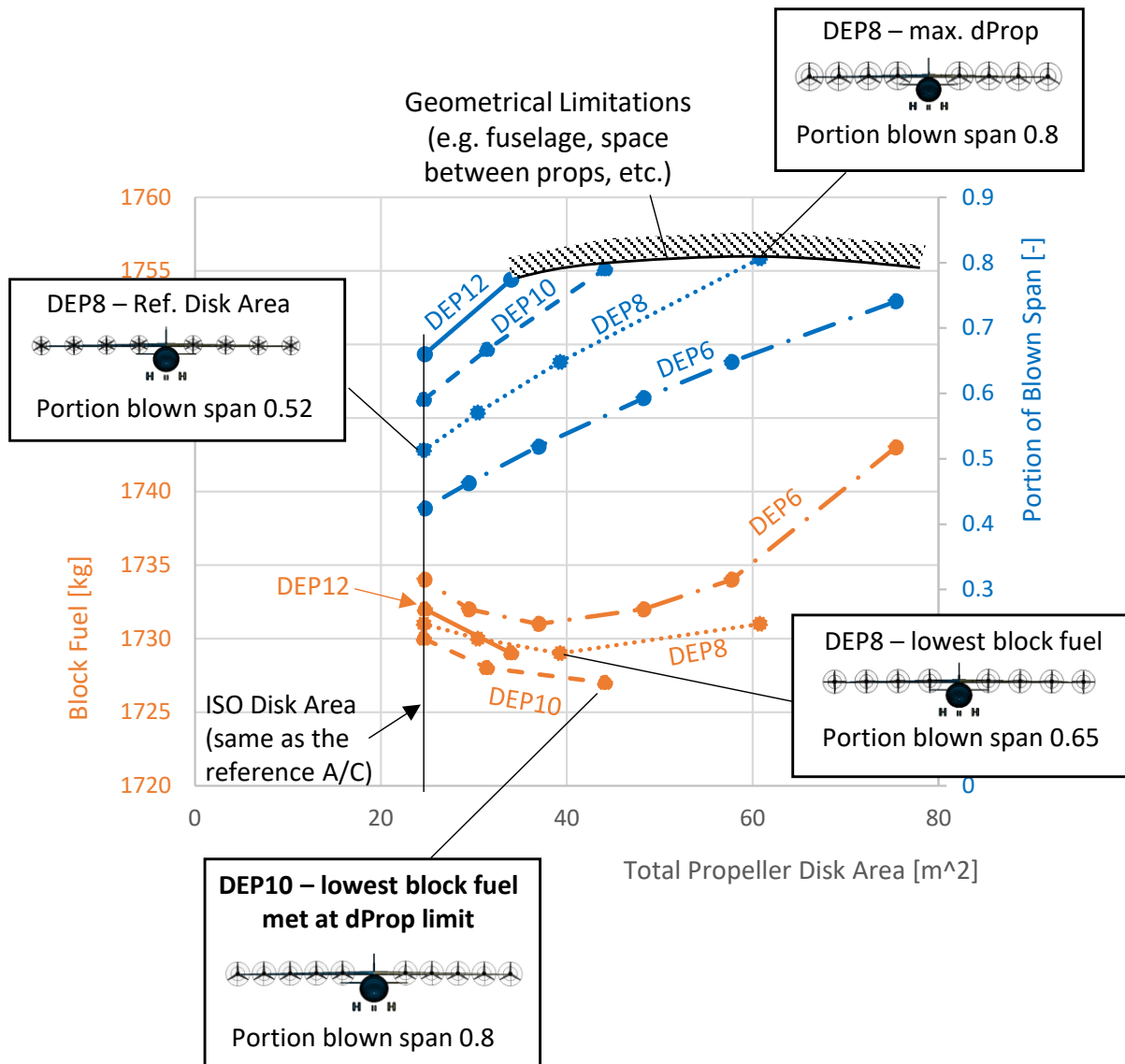


Abbildung 15: Propeller Größe Randbedingungen und Optimierung für die unterschiedlichen DEP Varianten.

6.3.8 Optimierung der Propelleranzahl.

Mit der in diesem Kapitel beschriebener Modellierung, wurden die unterschiedlichen DEP Varianten gerechnet und miteinander verglichen. Die Ergebnisse sind in Abbildung 16 zusammengefasst.

Der Treibstoffeffizienz ist zwischen 6 und 12 Propeller nahezu konstant. D.h. eine finale Konfiguration auszuwählen kann nicht ausschließlich anhand der Treibstoffeffizienz erfolgen. Eine geringere Zahl von e-Propellern mit der gleichen Gesamtleistung sind normalerweise besser bezüglich Wartung und Herstellungskosten. Mehr Schuberezeuger sind dagegen günstiger hinsichtlich der Redundanz. Weiterhin, wird der Flügel bei den optimalen DEP10 und DEP12 Konfigurationen am besten überblasen – ca. 80% der Gesamtspannweite befindet sich hinter den Propellern (siehe Abbildung 15).

Dies führt zu signifikanten Verbesserungen des Auftriebsbeiwertes im Start, was eine geringere Abhebegeschwindigkeit ermöglicht und dadurch die Gesamtleistungsanforderungen sinken. Dies erlaubt eine insgesamt leichtere Antriebskette. Die DEP12 hat allerdings, aufgrund der geometrischen Randbedingungen, eine insgesamt kleinere gesamte Kreisfläche der Propeller. Dies führt zu leicht größeren Leistungsanforderungen für den Beschleunigungsvorgang beim Start.

Daher befindet sich die DEP10 Variante im Optimum, was die Leistungsanforderungen und Gesamtmasse der Antriebskomponenten betrifft (siehe Abbildung 16). Aus diesen Gründen wurde die DEP10 als finale Konfiguration ausgewählt.

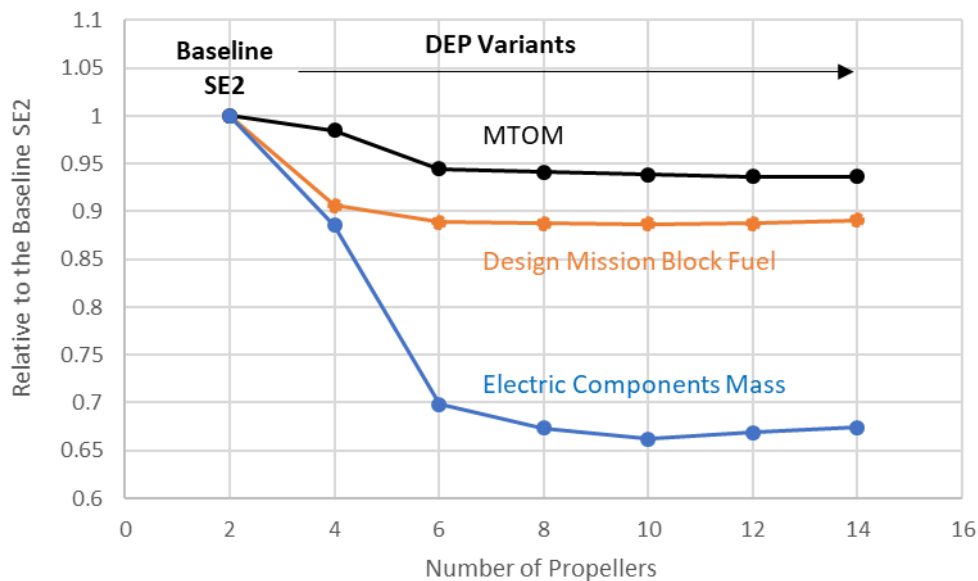


Abbildung 16: Effekt der Anzahl der verteilten Propeller auf das Gesamtflugzeugmodell.

6.4 Vergleich der SynergIE Baseline mit der finalen Konfiguration DEP10.

Die Ergebnisse der anderen Arbeitspaketen wurden für die finale Konfiguration noch einmal aktualisiert, verfeinert und zurück in den Workflow der Hybridflugzeugmodellierung (siehe Abbildung 4) gepflegt.

Damit wurden die Endergebnisse für die finale Konfiguration erzeugt und in Tabelle 6 gegen die Referenz und Baseline verglichen. Die finale DEP 10 Variante ist 12% effizienter als die Baseline Konfiguration. Dies deutet an das hohe Potenzial der verteilten Propellern für elektrischen Antrieben. Es ist auch zu sehen, dass die Referenz auch etwa 12% besser als die Baseline ist. D.h. die finale Konfiguration holt die Performance Nachteile der seriellen Antriebskette durch die Verteilung der Propellern auf.

Parameter	Units	Baseline (SE2)	DEP10	Rel. to Baseline	Reference	Rel. to Baseline
MTOW	kg	23557	22215	-5.7%	21640	-8.1%
OEW	kg	14312	13287	-7.2%	12706	-11.2%
Propulsion System Mass	kg	2643.9	2158.1	-18.4%	1947.1	-26.4%
Power Transmission Efficiency	-	0.936	0.930	-0.7%	0.985	5.3%
Gas Turbine PSFC	kg/kWh	0.211	0.215	1.9%	0.216	2.1%
Propeller Efficiency (Mid Cruise)	-	0.885	0.954	7.8%	0.904	2.1%
L/D (Mid Cruise)	-	16.70	17.46	4.6%	16.68	-0.1%
Design Mission Block Fuel	kg	1983	1744	-12.1%	1748	-11.9%

Tabelle 6: Vergleich der finalen Ergebnisse zwischen der Referenz, Baseline und DEP10.

Da der Fokus des Projektes war die Effekte der verteilten elektrischen Antrieben zu ermitteln, wurden keine weitere Synergien mit hybride Energiespeicherungssystemen (z.B. Kerosin mit Batterien) oder alternativen Kraftstoffen und Leistungserzeugern (z.B. Wasserstoff mit Brennstoffzellen) untersucht, die möglicherweise die Gesamteffizienz des Hybridflugzeugs weiterhin steigern können.

In diesem Kapitel wird hauptsächlich der Vergleich zwischen der finalen DEP10 Konfiguration und die zweistrahlige Baseline diskutiert.

Eine Dreiseitenansicht der finalen Konfiguration ist in Abbildung 17 gegeben. Die Baseline Geometrie ist in Abbildung 18 zu sehen. Die übergeordneten Charakteristiken beider Flugzeugen sind in Tabelle 7 zusammengefasst.

In Tabelle 8 ist die Massenaufschlüsselung beider Flugzeugen gezeigt. Es ist dort zu sehen, dass die Hauptunterschiede durch die Triebwerkmassen und die Seitenleitwerke kommen. Die Triebwerkmasse wird von den Hybridkomponenten dominiert, welche bei der DEP10 wesentlich leichter sind, wie in Tabelle 9 gezeigt. Dies liegt in der Reduzierung der Startleistungsanforderungen begründet, welches sich durch die hohe Redundanz und die Anblasung des Flügels ergibt (siehe 6.3.4). Insgesamt wird die DEP10 ungefähr 6% leichter beim Start.

Die aerodynamische Effizienz im Reiseflugzustand beider Flugzeugen ist in Abbildung 19 dargestellt. Die DEP10 hat ca. 4.6% bessere Gleitzahl im Reiseflug. In Tabelle 10 ist es deutlich zu erkennen, dass die gesamte benetzte Fläche der DEP10 ist um etwa 9% geringer, hauptsächlich durch den schmalleren Flügel und das kleinere Seitenleitwerk. Der induzierte Widerstand ist auch durch die kleinere Flugzeugmasse bei der gleichen Spannweite um etwa 11% geringer. Die Widerstand im Reiseflug ist insgesamt um ca. 9% geringer für die DEP10 Konfiguration. Allerdings ist das Flugzeug im Reiseflug auch um ca. 5% leichter, d.h. es wird auch 5% weniger Auftrieb produziert, was insgesamt die 4.6% L/D Verbesserung ergibt.

Die größere Gesamtpropellerfläche und die positive Flügel-Propeller Integrationseffekte (siehe dazu Kapiteln 6.1.9, 6.3.2 und Kapitel 7), führt bei der finalen DEP10 zu insgesamt 8% besseren Vortriebswirkungsgrad als die Baseline, was in

Tabelle 6 gezeigt ist. Die schwerere und ineffizientere Baseline braucht auch größeren Gasturbine – siehe Tabelle 7. Dies wirkt sich allerdings positiv auf die Effizienz der Gasturbine aus. In Tabelle 6 ist gezeigt, dass die EPSFC der Baseline Gasturbinen ca. 2% besser ist als die der DEP10. Dazu kommt noch, dass die Hybridkette der Baseline auch etwa 1% besser ist, da die größeren e-Motoren auch etwas effizienter sind. Diese Skalierungseffekte der Leistungserzeugern wirken sich auf den Vorteilen der DEP10 dämpfend aus.

Tabelle 10 listet den Treibstoffverbrauch der einzelnen Missionssegmenten für beide Flugzeugen auf. Insgesamt, wie schon erwähnt, braucht die DEP10 Variante ca. 12% weniger Treibstoff für das Hauptteil der Auslegungsmission (Block Fuel). Eine Aufschlüsselung der Einzelsynergien die zur dieser Effizienzverbesserung führen ist in Abbildung 20 zusammengefasst.

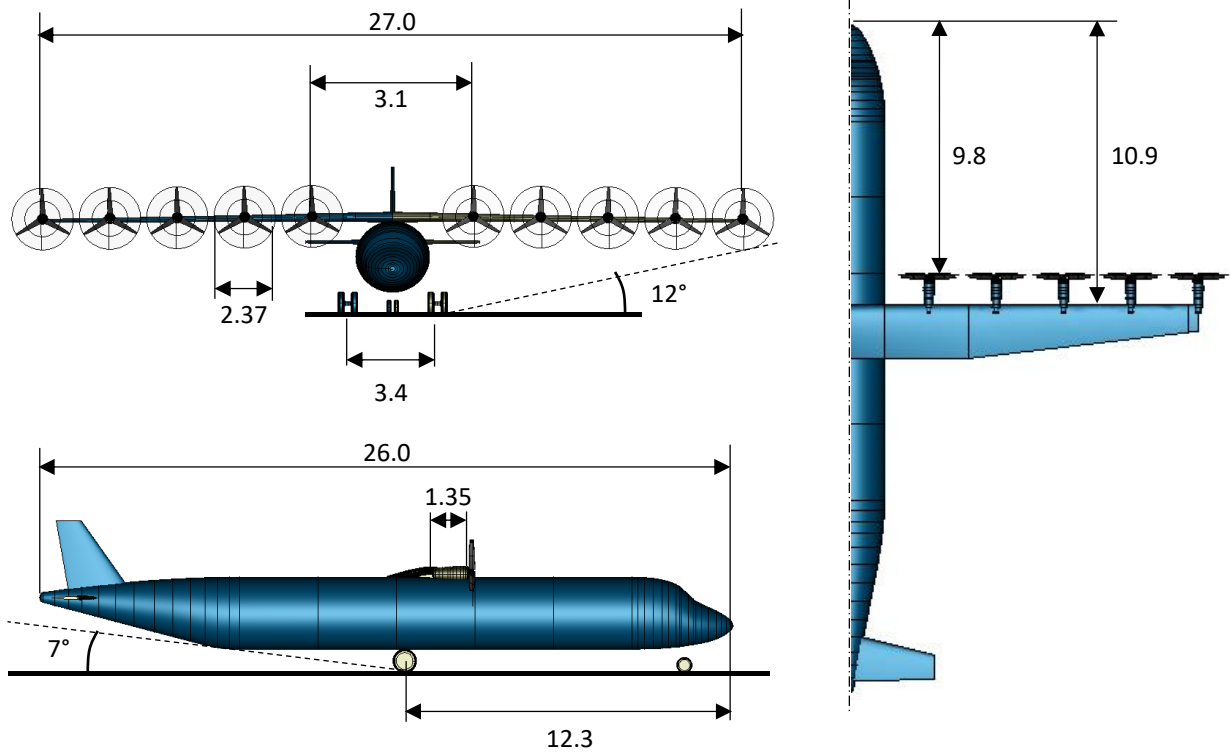


Abbildung 17: Dreiseitenansicht der finalen SynergIE-DEP10.

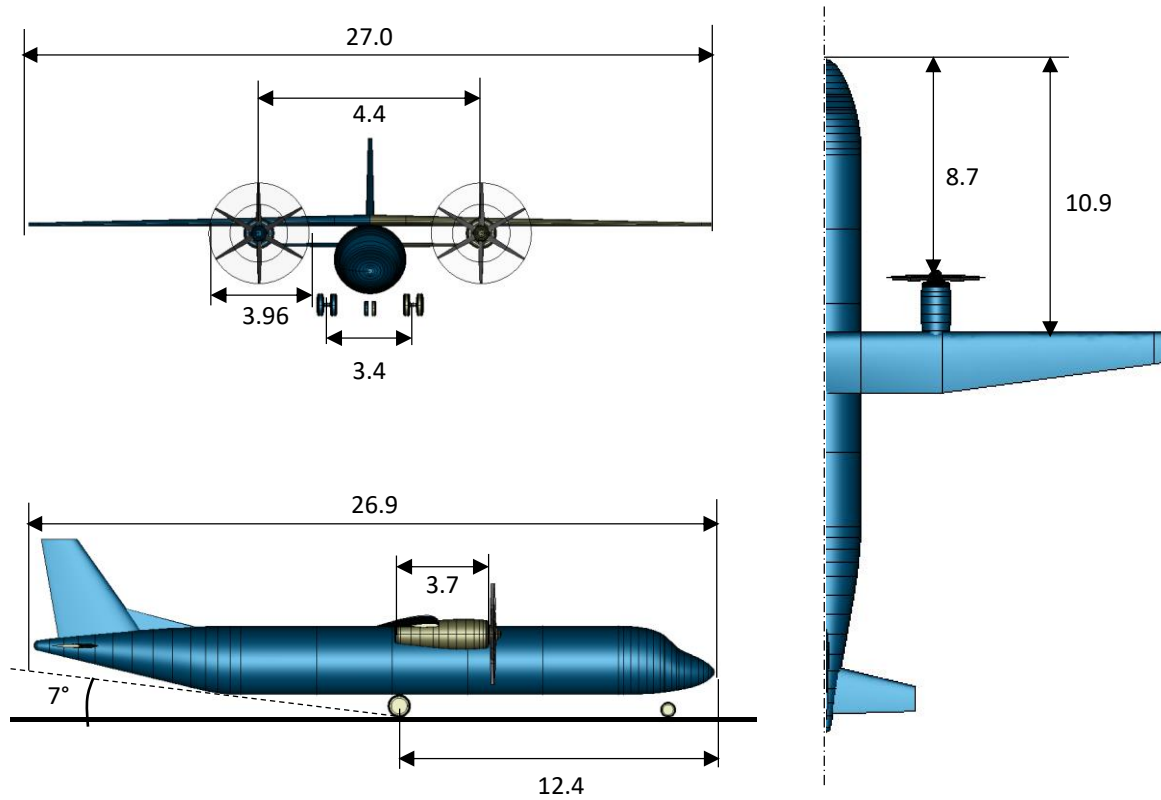


Abbildung 18: Dreiseitenansicht der SynergIE Baseline.

AIRCRAFT	UNITS	Baseline	DEP10 (Final Conf.)
LIFTING SURFACES GEOMETRY			
Wing Ref. Area	m ²	54.9	47.6
Wing Span	m	27.0	27.0
Wing Aspect Ratio	-	13.3	15.3
HTP Ref. Area	m ²	10.7	9.4
VTP Ref. Area	m ²	9.73	4.34
PROPULSION			
Propulsion Architecture Type		Serial-Hybrid	Serial- Hybrid
Number of Gas Turbines	-	2	2
Number of Propellers	-	2	10
Propeller Diameter	m	3.960	2.368
Nacelle Diameter	m	1.210	0.412
Hybrid Chain Efficiency	-	0.941	0.930
Installed Propeller Shaft Power (one Prop)	kW	2464	298
Installed Generator Power (one Gen)	kW	2552	1715
Gas Turbine Power @ FL270 & Ma0.53 (one GT)	kW	1616	1393
Sea-Level Static Thrust (ISA)	kN	92.3	80.1
DESIGN MASSES			
Max. Takeoff Weight	kg	23557	22214
Max. Landing Weight	kg	23156	21886
Max. Zero-Fuel Weight	kg	21812	20787
Operating Empty Weight	kg	14312	13287
Max. Fuel Weight	kg	4048	3050
Design Fuel Weight	kg	2618	2304
Max. Payload	kg	7500	7500
Design Payload	kg	6650	6650

Tabelle 7: Vergleich der übergeordneten Charakteristiken der Baseline mit der finalen Konfiguration SynergIE DEP10.

Component Breakdown Units	Baseline [kg]	DEP10 (Final Conf.) [kg]	Rel. To Baseline -
Wing	1765	1800	2.0%
Fuselage Structure	3105	2985	-3.9%
HTP	185	157	-15.3%
VTP	170	60	-64.8%
Landing Gear	778	742	-4.6%
<i>Main Gear</i>	637	606	-4.9%
<i>Nose Gear</i>	140	135	-3.6%
Engine	3474	2708	-22.0%
<i>Propeller</i>	367	271	-26.2%
<i>Nacelle</i>	225	170	-24.5%
<i>Gas Turbine</i>	798	741	-7.2%
<i>Hybrid Chain</i>	1592	1065	-33.1%
<i>Mounting Structure</i>	281	252	-10.4%
<i>Eng & Nacelle Systems</i>	210	210	0.0%
Systems	2035	2035	0.0%
<i>Flight Controls</i>	250	250	0.0%
<i>Instruments</i>	70	70	0.0%
<i>Hydraulic Systems</i>	240	240	0.0%
<i>APU</i>	0	0	0.0%
<i>Electrical Systems</i>	650	650	0.0%
<i>Avionics</i>	265	265	0.0%
<i>Air Cond. & De-icing</i>	525	525	0.0%
<i>Fire Protection</i>	35	35	0.0%
Furnishings	1400	1400	0.0%
Manuf. Empty Weight (MWE)	12912	11887	-7.9%
Operating Items	1400	1400	0.0%
Operating Empty Weight (OWE)	14312	13287	-7.2%
Max. Payload	7500	7500	0.0%
Max. Fuel	4048	3050	-24.6%
Max. Zero-Fuel Weight (MZFW)	21812	20787	-4.7%
Max. Landing Weight (MLW)	23156	21886	-5.5%
Max. Takeoff Weight (MTOW)	23557	22215	-5.7%

Tabelle 8: Vergleich der Massenaufschlüsselung der Baseline mit der finalen SynergIE-DEP10.

Aircraft	Baseline Aircraft				DEP10 (Final Conf.)			
Parameter	Number	Tot. Power	Eff.	Tot. Mass	Number	Tot. Power	Eff.	Tot. Mass
Units	-	kW	-	kg	-	kW	-	kg
Gearbox	2	4852	0.9943	196	10	2978	0.9965	102
E-Motor	2	4879	0.987	284	10	2989	0.979	226
Inverter	2	4944	0.9865	79	10	3053	0.9851	49
Power Lines (E-Motor)	2	5011	0.9985	95	10	3099	0.9971	110
Power Lines (Generator)	2	4981	0.9988	150	2	3431	0.9988	105
Rectifier	2	4987	0.9865	93	2	3435	0.9844	52
Generator	2	5055	0.9875	388	2	3489	0.9868	216
Cooling	1	-	-	245	1	-	-	185
Total Mass	-	-	0.9405	1531	-	-	0.9297	1046

Tabelle 9: Vergleich der Aufschlüsselung der Hybridkomponentenmassen der Baseline mit der finalen SynergIE-DEP10.

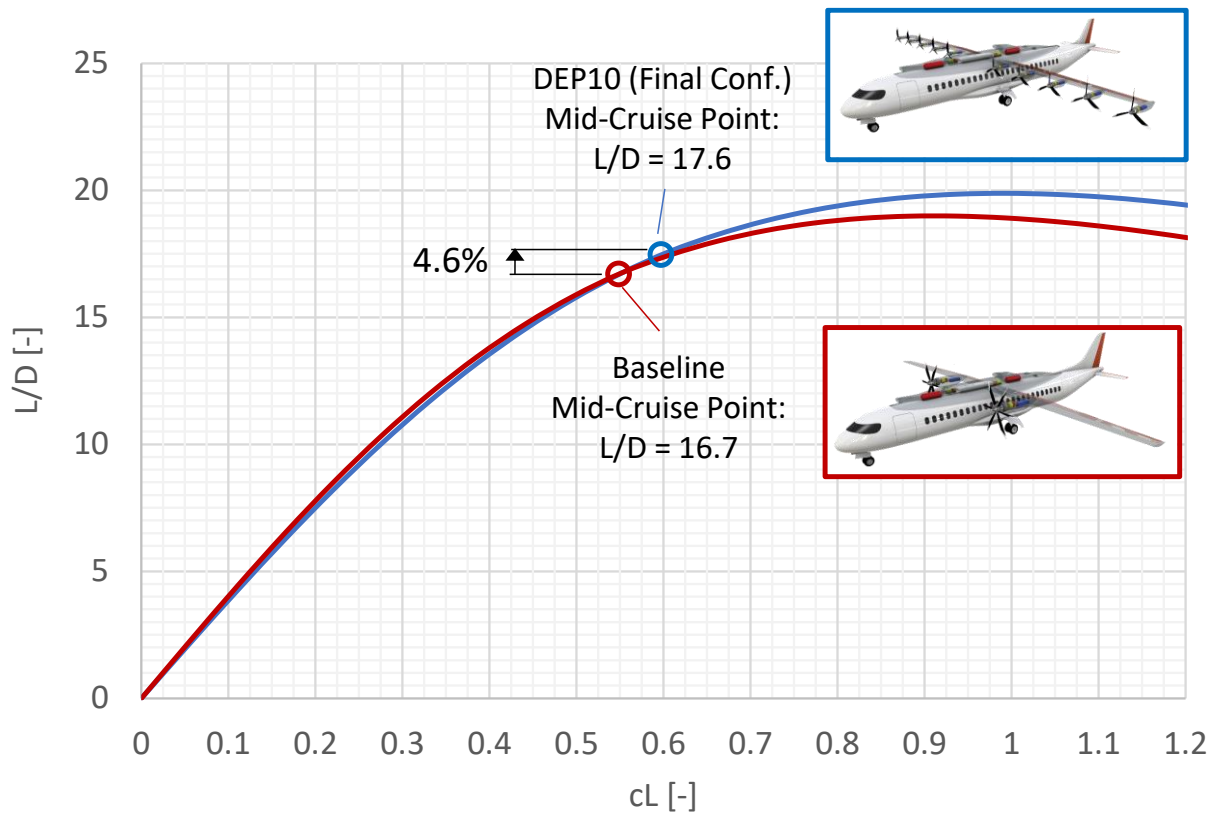


Abbildung 19: Reiseflug-Polaren Vergleich der Baseline mit der finalen Konfiguration.

Aircraft	Baseline SE2 (Sref = 54.9m ²)			DEP10 Final Conf. (Sref = 47.6m ²)			Rel.
Parameter	Wet. Area	CD0	CD0 x Sref*	Wet. Area	CD0	CD0 x Sref*	CD0*Sref vs Baseline
Unit	m ²	-	m ²	m ²	-	m ²	
Wing	98.1	0.00783	0.4296	85.2	0.00801	0.3817	-11.2%
Fuselage	224.2	0.01163	0.6383	221.4	0.01329	0.6329	-0.8%
HTP	20.0	0.00164	0.0900	17.6	0.00168	0.0801	-11.0%
VTP	21.9	0.00159	0.0874	8.8	0.00079	0.0376	-56.9%
Nacelles	22.5	0.00171	0.0936	17.0	0.00174	0.0827	-11.6%
Induced	-	0.00819	0.4493		0.00843	0.4014	-10.7%
Total	386.8	0.03259	1.3390	350.0	0.03394	1.2150	-9.3%

*Sref – Wing Reference Area

Tabelle 10: Vergleich der aerodynamischen Eigenschaften der Baseline mit der finalen Konfiguration (Reiseflugzustand).

Aircraft	Baseline			DEP10 (Final Conf.)		
Main Mission	Fuel [kg]	Time [min]	Dist [km]	Fuel [kg]	Time [min]	Dist [km]
Taxi Out	27	5.0	-	26	5.0	-
Take-Off	26	2.0	-	25	2.0	-
Climb	367	25.8	222	356	30.4	255
Acceleration	13	1.2	12	11	1.1	11
Cruise	1442	147.0	1489	1225	143.2	1452
Descent	63	14.1	129	57	14.6	134
App&Lan	32	5.0	-	30	5.0	-
Taxi In	14	3.0	-	13	3.0	-
Block Mission Total	1983	203.0	1852	1744	204.3	1852
Reserves	Fuel [kg]	Time [min]	Dist [km]	Fuel [kg]	Time [min]	Dist [km]
Go-around	17.3	1.3	-	16.3	1.3	-
Div. Climb	115.7	6.6	39	114.8	9.0	53
Div. Cruise	39.8	5.2	34	18.9	2.8	17
Div. Descent	98.7	18.9	112	88.3	19.3	115
Holding	251.6	30.0	-	222.3	30.0	-
Div App&Lan	28.4	4.5	-	27.3	4.5	-
Contingency	97.1	-	-	85.2	-	-
Reserves Total	648.6	66.6	185	573.1	67.0	185
Total Fuel	2617.9			2303.6		

Tabelle 11: Treibstoffverbrauch der Auslegungsmission der Baseline und der finalen SynergIE-DEP10 Konfiguration.

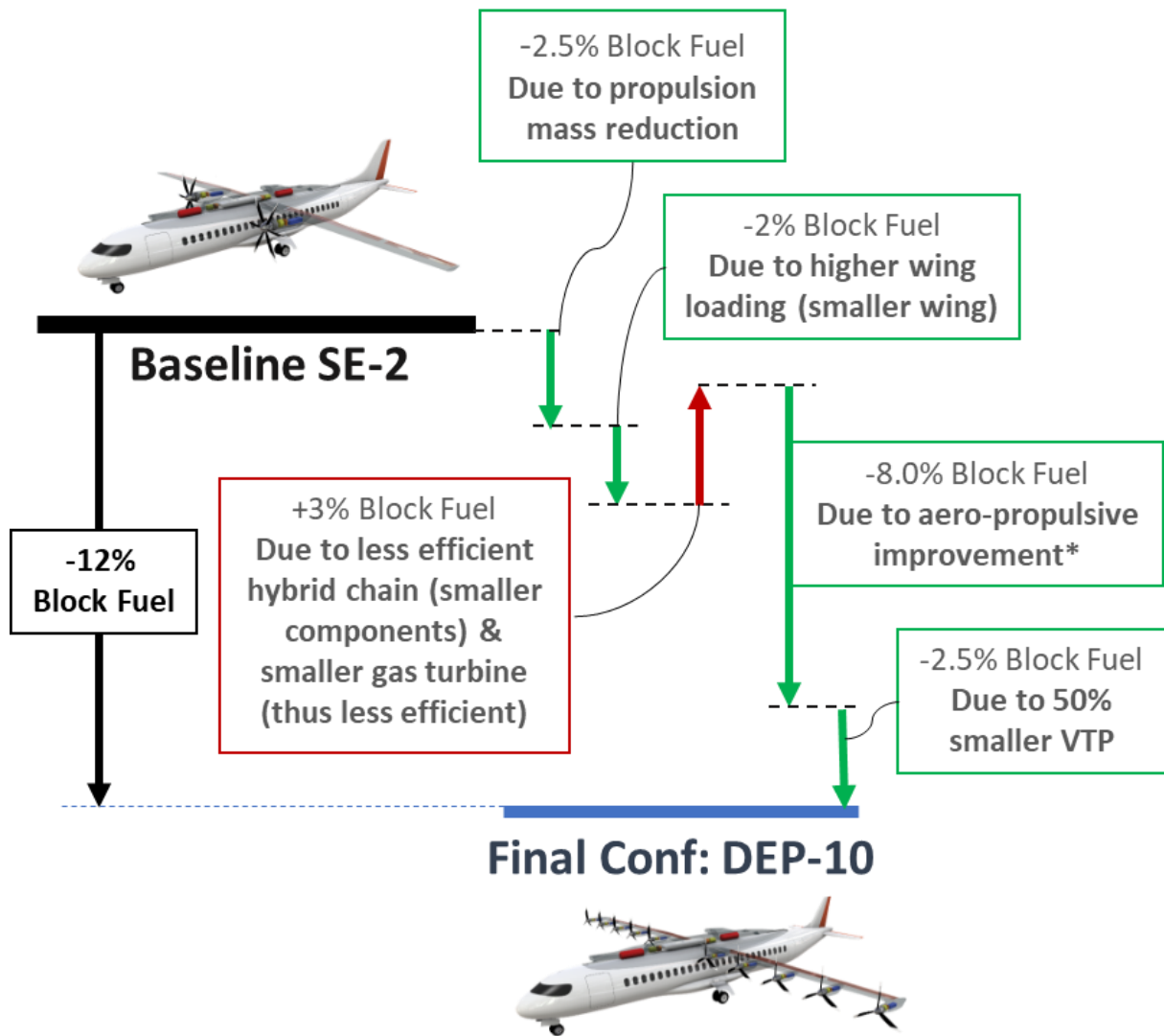


Abbildung 20: Approximierte Aufschlüsselung der Effekten die zur Verbesserung der Treibstoffeffizienz der finalen Konfiguration mit zehn Propellern verglichen mit der zweimotorigen Hybrid-Baseline.

7 Aerodynamische Analysen und Bewertung

Die Arbeiten im Bereich der Aerodynamik teilten sich in die beiden Teilgebiete des Propellerentwurfs und der Analyse des Gesamtflugzeugs mit installierten Antrieben auf.

7.1 Propellerauslegung

Sowohl für die Referenzflugzeuge als auch für alle Entwürfe mit verteilten Antrieben wurden Propeller ausgelegt. Diese Auslegung erfolgte jeweils als Propeller mit minimalem Energieverlust im Reiseflug ([9], [10], [11], [12], [13], [14]). Damit wird die gleiche Güte der Entwürfe der unterschiedlichen Propeller erreicht. Weiterhin wurde als technologische Kenngröße und aeroakustisch relevanter Parameter die Machzahl an der Blattspitze für alle Entwürfe gleich gehalten. Dadurch sind die Ergebnisse realistisch und vergleichbar.

Das verwendete direkte inverse Entwurfsverfahren nach [15], [16] legt einen optimalen Propeller für gegebenen Schubbedarf und gegebene Fluggeschwindigkeit aus. Der entworfene Propeller wird anschließend im Off-Design bei unterschiedlichen Blattwinkeln analysiert, um das gesamte Kennfeld des Verstellpropellers zu erhalten. Neben den aerodynamischen Kenndaten liefert das Entwurfsverfahren auch die Geometrie des Propellers. Während die Blattgeometrie und die Profilierung für die hochgenauen Rechnungen der installierten Flügel-Propeller Konfiguration mit dem Navier-Stokes Verfahren TAU verwendet wurden, wurden die Kennfelder für die Systemauslegung des Antriebs, den Konzeptentwurf sowie die Flugsimulation bereitgestellt.

Aufgrund der identischen Blattspitzen-Machzahl ergeben sich je nach Propellerdurchmesser unterschiedliche Drehzahlen und Blattbreiten. Um realistische, herstellbare und strukturell sinnvolle Blattformen zu erhalten, wurde die Blattzahl je nach Konfiguration zwischen 3 und 6 variiert.

7.1.1 Propellerwirkungsgrad

Der Wirkungsgrad eines Propellers hängt direkt von der Schubbelastung pro Kreisfläche ab. Um diesen Effekt zunächst auszublenden und damit den Installationseffekt klarer herauszuarbeiten, wurden daher die ersten Flugzeugentwürfe mit konstanter Schubbelastung durchgeführt. Dabei ergibt sich der Propellerdurchmesser direkt aus der Anzahl der Propeller.

Für die finalen Konzepte wurde der Propellerdurchmesser frei gegeben, um durch eine geringfügige Verringerung der Schubbelastung den Gesamtwirkungsgrad weiter zu erhöhen. Dies ist bei den verteilten Antrieben möglich, da die Bodenfreiheit durch die kleineren Propeller kein Problem darstellt. Bei den konventionellen, zweimotorigen Flugzeugen ist dagegen der Maximaldurchmesser neben dem Abstand zum Rumpf auch durch die Bodenfreiheit begrenzt (der Abstand zum Rumpf ist dort wiederum durch die Seitenleitwerkswirkung bei einseitigem Triebwerksausfall stark begrenzt).

7.1.2 Installierter Wirkungsgrad

Die Installation eines Propellers vor dem Tragflügel im Bereich mit reduzierter lokaler Strömungsgeschwindigkeit ist günstig für den Wirkungsgrad des installierten Propellers.

Der Propeller profitiert dabei vom Druckfeld des Flügels. Allerdings ist das Staugebiet relativ klein, sodass die großen Propeller der zweimotorigen Referenzflugzeuge nur wenig von diesem Effekt profitieren können. Bei den mehrmotorigen Antriebskonzepten ergeben sich kleinere Propeller, deren Kreisflächen dann mehr in das Staugebiet eintauchen. Dadurch wird eine Verbesserung des Installationswirkungsgrads erreicht.

Bei konventionellen Antrieben sind die Triebwerksgondeln relativ groß und oft unförmig. Dies führt meist zu hohem Zusatzwiderstand und Auftriebsverlust am Tragflügel, wogegen die kleineren Motorgondeln der elektrischen Antriebe trotz ihrer größeren Anzahl in der Widerstandsbilanz günstiger ausfallen.

Auch die Integration der erforderlichen Kühler an den Einzelantrieben kann effizienter ausfallen, da dort Kühler mit größerer Gesamtstirnfläche leichter integrierbar sind und mit geringerer Tiefe eine bessere Wärmeübertragung und insgesamt weniger Luftwiderstand ermöglichen. Außerdem werden lange Leitungen vermieden, was Zusatzaggregate und Gewicht spart.

7.1.3 Akustische Überlegungen

Auch wenn die Akustik im Projektrahmen nicht näher untersucht werden konnte, wurden erste Vorüberlegungen dazu angestellt. Die größere Anzahl kleinerer aber mit höherer Drehzahl laufender Propeller erzeugt ein anderes Geräusch als die zweimotorige Referenzkonfiguration. Die kleineren Propeller bewirken geringere Druckschwankungen – zum einen durch ihren kleinen Durchmesser und zum anderen durch ihr geringeres Blattvolumen. Außerdem ist der Schub pro Blatt relativ gering. Dies wird trotz der größeren Zahl von Antriebseinheiten vermutlich zu einem deutlich geringeren Schalldruckpegel führen. Darauf deuten auch Untersuchungen der NASA hin [7].

Andererseits wird die höhere Drehzahl zu einem Spektrum mit einem größeren Anteil höherer Frequenzen führen, was das Geräusch möglicherweise für den Menschen unangenehmer macht. Zusätzliche Einflussmöglichkeiten bestehen in einer gezielten Regelung der Einzeldrehzahlen und der Propellerstellungen relativ zueinander.

Diese Effekte und die Einflussfaktoren sollten in einem Folgeprojekt genauer untersucht und quantitativ bewertet werden.

7.2 Antriebsintegration

Durch die enge Kopplung von Propellerantrieben und Flügel, stellt die Antriebsintegration und ihr Einfluss auf die Vortriebseffizienz einen wesentlichen Punkt zur Bewertung verteilter Antriebe dar. Dabei ist zu erwarten, dass weder der Einfluss der Propeller auf den Flügel, noch der Einfluss des Flügels auf die Propeller vernachlässigbar ist. Diese

Aspekte wurden in AP2.1 mit Hilfe von numerischen Simulationen für das vorliegende Flugzeugkonzept untersucht und bewertet. Die Ergebnisse flossen in den finalen Flugzeugentwurf in AP1.3 ein und wurden im Rahmen eines technischen Berichts [26], eines Konferenzbeitrags [21], sowie einer Journal-Artikels [22] veröffentlicht.

7.2.1 Verwendete Methoden und Verfahren

Die Strömungsberechnungen wurden mit dem Strömungslöser TAU in der Version 2019.1.0 durchgeführt. Die Berechnungen erfolgten durch Lösen der diskreten Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen. Zur Berücksichtigung der Turbulenz wurde das Modell von Spalart und Allmaras [27], [26] mit Rotations- und Wirbelkorrektur [28] verwendet.

Die Propeller wurden in den RANS-Simulationen mit Hilfe der Wirkscheiben-Randbedingung (Actuator Disk), basierend auf dem 2D-Blattelement-Impuls-Verfahren, modelliert. Durch diese Methode werden bei der Ermittlung der lokalen Propellerkräfte sowohl die Propellerblatteigenschaften, als auch die lokalen Strömungsbedingungen berücksichtigt [29], [29].

Um die verschiedenen Konfigurationen vergleichen zu können, wurden diese bei einem konstanten effektiven Auftriebskoeffizienten hinsichtlich des Schubes ausgetrimmt, sodass der Betrag des Schubanteils im aerodynamischen Koordinatensystem dem Widerstand entspricht:

$$C_{L,target} = C_{L,eff} = C_{L,wing} + C_{L,nacelles} + C_{L,prop}$$

$$-\Sigma C_{T,Xa} = C_D = C_{D,wing} + C_{D,nacelles} + C_{D,fuselage} + C_{D,tail}$$

Der effektive Auftriebsbeiwert setzt sich dabei aus den Komponenten des Flügels, der Gondeln, sowie der Propeller (Wirkscheiben) zusammen. Zur Austrimmung des Widerstandes wurde zudem ein konstanter Beitrag von Rumpf und Leitwerk angenommen, der aus den Flugzeugvorentwurfsdaten von AP 1.2 entnommen wurde. Durch die Berücksichtigung dieses konstanten Beitrags wurde sichergestellt, dass infolge der Schubtrimmung die Propeller in realistischen Betriebspunkten arbeiten. Zur Anpassung der Auftriebsbeiwerte und Schubtrimmung wurden während der Simulationen die Anstellwinkel und Blatteinstellwinkel der Propeller so lange iterativ angepasst, bis der gewünschte Betriebspunkt erreicht war. Dazu wurde während des Projektes eine automatisierte Routine entwickelt.

Für den Landefall wurde der Schub ähnlich wie bei Reiseflugbedingungen durch das Kräftegleichgewicht ermittelt. Jedoch wurde hier kein Horizontalflug, sondern ein Gleitpfad von $\gamma = -3^\circ$ angenommen. Zur Vereinfachung wurde zudem ein fester Anstellwinkel zur Schubtrimmung angenommen und der Schubanteil in Auftriebsrichtung vernachlässigt.

Für den Startfall wurde - basiert auf einer Abschätzung von AP1.2 zu Beginn des Projektes - ein konstanter Schub ($T=56.7$ kN) angenommen.

7.2.2 CAD-Modelle und Netzgenerierung

Für die aerodynamischen Studien wurde zunächst aus dem initialen Entwurf des Referenzflugzeugs (AP 1.2) die Flügelgrundform abgeleitet (Abbildung 21, Tabelle 12). Zur Profilierung wurde das Do-A5 Profil mit variierender relativer Dicke gewählt. Sämtliche

Geometrieconfigurationen, die in AP2.1 untersucht wurden, basieren auf dieser Flügelgeometrie. Bei der Darstellung der Ergebnisse für den Reiseflug dient eine Kombination aus (frei angeströmtem,) isoliertem Flügel und isolierter Gondel-Propeller-Geometrie als Referenz (Abbildung 22a).

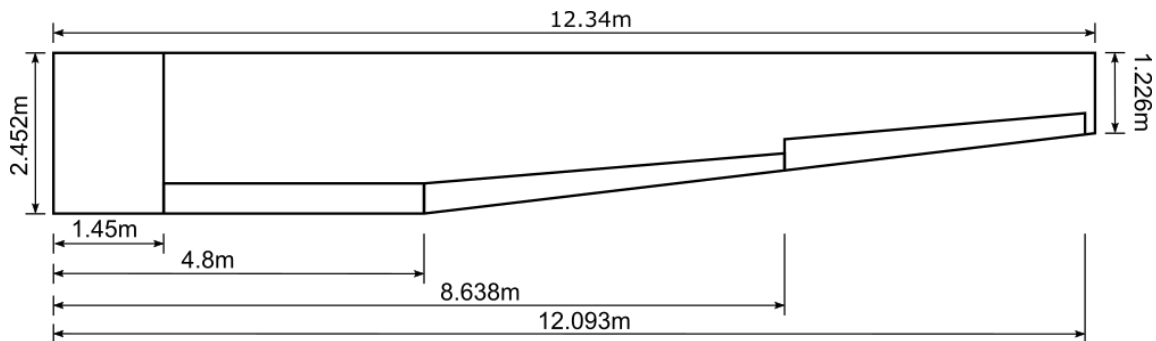
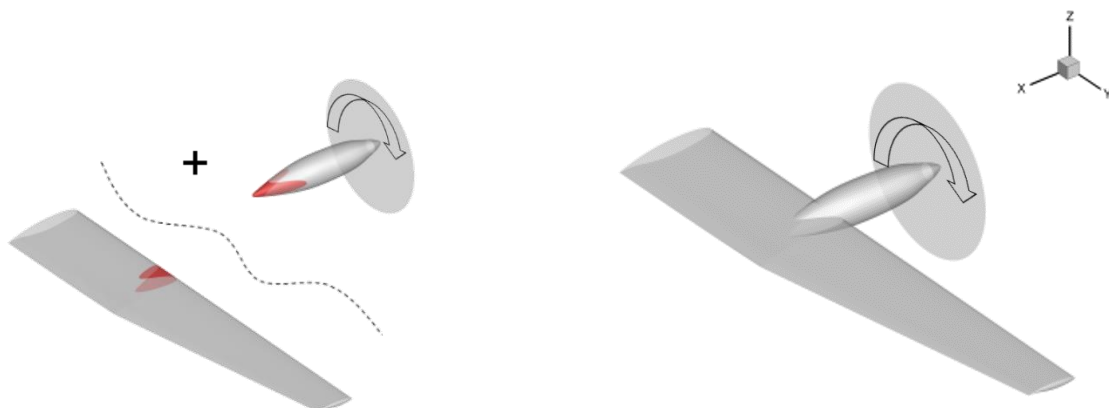


Abbildung 21: Flügelgrundriss

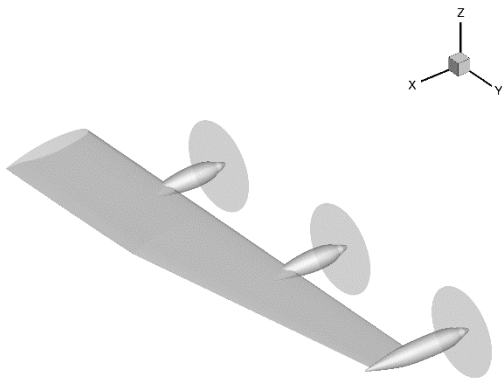
Referenzfläche	52.9 m ²
Spannweite	25.2 m
Flügelstreckung	12.0
Pfeilungswinkel (Vorderkante)	0°
Mittlere aerodynamische Flügeltiefe	2.18 m

Tabelle 12: Grundlegende geometrische Parameter

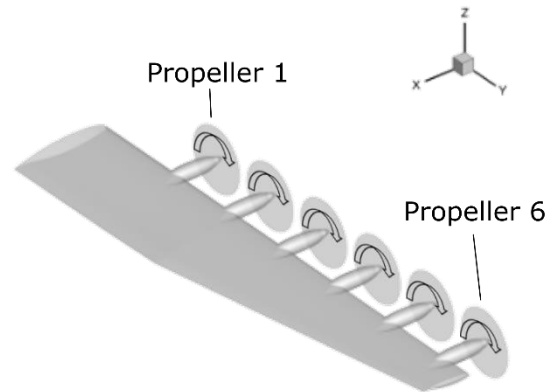
Für den Vergleich der Basiskonfigurationen wurde die Gesamtpropellerfläche ($S_{prop,tot} = \sum (\pi * (D_{prop,i}/2)^2)$) sowie der relative Propellerabstand zum Flügel ($X/D_{prop} = -0.64$) konstant gehalten. Die Propellergrößen wurden dabei aus AP 2.2 übernommen (Tabelle 13) [30]. Auch die Geometrien und das aerodynamische Verhalten der Propellerblätter, sowie die Propellerdrehzahlen für den Reiseflug wurden aus dem Propellerentwurf in AP 2.2 für die verschiedenen Konfigurationen übernommen. Die Blatteinstellwinkel ergeben sich aus der Trimmroutine (siehe Abschnitt 7.2.1). Soweit nicht anders beschrieben, wurden die Drehzahlen und Blatteinstellwinkel der einzelnen Propeller einer Konfiguration als konstant angenommen.



a) isoliert (Referenz)



b) 2 eProp



c) 6 eProp-FSP

d) 12 eProp

Abbildung 22: Geometriemodelle für RANS-Simulationen

Für die Untersuchung der Hochauftriebskonfigurationen wurden zwei Wölbklappen und ein Querruder in das geometrische Basismodell integriert. Die spannwitigen Abmessungen sind Abbildung 21 zu entnehmen. Die Klappentiefe, sowie der Ausschlag wurde im Laufe der Untersuchungen variiert.

	2 eProp	12 eProp	6 eProp	6B eProp
Durchmesser	3.96 m	1.62 m	2.29 m	3.56 m
Drehzahl im Reiseflug (1/min)	850	2080	1475	950
Propellerblätter	6	6	6	3

Tabelle 13: Grundlegende Propellerparameter

Die Geometrie für die Simulationen der finalen Konfiguration (Abbildung 23) basiert auf dem finalen Entwurf aus AP1.3 [31], [31]. Die Flügelgröße, Propelleranzahl und Propellerpositionen wurden dementsprechend angepasst. Basierend auf den Ergebnissen von AP3.2 wurde ein vereinfachtes parametrisches Kühlergeometriemodell entworfen und in das Flugzeuggesamtmodell integriert (Abbildung 23b). Die Rumpfgeometrie des Gesamtmodells berücksichtigt jedoch nicht die Verkleidung für die Generatoren. Ein Zusatzwiderstand von $\Delta C_D = 0.0010$ wurde entsprechend der Annahmen in AP1.3 in den RANS-Simulationen aufgeschlagen um der Generator-Verkleidung Rechnung zu tragen.

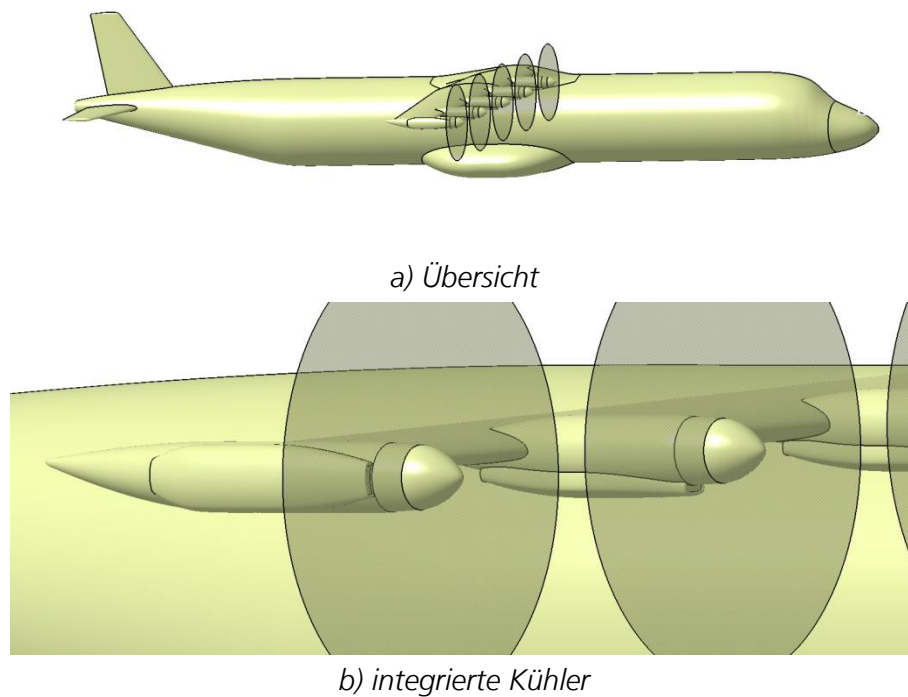


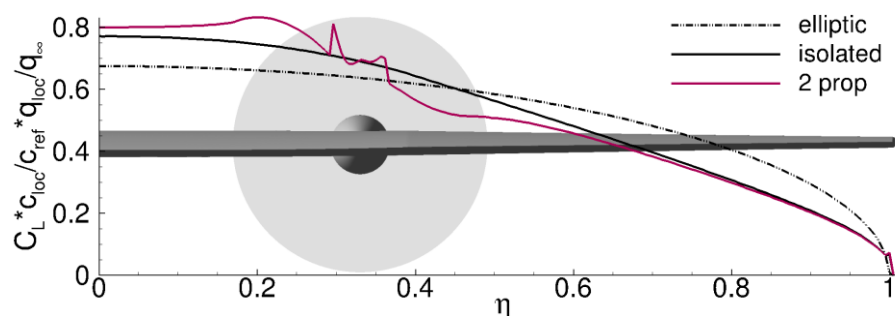
Abbildung 23: Geometriemodell der finalen Konfiguration (10 eProp-Final) für RANS-Simulationen

Die Volumendiskretisierung für die RANS-Simulationen wurde mit Hilfe der halbautomatischen *Centaur* [32] [30] Netzgenerierungssoftware durchgeführt. Die resultierenden Oberflächennetze bestehen aus Dreiecken und Vierecken. Um die reibungsbehafteten Oberflächen werden anschließend mit einem „advancing layer“ Algorithmus Nahfeldnetze des O-Typs erzeugt. Aufgrund der Charakteristik der Oberflächennetze entstehen dabei strukturierte Prism- und Hexaederschichten. Außerhalb des Nahfeldes wird das Rechengebiet mit Tetraedern aufgefüllt.

7.2.3 Analysen

7.2.3.1. Reiseflug

Zunächst wurden die grundlegenden Effekte verteilter Antriebe auf die Vortriebseffizienz untersucht. Dazu wurden die 2 eProp- und 12 eProp-Konfigurationen (ohne Flügelspitzenpropeller) mit der Referenz verglichen. Bei diesem Vergleich variieren die Einstellparameter der einzelnen Propeller (Drehzahl, Blatteinstellwinkel) der 12 eProp-Konfiguration nicht.



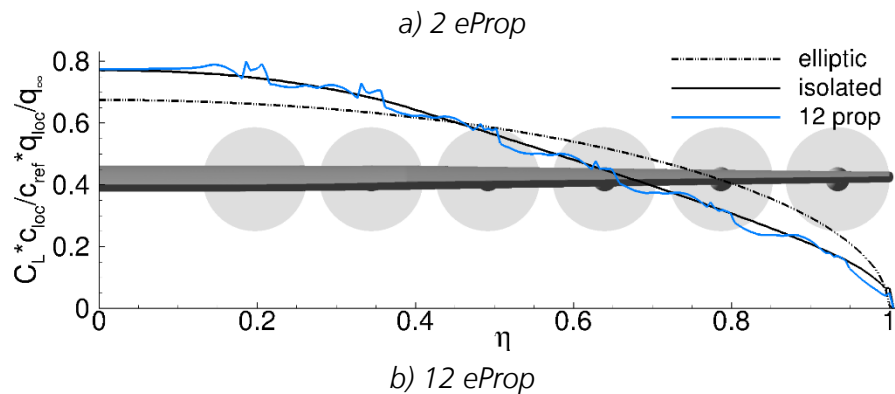


Abbildung 24: Vergleich der Auftriebsverteilungen unter Reiseflugbedingungen ($C_{L,eff}=0.53$)

Hinsichtlich der Auftriebsverteilung zeigen beide Konfigurationen einen Einfluss durch die Propelleranblasung. So ist der Auftrieb durch den Propellereinfluss (vgl. schwarze Linie) im Aufwindbereich der Propeller lokal erhöht und im Abwindbereich verringert (Abbildung 24).

Auch die Widerstandsverteilungen beider Konfigurationen zeigen den zu erwartenden Effekt des lokal verringerten Widerstandes im Aufwindbereich der Propeller und des lokal erhöhten Widerstandes im Abwindbereich. Bei der 2 eProp-Konfiguration ist die Widerstandsreduktion im Aufwindbereich deutlich größer als die Erhöhung im Abwindbereich. Bei der 12 eProp-Konfiguration ist dies nur bedingt der Fall. Im Innenbereich erscheint hier die Widerstandsverringerng im Aufwindbereich der Propeller geringer als die Erhöhung im Abwindbereich. Dieser Trend kehrt sich zur Flügelspitze hin um. Es wird angenommen, dass dieser Effekt hauptsächlich auf zwei Ursachen zurückzuführen ist. Zum einen beeinflusst die Zirkulationsverteilung und die Verteilung der lokalen Anstellwinkel die Stärke und Orientierung der lokalen Kraftvektoren am Flügel und somit den Einfluss der Propellernachläufe auf die Flügelaerodynamik. Auch der lokale Gradient der Zirkulationsverteilung in spannweitiser Richtung beeinflusst das Verhältnis zwischen Widerstandsreduktion im Aufwindbereich und Widerstandserhöhung im Abwindbereich. Zum anderen führen die jeweiligen Propellerpositionen zu unterschiedlich starken Einflüssen auf die Propellerzuströmung. Maßgeblich dabei ist die lokale Entschleunigung durch dem Flügelverdrängung und der lokale Aufwind durch die Flügelzirkulation. Letzterer führt zu einer verstärkten asymmetrischen Lastverteilung in den Propellerebenen („1P-loads“), die wiederum die Propellernachläufe beeinflussen. Grundsätzlich ist die Asymmetrie bei der 12 eProp-Konfiguration aufgrund des kleineren (absoluten) Propellerlängsabstands zu der Flügelvorderkante stärker ausgeprägt. Da die Zirkulation zur Flügelspitze hin abnimmt, nimmt auch der Aufwind vor dem Flügel ab und somit die Asymmetrie der Propellerlast. Diese Trends korrelieren mit den Trends der Widerstandsverteilungen. Mehr Details zu der Wirkweise der Effekte sind in [26] beschrieben. Es lässt sich zusammenfassen, dass bei konstantem relativen Propellerlängsabstand zum Flügel (X/D_{prop}), die Asymmetrie der Propellerlast bei der 12 eProp-Konfiguration im Vergleich zur 2 eProp-Konfiguration zunimmt und somit zu nachteiligen Effekten bezüglich der Flügelaerodynamik führt (Tabelle 14).

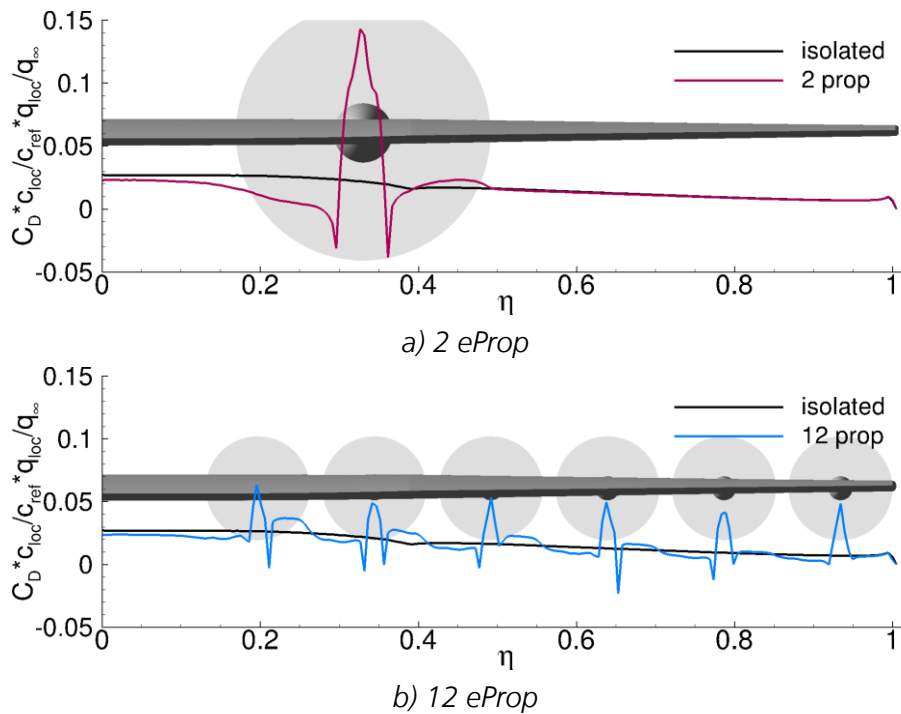


Abbildung 25: Vergleich der Widerstandsverteilungen unter Reiseflugbedingungen ($C_{L,eff}=0.53$)

Die Propellereffizienz wird vor allem durch die Entschleunigung vor dem Flügel beeinflusst. Auch hier führt der kleinere absolute Propellerlängsabstand der 12 eProp-Konfiguration zu einem stärkeren Einfluss des Flügels auf die Propelleranströmung. Anders als bei der Flügelaerodynamik profitiert die Propellereffizienz jedoch von dem stärkeren Einfluss (Tabelle 14). Die nachteiligen Effekte der verteilten Antriebe auf die Aerodynamik und die vorteilhaften Effekte auf den (gemittelten) Propellerwirkungsgrad heben sich gegenseitig auf, sodass die benötigte Antriebsleistung in dem untersuchten Fall nahezu gleich ist (Tabelle 14).

	2 eProp	12 eProp
L/D	17.73	17.36
$\Delta L/D / (L/D)_{iso}$	2.3 %	0.2 %
C_T	0.227	0.230
η_{prop}	91.7 %	93.6 %
$\Delta \eta_{prop} / \eta_{prop,iso}$	1.5 %	3.6 %
$\Delta P_{req} / P_{req,iso}$	-3.9 %	-4.1 %

Tabelle 14: Aerodynamische und Propellerleistungsdaten

Nachdem der Vergleich der Basiskonfigurationen keinen nennenswerten Vorteil durch verteilte Antriebe hervorgebracht hat, wurden verschiedene Modifikationen untersucht. Zunächst wurden die Propeller der 12 eProp-Konfiguration spannwitig verschoben, sodass die Achse des äußersten Propellers an der Flügelspitze liegt (12 eProp-FSP). In einem nächsten Schritt wurde die Schubverteilung durch Variation der Propellereinstellparameter (Drehzahl und Blatteinstellwinkel) der 12 eProp-FSP-

Konfiguration individuell optimiert. Das Optimierungsziel lag dabei in der Minimierung der benötigten Antriebsleistung im Reiseflug.

Allein durch die Relokation der Propellerantriebe konnte die benötigte Antriebsleistung um -0.5 % reduziert werden. Die Ursache hierfür liegt in der verbesserten aerodynamischen Güte (Abbildung 26), wohingegen sich der gemittelte Propellerwirkungsgrad geringfügig verschlechtert. Durch Optimierung der Blatteinstellwinkel (Abbildung 27) verstärkt sich die Reduktion der benötigten Antriebsleistung auf -0.9 %. Wenn zugleich auch die Drehzahlen der einzelnen Propeller optimiert werden (Abbildung 28), so ergibt sich eine Reduktion der benötigten Antriebsleistung um -1.2 % im Vergleich zur 12 eProp-Konfiguration mit nicht variierenden Propellereinstellungen.

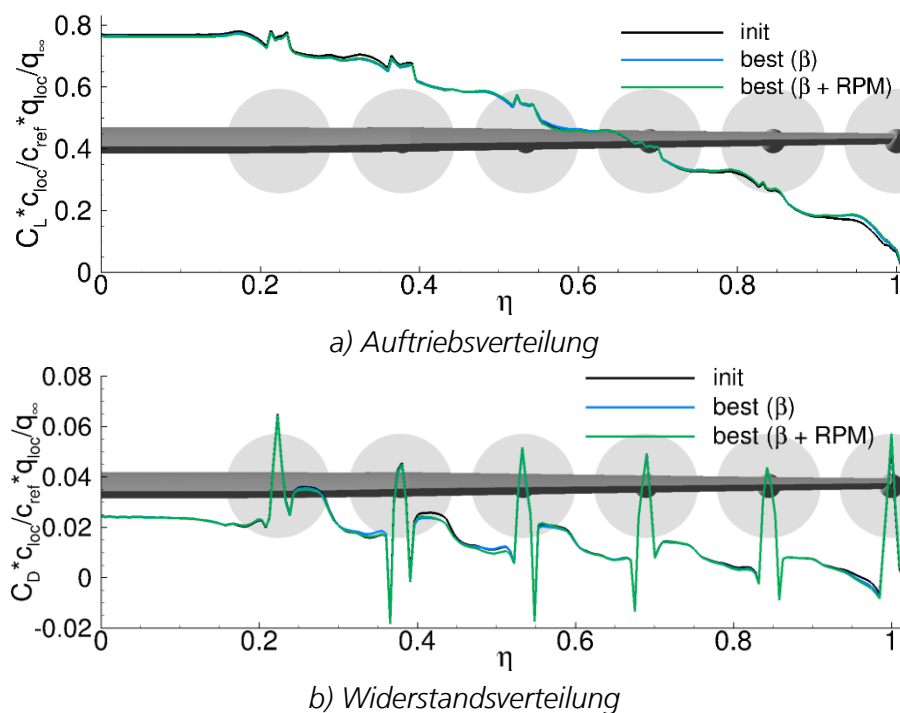


Abbildung 26: Vergleich der spannwitigen Kräfteverteilung der 12 eProp-Konfiguration mit Flügelspitzenpropeller zwischen initialen Propellereinstellparametern (schwarz), der Optimierung mittels Variation der Blatteinstellwinkel (blau) und Optimierung mittels Variation der Blatteinstellwinkel und Drehzahlen (grün)

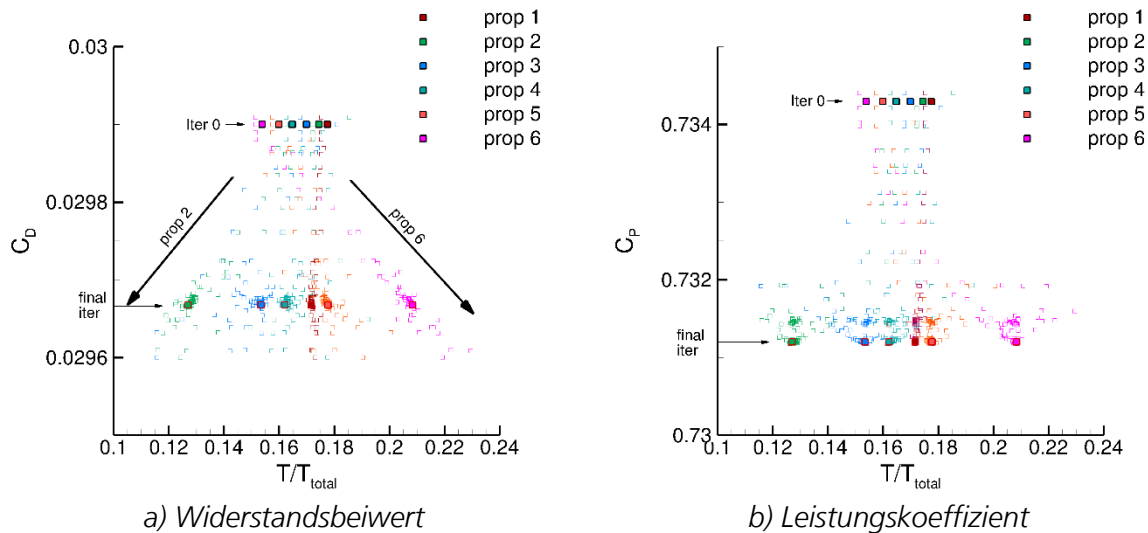


Abbildung 27: Entwicklung ausgewählter Parameter in Abhängigkeit der Schubverteilung während der Optimierung bei Variation der Blatteinstellwinkel

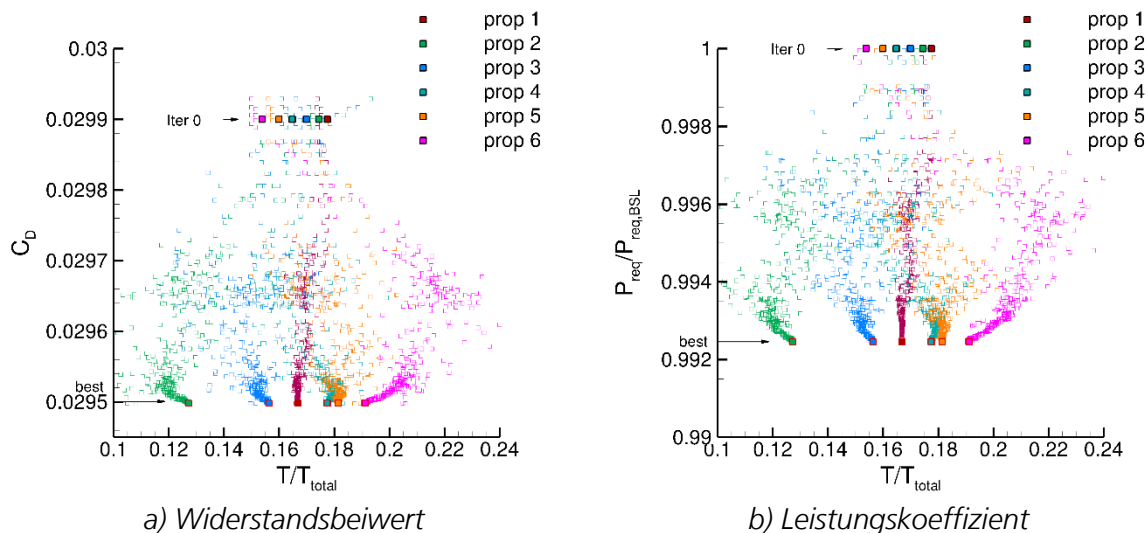


Abbildung 28: Entwicklung ausgewählter Parameter in Abhängigkeit der Schubverteilung während der Optimierung bei Variation von Blatteinstellwinkel und Drehzahl

Neben Antriebsgeometrie und -parameter wurde auch die Anpassung der Flügelgeometrie in Form einer Vorderkantenmodifikation der 12 eProp-FSP-Konfiguration untersucht. Die grundlegende Idee dabei war, durch Anpassung des Nasenwinkels und -dicke an die - durch die Propellernachläufe - lokal veränderten Anströmbedingungen, eine Reduktion des Profil- und/oder induzierten Widerstands zu erreichen.

Abbildung 29 veranschaulicht die dazu verwendete Vorderkanten-Parametrisierung anhand von zwei Flügelsektionen. Dabei wird die Wölbung der Skelettlinie (türkis gestrichelte Linie) durch den Vorderkantenaus Schlag definiert. Über einen weiteren Parameter wird die Nasendicke gesteuert. Als dritter Parameter wird die spannweite Position des Entwurfschnittes relativ zur Propellerachse definiert. Somit wird die Nasengeometrie eines jeden Entwurfsschnittes über drei Parameter gesteuert.

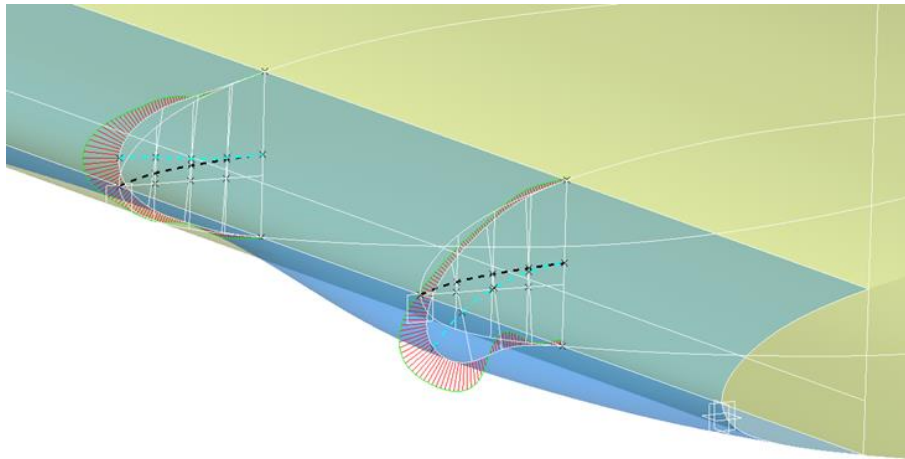


Abbildung 29: Parametrisierung der Vorderkante in Flügelsektionen innen und außen von der Gondel (nicht sichtbar)

Zwar zeigten erste Studien an einem reduzierten Geometriemodell vielversprechende Ergebnisse, jedoch konnten diese an dem gesamten Flügelmodell der 12 eProp-FSP-Konfiguration nicht bestätigt werden. Der Einfluss auf die benötigten Antriebsleistung im Reiseflug unter Berücksichtigung der erlangten Erkenntnisse aus den Vorstudien ist letztlich marginal (Abbildung 30). Es zeigen sich allerdings Vorteile dieser Modifikation im Hochauftrieb (siehe Kapitel 7.2.3.2)

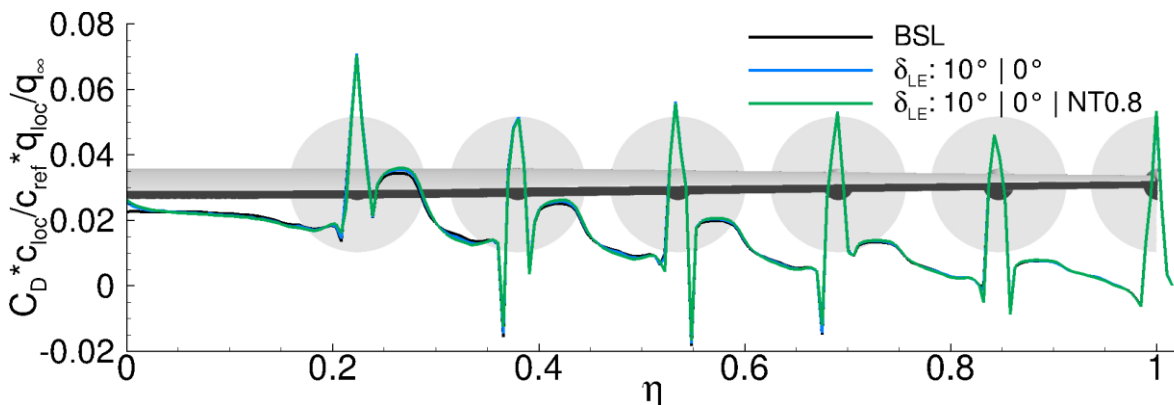


Abbildung 30: Einfluss von Vorderkantenausschlag und Nasenradius auf Widerstandsverteilung der 12 eProp-FSP-Konfiguration ($C_{L,eff}=0.53$)

Wie zuvor bereits angedeutet, beeinflusst der Propellerlängsabstand die aerodynamische Effizienz und die Propellerwirkungsgrade wenn die Propeller vor dem Flügel angeordnet sind. Dieser Zusammenhang wurde in größerem Detail für die Flügel-Gondel-Propeller-Konfigurationen 2 eProp, 6 eProp-FSP und 12 eProp-FSP untersucht. Abbildung 31a zeigt die Abhängigkeit des L/D-Verhältnisses der einzelnen Konfigurationen von dem Propellerlängsabstand zur Flügelvorderkante. Grundsätzlich zeigen alle Konfigurationen einen ähnlichen Trend der von verschiedenen Effekten bestimmt wird. Auf der einen Seite vergrößert sich mit größer werdendem Abstand die benetzte Gondeloberfläche. Dies führt tendenziell zu einem verschlechterten L/D hin zu großen Abständen. Auf der anderen Seite wird das L/D-Verhältnis hin zu kleinen Abständen durch verschiedene Effekte verschlechtert. Neben der zunehmenden Unterexpansion der Propellernachläufe an der Flügelposition, führt die zunehmend asymmetrische Krafterzeugung der Propeller

(1P-loads) zu einem nachteiligen Effekt bei kleineren Propellerlängsabständen. Mit abnehmendem Abstand zwischen Propeller und Flügel, nimmt der lokale Aufwind durch die Flügelzirkulation am Propeller und somit die asymmetrische Kraftverteilung zu. Die Propellerkräfte im Aufwindbereich werden reduziert, wohingegen die Kräfte im Abwindbereich verstärkt werden. Dies hat zur Folge, dass sich der Propellereffekt auf die Flügelaerodynamik verschlechtert. Die L/D -Kurve fällt somit stark in Richtung geringer Abstände ab. Mit steigendem Abstand verringert sich der Einfluss dieser beiden Effekte und der Effekt der vergrößerten Gondeloberfläche wird relevanter. Dadurch kommt es auch bei sehr großen Abständen zu einem leichten Abfall der L/D -Kurve.

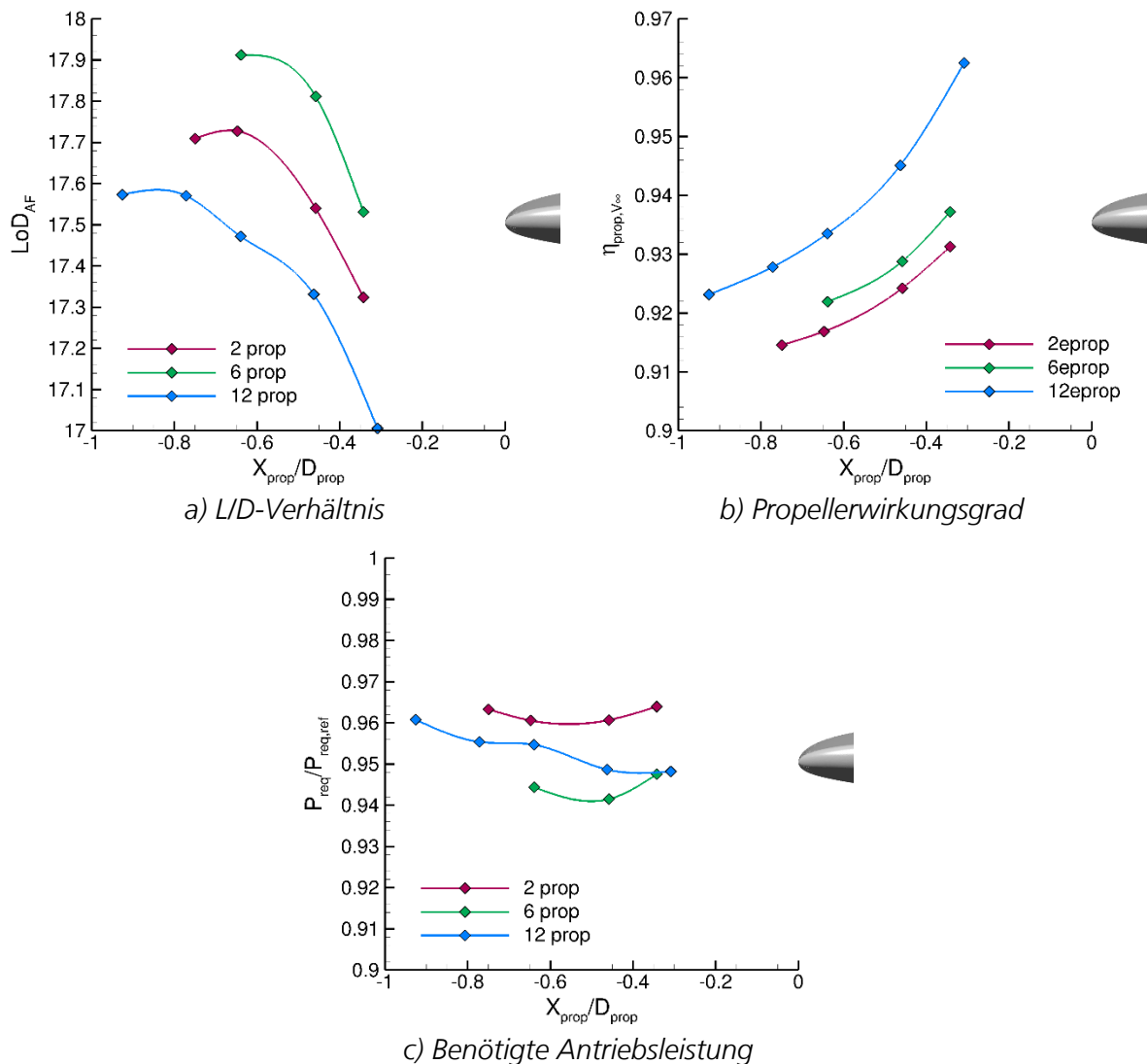


Abbildung 31: Einfluss des Propellerlängsabstands zum Flügel auf grundlegende Leistungsparameter der 2 eProp-, 6 eProp-FSP-, und 12 eProp-FSP-Konfigurationen

Der Einfluss des Propellerlängsabstands auf deren Wirkungsgrad wird von der Entschleunigung der Propelleranströmung maßgeblich bestimmt. Somit steigt der gemittelte Wirkungsgrad bei allen Konfigurationen kontinuierlich an, wenn der Abstand verringert wird (Abbildung 31b). Auch hinsichtlich der Abhängigkeit der benötigten

Antriebsleistung vom Propellerlängsabstand zeigen die verschiedenen Konfigurationen gleiche Trends (Abbildung 31c). Allerdings verschiebt sich das Minimum der benötigten Antriebsleistung mit steigender Propelleranzahl hin zu einem kleineren (relativen und absoluten) Propellerlängsabstand. Während das Minimum - basierend auf den vorhandenen Datenpunkten und eines Spline-Kurvenverlaufs - für die 2 eProp-Konfiguration bei etwa $X_{prop}/D_{prop} \approx -0.55$ liegt, lässt sich für die 12 eProp-FSP-Konfiguration ein relativer Abstand von etwa $X_{prop}/D_{prop} \approx -0.38$ für das Optimum abschätzen. Für die 2 eProp-Konfiguration ist im Vergleich zum initialen Abstand ($X_{prop}/D_{prop} = -0.64$) demnach kein signifikantes Potential durch Anpassung des Propellerlängsabstands zu erkennen. Anders verhält es sich bei der 12 eProp-FSP-Konfiguration.

Kann durch die Nutzung verteilter Antriebe der Maximalauftrieb der Hochauftriebskonfigurationen gesteigert werden, so wirkt sich dies vorteilhaft auf die Flügelgröße aus. (Dies setzt voraus, dass die Anforderungen im Hochauftrieb dimensionierend auf den Flügel wirken.) Grundsätzlich ist zu erwarten, dass eine Reduktion der Flügelgröße den Widerstand im Reiseflug verringert. Um den Zusammenhang für die gegebene Flugzeugkonfiguration zu quantifizieren, wurden Simulationen mit einer um 10 % verkleinerten Flügelfläche an der 12 eProp-FSP-Konfiguration durchgeführt. Die Reduktion wurde dabei durch eine Verkürzung der Flügeltiefe realisiert. Bei identischen Bedingungen verursacht die Flügeltiefenverringering eine Erhöhung des Zielauftriebsbeiwertes. Nimmt man zudem ein identisches aerodynamisches Verhalten der Konfiguration mit kleinerem Flügel an, so würde sich der Betriebspunkt auf der gleichen $L/D-C_L$ -Kurve des Flügels bewegen wie die ursprüngliche Geometrie. In dem vorliegenden Fall würde eine Flächenreduktion somit zu einem geringen L/D führen (Abbildung 32a: rotes X im Vergleich zu schwarzem Karo mit roter Umrandung). Diese Änderung im L/D -Verhältnis im Vergleich zur initialen Konfiguration ist auf den Effekt zurrückzuführen, dass die Flügelprofile nun bei einem höheren Anstellwinkel und folglich bei einem höheren Auftriebsbeiwert arbeiten. Im Vergleich dazu zeigen die durchgeführten RANS-Simulationen der Konfiguration mit reduzierter Flügelgröße ein grundsätzlich größeres L/D -Verhältnis, im Besonderen für den Betriebspunkt (grünes Karo mit roter Umrandung). 70 % der Widerstandsreduktion durch die Flügelverkleinerung werden dabei durch eine Reduktion des Reibungswiderstands hervorgerufen.

Abbildung 32b zeigt den Verlauf des L/D -Verhältnisses in Abhängigkeit der Reisefluggeschwindigkeit bei 1-g Flächenbelastung unter Berücksichtigung des (konstanten) Widerstandsbeitrags von Rumpf und Leitwerk. Wird zunächst, wie zuvor, ein identisches aerodynamisches Verhalten der Konfiguration mit verringerter Flügelfläche angenommen (also auch ein skalierender Widerstandsbeitrag von Rumpf und Leitwerk), so würde sich die initiale L/D -Kurve (schwarze Kurve) hin zu höheren Geschwindigkeiten verschieben. Nimmt man nun einen konstanten Widerstandsbeitrag von Rumpf und Leitwerk an, so verringert sich das L/D -Verhältnis. Die graue Linie beschreibt die daraus resultierende L/D -Kurve. Auch hier sind die L/D -Verhältnisse, die aus der RANS-Simulation hervorgehen, im Vergleich grundsätzlich höher. Und auch hier gilt dies insbesondere für die Entwurfsgeschwindigkeit (beim Zielauftriebsbeiwert).

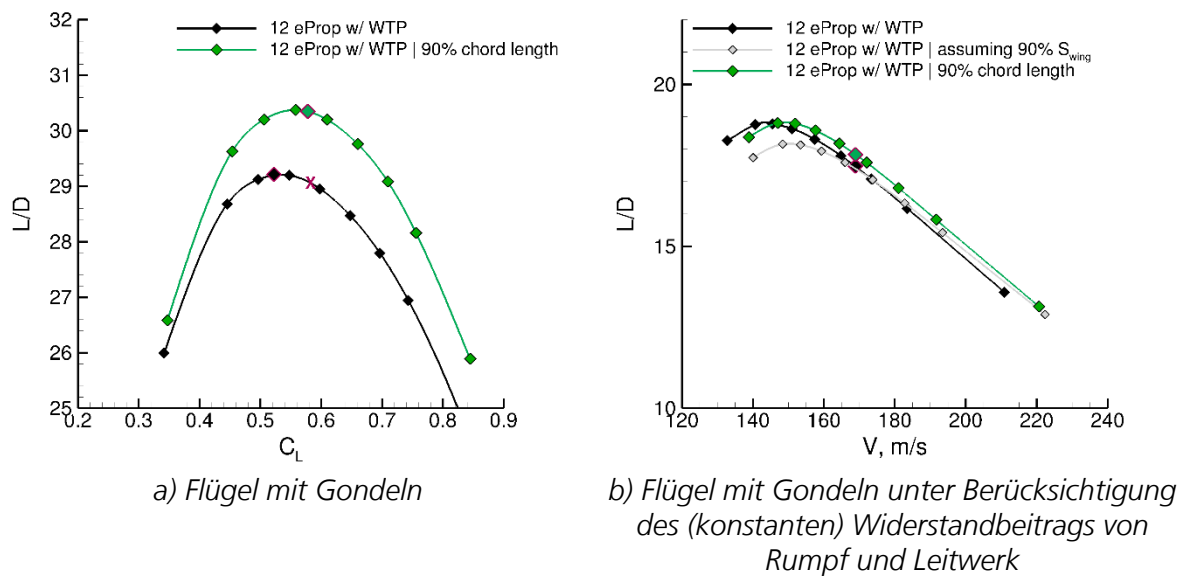
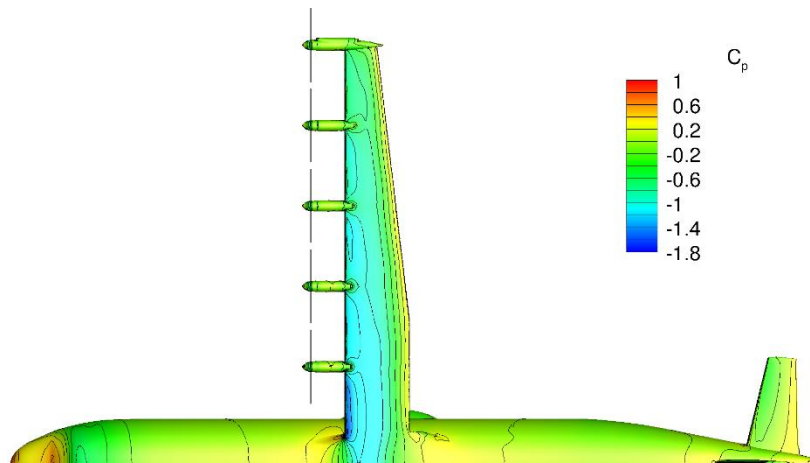


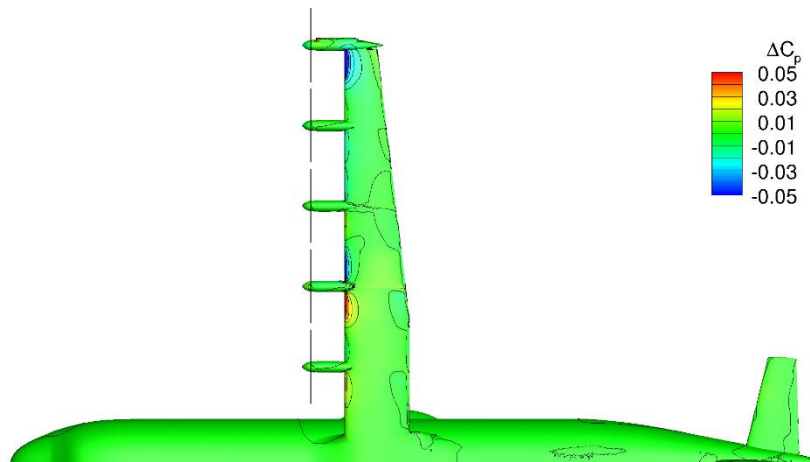
Abbildung 32: Einfluss einer 10 %-igen Flügeltiefenverringerng auf L/D-Verhältnis unter Reiseflugbedingungen

Die Flügeltiefenverringerng führt somit zu einer verbesserten aerodynamischen Güte im Reiseflug ($\Delta L/D/(L/D)_{12eProp-FSP} = -2.1\%$). Zudem erhöht sich der gemittelte Propellerwirkungsgrad um 0.2 %, sodass sich die benötigte Antriebsleistung um -2.3 % verringert.

Basierend auf dem finalen Entwurf aus AP1.3 wurden Simulationen der 10 eProp-Final-Konfiguration im Reiseflug durchgeführt. Dazu wurde der Schub bei einem Zielwert für den effektiven Auftriebsbeiwert von $C_{L,eff} = 0.605$ getrimmt. Die Temperaturerhöhung an den Kühlerauslässen wurde dabei aus den Berechnungen von AP3.2 übernommen. Neben einer Simulation mit spannweitig konstanten Propellerblatteinstellwinkeln, wurde eine weitere Simulation mit manuell angepasster Schubverteilung ($T_1/T_{tot} - T_5/T_{tot}$: 0.20, 0.15, 0.19, 0.21, 0.25) durchgeführt. Abbildung 33 zeigt die Oberflächendruckverteilung der 10 eProp-Final-Konfiguration bei konstanten Propellerblatteinstellwinkeln (Abbildung 33a) und deren Änderung durch Anpassung der Schubverteilung (Abbildung 33b). Am deutlichsten wird der Einfluss der Schubumverteilung an der Vorderkante hinter Propeller 6, dessen Schub und somit auch Nachlaufdrall erhöht wurde. Die Vorderkantensaugspitze wird somit lokal in der Aufwindregion des Propellers verstärkt. Insgesamt verbessert sich das L/D-Verhältnis durch die manuelle Schubumverteilung um 0.75 %. Wie bereits zuvor beobachtet, wird dieser vorteilhafte Effekt durch eine Verschlechterung der Propellerwirkungsgrade reduziert. Letztlich bleibt durch die manuelle Schubumverteilung eine Verringerung der benötigten Antriebsleistung um -0.4 % im Vergleich zur initialen Simulation mit konstanten Propellerblatteinstellwinkeln. Die grundlegenden Leistungsparameter hinsichtlich Aerodynamik und Propeller sind in Tabelle 15 zusammengefasst.



a) homogene Schubverteilung (spannweitig konstante Propellerblatteinstellwinkel)



b) Änderung der Oberflächen- C_p -Verteilung durch manuell angepasste Schubverteilung

Abbildung 33: Oberflächen- C_p -Verteilung der schubgetrimmten finalen Konfiguration (10 eProp-Final) im Reiseflug

	10 eProp-Final	10 eProp-Final mit manueller Schubumverteilung
α	1.62°	1.61°
L/D	18.75	18.89
η_{prop}	95.7 %	95.3 %
P_{req}	1.968 MW	1.961 MW

Tabelle 15: Aerodynamische und Propellerleistungsdaten der 10 eProp-Final-Konfiguration

7.2.3.2. Hochauftrieb

Um die grundsätzlichen Auswirkungen der verteilten Antriebe auf die Hochauftriebsleistung zu untersuchen, wurden die 2 eProp-, 6B eProp-FSP- und 12 eProp-FSP-Konfigurationen mit Wölbklappen betrachtet.

Ein Vergleich der Auftriebsverteilungen bei einem Klappenwinkel von $\delta=20^\circ$ (Startstellung), einer relativen Klappentiefe von $c_f/c=0.2$ und einem Anstellwinkel von $\alpha=6^\circ$ (Abbildung 34) verdeutlicht die Auswirkung der Propellernachläufe auf das Potential der Auftriebserzeugung verteilter Antriebe. Ist der Propeller aktiv (Schub bei Start), wird der lokale Auftrieb der 2 eProp-Konfiguration im Bereich des Propellers deutlich erhöht. Dabei ist die Auftriebserhöhung im Downwash-Bereich des Propellers aufgrund des reduzierten Anstellwinkels und der daraus resultierenden Verlagerung der Staupunktlinie an der Vorderkante auf die Flügeloberseite geringer. Der lokale Auftrieb wird auch außerhalb des Propellernachlaufs in Propellernähe - insbesondere an der Flügelwurzel - erhöht. Dahingegen bleibt der äußere Bereich des Hauptflügels nahezu unbeeinflusst. Im Fall der 12 eProp-FSP-Konfiguration wird der Auftrieb über die gesamte Spannweite durch den Schub erhöht. Zudem sind die Unterschiede im lokalen Auftrieb zwischen den Aufwind- und Abwindbereichen der Propeller geringer.

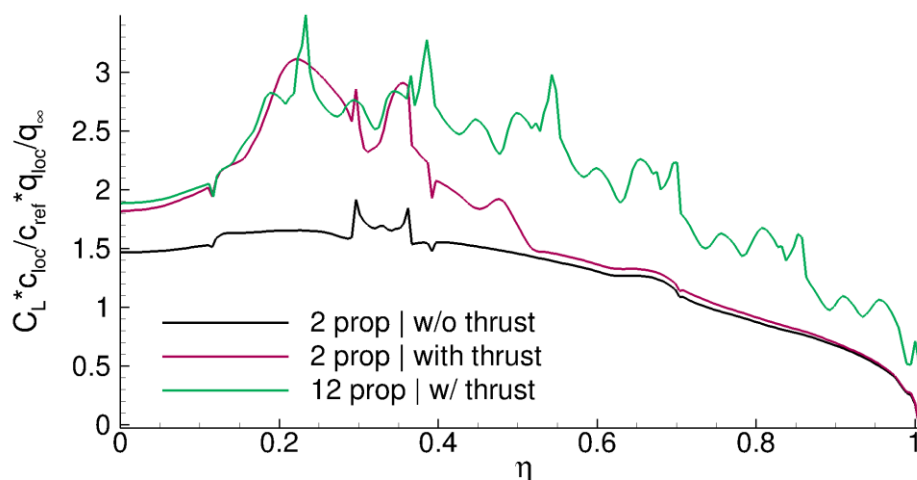


Abbildung 34: Vergleich der Auftriebsverteilungen verschiedener Konfigurationen in Startstellung ($\delta=20^\circ$) bei $\alpha=6^\circ$

Der Propellereinfluss auf die Auftriebserzeugung ist bei den untersuchten Konfigurationen über den gesamten betrachteten Anstellwinkelbereich zu beobachten (Abbildung 35, „with thrust“ gegenüber „no thrust“). Bei $\alpha=6.0^\circ$ erhöht sich der Auftriebsbeiwert (C_L) der 2 eProp-Konfiguration durch den Propellereffekt um $\Delta C_L=0.38$. Der Auftriebsbeiwert der 12 eProp-FSP-Konfiguration mit Schub erhöht sich um weitere $\Delta C_L=0.43$ im Vergleich zu der 2 eProp-Konfiguration. Unter Berücksichtigung der zusätzlichen Auftriebskraft, die von den Propellern selbst eingebracht wird, sind die effektiven Auftriebsbeiwerte ($C_{L,eff}$) der 2 eProp- und 12 eProp-FSP-Konfigurationen mit Schub im Vergleich zur 2 eProp-Konfiguration ohne Schub um $\Delta C_{L,eff}=0.46$ beziehungsweise $\Delta C_{L,eff}=0.90$ höher. Der maximale effektive Auftriebskoeffizient der 12 eProp-FSP-Konfiguration mit Schub ist $\Delta C_{L,max,eff}=0.42$ (18 %) höher als bei der 2 eProp-Konfiguration mit Schub und $\Delta C_{L,max,eff}=1.14$ (72 %) höher als bei der 2 eProp-Konfiguration ohne Schub. Ändert man die vertikale Position der Propeller 1-5 um $\Delta Z=-0.18$ m („mod1“), so lässt sich der maximale effektive Auftriebsbeiwert um weitere $\Delta C_{L,max,eff}=0.19$ erhöhen (Abbildung 35). Durch Modifikation der Vorderkante - wie in Kapitel 7.2.3.1 beschrieben - erhöht sich der maximale effektive Auftriebsbeiwert zusätzlich um $\Delta C_{L,max,eff}=0.10$.

Aus Abbildung 35 geht hervor, dass der maximale effektive Auftriebsbeiwert der 6B eProp-FSP-„mod1“-Konfiguration deutlich unter dem maximalen effektiven Auftriebsbeiwert der entsprechenden 12 eProp-FSP-Konfiguration liegt. Mit $\Delta C_{L,max,eff}=2.14$ liegt der Wert sogar unterhalb des maximalen effektiven Auftriebsbeiwertes der 2 eProp-Konfiguration (bei aktiviertem Schub). Allerdings ist die Steigzahl der 6B eProp-FSP-Konfiguration im Vergleich zur 12 eProp-FSP-Konfiguration bei gleichem Auftriebsbeiwert im linearen Bereich höher (Abbildung 36). Eine hohe Steigzahl sollte sich positiv auf den benötigten Schub und somit auf die benötigte installierte Antriebsleistung auswirken.

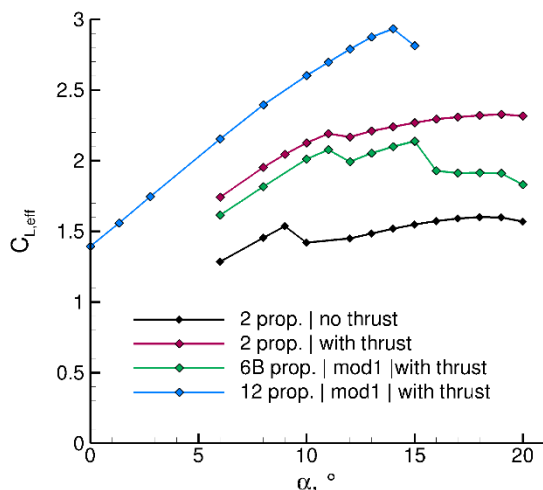


Abbildung 35: Verlauf des effektiven Auftriebsbeiwertes über den Anstellwinkel verschiedener Konfigurationen in Startstellung ($\delta=20^\circ$)

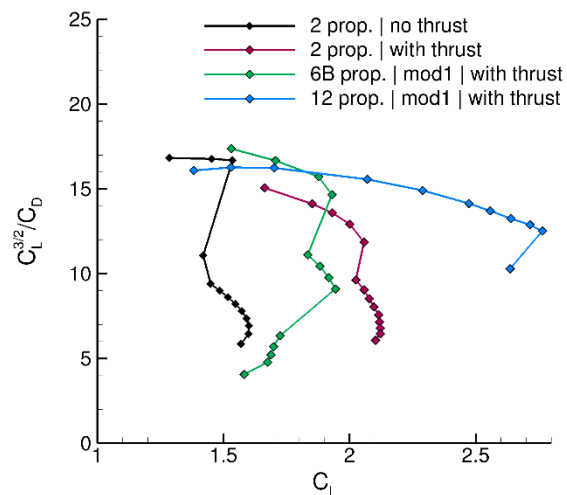


Abbildung 36: Verlauf des Steigverhältnisses über den Auftriebsbeiwert verschiedener Konfigurationen in Startstellung ($\delta=20^\circ$)

Der Landefall stellt hinsichtlich der Auftriebserhöhung durch Flügelanblasung eine besondere Herausforderung dar, da der benötigte Schub im Vergleich zum Startfall wesentlich geringer ist. Auch hier kann die Schubumverteilung genutzt werden um eine möglichst vorteilhafte Verteilung bezüglich der Hochauftriebsleistung zu erzielen. Um diese zu ermitteln wurde eine numerische Optimierung der Schubverteilung für eine Klappenstellung von $\delta=30^\circ$ ($c_f/c=0.2$) zur Maximierung des Auftriebsbeiwertes durchgeführt. Aufgrund des enormen Rechenaufwands wurde jedoch nicht der maximale Auftriebsbeiwert, sondern der Auftriebsbeiwert im linearen Bereich bei $\alpha=6^\circ$ verwendet. Die Berücksichtigung und Einhaltung des Kräftegleichgewichts (siehe Abschnitt 7.2.1) erfolgte zur Vereinfachung ebenfalls bei konstantem Anstellwinkel $\alpha=6^\circ$. Die Optimierung im Landefall ergab grundsätzlich einen entgegengesetzten Trend hinsichtlich der Schubverteilung im Vergleich zur optimalen Schubverteilung im Reiseflug. Im Falle der besten Schubverteilung zur Auftriebsmaximierung erzeugen die Propeller 5 und 6 negativen Schub und somit Widerstand. Zum einen hat dies offensichtlich eine direkte Auswirkung auf den Schubbedarf der restlichen Propeller. Zum anderen wird durch die entschleunigte Anströmung am Außenflügel die Auftriebsverteilung verändert und somit der induzierte Widerstand auch bei gleichem Auftrieb erhöht. Dies führt zu einer weiteren Erhöhung des Schubbedarfs der restlichen Propeller und somit zu einer Erhöhung des Auftriebsbeiwertes durch Flügelanblasung. Trotz Schubumverteilung und negativem

Schub der Propeller 5 und 6 fällt der maximale effektive Auftriebsbeiwert bei einer Klappentiefe von $c_f/c=0.2$ und einem Klappenausschlag von $\delta=40^\circ$ mit $C_{L,max,eff}=2.39$ eher gering aus (Abbildung 37). Mit vergrößerter Klappentiefe ($c_f/c=0.3$) und den Modifikationen an Vorderkante und Gondelintegration („mod2“) lässt sich $C_{L,eff}$ steigern. Bei einem Klappenausschlag von $\delta=40^\circ$ wird somit auch bei geringerer Schubumverteilung ein maximaler effektiver Auftriebsbeiwert von $C_{L,max,eff}=2.77$ erreicht. In allen Fällen ist die Strömung von den Klappen größtenteils abgelöst. Dennoch ist in diesem Bereich der lokale Auftrieb durch die Propellernachläufe stark gesteigert (Abbildung 38).

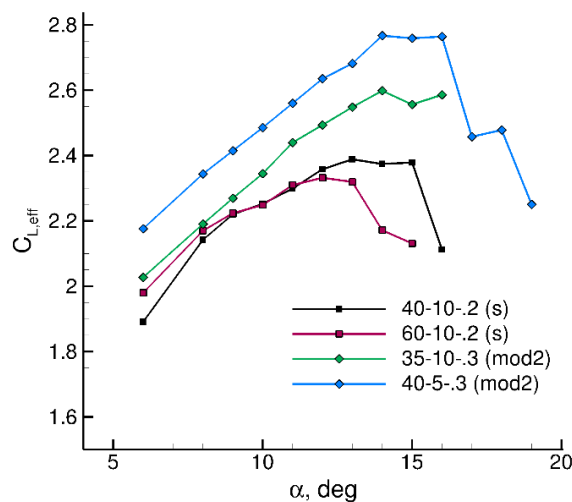


Abbildung 37: Verlauf des effektiven Auftriebsbeiwertes über den Anstellwinkel für ausgewählte Kombinationen von Klappenausschlag, Klappentiefe und Schubeinstellungen der 12 eProp-FSP-Konfiguration

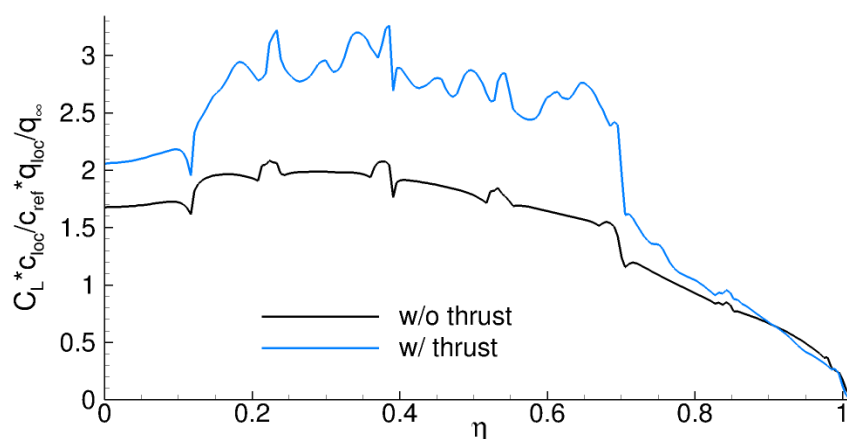


Abbildung 38: Propellereinfluss auf die Auftriebsverteilung bei $c_f/c=0.3$, $\delta=40^\circ$ und $\alpha=6^\circ$

7.2.4 Bewertung

Zur Bewertung der Vortriebseffizienz von eng gekoppelten Propeller-Flügel-Konfigurationen wurde eine Methodik für RANS-Simulationen (in der FlowSim-Umgebung) entwickelt, die sowohl den Einfluss der Propeller auf den Flügel, als auch des Flügels auf die Propeller berücksichtigt. Die Auswertung der RANS-Simulationen hat gezeigt, dass beide Effekte signifikant und ihre Berücksichtigung für eine Bewertung unerlässlich sind.

Die Erhöhung der Anzahl der Propeller von zwei auf zwölf Propeller erscheint für das aerodynamische Verhalten der vorliegenden Konfiguration im Reiseflug zunächst ungünstig. Die benötigte Antriebsleistung der Konfiguration mit zwölf Propellern kann allerdings durch verschiedene Maßnahmen reduziert werden. Legt man die Annahme zugrunde, dass sich die Einflüsse der einzelnen untersuchten Aspekte aufaddieren lassen, so führt die Verwendung von zwölf Propellern aufgrund von aero-propulsiven Effekten zu einer Reduktion der benötigten Antriebsleistung um bis zu -4.8 % im Vergleich zur Variante mit zwei Propellern. Diese Betrachtung berücksichtigt die Nutzung von Flügelspitzenpropellern, Optimierung der Schubverteilung und optimale Propellerlängsabstände bei aerodynamisch optimalen Flügelverwindungsverteilungen. Ein signifikanter Teil der Reduktion beruht zudem auf der Annahme, dass sich die Flügelfläche - beispielsweise durch Verbesserung der Hochauftriebsleistung - um mindestens 10 % reduzieren lässt. Zwar sind die ersten Abschätzungen der Hochauftriebsleistung diesbezüglich vielversprechend, jedoch ist eine detailliertere Betrachtung basierend auf einem für die Flugzeugkonfiguration zugeschnittenen Entwurf des Hochauftriebssystems notwendig. Die Konfiguration mit sechs Propellern, insbesondere mit vergrößertem Durchmesser, zeigt im Reiseflug bei gleicher Flügelfläche eine deutlich verringerte benötigte Antriebsleistung gegenüber der Konfiguration mit zwölf Propellern ($\Delta P_{\text{req}}/P_{\text{req,iso}} = -2.1 \%$). Da die erste Abschätzung der Hochauftriebsleistung jedoch keine Vorteile für diese Konfiguration gegenüber der Konfiguration mit zwei Propellern aufweist, ist es unwahrscheinlich, dass mit der Nutzung von sechs Propellern eine weitere signifikante Reduktion in der benötigten Antriebsleistung durch Flügelflächenverkleinerung erzielt werden kann.

Die Untersuchungen machen deutlich, dass aus aero-propulsiver Sicht das Optimum verteilter Antriebe im Reiseflug einen Kompromiss zwischen aerodynamischer Güte, Propellerwirkungsgrad und Hochauftriebsleistung erfordert. Weicht man von der Vorgabe ab, identische Propeller entlang der Spannweite zu nutzen, kann dieser Kompromiss unter rein aero-propulsiven Gesichtspunkten erleichtert werden. Beispielhaft wurde dies anhand der alternativen Konfiguration mit zehn Propellern dargestellt, deren Flügelspitzenpropeller einen größeren Durchmesser aufweisen. Die benötigte Antriebsleistung im Reiseflug verringerte sich somit um -0.5 % im Vergleich zur äquivalenten Variante mit zwölf Propellern. Aufgrund der Propelleranordnung ist davon auszugehen, dass die Hochauftriebsleistung einer solchen Konfiguration vergleichbar mit jener der 12 eProp-FSP-Konfiguration ist.

8 Flugmechanische Analysen und Bewertung

Wie in Kapitel 5.4 beschrieben stellte die Frage nach dem Optimierungspotential des Seitenleitwerks eine der flugmechanischen Kernfragen im Projekt. Diese und weitere Fragestellungen zur Flugmechanik und Flugsteuerung von Flugzeugen mit differentiellen Antrieben wurden im Rahmen der flugmechanischen Bewertung der im Projekt untersuchten Flugzeugkonfigurationen analysiert. Hierfür wurde neben einem vereinfachten flugmechanischen Modell für Voruntersuchungen und Potentialabschätzungen ein umfangreiches Sechs-Freiheitsgrad-Simulationsmodell der 12-Propeller-Konfiguration entwickelt, in den AVES-Simulator des DLR-Instituts für Flugsystemtechnik integriert und im Pilotenversuch bewertet. Im Rahmen dieser Arbeiten fand somit der virtuelle Erstflug der hybrid-elektrischen 12-Propeller-Konfiguration statt. Die Arbeiten hierzu sind in den nachfolgenden Unterkapiteln beschrieben.

Basis für die hier beschriebenen flugmechanischen Arbeiten waren die vom DLR-Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt bereitgestellten CPACS-Dateien mit den Vorentwurfsdaten der jeweiligen Flugzeugkonfiguration. Hinzu kamen aus dem DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik einerseits Propellerkennfelder und Aerodynamikrechnungen für das Hochauftriebssystem, sowie die über RCE zur Verfügung gestellten Tools LiftingLine und HandbookAero. Vom Projektpartner Rolls-Royce Electric kam ein Simulationsmodell der Triebwerke, das in die Gesamtflugzeugsimulation integriert wurde.

Andersherum wurden die Ergebnisse aus den flugmechanischen Voruntersuchungen zum Verkleinerungspotential zurück in den Vorentwurf beim DLR-Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt gegeben.

Die hier beschriebenen Arbeiten wurden in zwei DLR-Institutsberichten dokumentiert [33], [36] und die Ergebnisse im Rahmen des Deutschen Luft- und Raumfahrtkongresses 2021 veröffentlicht [23].

8.1 Vereinfachte Flugmechanische Untersuchung

Zur Analyse des Optimierungspotentials der Giersteuerung inkl. der Abschätzung der Seitenleitwerksgröße und der Verwendung von differentiellem Schub für die Flugsteuerung wurde eine vereinfachte flugmechanische Voruntersuchung mit einfachen Abschätzmethoden durchgeführt. Eine detaillierte Beschreibung dieser vereinfachten Voruntersuchung ist dem separaten Projektbericht hierzu [33] zu entnehmen und soll an dieser Stelle nicht im Detail wiedergegeben werden.

Für die flugmechanische Voruntersuchung wurden verschiedene Konfigurationen untersucht. Als Referenz diente die sogenannte TPR70, ein konventionelles, 70-sitziges Regionalflugzeug, das vom DLR im Rahmen eines vorherigen CleanSky2-Projekts [37] entwickelt wurde. Zusätzlich zur TPR70 wurde hybrid-elektrische Konfigurationen mit 2, 6 und 12 Propellern untersucht. Für alle hybrid-elektrischen Varianten wurde ein T-Leitwerk und ein konventionelles Seitenleitwerk verwendet. Für die 6- und 12-Propeller-Konfigurationen wurden außerdem Varianten mit verkleinertem Seitenleitwerk untersucht. Abbildung 39 zeigt die untersuchten Flugzeug- und Leitwerkskonfigurationen. Wie in Abbildung 39 zu sehen ist, wurden die konventionellen Leitwerke mit 100%, 75% und 50% der Seitenleitwerksgröße des Referenzflugzeugs untersucht.

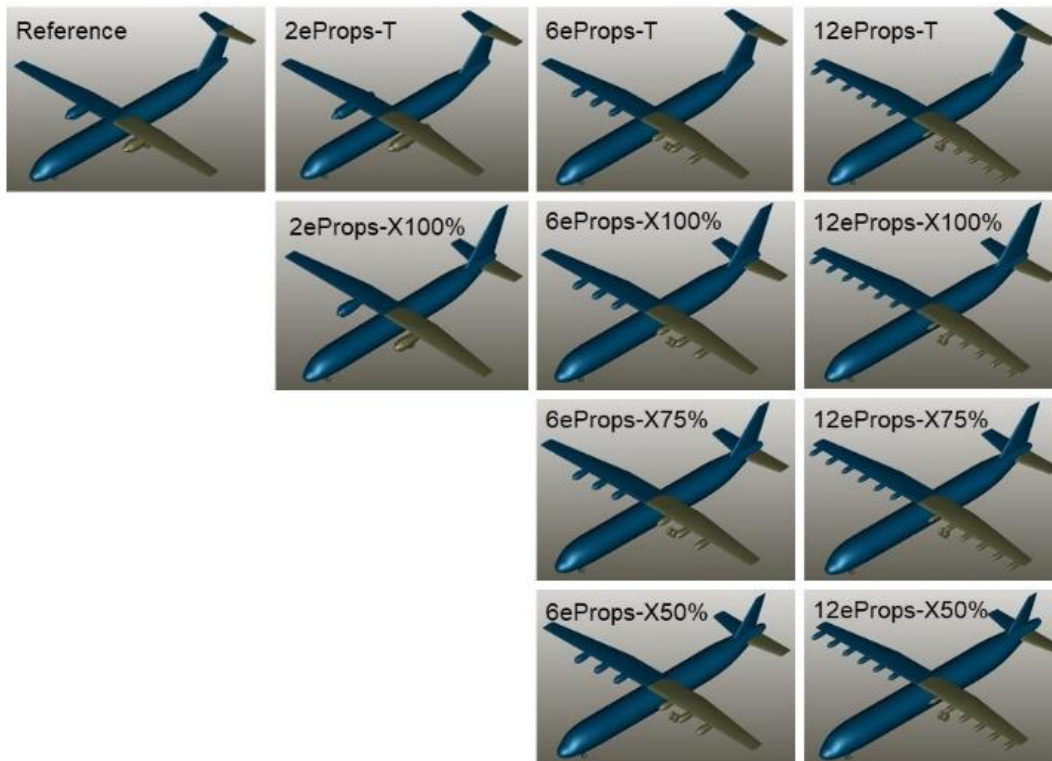


Abbildung 39: Untersuchte Flugzeugkonfigurationen.

Der Grund für die Wahl eines konventionellen Leitwerks für die Variation der Seitenleitwerksgröße anstatt eines für ein solches Flugzeug üblichen T-Leitwerks sind die größeren geometrischen Beschränkungen bei der Verkleinerung der Größe eines T-Leitwerks. Um eine bessere aerodynamische Vergleichbarkeit zu gewährleisten wurde die Seitenleitwerksverkleinerung mit gleicher geometrischer Streckung des Seitenleitwerks durchgeführt. Da bei einem T-Leitwerk die minimale Profiltiefe des Seitenleitwerks an der Spitze aufgrund der unveränderten Profiltiefe des Höhenleitwerks gegeben ist, ist die Reduzierung mit gleicher Streckung begrenzt. Aus diesem Grund wurde ein konventionelles Leitwerk gewählt und die damit verbundenen Nachteile für eine Hochdeckerkonfiguration in Kauf genommen.

Es muss an dieser Stelle betont werden, dass für die Auslegung der hier untersuchten Flugzeugkonfigurationen die Variation der Seitenleitwerksgröße nicht nur den Widerstand und Masse des Seitenleitwerks beeinflusst, sondern alle sich daraus auf den Gesamtflugzeugentwurf ergebenden Schneeballeffekte berücksichtigt werden.

8.1.1 Derivativmodell

Während des Flugzeugvorentwurfs sind keine detaillierten aerodynamischen Daten verfügbar, wie sie für eine flugmechanische Untersuchung notwendig sind. Aus diesem Grund wurde hier ein vereinfachtes Derivativmodell entwickelt. Die Berechnung der benötigten Dämpfungs- und Steuerderivativa basierte dabei auf Handbuchmethoden unter Verwendung der vorhandenen Geometrieinformationen.

Die Werte der abgeschätzten Derivativa können nicht direkt validiert werden, da für die untersuchten Flugzeugkonfigurationen keine real existierenden Flugzeuge existieren, mittels derer die quantitativen Werte validiert werden könnten. Die verwendeten Berechnungsmethoden wurden jedoch auf andere Flugzeugmuster angewendet, für die

validierte Derivative vorhanden sind. Der Vergleich mit dem A320 und der Do-328 zeigten Abweichungen bei den Handbuchmethoden von bis zu 30%. Eine derartige Größenordnung muss bei dem vorliegenden niedrigen Niveau der verwendeten Methoden im Vorentwurfsstadium allerdings erwartet werden.

8.1.2 Potential zur Verringerung des Seitenleitwerks

Der Ausfall eines als kritisch anzusehenden Triebwerks (sog. OEI – one engine inoperative) ist üblicherweise der dimensionierende Fall für die Auslegung des Seitenleitwerks. Mit dem Seitenruder muss das durch den Triebwerksausfall entstehende Giermoment kompensiert werden. Es ist einleuchtend, dass bei der größeren Anzahl an Triebwerken mit verteilten Antrieben der OEI-Fall weniger relevant wird, da das entstehende Giermoment eines Triebwerksausfalls deutlich geringer ist.

Abbildung 40 zeigt die das Verhältnis aus mit dem Seitenruder maximal erzeugbaren Giermoment zum Giermoment des Ausfalls von 1, 2 oder 3 Triebwerken für die 6- und 12-Propeller-Konfiguration aufgetragen als Funktion der Seitenleitwerksfläche.

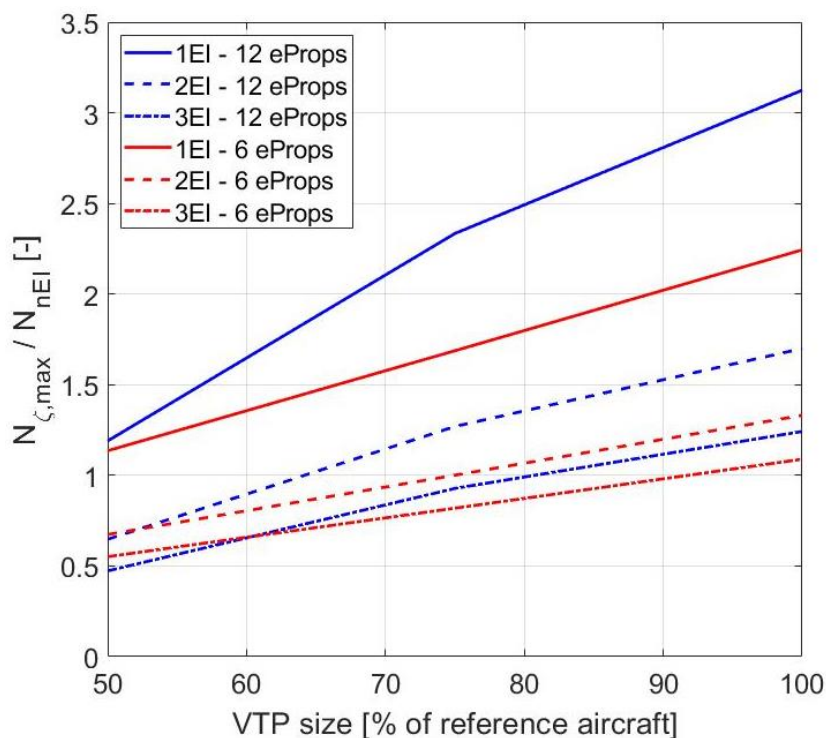


Abbildung 40: Möglichkeit der 6- und 12-Propeller-Konfigurationen mit unterschiedlichen Seitenleitwerksflächen den Ausfall von 1, 2 oder 3 Triebwerksausfällen zu kompensieren.

Es ist in Abbildung 40 zu erkennen, dass sowohl die 6- als auch die 12-Propeller-Konfiguration im Falle eines einzelnen Triebwerksausfalls auch mit einem auf die Hälfte verkleinerten Seitenleitwerk noch in der Lage ist, das Triebwerksgiermoment zu kompensieren. Sollten zwei Triebwerksausfälle zu berücksichtigen sein, müsste das Seitenleitwerk der 12-Propeller-Konfiguration noch mindestens 65% der Fläche des

Seitenleitwerks des Referenzflugzeugs besitzen und das der 6-PropellerKonfiguration noch mindestens 75%.

Im Projekt wurde entschieden, dass auch für verteilte Antriebe (wie bei konventionellen Antrieben) nur der Ausfall eines einzelnen Triebwerks als kritisch anzusehen ist. Aus diesem Grund wurde entschieden, die 12-Propeller-Konfiguration mit einem um 50% verkleinerten Seitenleitwerk weiter zu untersuchen (s. Kapitel 8.2 und 8.3).

Neben dem OEI-Fall sind weitere unter Umständen dimensionierende Kriterien für die Auslegung des Seitenleitwerks die Gierdämpfung (C_{nr}) und die sogenannte Windfahnenstabilität ($C_{n\beta}$) des Flugzeugs, bzw. die daraus resultierende Dynamik der sogenannten Taumelschwingung. Die Taumelschwingung ist eine gekoppelte Roll-Gier-Schwingung und eine der typischen Eigenbewegungsformen eines Flugzeugs. Für die Dynamik der Taumelschwingung wurden entsprechende Flugeigenschaftskriterien definiert, die akzeptable Grenzen für Dämpfung und Eigenfrequenz der Taumelschwingung beschreiben. Diese Grenzen sind in [34] für verschiedene Flugeigenschaftslevels gegeben (s. Tabelle 16).

	min. D_{TS}	min. $\omega_{0,TS}$
Level 1	0,08	0,4
Level 2	0,02	0,4
Level 3	0	0,4

Tabelle 16: Flugeigenschaftsgrenzen für die Taumelschwingung [34].

Die quantitativen Ergebnisse der Untersuchung für die untersuchten Konfigurationen sind in Tabelle 17 gezeigt. Es ist zu sehen, dass die Eigenfrequenz der Taumelschwingung in allen untersuchten Fällen oberhalb der geforderten Grenze liegt und damit akzeptabel ist. Die Dämpfung der Konfigurationen mit verkleinertem Seitenleitwerk liegen allerdings leicht unterhalb des geforderten Wertes für Level 1 Flugeigenschaften, sind allerdings noch weit von der Grenze zu Level 3 entfernt. Man muss dabei betrachten, dass die Grenzen für die Flugeigenschaften aus [34] aus einer Zeit stammen, in der es keine elektronischen Flugsteuerungssysteme gab und somit strenggenommen direkt nur auf Flugzeuge mit einer klassischen, direkten Flugsteuerung anwendbar sind. Eine leichte Degradierung der Flugeigenschaften wie sie hier zu sehen ist, ist für moderne Flugzeuge mit elektronischer Flugsteuerung durchaus akzeptabel. Somit sind alle untersuchten Konfigurationen als unkritisch hinsichtlich der Flugeigenschaften der Taumelschwingung anzusehen.

	6eProps			12eProps		
SLW-Größe	100%	75%	50%	100%	75%	50%
$\omega_{0,DR}$	0,76	0,66	0,54	0,77	0,67	0,48
D_{DR}	0,088	0,076	0,063	0,090	0,078	0,055

Tabelle 17: Eigenfrequenz und Dämpfung der Taumelschwingung der untersuchten Konfigurationen.

Ein weiteres Kriterium, das unter Umständen dimensionierend für das Seitenleitwerk sein kann, ist Seitenwind bei Start und Landung. In diesem Fall muss es möglich sein, einen Schiebewinkel mit dem Seitenruder aufzubauen, der bei der entsprechenden Fluggeschwindigkeit einem gewissen geforderten Seitenwind entspricht [35]. Dieser Fall wird hier allerdings nicht weiter betrachtet, da zur Giersteuerung nicht nur das Seitenruder sondern auch differentieller Schub verwendet werden soll. Somit muss der geforderte Schiebewinkel nicht alleine mit dem Seitenruder aufgebaut werden. Dieses Kriterium ist somit nicht mehr dimensionierend für das Seitenleitwerk, bzw. -ruder.

8.1.3 Potential zur Verwendung von differentiellem Schub für die Flugsteuerung

Verteilte Antriebe erlauben es grundsätzlich differentiellen Schub zur Flugsteuerung zu verwenden. Inwiefern differentieller Schub tatsächlich für die Flugsteuerung verwendet werden und die geringere Effektivität des verkleinerten Seitenleitwerks/-ruders kompensieren kann, wurde ebenfalls im Rahmen der flugmechanischen Vorstudie mit dem vereinfachten Derivativmodell untersucht.

Vorab sollen zum allgemeinen Verständnis die Effekte, wie differentieller Schub für die Flugsteuerung verwendet werden kann, kurz erläutert werden. Das durch differentielle Schubeinstellungen entstehende Giermoment entsteht hauptsächlich direkt durch die unterschiedlichen Schübe der einzelnen Propeller zusammen mit dem jeweiligen lateralen Hebelarm. Dazu kommt ein untergeordneter Einfluss durch den geänderten lokalen aerodynamischen Widerstand am Flügel im Nachlauf des Propellers. Darüber hinaus entsteht durch differentielle Schubeinstellungen auch ein Rollmoment. Dieses entsteht (wenn man Vertikalanteile des Schubes vernachlässigt) hauptsächlich durch die Änderung des lokalen Auftriebs am Flügel aufgrund der geänderten Anströmgeschwindigkeit im Nachlauf des jeweiligen Propellers.

Abbildung 41 zeigt den Roll- und Giermomentenbeiwert der einzelnen Triebwerke der 12-Propeller-Konfiguration bei Takeoff-Schub. Deutlich ist der nahezu lineare Verlauf des Giermoments mit seinem Maximum am äußersten Triebwerk und der nichtlineare, der (elliptischen) Auftriebsverteilung folgende Verlauf des Rollmoments mit seinem Maximum bei ca. 2/3 der Halbspannweite zu erkennen. Es ist aber ebenfalls deutlich zu erkennen, dass die durch die einzelnen Triebwerke erzeugten Giermomente deutlich größer sind als die Rollmomente.

Setzt man Gier- und Rollmoment ins Verhältnis kann man sehen, welche Triebwerke eher für eine Rollsteuerung und welche eher für eine Giersteuerung verwendet werden sollten. Abbildung 42 zeigt das Gier-Roll-Verhältnis der einzelnen Triebwerke der 12-Propeller-Konfiguration. Man erkennt, dass die äußeren Triebwerke das höchste Gier-Roll-Verhältnis besitzen. Dies bedeutet, dass für eine Giersteuerung, bei der möglichst wenig ungewolltes Rollmoment entsteht, eher die äußeren Triebwerke verwendet werden sollten. Andersherum sollten für eine Rollsteuerung, bei der möglichst wenig Giermoment entstehen soll, eher die inneren Triebwerke verwendet werden sollten. Es ist allerdings auch zu sehen, dass auch für die inneren Triebwerke das Gier-Roll-Verhältnis größer 1 ist, d.h. mehr Gier- als Rollmoment erzeugt wird. Bei einer Verwendung von differentiellem Schub zur Rollsteuerung muss somit immer ein enormes Giermoment vom Seitenruder kompensiert werden, um schiefbefrei zu rollen. Die Voruntersuchung hat gezeigt, dass für das um 50% reduzierte Seitenleitwerk, das noch kompensierbare Giermoment aus einem Rollkommando so gering ist, dass das dazugehörige Rollmoment lediglich 10% des

benötigten Rollmoments ausmacht. Selbst mit dem Referenzleitwerk beträgt dieser Anteil aber lediglich knapp 12%. Eine Verwendung von differentiellem Schub zur Rollsteuerung wird somit zumindest für die hier untersuchte Konfiguration nicht empfohlen und damit nicht weiterverfolgt.

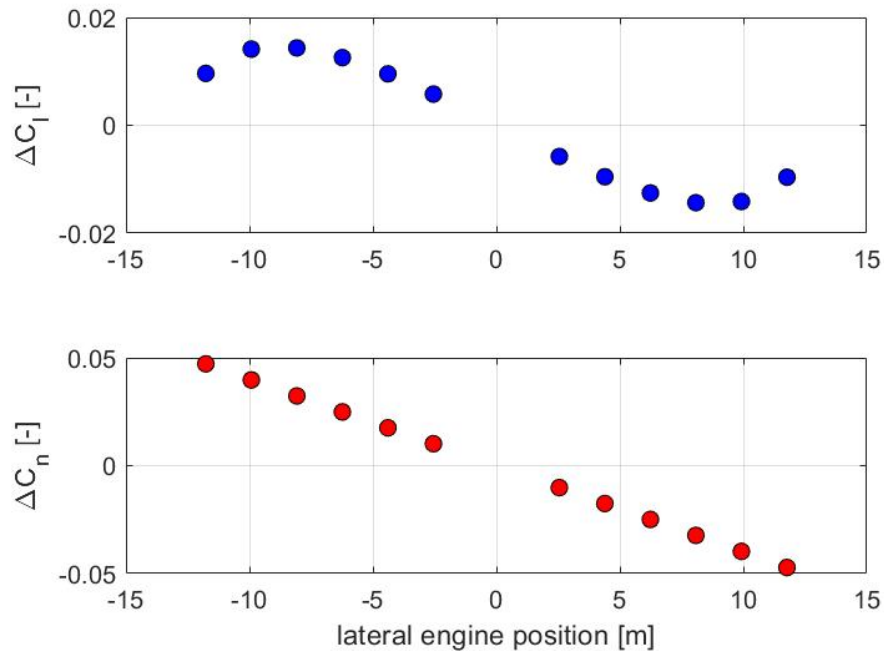


Abbildung 41: Roll- und Giermomentenbeiwerte der einzelnen Triebwerke bei Takeoff-Schub (12eProps).

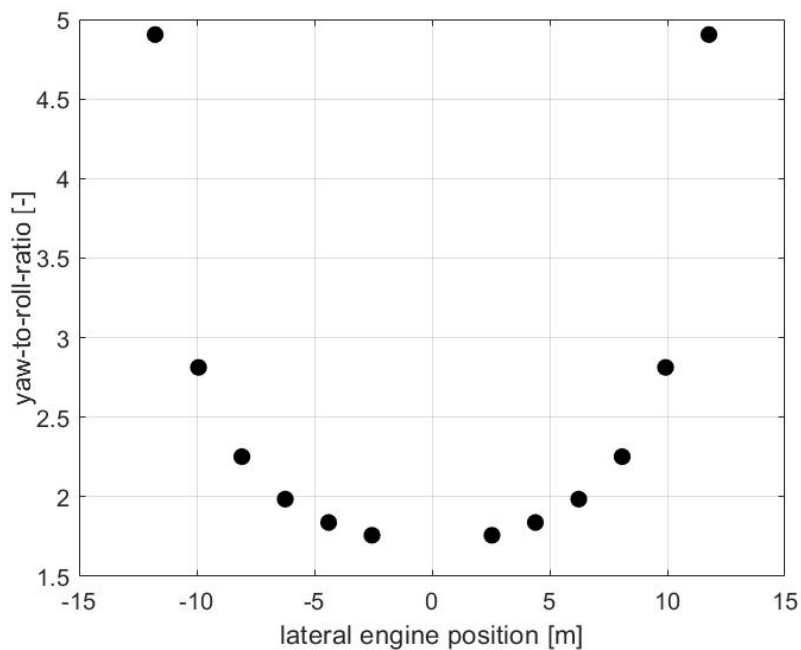


Abbildung 42: Das Gier-Roll-Verhältnis der einzelnen Triebwerke (12eProps).

Aufbauend auf diesen Erkenntnissen, lassen sich verschiedene differentielle Schubeinstellungen denken, die eine Giersteuerung ermöglichen. Abbildung 43 zeigt einige exemplarische Schubeinstellungen, die das jeweils gleiche Giermoment (Giermomentenbeiwert $C_n = 0,1$) erzeugen. Gut zu erkennen in der Legende ist die Bandbreite an Rollmoment, das bei den verschiedenen Schubeinstellungen entsteht. Auch hier ist wieder gut zu sehen, dass die schwarze Konfiguration mit dem meisten Schub bei den außenliegenden Triebwerken das geringste Rollmoment von den gier gezeigten erzeugt und damit für die Giersteuerung mittels differentiellen Schubs verwendet werden sollte.

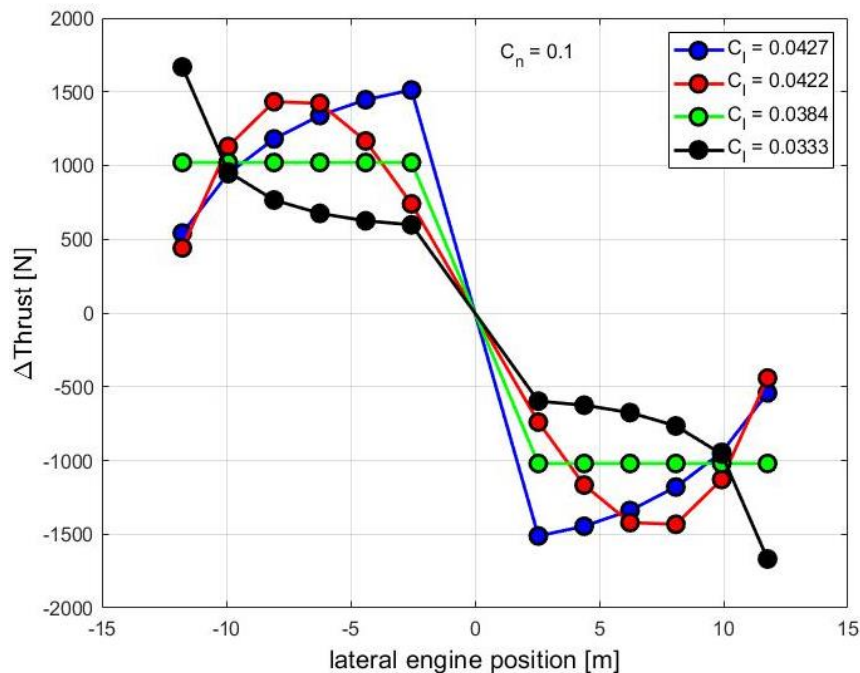


Abbildung 43: Rollmomentenbeiwerte für verschiedene differentielle Schubeinstellungen und konstantem Giermomentenbeiwert (12eProps).

8.2 Entwicklung einer Gesamtflugzeugsimulation

Aufbauend auf die in der flugmechanischen Vorstudie gemachten Erkenntnisse wurde ein vollständiges 6-Freiheitsgrad-Simulationsmodell für die 12-Propeller-Konfiguration mit um 50% verkleinertem Seitenleitwerk entwickelt. Eine detaillierte Beschreibung dieses Simulationsmodells ist dem separaten Projektbericht hierzu [36] zu entnehmen und soll an dieser Stelle nicht im Detail wiedergegeben werden.

Das in SynergIE verwendete Datenformat für den Flugzeugvorentwurf ist CPACS (Common Parametric Aircraft Configuration Schema). Die im xml-Format vorliegenden CPACS-Dateien wurden vom DLR Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt bereitgestellt und enthalten alle im Vorentwurf zur Verfügung stehenden Daten. Um CPACS-Daten für eine Flugzeugsimulation verwenden zu können, wurde vom DLR Institut für Flugsystemtechnik eine spezielle CPACS-basierte Simulationsumgebung für 6-Freiheitsgrad-Flugzeugsimulationen namens COAST (CPACS-Oriented Aircraft Simulation Tool) entwickelt. COAST ist im Matlab/Simulink® umgesetzt und benutzt spezifische

Wrapper-Funktionen um die Flugzeugdaten aus einer xml-Datei in die Simulationsumgebung zu laden. Für die Entwicklung der Simulationsumgebung in SynergIE mussten projektspezifische Änderungen an der Basis-COAST-Software vorgenommen werden. Diese betreffen maßgeblich das Aerodynamikmodell, die Triebwerksmodelle und das Fahrwerksmodell.

Da während der Flugzeugvorentwurfsphase kein detailliertes Aerodynamikmodell vorhanden ist, wurden die vom DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik über das Remote Component Environment (RCE) bereitgestellten Software-Tools LiftingLine und HandbookAero verwendet, um Aero-Kennfelder nach CPACS-Standard zu erzeugen. Diese Aero-Kennfelder umfassen die Basis-Aerodynamik des Flugzeugs als Funktion des Anstell- und des Schiebewinkels, sowie der Reynolds- und der Machzahl, Roll-, Nick- und Giergeschwindigkeit und der Steuerflächenausschläge.

Für ein Flugzeug wie die 12-Propeller-Konfiguration, bei der ein Großteil der Flügelfläche im Nachlauf des Propellers liegt, muss der schubabhängige Einfluss auf die Aerodynamik modelliert werden. Für die Berechnung der inkrementellen Auftriebsbeiwertkomponenten wird eine elliptische Auftriebsverteilung angenommen, mit der der Gesamtauftriebsbeiwert der Basis-Aerodynamik an der jeweiligen spannweitigen Position gewichtet wird. Der Gesamtbetrag wird für alle Triebwerke aufsummiert. Die inkrementellen Anteile der Roll-, Nick- und Giermomentenbeiwerte werden aus den Kraftbeiwerten mit den jeweiligen Hebelarmen berechnet.

Um auch Landungen simulieren zu können, benötigt das Simulationsmodell ein Modell der Aerodynamik des Hochauftriebssystems. Das Hochauftriebssystem ist hier relativ einfach gehalten und als einfache Wölbklappe mit einem maximalen Ausschlagwinkel von 20° ausgeführt. Da ein Großteil des Hochauftriebssystems im Nachlauf der Propeller liegt, wird davon ausgegangen, dass eine Wölbklappe ausreichend ist. Das Hochauftriebssystem wurde nicht mit CFD ausgelegt, sondern nur in 2D berechnet. Basierend auf 2D-Rechnungen, die vom DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik bereitgestellt wurden, wurden Gleichungen für die anstellwinkelabhängigen lokalen Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentbeiwerte ermittelt.

Das Aerodynamikmodell des Hochauftriebssystems ist als Streifenmodell ausgelegt, da Teile des Hochauftriebssystems der zusätzlichen Anströmung im Propellernachlauf ausgesetzt sind und einige Teile (zwischen den Propellern) nicht. Bei der Berechnung der Inertialgeschwindigkeit V_i jedes Streifens wird die zusätzliche Anströmgeschwindigkeit aus der Gierrate r berücksichtigt. Für die Berechnung des effektiven Anstellwinkels wird auch die Rollrate p berücksichtigt.

Das hier verwendete Triebwerksmodell unterscheidet sich vom ursprünglichen Triebwerksmodell von COAST. Die Modellstruktur wurde im Rahmen des Projekts von Rolls-Royce Electric geliefert und in das Gesamtflugzeugmodell implementiert. Die Beiwerte für Schub und Drehmoment wurden als Funktion des Blattstellwinkels β und der Vortriebsgrades J in Kennfeldern abgelegt. Ein Propellerdrehzahlregler regelt den Anstellwinkel der Propellerblätter β in Abhängigkeit von der Blattspitzenmachzahl. Der Regler ist als PD-Regler mit Begrenzungen zwischen 20° und 65° Blattstellwinkel ausgelegt.

Um Landungen simulieren zu können, musste das COAST-Modell um ein Fahrwerksmodell erweitert werden, das so nicht im COAST-Basismodell enthalten ist. Das Fahrwerk ist als Dreipunktfahrwerk modelliert, bei dem alle drei Fahrwerkssbeine als oleopneumatische Feder-Dämpfer-Kombination modelliert sind. Das Hauptfahrwerk umfasst

Bremsen und das Bugfahrwerk kann gelenkt werden. Das gesamte Fahrwerksmodell entspricht der Modellierung nach [38] und [39]. Die Anpassung der Feder-Dämpfer-Kennlinien erfolgte qualitativ auf Basis des MTOM.

Neben den bisher beschriebenen Modellerweiterungen wurde für die 12-Propeller Konfiguration ein Flugsteuerungsregler entwickelt und ausgelegt. Für die Entwicklung des Flugreglers wurden die Flugeigenschaften des unregelmäßigen Flugzeugs für zwei Flugpunkte analysiert: einen Flugpunkt für den Reiseflug (Ma 0,5, Höhe: 8000 m, clean configuration) und einen Flugpunkt für die Landung (Ma 0,16, Höhe: 304 m, Landekonfiguration). Das Basisflugzeug zeigt eine schlecht gedämpfte Anstellwinkelschwingung und Phugoide in beiden Flugpunkten. Die Seitenbewegung zeigt eine instabile, aber langsame und daher gut beherrschbare Spiralbewegung. Die Dämpfung der Taumelschwingung erfüllt für beide Trimpunkte die Dämpfungsforderung nach [34].

Die Architektur des Basisreglers wurde analog zur Airbus-Basisregler-Architektur entworfen. Der Regler für die Längsbewegung ist als modifiziertes C*-Regelgesetz ausgelegt. Der Einfachheit halber wurde auf einen Schubregler verzichtet. Zur Verbesserung der Flugeigenschaften sowie wegen der reduzierten Größe des Seitenleitwerks wurde für die Seitenbewegung ein Schiebewinkelregler ausgelegt. Damit sollen die durch die verringerte Rudergröße beeinträchtigten Flugsteuerungseigenschaften durch die Nutzung von differentiellm Schub verbessert werden, insbesondere bei Seitenwindlandungen während der Decrab-Phase. Für die Rollbewegung wurde ein Rollratenregler entwickelt. Eine Auto-Trim-Funktion sorgt dafür, dass die Höhenflosse so bewegt wird, dass das Höhenruder immer in seine Neutralstellung zurückgeführt wird.

Das sogenannte Normal Law besteht aus einem Rollratenregler und einem Schiebewinkelregler. Wenn die Pedale betätigt werden, wird ein Schiebewinkel kommandiert. Der Hängewinkel des Flugzeugs bleibt durch den Rollratenregler unverändert, wenn der Pilot nicht gleichzeitig den Sidesticks seitlich bewegt. Dadurch ist es möglich, den Schiebewinkel unabhängig vom Hängewinkel zu steuern, was insbesondere bei der Korrektur des Luvwinkels (Decrab) bei der Landung als vorteilhaft angesehen wird.

Der Regler wurde qualitativ und ausschließlich für die beiden oben beschriebenen Flugpunkte (Reiseflug mit eingefahrenen Klappen und Landung mit voll ausgefahrenen Klappen) ausgelegt. Die Reglerverstärkungen werden mit der wahren Flugeschwindigkeit angepasst.

Neben dem Normal Law, mit aktivem Basisregler, wurde eine Möglichkeit geschaffen, das Flugzeug auch ohne Basisregler fliegen zu können, das sogenannte *direct law*. Im *direct law* wurde eine direkte, lineare Kopplung zwischen Sidestick und Höhenruder/Querruder realisiert, wie es auch bei einem Flugzeug mit konventioneller Flugsteuerung der Fall ist. Auch die Pedale sind in diesem Fall direkt mit dem Seitenruder verbunden.

Das Seitenruderkommando des Schiebewinkelreglers wird sowohl für das Seitenruder als auch zur Erzeugung von differentiellm Schub der zwölf Triebwerke verwendet. Die Schubverteilung in Spannweitenrichtung erfolgt dabei linear und nach außen zunehmend. Der Grund hierfür ist die Verschiebung des Gier-Roll-Verhältnisses zugunsten von Giermoment, wie in Abschnitt 8.1.3 beschrieben.

Es muss betont werden, dass das entwickelte Simulationsmodell der 12-Propeller-Konfiguration nicht validiert werden kann. Dies sollte bei der Interpretation der Ergebnisse aus den Simulationen immer berücksichtigt werden.

8.3 Virtuelle Flugversuche

Aufgrund der Einschränkungen infolge der COVID-19-Pandemie konnten die virtuellen Flugversuche der 12-Propeller-Konfiguration im Full-Flight-Simulator leider nicht wie geplant durchgeführt werden. Die COVID-19-bedingte Schließung und eingeschränkte Nutzbarkeit des AVES-Simulatorzentrums ließ lediglich einen Test mit einem DLR-Testpiloten zu. Die Ergebnisse können trotzdem als äußerst wertvoll angesehen werden.

8.3.1 Der AVES-Simulator

Das AVES-Simulatorzentrum (Air VEHICLE Simulator) wird seit 2013 vom DLR-Institut für Flugsystemtechnik betrieben [40]. Das Simulatorzentrum besteht aus einem Fixed-Base- und einem Motion-Based-Simulator mit austauschbaren Cockpits des A320 und der EC135. Abbildung 44a zeigt den Bewegungsimulator des AVES von außen. Hauptbestandteil ist der große Dome, der eine enorme visuelle Projektionsfläche von 240° in horizontaler und 95° in vertikaler Richtung ermöglicht. Die große vertikale Ausdehnung der visuellen Projektionsfläche ist eine Anforderung seitens der Helikoptersimulation, da Helikopter eine viel größere Außenansicht benötigen als Starrflügler. Ein weiteres Detail in Abbildung 44a ist das Bewegungssystem, das aus einem elektro-pneumatischen Hexapod-System besteht. Abbildung 44b zeigt die Innenansicht des AVES A320-Cockpits. Das Cockpit ist eine Nachbildung des A320-Cockpits und repräsentiert das Original in nahezu jedem Detail. Im hinteren Teil des Cockpits (in Abbildung 44 nicht sichtbar) ist ein Bedienplatz zur Simulationssteuerung implementiert.

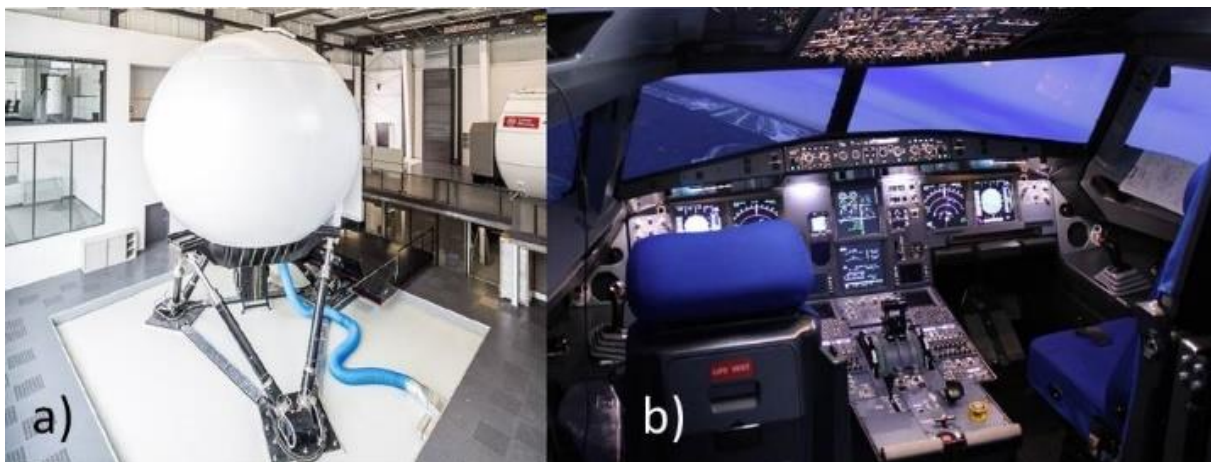


Abbildung 44 Der AVES Bewegungsimulator mit A320 Cockpit (a): Außenansicht des Simulators auf dem Hexapod-Bewegungssystem, b): Cockpit-Ansicht des Simulators.

Die gesamte AVES-Software wurde vom DLR-Institut für Flugsystemtechnik entwickelt (mit Ausnahme der Steuerung der Bewegungsplattform). Die Flugsimulation mit Flugsteuerungssystem, Autopilot, Flightmanagementsystem, Flugwarnrechner, System-

simulation sowie die Simulatorsteuerungssoftware und die Software für die Außensichtdarstellung wurde vom DLR-Institut für Flugsystemtechnik entwickelt. Dies garantiert maximale Flexibilität für wissenschaftliche Zwecke.

Um ein Flugzeugmodell im AVES simulieren zu können, sind weitere Simulationsmodule wie die Simulation der Cockpit-Hardware (Schalter, Hebel, Sidesticks, Schubhebel), der Displays, der Außenansicht oder der Simulationssteuerung notwendig. Die Bereitstellung dieser Simulationsmodule in der Phase des Flugzeugvorentwurfs ist natürlich begrenzt und die meisten erforderlichen Daten können hier deshalb nicht bereitgestellt werden.

Als Folge der softwaretechnischen Vereinfachungen bot das hier verwendete A320-Cockpit für die hier durchgeführten Versuche nur wenige generische Anzeigen und Funktionen. Die Sidesticks, die Pedale, die Schubhebel, der Klappenhebel und eine vereinfachte Version des Primary Flight Displays (PFD) und des Navigationsdisplays (ND) waren für die virtuellen Flugversuche funktionsfähig. Alle anderen Cockpit-Bedienelemente waren nicht funktionsfähig. Die Auswahl des der Flugsteuerungsmodes (*normal* oder *direct law*) wurde über die Bedienstation durchgeführt und vom Experimentator manuell eingestellt.

Aufgrund der COVID-19-bedingten Nichtverfügbarkeit des AVES erfolgte die Simulatorintegration weitestgehend über Remote-Verbindungen. Ohne dies wäre der Pilotenversuch unter den gegebenen Bedingungen gar nicht durchführbar gewesen. Dadurch konnten jedoch nicht alle Integrationstests durchgeführt werden, was beispielsweise zu einer eingeschränkten Konfigurationsmöglichkeit für das Hochauftriebssystem führte (Beschränkung auf Conf 0 und Conf Full statt auf alle Klappenkonfigurationen).

8.3.2 Pilotenversuche

Aufgrund der COVID-19-bedingten Einschränkungen und der daraus resultierenden sehr kurzen Integrations- und Testzeit lag der Schwerpunkt der virtuellen Flugversuche auf der Ermittlung der allgemeinen Flugeigenschaften.

Verschiedene Manöver wurden definiert, die in unterschiedlichen Höhen und unterschiedlichen Hochauftriebskonfigurationen geflogen wurden. Die Flugeigenschaften wurden mittels der Cooper-Harper-Skala [41] bewertet. Hierfür werden für eine bestimmte Flugaufgabe Grenzen definiert, innerhalb derer die Flugeigenschaften als *desired* bzw. *adequate* angesehen werden können.

Für die hier durchgeführten Manöver wurden folgende Grenzen definiert:

- Höhenhaltung: *adequate* \pm 100 ft; *desired* \pm 50 ft
- Geschwindigkeitshaltung: *adequate* \pm 10 kts; *desired* \pm 5 kts

Für die Beibehaltung des Kurses wurden keine Grenzen definiert.

Allgemein werden Bewertungen von 1-3 als Flugeigenschaftslevel 1 bezeichnet. Bewertungen von 4-6 entsprechen Flugeigenschaftslevel 2 und Bewertungen von 7-8 Flugeigenschaftslevel 3. Ein Rating von 10 bedeutet, dass das Luftfahrzeug unter den entsprechenden Testbedingungen zumindest teilweise nicht steuerbar ist.

Folgende Testpunkte wurden definiert:

- Normal Law: 8,000 ft, 250 kts, clean config
- (TP2.1) Geschwindigkeitsänderung auf 220 kts
- (TP2.2) 30° Rechtskurve mit 25° Hängewinkel
- (TP2.3) Geschwindigkeitsänderung auf 250 kts
- (TP2.4) Steigflug auf 9,000 ft mit konstantem Kurs und Geschwindigkeit
- (TP2.5) 30° Linkskurve mit 25° Hängewinkel
- (TP2.6) Sinkflug auf 8,000 ft mit konstantem Kurs und Geschwindigkeit
- (TP2.7) Schiebeflug mit konstantem Kurs
- Direct Law: 8,000 ft, 250 kts, clean config
- (TP2.8) Geschwindigkeitsänderung auf 220 kts
- (TP2.9) 30° Rechtskurve mit 25° Hängewinkel
- (TP2.10) Steigflug auf 9,000 ft mit konstantem Kurs und Geschwindigkeit
- Normal Law: 3,000 ft, 100 kts, config full
- (TP3.1) Geschwindigkeitsänderung auf 130 kts
- (TP3.2) 30° Rechtskurve mit 25° Hängewinkel
- (TP3.3) Geschwindigkeitsänderung auf 110 kts
- (TP3.4) Steigflug auf 4,000 ft mit konstantem Kurs und Geschwindigkeit
- (TP3.5) 30° Linkskurve mit 25° Hängewinkel
- (TP3.6) Sinkflug auf 3,000 ft mit konstantem Kurs und Geschwindigkeit
- (TP3.7) Schiebeflug mit konstantem Kurs
- Direct Law: 3,000 ft, 100 kts, config full
- (TP3.8) Geschwindigkeitsänderung auf 130 kts
- (TP3.9) 30° Rechtskurve mit 25° Hängewinkel
- (TP3.10) Steigflug auf 4,000 ft mit konstantem Kurs und Geschwindigkeit

Die mit *Normal Law* gekennzeichneten Flugpunkte wurden mit eingeschaltetem Basisflugregler durchgeführt. Die mit *Direct Law* gekennzeichneten Flugpunkte wurden mit dem unregulierten Flugzeug durchgeführt.

Die Flugpunkte TP2.1 bis TP2.7 mit eingefahrenen Landeklappen (*clean configuration*) und aktivierter Flugsteuerung (*normal law*) wurden weitgehend mit Level 1 Flugeigenschaften bewertet. Lediglich die Kurvenflüge wurden mit leicht verschlechterten Flugeigenschaften bewertet (Level 2). Dies lag zum einen an einer etwas trägen Flugzeugreaktion in der Rollachse und Schwierigkeiten des Piloten, die Höhe beim Rollen exakt einzuhalten. Dies kann laut Piloten sicherlich durch mehr Übung mit dem Verhalten des Flugzeugs und entsprechendem Training kompensiert werden. Bei der Interpretation der Ergebnisse muss auch berücksichtigt werden, dass es sich hierbei um Vorentwurfsniveau handelt und die Genauigkeit der Simulation entsprechend gering ist. Es ist davon auszugehen, dass die Flugpunkte TP2.1 bis TP2.7 hinsichtlich der Flugeigenschaften kein Problem darstellen.

Die Flugpunkte TP2.8 bis TP2.10 in *clean configuration* und mit ausgeschaltetem Flugregler (*direct law*) wurden durchweg mit Level 2 Flugeigenschaften, teilweise nahe der Grenze zu Level 3, bewertet, da es nur mit sehr hohem Arbeitsaufwand des Piloten möglich war, Höhe und Geschwindigkeit innerhalb der definierten Grenzen zu halten. Die durch das kleine Seitenleitwerk weniger gedämpfte Taumelschwingung war dabei weniger problematisch, jedoch führte die schwach gedämpfte Anstellwinkelschwingung zu hohen Anforderungen an die Arbeitsbelastung des Piloten. Ein Grund dafür war sicherlich die hier implementierte lineare Charakteristik zwischen Stick- und Höhenruderausschlag. Mit etwas weniger Nickautorität um die Nullposition des Sidesticks könnte der Pilot wahrscheinlich die Nicklage des Flugzeugs genauer steuern. Dies konnte aufgrund der COVID-19-Situation und den damit verbundenen Einschränkungen bei der Nutzung des Simulators jedoch leider nicht getestet werden.

Es kann an dieser Stelle nicht endgültig entschieden werden, ob die verschlechterten Flugeigenschaften im *direct law* für den unwahrscheinlichen Fall, dass das *normal law* ausfällt, für eine Zertifizierung akzeptabel wären. Bei einem unwahrscheinlichen Versagen des *normal laws* sind jedoch bei heutigen Luftfahrzeugen degradierte Flugeigenschaften zulässig. Es ist daher zu vermuten, dass die hier festgestellten Degradierungen der Flugeigenschaften ohne Flugsteuerungsregler für eine Zulassung akzeptabel sein könnten, wenn die Eintrittswahrscheinlichkeit entsprechend gering ist.

Die Testpunkte TP3.1 bis TP3.7 mit voll ausgefahrenen Landeklappen und aktiviertem Flugregler (*normal law*) zeigten die charakteristischen Defizite der Konfiguration, die sicherlich einer weiteren Überarbeitung bedürfen. Die ausgeprägte Kopplung zwischen Schub und Auftrieb machte es dem Piloten sehr schwer, Höhe und Geschwindigkeit zu halten. Der reine Horizontalflug wurde nicht als separater Testpunkt betrachtet, es stellte sich jedoch heraus, dass es für den Piloten bereits schwierig war, Höhe und Geschwindigkeit adäquat zu halten, da jede Schubänderung zur Aufrechterhaltung der Geschwindigkeit mit einer Änderung der Vertikalgeschwindigkeit des Flugzeugs einhergeht. Hervorzuheben ist hier, dass der n_z -Regler des *pitch normal laws* des Flugreglers dem grundsätzlich entgegenwirken soll, da er ohne Stickeingaben in der Nickachse ein vertikales Lastvielfaches von 1 halten möchte. Aufgrund der hohen Dynamik der Triebwerke und der damit verbundenen schnellen Änderung des Lastvielfachen bei Schubänderungen, ist der n_z -Regler jedoch nicht in der Lage, den unbeschleunigten Flug vertikal aufrechtzuerhalten. Diese Tatsache muss beim zukünftigen Entwurf der n_z -Steuerung des *pitch normal laws* berücksichtigt werden.

Beim aktuellen Reglerverhalten muss der Pilot die Nicklage und den Schub (*Pitch and Power*) immer im Blick behalten. Aus diesem Grund wurden die Manöver mit großen Schubänderungen (Geschwindigkeitsänderung TP3.1 oder Steigflug TP3.4) mit Level 3 Flugeigenschaften bewertet, da der Pilot nicht in der Lage war, Höhe und Geschwindigkeit innerhalb der als *adequate* definierten Grenzen zu erfliegen. An dieser Stelle soll ein Beispiel gegeben werden, um das sehr unintuitive Flugzeugverhalten mit voll ausgefahrenen Landeklappen zu beschreiben. Wird ein Steigflug eingeleitet, führt die Schuberhöhung zu einer signifikanten Auftriebserhöhung und damit zu einem vom Flugregler nicht kompensierbaren vertikalen Lastvielfachen. Die daraus resultierende Steigrate kann somit direkt durch die Schuberhöhung erzeugt werden. Da beim Steigflug kein Vielfaches des Flugzeuggewichts benötigt wird (Auftrieb \approx Gewicht), muss das

Flugzeug abgenickt werden, um den annähernd gleichen Auftrieb bei einem geringeren Anstellwinkel zu erhalten. Andernfalls ist es nicht möglich, die Geschwindigkeit zu halten. Das heißt, um einen Steigflug einzuleiten, muss der Pilot den Schub erhöhen und gleichzeitig abnicken. Mit dieser radikal veränderten Flugtechnik konnte der Testpilot sein Steuerverhalten so weit an die Eigenschaften des Flugzeugs anpassen, dass er nach einiger Übung die Flugeigenschaften mit Level 2 beurteilen konnte. Kursänderungen waren bei dieser Übung für den Piloten kein Problem mehr, da sie ohne Schubänderung geflogen werden konnten und daher mit Level 1 bewertet wurden. Dies liegt sicherlich auch daran, dass sich der Pilot nach den deutlich anspruchsvolleren anderen Manövern auf das Verhalten des Flugzeugs eingestellt hatte, weshalb ihm die Kurven vergleichsweise leicht zu fliegen erschienen.

Allerdings zeigten die Flugpunkte TP3.8 bis TP3.10 bei voll konfiguriertem Flugzeug und im *direct law*, dass das Flugzeug in dieser Konfiguration zumindest teilweise unkontrollierbar ist. Hier zeigte sich der Effekt der reduzierten Seitenrudergröße. Während der Gierregler des *normal laws* (auch unter Verwendung von differentiell Schub zur Gierregelung) die geringere Richtungsstabilität und die damit verbundene nur schwach gedämpfte Gierbewegung kompensieren konnte, stellte dies bei der manuellen Steuerung ein Problem dar. Da dem Piloten im *direct law* nur das kleine Seitenruder für die Giersteuerung zur Verfügung steht, reicht die Autorität der Giersteuerung nicht aus, um das Flugzeug mit vertretbarer Pilotenbelastung zu fliegen. Der Pilot war nur mit sehr hoher Arbeitsbelastung in der Lage, das Flugzeug in der Gierachse zu steuern. Durch diese extreme Arbeitsbelastung verlor der Pilot oft andere Parameter wie Höhe oder Geschwindigkeit aus den Augen. Aus diesem Grund ist das Flugverhalten in Landekonfiguration ohne Reglerunterstützung als unkontrollierbar anzusehen. Die Flugeigenschaften in der Gierachse sind zwar als Level 3 und damit nur als verschlechtert anzusehen, aber in Kombination mit der anspruchsvollen Kopplung von Schub und Auftrieb ist das gesamte Flugverhalten als unkontrollierbar anzusehen. Abhilfe könnte hier ein vom *normal law* unabhängig wirkender und auch im *direct law* tätiger Gierdämpfer schaffen.

Die Landung wurde nicht nach der Cooper-Harper-Skala bewertet, sondern rein qualitativ. Die Landung des Flugzeugs war grundsätzlich im *normal law* möglich, auch wenn die maximal mögliche Sinkrate (ca. 700 ft/min maximal) aufgrund des relativ hohen Leerlaufschubs recht begrenzt war. Es muss betont werden, dass dieser hohe Leerlaufschub nur auf die vorliegende Genauigkeit im Vorentwurf und das sehr einfache Triebwerksmodell zurückzuführen war, das hinsichtlich des Blattanstellwinkels begrenzt war. Da der Anflug aufgrund des hohen Leerlaufschubes überwiegend im Leerlauf geflogen wurde, sind die oben genannten Probleme wie die Schub-Auftriebs-Kopplung nicht sehr ausgeprägt gewesen. Es ist zu erwarten, dass das exakte Einhalten eines Gleitpfades bei geringerem Leerlaufschub und einem daraus resultierenden höheren Schubniveau im Anflug schwieriger ist, da das höhere Schubniveau notwendige Schubänderungen zum Aussteuern von Böen o.ä. überhaupt erst ermöglicht.

8.4 Bewertung

Bei der Interpretation der Ergebnisse muss berücksichtigt werden, dass die Auslegung des Hochauftriebssystems nicht im Fokus des Projekts stand und nur aus 2D-Polaren modelliert wurde. Der maximale Ausschlag der Landeklappen von 20° wurde als vernünftiger Wert

abgeschätzt. Die Simulatortests haben jedoch gezeigt, dass die Schub-Auftriebs-Kopplung bei diesem Ausschlagwinkel zu groß ist, um ein akzeptables Flugverhalten in allen Bereichen zu ermöglichen. Es wird daher dringend empfohlen, sich bei weiteren Untersuchungen dieser (oder ähnlicher) Flugzeugkonfigurationen stärker auf diesen Aspekt zu konzentrieren.

Auch sollte das Hochauftriebssystem mittels CFD ausgelegt werden, um die Schub-Auftriebs-Kopplung genauer abzubilden. Außerdem sollten verschiedene Zwischenausschlagwinkel der Klappen untersucht werden.

Ein weiteres Mittel zur Vermeidung der Auswirkungen der starken Kopplung von Schub und Auftrieb könnte der Einsatz der Hinterkantenklappen als sogenannte *direct lift control flaps* sein. Dies bedeutet, dass die Klappe, wenn sie schnell genug betätigt wird, die Auftriebsänderung aus einer Schubänderung durch Änderung ihres Ausschlagwinkels kompensieren und somit den aktuellen Auftrieb beibehalten könnte. Ein Beispiel für eine erfolgreiche Anwendung von *direct lift control flaps*, wenn auch zu einem anderen Zweck, war das DLR Forschungsflugzeug VFW614 ATTAS.

9 Strukturelle Aspekte, Aeroelastische Analysen und Bewertung

Die Arbeiten auf Seiten des Instituts für Aeroelastik umfassten sowohl Aspekte der strukturellen Modellierung bzw. Dimensionierung, der physikbasierten Massenabschätzung, der Untersuchung der strukturdynamischen Eigenschaften, als auch aeroelastische Fragestellungen, wie z.B. Flattern. Dies alles wurde für die im Projekt behandelten Konfigurationsvarianten bis hin zur finalen SynergIE-Konfiguration mit 10 elektrisch angetriebenen Propellern durchgeführt.

9.1 Verwendete Methoden und Verfahren

Das wesentlichen eingesetzte „Werkzeug“ zur Bearbeitung der Aufgaben, war der parametrische Entwurfsprozess cpacs-MONA. Mit diesem automatisierten Entwurfsprozess konnten alle Aufgabenstellungen aus dem Bereich Struktur und Aeroelastik im Rahmen des Projektes bearbeitet werden.

Ziel von cpacs-MONA ist es für eine gegebene Flugzeugkonfiguration, die per CPACS Datensatz definiert ist, die Lasten für diese Konfiguration zu ermitteln, die tragende Struktur zu dimensionieren und eine aeroelastische Bewertung vorzunehmen, z.B. durch eine abschließende Flutteranalyse.

Da dieser Entwurfsprozess insbesondere im Rahmen von Entwurfsstudien oder auch als ein Modul in umfassenderen Entwurfsprozessen bzw. Optimierungsumgebungen für das gesamte Flugzeug, z.B. bei der Anwendung von Methoden der Multidisziplinären Optimierung, zum Einsatz kommen soll, ist eine weiterer wesentlicher Bestandteil dieses Entwurfsprozesses die parametrische Modellierung aller im Prozess benötigten Simulationsmodelle bzw. Optimierungsmodelle, letztere für die strukturelle Optimierung der tragenden Struktur. Der Entwurfsprozess cpacs-MONA, das zugrunde liegenden Entwurfsprozesskonzept MONA, Weiterentwicklungen von cpacs-MONA bzw. ModGen und die Anbindung an das Konzeptentwurfstool openAD von DLR-SL sollen nachfolgend erläutert werden.

9.1.1 Parametrisches Entwurfsprozesskonzept MONA

Der Ausgangspunkt des parametrischen Entwurfsprozesskonzeptes MONA ist die umfassende Parametrisierung aller beteiligten Simulationsmodelle auf Basis parametrischer analytischer Ansatzfunktionen, wie z.B. B-Splines, aus dem Computer Aided Geometric Design (CAGD), sowie differentialgeometrischer Konstruktionsmethoden (z.B. Ermittlung von Schnittpunkten und Schnittkurven sich schneidender Flächen bzw. Kurven-Geometrien). Diese erlauben den Aufbau der unterschiedlichen Simulationsmodelle aus den Bereichen Aerodynamik, Struktur, Massen, Lastanalyse, Flutteranalyse, Ruderwirksamkeitsanalyse und Strukturoptimierung (siehe

Im zweiten Schritt wird eine Lastanalyse mit der aeroelastisch gekoppelten flexiblen Struktur, also mit Hilfe der aufgebauten Simulationsmodelle aus den Bereichen Struktur und Aerodynamik durchführt. Bezugnehmend auf die in den Zulassungsvorschriften (z.B. CS25 der EASA) für Flugzeuge erforderlichen Lastanalysen, werden die Lasten für die Flugzeugkonfiguration ermittelt. Dabei handelt es sich bei den Fluglasten um Manöver- und Böenlasten, sowie sie Bodenlasten (z.B. Landestoß und Rollen). Abschluss der Lastanalyse bildet die Auswahl der für die Strukturauslegung zu berücksichtigenden Lastfälle bzw. Lasten.

Im abschließenden dritten Schritt, wird die tragende Struktur des Flugzeugs komponentenweise und unter Berücksichtigung der ausgewählten Lastfälle dimensioniert. Die bedeutet z.B. für den Flügel, dass für den sogenannten Flügelkasten (die tragende Struktur des Flügels) im Rahmen der angewandten Strukturoptimierungsmethoden die Wanddicken ermittelt werden. Beim Einsatz von Faserverbundwerkstoff kommen noch der Lagenaufbau oder die anisotropen Materialeigenschaften hinzu. Die Zielfunktion der Strukturoptimierung ist ein der Regel die Minimierung des Strukturgewichts. Die Restriktionen sind zumeist zulässige Materialkennwerte, wie zulässige Spannungen oder Dehnungen, aber auch die Beulsicherheit und die erforderlichen Rolleigenschaften (Stichwort: Steuerflächenwirksamkeit der elastischen Struktur) können berücksichtigt werden.

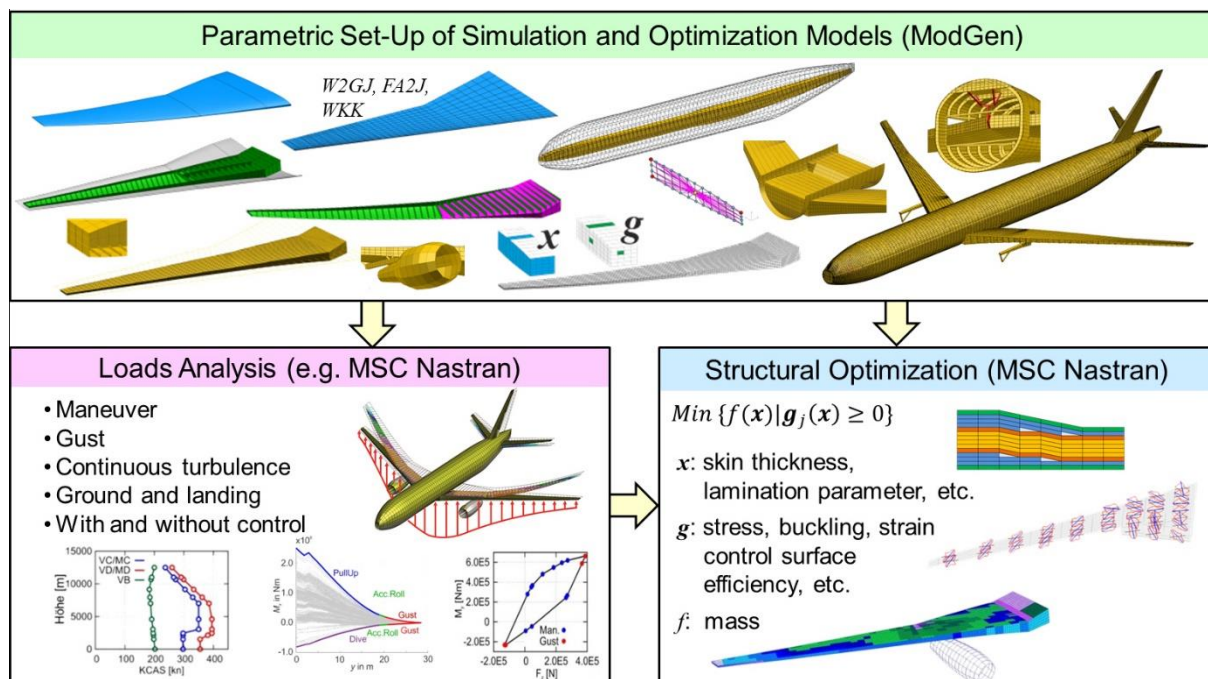


Abbildung 45: Parametrisches Entwurfsprozesskonzept MONA

Der Name MONA ist aus den beiden wesentlichen am Entwurfsprozess beteiligten Computerprogrammen abgeleitet, nämlich dem bei DLR-AE entwickelten Programm **ModGen**, das dem parametrischen Aufbau der Simulationsmodelle dient und **MSC Nastran**, mit dem die Lastanalyse, die Strukturoptimierung und die Flutteranalyse durchgeführt wird.

9.1.2 Parametrischer Entwurfsprozess cpacs-MONA

Der vollautomatisierte Entwurfsprozess cpacs-MONA ist eine Implementierung des Prozesses in Python, bei der auf der einen Seite das MONA-Konzept umgesetzt wurde und zum anderen die Anbindung an die CPACS-Schnittstelle geschaffen wurde. Dazu kommt noch ein initialer Entwurfsschritt, der dazu dient für den Startentwurf eine erste Lastanalyse für die starre Struktur und eine erste Strukturmassenabschätzung durchzuführen, die noch auf empirischen analytischen Verfahren beruht. Weiterhin wird ein erstes Massenmodell für das Finite-Element-Modell aufgebaut.

Ferner werden die Lastfälle für die umfassende Lastanalyse mit MSC Nastran, bei der dann die elastische Struktur berücksichtigt wird, definiert. Dies beinhaltet neben der Definition

der Flugpunkte bei Manöver und Böenlastanalysen auch die Festlegung der Massenkongfigurationen, also die Definition von Beladungs- und Betankungsfällen sowie die Schwerpunktlage (vordere und hintere Schwerpunktlage).

Einige wenige Anpassungen bzw. Erweiterungen des von openAD generierten CPACS-Datensatzes waren noch durchzuführen. Die umfasste zum einen die Umkonvertierung des CPACS-Datensatzes von der Version 3.2 auf die Version 2.3, sowie die Ergänzung einiger nötiger Parameter für cpacs-MONA. Im Rahmen des Projektes wurden dazu auch Methoden in ModGen implementiert, um diese Anpassungen bzw. Erweiterungen des CPACS-Datensatzes nahezu automatisiert durchführen zu lassen.

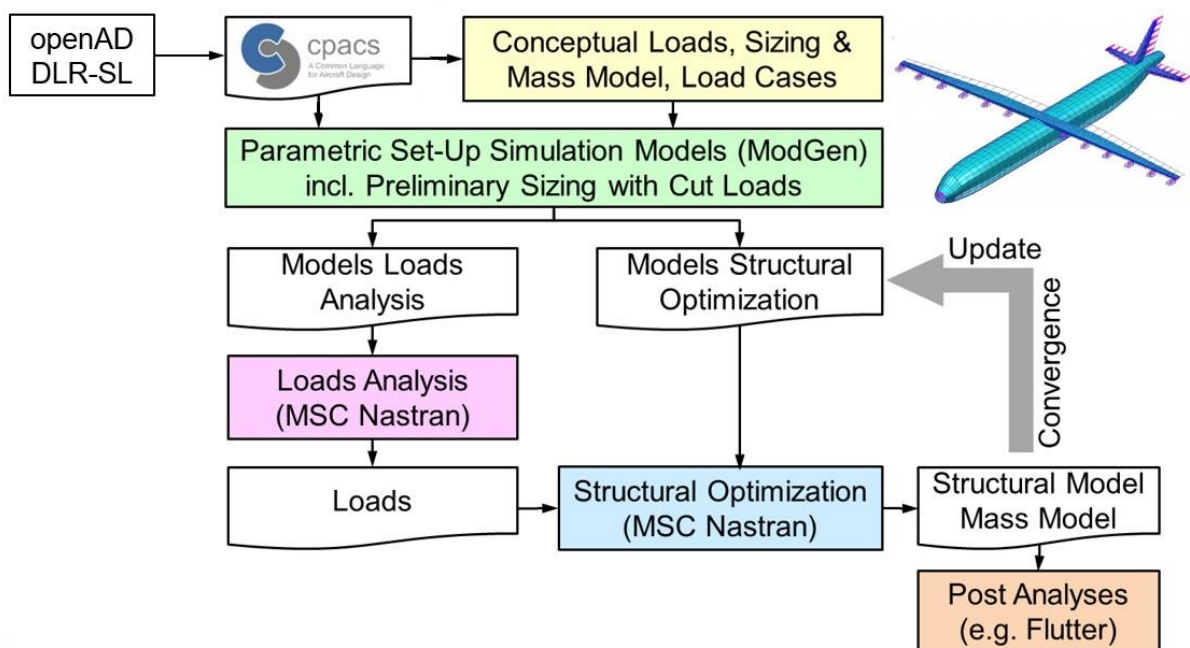


Abbildung 46: cpacs-MONA und Anbindung an openAD (Entwurfswerkzeug von DLR-SL)

9.1.3 Anbindung von openAD an cpacs-MONA

Eine wesentliche Voraussetzung des zur Anwendung von cpacs-MONA ist das Vorhandensein eines CPACS-Datensatz mit Definitionen Flugzeuggeometrie, des strukturellen Aufbaus der tragenden Konstruktion, wie zum Beispiel der sogenannten wingbox beim Flügel, der Abschätzung wesentlicher Einzelmassen für das Massenmodell, Materialkennwerte, sowie allgemeine Flugzeugparameter, wie Entwurfsgeschwindigkeiten VC/MC oder VD/MD, die Reiseflughöhe, und der Schwerpunktlagenbereich.

Mit openAD, dem Konzeptentwurfsprogramm des DLR, das im Projekt SynergIE eingesetzt wurde, wird ein CPACS-Datensatz erzeugt, der einen Großteil der Anforderungen von cpacs-MONA erfüllt.

So wird der in Abbildung 47 dargestellte „mass breakdown“, der von openAD aufgesetzt wird, in cpacs-MONA dazu verwendet, um neben den Abschätzungen für die Massen der Einzelkomponenten, wie Flügel, Rumpf und Leitwerk, auch weitere Systemmassen, Massen für die Sekundärstruktur, oder Beladungs- (Passagiere und Cargo) und Betankungsmassen als verteilte Massen im sogenannten Massenmodell für die Konfiguration zu integrieren. Das diese Massen nur als Einzelmasse und integralem

Schwerpunkt vorliegen, wird in cpacs-MONA eine Verteilung der Masse über den geometrischen Bereich vorgenommen, zu dem sie auch gehören. So wird zum Beispiel die Gesamtmasse der Passagiere mit dem integralen Schwerpunkt, in Einzelmassen über die Rumpflänge verteilt.

Die Anbindung an openAD bedeutet aber auch, dass die von cpacs-MONA ermittelten Massen für die Flügel wiederum zurück an DLR-SL geflossen sind und in openAD nutzbar gemacht wurden.

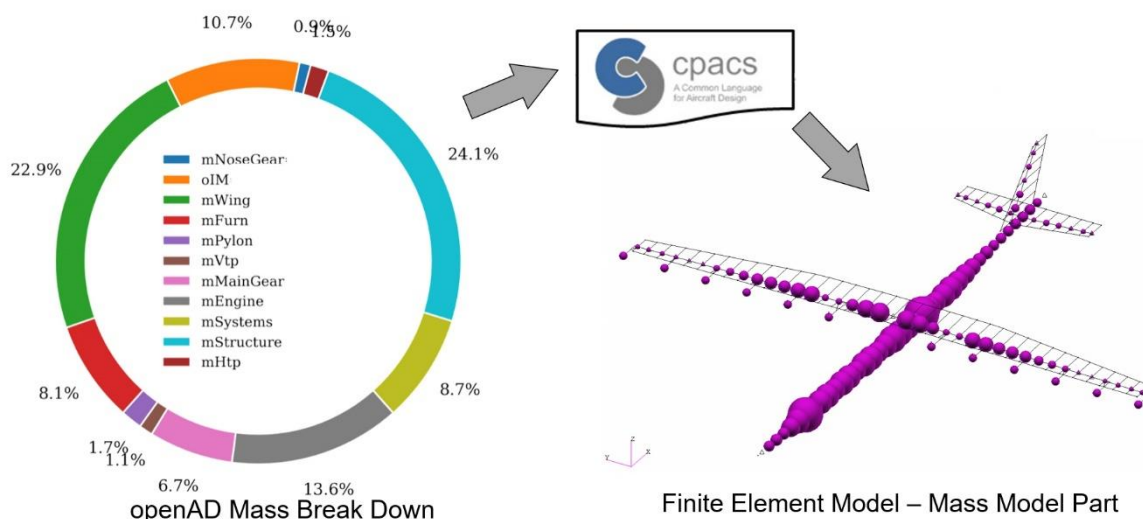


Abbildung 47: Mass Breakdown und Umsetzung in das Massenmodell für Lastanalyse und die Flutteranalyse

9.1.4 Weiterentwicklung MONA - Strukturmodell generische Pylonstruktur für Turboproptriebwerke

Im Verlauf des Projektes wurde u.a. eine generische Pylon-Struktur für Propellertriebwerke entwickelt. Diese basiert auf bekannten Strukturkonzepten vergleichbarer Flugzeugkonfigurationen mit Turboprop-Triebwerken. Die Pylon-Struktur ist fachwerkartig und ummantelt damit das eigentliche Triebwerk. Der Pylon wird über sechs Punkte mit dem Flügel verbunden, vier am vorderen Holm, je zwei oben und unten, und zwei Verbindungspunkte am hinteren Holm.

Die Masse für das Triebwerk und die Unterstützungsstruktur wird in einen Massenpunkt integriert, und es wird eine erste Schwerpunktlage für diese Masse abgeschätzt. Mit einem Interpolationselement wird die Masse an den Pylon-Struktur angebinden. Die Verbindung des Pylons mit dem Flügel geschieht ebenfalls über sogenannte Interpolationselemente (MSC Nastran RBE3-Elemente), auch, um eine größere Flexibilität hinsichtlich der Spannweitenposition zu erzielen. Die erste Abschätzung für die Querschnitte der Fachwerkstruktur erfolgt empirisch. Die Abmaße für die Länge, Höhe und Breite der Pylon-Struktur orientieren sich an der im CPACS-Datensatz definierten äußeren Geometrie für die Triebwerke.

Insgesamt lässt sich sagen, dass Propellertriebwerke wesentlich steifer an die Flügelstruktur angebracht sind als Jet-Triebwerke, die ja an der Pylonstruktur angehängt sind, im Gegensatz zu integralen Bauweise bei Propellermotoren.

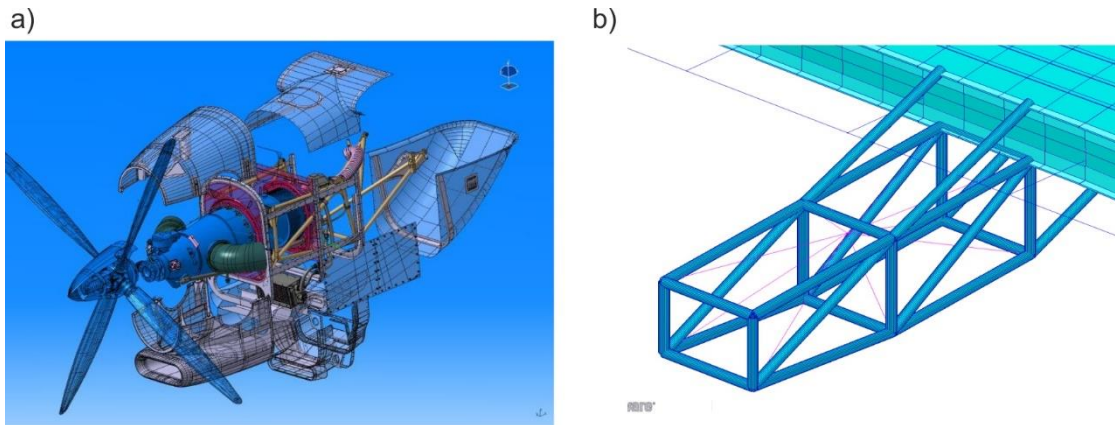


Abbildung 48: a) typischer Integration des Propellermotors in eine tragende Pylon-Struktur
 b) Umsetzung der tragenden Pylon-Struktur für das parametrisch aufgebaute FE-Modell mit ModGen.

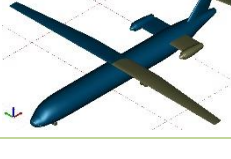
9.2 Analysen

Im nachfolgenden Abschnitt sollen die im Projekt durchgeführten Analysen dargestellt werden. Zunächst wird ein Überblick zu den betrachteten Konfigurationen gegeben mit Angaben zu den durchgeführten Analysen. Im Weiteren wird die Lastanalyse, der Auswertung hinzu den Entwurfslastfällen dargestellt, sowie die Ergebnisse für die Mass Trade Konfigurationen. Im Abschnitt der Strukturdimensionierung wird beispielhaft eine Wanddickenverteilung für den Flügelkasten eine Konfiguration dargestellt und die Plausibilität der Ergebnisse der Strukturdimensionierung erläutert. Es folgt eine Übersicht zu den erzielten Flügelmassen der Mass Trade Konfigurationen für bei betrachteten Aspect Ratios (AR 14.3 und AR17) sowie für die finale SynergIE-Konfiguration mit 10eProps. Im Weiteren werden die Ergebnisse der strukturdynamischen Betrachtung aufgezeigt, mit Ergebnissen für die Preliminary Konfigurationen und die Mass Trade Konfigurationen. Abschließend werden die Ergebnisse der Flutteranalyse dargestellt.

9.2.1 Betrachtete Konfigurationen

Im Rahmen des Projektes wurde verschiedenste Konfigurationsvarianten betrachtet. Begonnen wurde zunächst mit der Referenzkonfiguration einer ATR72 ähnlichen Konfiguration, allerdings keine Nachmodellierung der existierenden ATR72 (Erstflug 27.10.1988), sondern schon unter Berücksichtigung der technologischen Weiterentwicklung.

Als erster Schritt wurden drei Konfigurationsvarianten mit 2-, 6-, und 12-eProps mit openAD aufgebaut, die sogenannten Preliminary Konfigurationen. Im Verlauf des Projektes wurde entschieden, ein Standardleitwerk zu verwenden, statt des bei Hochdeckern üblichen T-Leitwerks. Somit wurden im weiteren Ablauf des Projektes die sogenannten Mass Trade Konfigurationen mit aufgebaut. Diese haben ein Kreuzleitwerk.

Konf. ID	Konfigurations-Beschreibung	CPACS Geometrie	FE-Modell cpacs-MONA	Flügel Masse in kg	Modes in Hz	Flutter Analyse
01	Referenz-Konfiguration 2 TurboProp			2357.6		
02	Preliminary Konfiguration 2eProp					
03	Preliminary Konfiguration 6eProp					
04	Preliminary Konfiguration 12eProp					
05	Mass Trade Konfiguration 0eProp					
06	Mass Trade Konfiguration 2eProp			2063.0		
07	Mass Trade Konfiguration 6eProp			2100.2		
08	Mass Trade Konfiguration 12eProp			1917.5		
09	Mass Trade Konfiguration 6eProp (mod)			1982.7		
10	Mass Trade Konfiguration 0eProp AR17					


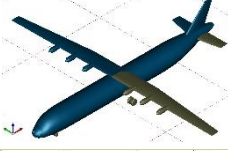
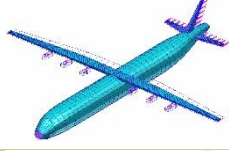



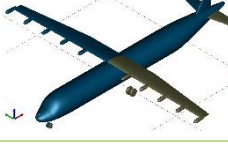
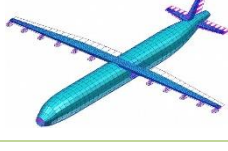

Konf. ID	Konfigurations-Beschreibung	CPACS Geometrie	FE-Modell cpacs-MONA	Flügel Masse in kg	Modes in Hz	Flutter Analyse
11	Mass Trade Konfiguration 2eProp AR17			2292.8		
12	Mass Trade Konfiguration 6eProp AR17			2253.6		
13	Mass Trade Konfiguration 12eProp AR17			2204.8		
14	Finale Konfiguration 10eProp			1880.0		

Tabelle 18: Übersicht der betrachteten Konfigurationsvarianten

Eine Ausnahme stellt die Vergleichskonfiguration mit den Triebwerken am Rumpf dar. Diese wurde eingeführt, um auch den Vergleich zu einer Konfiguration zu haben, die keine Antriebseinheiten am Flügel hat. Allerdings konnte für diese Konfiguration mit cpacs-MONA nur das FE-Modell aufgebaut werden, da eine sinnhafte Anbindung für Propellertriebwerke an den Rumpf in cpacs-MONA noch nicht implementiert war und auf eine Entwicklung aufgrund nicht vorhandener Ressourcen verzichtet wurde.

Um den Einfluss der Aspect Ratio (Flügelstreckung) ebenfalls zu untersuchen wurden entsprechende Mass Trade Konfigurationen mit einem Aspect Ratio 17 (Aspect Ratio 14.3 im Ausgangsentwurf) mit openAD aufgebaut und cpacs-MONA Analysen durchgeführt. Für diese Variation wurde ebenfalls eine Konfigurationsvariante mit Hecktriebwerken aufgesetzt, für die mit cpacs-MONA allerdings nur ein erstes FE-Modell aufgebaut wurde. Abschließend wurde die finale Konfiguration mit 10 eProp Triebwerken definiert, für die der cpacs-MONA Entwurfsprozess ebenfalls gewandt wurde.

9.2.2 Lastanalyse

Bei der Lastanalyse mit MSC Nastran Solution 144 innerhalb von cpacs-MONA werden Manöverlastfälle für verschiedene Massenkonfigurationen und verschiedene Flugpunkte der Flugenveloppe (Geschwindigkeit/Höhe) durchgeführt. Diese orientieren sich an den in den Zulassungsvorschriften angegebenen Maßgaben (z.B. CS25). Nach durchgeführter Lastanalyse werden die Ergebnisse der Lastensimulation analysiert. Dazu werden die Schnittlasten ermittelt und aus der Kombination ausgewählte Lastenkomponenten an definierten Stellen im Strukturmodell, sogenannte Lastenveloppen ermittelt. Die auf der Berandung einer Lastenveloppe befindlichen Lastfälle, werden als dimensionierende Lastfälle ausgewählt und für die Strukturdimensionierung bereitgestellt. Für die Strukturoptimierung werden die Lasten als Knotenlasten aufbereitet, die direkt auf die Struktur als statische Lasten aufgebracht werden können.

In Abbildung 5a sind die Lastkomponenten M_x über M_y für den Schnitt an der Flügelwurzel für die 12eProp Konfigurationsvariante dargestellt. Darin sind die Schnittlasten aller simulierten Lastfälle eingetragen, sowie die jeweilige Massenkonfiguration (Symbol) und die Manöverbedingungen (Farbe) gekennzeichnet. Das Maximale Biegemoment M_x wird durch die Pull Up Manöver bei maximaler Masse erzielt, während das minimale Biegemoment M_x bei den Push-Down Manövern ebenfalls bei maximaler Masse auftritt.

In Abbildung 49b ist der Schnittlastenverlauf für das Biegemoment M_x für den Flügel für alle drei Mass Trade Konfigurationsvarianten dargestellt. Darin ist zu erkennen, dass die 12eProp Konfiguration die geringsten Lasten aufweist, während die 2eProp und die 6eProp Konfigurationen höhere Lasten haben und dazu noch enger beieinander liegen. Die höchsten Lasten treten bei der 6eProp Konfiguration auf.

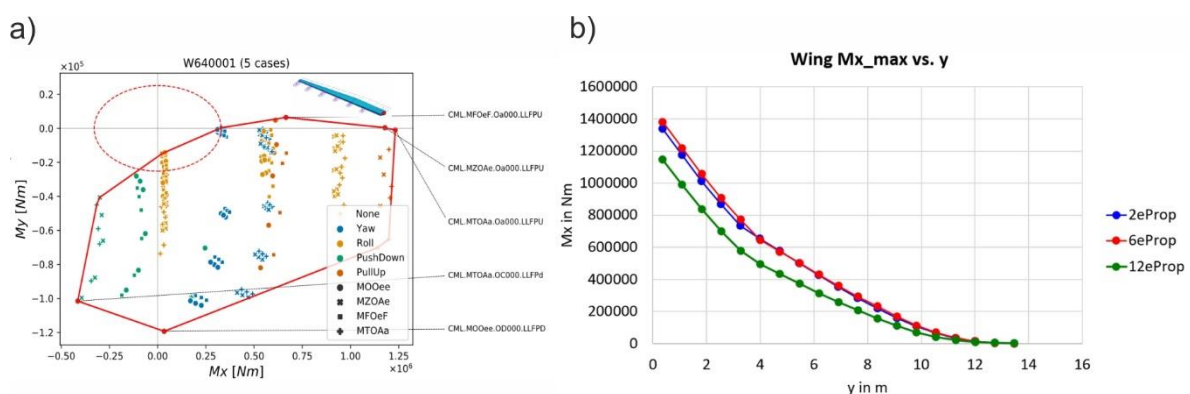


Abbildung 49: a) Schnittlasten M_x über M_y in Nm an der Flügelwurzel, b) Schnittlasten M_x über y am Flügel für alle drei Konfigurationsvarianten

9.2.3 Strukturdimensionierung

Die Strukturdimensionierung, also die Ermittlung der Wanddicken der Deckhäute, Rippen und Holme, wird mit Strukturoptimierungsmethoden durchgeführt. Die Querschnittsflächen der Versteifungselemente, wie Stringer, Holmgurte und weitere innere Versteifungen der Holme und Rippen, werden über empirisch analytische Methoden dimensioniert. Die Zielfunktion der mathematisch definierten Optimierungsaufgabe, die mit gradientenbasierten Algorithmen gelöst wird, ist das Strukturgewicht des Flügelkastens. Die Restriktionen sind die zulässigen Spannungen und lokale Beulsicherheit. In Abbildung 50 ist die Wanddickenverteilung der Ober- und Unterhaut der modifizierten 6eProp Preliminary Konfiguration (ID09) als Ergebnis der Strukturoptimierung mit MSC Nastran Sol 200 dargestellt.

Die maximale Wanddicke liegt im Bereich der Flügelwurzel auf der Oberseite bei ca. 7.5mm und auf der Unterseite bei ca. 6.5mm. Die höhere Wanddicke auf der Flügeloberseite ist u.a. darauf zurückzuführen, dass die Restriktion der Beulsicherheit auf der Flügeloberseite gegenüber den Festigkeitskriterien, also der maximalen zulässigen Spannungen, eine größere Dominanz besitzt. Ansonsten ist erwartungsgemäße eine abnehmende Wanddicke über die Spannweite festzustellen. Die Mindestwanddicke von 2mm liegt dabei an der unteren Grenze einer festzusetzenden minimalen Wanddicke.

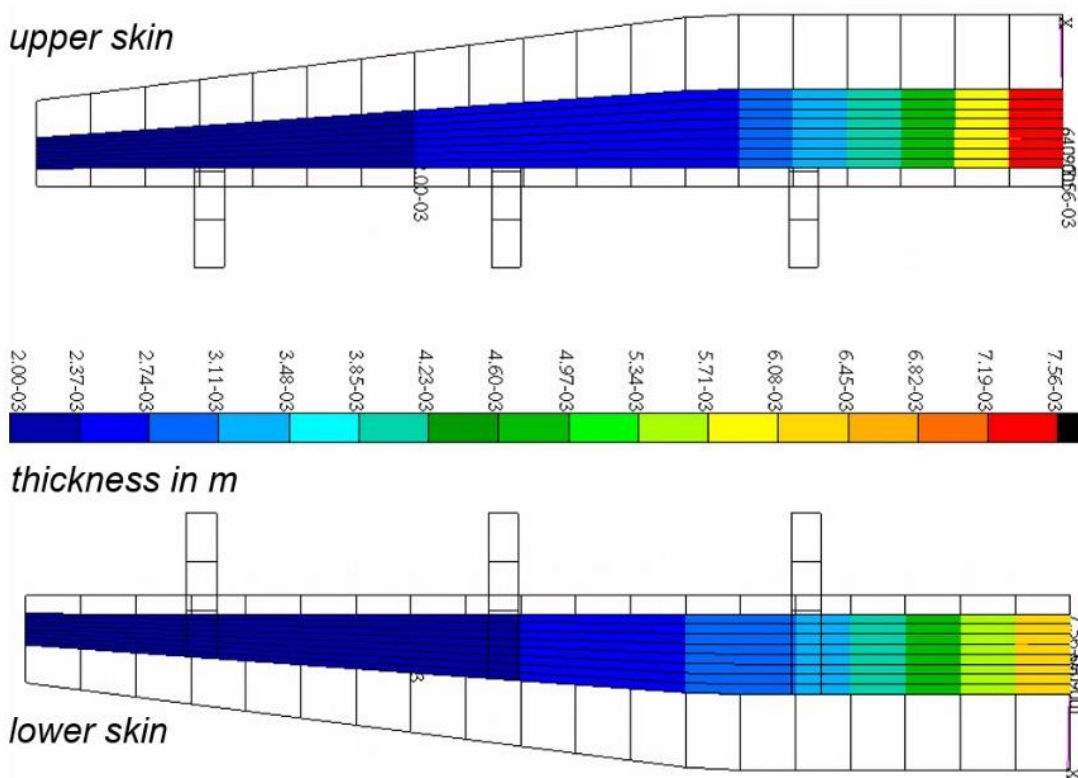


Abbildung 50: Wanddickenverteilung auf der Ober- und Unterseite für den Flügelkasten der modifizierten 6-eProp Konfiguration

9.2.4 Flügelmassen

Ein wesentliches Ziel der Arbeiten im Bereich Struktur und Aeroelastik bei der Anwendung von cpacs-MONA war die Ermittlung der Flügelmasse, da die Ermittlung der Flügelmasse mit openAD im Wesentlichen auf empirisch analytischen Zusammenhängen beruht. Die Flügelmasse wurde wieder an DLR-SL zurückgegeben, um so die openAD Berechnungen hinsichtlich der Flügelmasse weiterzuentwickeln. Die ermittelten Flügelmassen mit openAD sind unabhängig von der Anzahl und Verteilung der Antriebseinheiten am Flügel. Die von cpacs-MONA ermittelte Masse des Flügelkastens des FE-Modells wird über empirisch analytische Methoden hin zur gesamten Flügelmasse skaliert, wobei darin auch die Verwendung von Faserverbundwerkstoff berücksichtigt wird.

Im Rahmen der Untersuchungen der verschiedenen Varianten der SynergIE-Konfigurationen mit 2-, -6, und 12-eProps wurde auch eine Parametervariation hinsichtlich des Aspect Ratios (AR), also der Flügelstreckung, durchgeführt. Aus aerodynamischer Sicht verspricht eine größere Streckung ein verbessertes aerodynamisches Verhalten, insbesondere hinsichtlich der Flugleistung im Reiseflug.

Die Parametrisierung des Konstruktionskonzeptes des tragenden Flügelkastens in cpacs-MONA, also die Vorgabe eines maximalen Rippenabstandes, führt zu einer Erhöhung der Anzahl der Rippen, da ein größerer AR (von 14.3 auf 17) auch einen Anstieg der Flügelspannweite bewirkt.

Das Teilergebnis „Flügelmasse“ von cpacs-MONA spiegelt den erwarteten Trend wieder, nämlich, dass einer Erhöhung des AR und damit auch der Spannweite zu einer Erhöhung der Lasten führt, die wiederum einen Anstieg der Flügelmasse nach sich zieht (siehe Abbildung 51). Hinsichtlich der aeroelastischen Querruderwirksamkeit, ist keine zusätzliche Versteifung des Flügels und damit auch Massenanstieg, erforderlich.

Abschließend wurde aber auch noch für die finale SynergIE Konfiguration mit 10 Triebwerken (10-eProps) bei einem Aspect Ratio von 14.9, ein cpacs-MONA Durchlauf ausgeführt. Das Ergebnis ist, dass das Flügelgewicht mit den 10 Triebwerken am geringsten ist gegenüber den bisher betrachteten Konfigurationen mit 2-, 6- und 12eProps (siehe Abbildung 51). Das bedeutete aber auch, dass es trotz leichter Zunahme des AR auf 14.9 zwischen 6 und 12 Triebwerken minimalere Flügelmassen möglich sind. So, wie bei der Modifizierung der Positionen der Antriebseinheiten bei der 6eProp Mass Trade Konfiguration ist eine verfeinerte Studie hinsichtlich der Anzahl der Triebwerke und deren Positionierung am Flügel auch bei den 10-eProps für zukünftige Arbeiten noch sinnvoll.

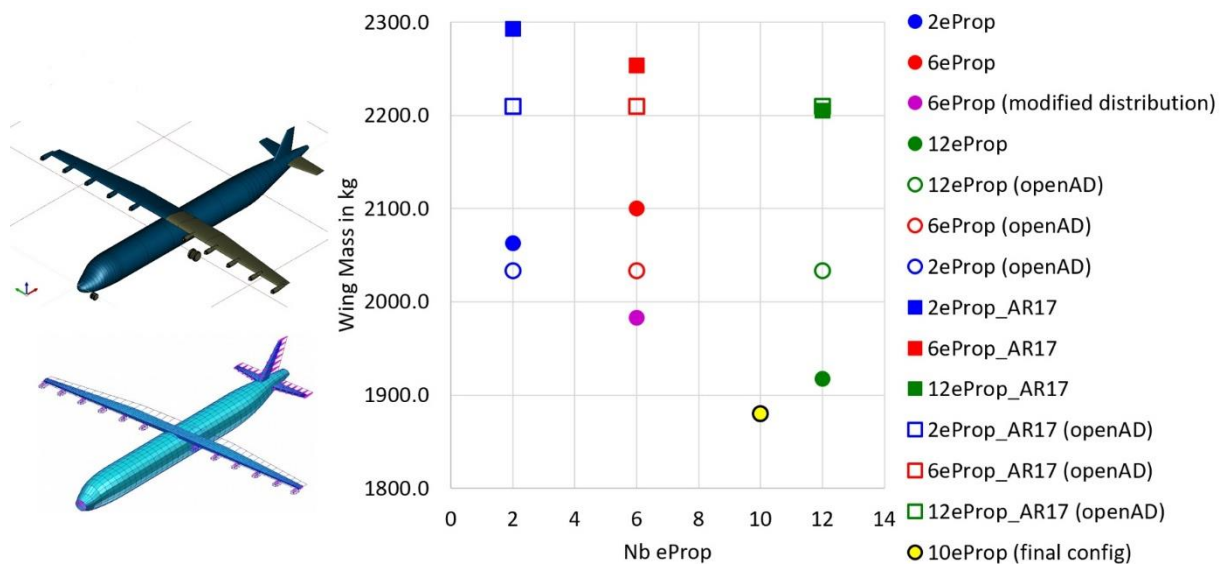


Abbildung 51: Flügelmassen für die 2-, 6- und 12e-Propkonfigurationen für AR14.3 und AR17, sowie die finale 10eProp Konfiguration für AR14.9 aus openAD und cpacs-MONA

9.2.5 Strukturdynamik

Die Betrachtung der strukturellen Eigenschaften der Konfigurationen, insbesondere des Flügels, dient als Voruntersuchung vor der Flutteranalyse. Das Flattern einer Flugzeugkonfiguration ist ja eine ungedämpfte Kopplung von Strukturmoden, die aerodynamisch angefacht wird.

Eine erste strukturelle Bewertung wurde für die Preliminary Konfigurationen (ID02, ID03 und ID04) durchgeführt und zeigt folgende besondere Merkmale. Die Moden und Frequenzen der Preliminary Konfiguration mit zwei elektrischen Triebwerken (ID02) sind ähnlich zu den Ergebnissen für die initiale Modell (ID01). Dabei ist lediglich ein

Absinken der Frequenzen (um ca. 0.5 Hz bei der ersten Flügelbiegung) zu beobachten. Mit zunehmender Anzahl der Triebwerke von zwei auf sechs und dann auf zwölf, ist ein extremer Abfall der Frequenzen zu bemerken (siehe Abbildung 52). So geht die erste Flügelbiegefrequenz von 3.75 Hz bei zwei Triebwerken auf 73% für sechs und dann sogar auf 37% für zwölf Triebwerke zurück (siehe Abbildung 52 a-c) Diese starke Verminderung der Frequenz lässt sich mit den nun weiter nach außen verteilten Massen erklären. Die berücksichtigte Gesamtmasse für die Triebwerke geht dabei sogar ausgehend von der Variante mit zwei Triebwerken (6847kg), über die sechs Triebwerke (6333 kg), hin zu den zwölf Triebwerken zurück (6201 kg) zurück.

Weiterhin ist bemerkenswert, dass bei der Variante mit zwölf Triebwerken die in-plane Moden schon zu niedrigeren Frequenzen vorhanden sind (siehe Abbildung 52 i und l) und dass die Moden der Varianten mit sechs und zwölf Triebwerken insgesamt komplexer werden, in dem Sinne, dass sich Moden einzelner Komponente (z.B Flügel, Rumpf, Leitwerk) mischen.

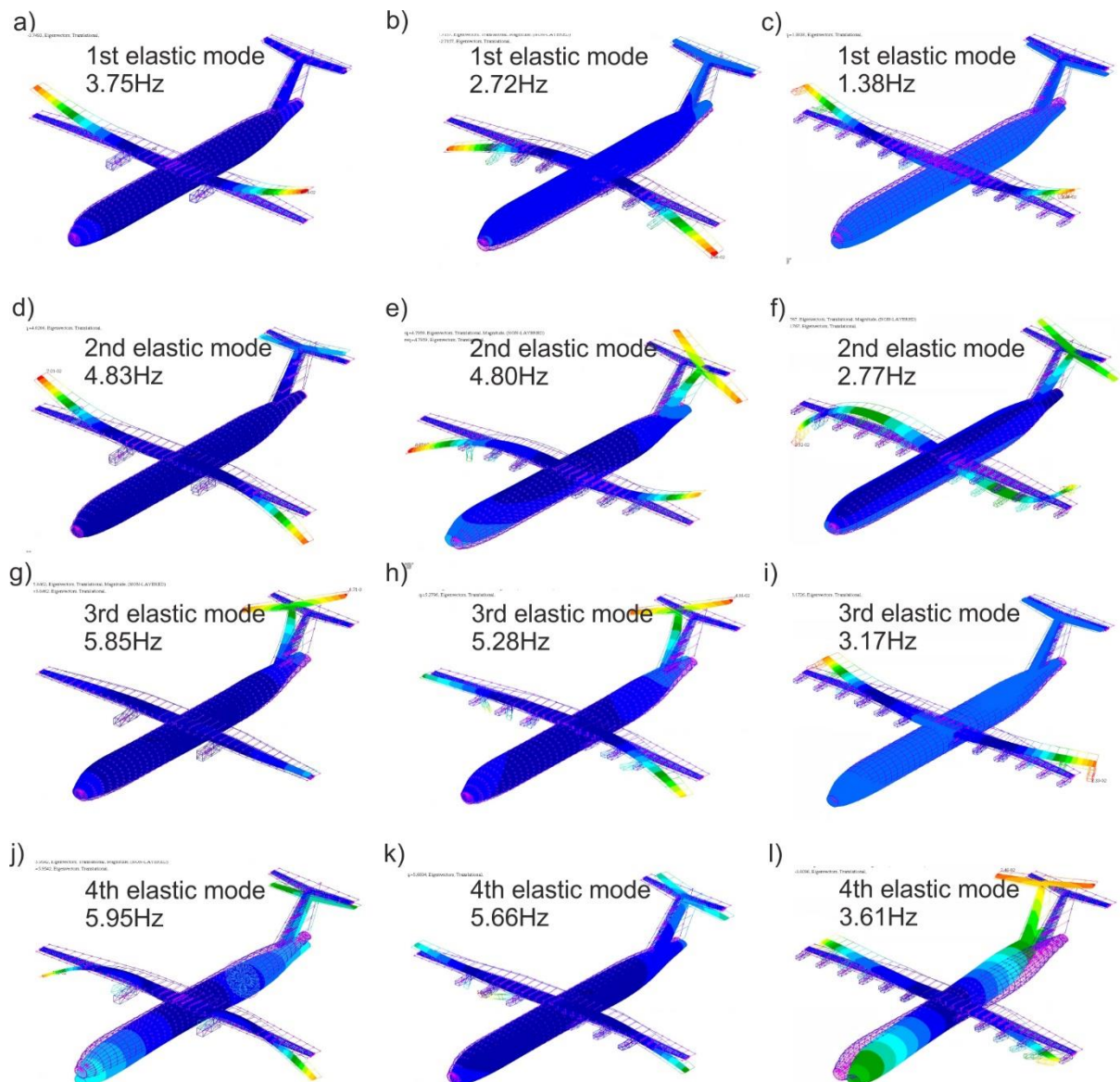


Abbildung 52: Die ersten vierelastischen Moden und Frequenzen der drei Preliminary Konfigurationsvarianten (ID02, ID03, ID04).

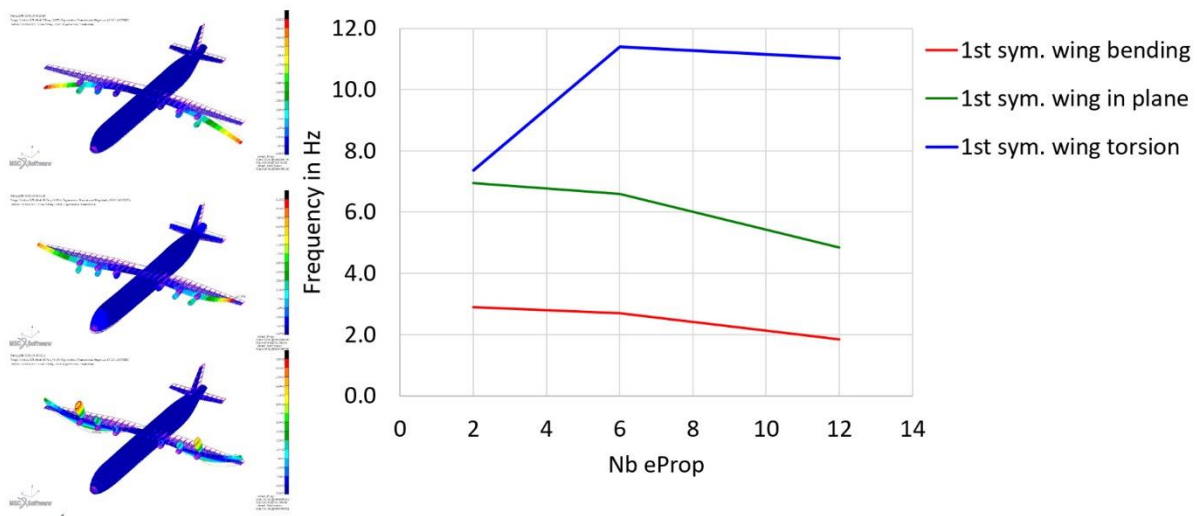


Abbildung 53: Die erste Flügelbiegung, der erste "in plane" und der erste Torsionsmode der Mass Trade Konfiguration 6eProp (ID07)

Für die Mass Trade Konfigurationen (ID06, ID07 und ID08) wurden ebenfalls die strukturdynamischen Eigenschaften untersucht. Es zeigt sich das gleiche Verhalten, wie bei den Preliminary Konfigurationen. Eine Darstellung der Frequenzentwicklung der jeweiligen ersten Flügelgrundmoden "Biegung", "In-Plane" und "Torsion" ist in Abbildung 53 dargestellt. Neben dem Absinken der Biegefrequenz und der In-Plane Frequenz ist der starke Anstieg der Torsionsfrequenz von 2 auf 6 Antriebseinheiten festzustellen, wobei sicher dieser Anstieg von 6 auf 12 elektrisch angetriebene Propeller nicht mehr fortsetzt. Es ist vielmehr ein Absinken der Frequenz zu beobachten, wobei aber zu berücksichtigen ist, dass die genaue x-Position, also die Vorlage, der Triebwerksmasse noch ungenau abgeschätzt ist. Diese beeinflusst ja im Wesentlichen den Torsionsmode. Festzuhalten bleibt auch, dass der Abstand der ersten Biegefrequenz und der ersten Torsionsfrequenz mit zunehmender Anzahl der Antriebseinheiten zunimmt. Diesem Abstand kommt beim klassischen Biege-Torsionsflattern eine besondere Bedeutung zu, da eine Zunahme des Abstandes der Frequenzen dieser beiden Moden darauf hindeutet, dass auch das Eintreten von klassischem Biege-Torsionflattern innerhalb der aeorelastischen Stabilitätsenveloppe mit zunehmender Anzahl der Antriebseinheiten, eher unwahrscheinlicher wird.

9.2.6 Flutteranalyse

Den Abschluss des cpacs-MONA Durchlaufs bildet der sogenannte Fluttercheck. Zwei betrachtete Massenkonfigurationen werden mit MSC Nastran SOL145 eine Flutteranalyse durchgeführt.

Dabei handelt es sich um Massenkonfigurationen MFOeF/18631kg: 0% Kraftstoff, max. Zuladung und MTOaA/24118kg: 100% Kraftstoff, Zuladung bis MTOM. Die angesetzte Flughöhe entspricht der Höhe, bei der die Flug envelope hinsichtlich des Dive Speed Verlaufs von $VD = \text{konst.}$ in $MD = \text{konst.}$ übergeht. Diese Höhe wird auch Transitionsflughöhe genannt und liegt bei 6480m bei der Machzahl 0.76. Die Massenkonfigurationen von 0% Kraftstoff bis zu 100% Kraftstoff wurden ausgewählt,

um die maximale Bandbreite des strukturdynamischen Verhaltens des Flügels abzudecken. Propellereffekte, wie z.B. das Whirlflattern, wurden hierbei nicht berücksichtigt.

Insgesamt treten keine Flutterinstabilitäten innerhalb der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe für die untersuchten Mass Trade Konfigurationen (ID07, ID08 und ID09) auf. Es ist weiterhin anzumerken, dass die Flutteranalyse für die Mass Konfiguration mit zwei Triebwerken für die Massenkonfiguration MFOeF klassisches Biege-Torsionsflattern außerhalb der Stabilitätsenveloppe zeigt (siehe Abbildung 54). Dieses Verhalten ist aber bei den Mass Trade Konfigurationen mit 6 und 12 Triebwerken (ID08 8 und ID09) nicht zu sehen, oder tritt erst bei höheren Geschwindigkeiten auf, die aushalb des betrachteten Geschwindigkeitsbereichs liegen.

Dies zeigt, dass das Biege-Torsionsflattern auch von den Einzelmassen der Triebwerke und deren Position vor dem Flügel beeinflusst wird und kleinere und damit jeweils leichtere Antriebseinheiten, die auch dichter am Flügel in x-Richtung positioniert sind (geringere Vorlage), sich günstig auf die Vermeidung des klassische Biegetorsionsflatters auswirken. Allerdings sind auch hier weitergehende Untersuchungen sinnvoll, um ggf. zu prüfen, ob neue Modenformen, hervorgerufen durch die verteilten Antriebe, dann bei höheren Frequenzen, weitere Flutterkopplungen bewirken. Für die Massenkonfiguration MTOaA konnte kein Flattern im untersuchten Geschwindigkeitsbereich ermittelt werden.

Der wesentliche Unterschied der Preliminary Konfigurationen zu den Mass Trade Konfigurationen besteht ja darin, dass die Preliminary Konfigurationen eine T-Leitwerk haben, während die Mass Trade Konfigurationen mit einem Kreuzleitwerk ausgestattet sind. Hinsichtlich des Flatterverhaltens ist dazu anzumerken, dass der erste Fluttermode bei T-Leitwerk Konfigurationen beim T-Leitwerk selbst üblicherweise auftritt. Hinsichtlich dieses konfigurativen Aspekts, ist sind die Mass Trade Konfigurationen weniger flatteranfällig.

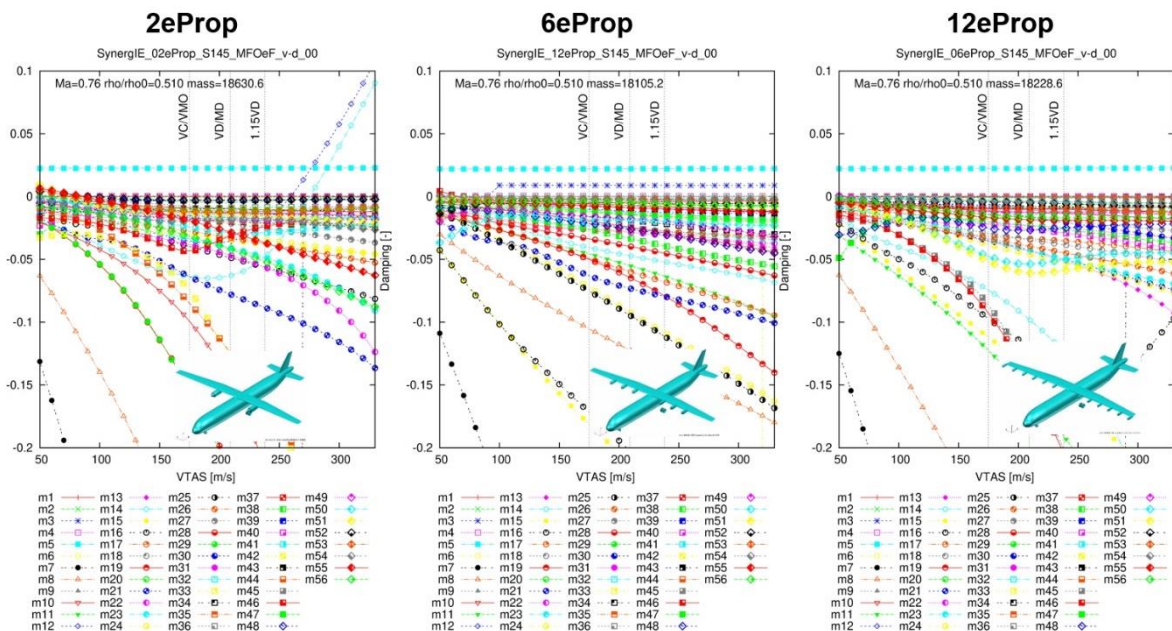


Abbildung 54: Geschwindigkeits-Dämpfungs-Diagramme für die 2-, 6-, und 12-eProp Konfigurationen aus dem Fluttercheck

9.3 Bewertung

Die Anwendung von cpacs-MONA zur strukturellen und aeroelastischen Bewertung der im Projekt SynergIE untersuchten Konfigurationen hat zu einer Reihe von wertvollen Ergebnissen geführt.

Zunächst ist anzumerken, dass die Verwendung des CPACS-Formats zum Datenaustausch (z.B. zwischen openAD und cpacs-MONA) und die Anwendung von cpacs-MONA als automatisierter parametrischer aeroelastischer Entwurfsprozess die Bearbeitung von insgesamt 12 Konfigurationsvarianten ermöglicht hat. Die Konfigurationen mit den Hecktriebwerken konnten ja nicht komplett mit cpacs-MONA behandelt werden.

Die Ermittlung der Flügelmassen hat über cpacs-MONA sowohl den Einfluss der unterschiedlich verteilten Antriebseinheiten über die Spannweite gezeigt, als auch den Einfluss des elastischen Verhaltens. Letzteres hatte sicher in der unterschiedlichen Abhängigkeit der Frequenzen der Eigenmoden von der jeweiligen Konfiguration gezeigt. Hinsichtlich Flattern zeigt sich, dass sich die Erhöhung der Anzahl der Antriebseinheiten positiv auf die Flattereigenschaften auswirkt, also die kritische Flattergeschwindigkeit zunimmt.

Gerade im Hinblick auf die Lastanalyse und die Flatteranalyse ist aber abschließend noch anzumerken, dass die Hinzunahme der sogenannten p-Loads, hervorgerufen durch den Propellerdrall, der Einfluss der Propelleraerodynamik auf die Flügelaerodynamik und der aeroelastische Flattereffekt des sogenannten Whirl-Flatterns, in zukünftigen Arbeiten betrachtet werden sollten.

Die wesentlichen Detailergebnisse der Untersuchungen sind in [24] dargelegt.

10 Demonstrator-Konzepte

Die Untersuchung der Technologie verteilter Propellerantriebe zeigt deutliche Vorteile am Gesamtflugzeug. Die Ergebnisse basieren auf numerischen Rechnungen und sind mit Unsicherheiten behaftet, die durch gezielte experimentelle Nachweise vermindert werden können.

Einzelne Fragen, wie z.B. zur Dynamik von Flugzeug und Antriebssystem lassen sich numerisch nur sehr aufwendig simulieren sodass sich hier experimentelle Untersuchungen an dynamisch skalierten Modellen anbieten. Auch die numerisch demonstrierte, positive Interaktion von Propellern und Tragflügel kann mit Prinzip-Experimenten gestützt und überprüft werden.

Modell-Experimente zur Validierung von konkreten Flugleistung (Reduktion des Leistungsbedarfs) sind problematisch, da sich dabei Skalierungsgesetze (insbesondere die geringere Reynoldszahl) negativ auswirken und eine Übertragbarkeit nicht automatisch sichergestellt ist.

Hierzu sind verschiedenen Demonstratoren denkbar:

- bodengebundene Demonstratoren
 1. Windkanalversuche zur Validierung der Propeller-Flügel-Interaktion mit einfachem Reiseflugflügel (ohne Klappensysteme).
 2. Windkanalversuche zur Validierung der Propeller-Flügel-Interaktion im Langsamflug mit Hochauftriebssystemen.
 3. Windkanalversuche zur aeroakustischen Charakterisierung.
 4. Flugsimulatorversuche mit realer „hardware-in-the-loop“ zur Erprobung der Dynamik realer Komponenten des Antriebssystems in Verbindung mit der Flugsteuerung
- fliegende Demonstratoren
 5. Modellflugzeuge zur Erprobung der Flugsteuerung mit Schubmodulation in verschiedenen regulären Flugphasen wie Start und Landung sowie auch in extremen Flugsituationen (Antriebsausfall, Überziehen, Trudeln).
 6. reale Flugzeuge zur Erprobung der Energie-, Antriebs-, Steuer- und Regelsysteme unter Realbedingungen sowie zur Demonstration der aeroakustischen Wirkung.

Einige denkbare Konzepte sind in Tabelle 19 nochmals zusammengefasst.

Nr.	Demonstrator	Schwerpunkt	Aufwand	Erläuterung
1	Windkanalversuch	aerodynamische Interaktion, Wirkungsgrad	mittel bis hoch	angetriebene Propeller, Halbmodell ausreichend
2	Windkanalversuch	Langsamflug-Klappensystem	mittel bis hoch	angetriebene Propeller, Halbmodell ausreichend
3	Windkanalversuch	akustische Charakterisierung	gering bis mittel	angetriebene Propeller, Vollmodell erforderlich
4	Flugsimulator	hardware-in-the-loop	hoch	Original-Antriebsmotor mit Leistungs- und Steuerelektronik erforderlich
5	Modellflugzeug	Flugdynamik	mittel bis hoch	schwer simulierbare Manöver wie Überziehen, Triebwerksausfall, Trudeln Schubverteilung im Landeanflug
6	Großflugzeug	Gesamtsystem	sehr hoch	Ganzheitliche Demonstration des Konzepts

Tabelle 19: Ausgewählte Demonstratorkonzepte.

Zu 1+2: Um die numerischen Ergebnisse zu validieren sind Windkanalexperimente sinnvoll. Dort kann der gesamte Einsatzbereich kontinuierlich abgefahren werden, während bei numerischen Rechnungen meist nur eine punktuelle Abdeckung möglich ist. Allerdings sind Modellgesetzte (Reynolds- und Machzahlen) limitierend. Die erforderlichen Modelle müssen mit einzeln regelbaren Antrieben und relativ komplexer Instrumentierung zur Schubbilanzierung versehen sein. Um den Aufwand in Grenzen zu halten, erscheint eine Kombination von Interaktions-Experimenten nach 1 mit den Klappensystemen nach 2 sinnvoll.

Zu 3: Nach einer numerischen Simulation sind Versuche in einem aeroakustischen Windkanal sinnvoll um die numerischen Ergebnisse zu überprüfen und eindrucksvoll zu demonstrieren. Experimentell können dabei auch verschiedenen Konzepte der Drehzahl-Einstellung und Synchronisierung verglichen werden. Die Modelle können weniger aufwendig als die für 1 und 2 ausgelegt sein, da keine globalen Kraft- und keine lokale Druckmessungen erforderlich sind. Weiterhin können gezielte Versuche zur psychoakustischen Bewertung, ggf. Untersuchung mit Versuchsaufbau und Probanden demonstrieren, welches Potential in einer akustischen Abstimmung der Propellertriebe liegt.

Zu 4: Für diese Art der Simulation sind Originalkomponenten, wie Antriebsmotor und zugehörige Leistungselektronik erforderlich. Derartige Versuche sind z.B. beim Industriepartner Rolls-Royce angedacht und dort auch sinnvoll durchzuführen.

Zu 5: Versuche mit einem frei fliegenden gesteuerten Modellflugzeug erfordern ein dynamisch skaliertes Modell mit angepassten Trägheitsmomenten und Zeitkonstanten in der Antriebsdynamik. Sie können dann wesentliche Erkenntnisse zum Verhalten in Extremsituationen wie Triebwerksausfall, Trudeln oder beim Abfangen nach einem Überziehen liefern. Außerdem lässt sich unterschiedliche Konzepte der Schubverteilung beim Landeanflug erproben. Eine Aussagekraft zu Flugleistungen oder Wirkungsgraden ist nicht gegeben, da sowohl aerodynamische als auch elektrische Komponenteneigenschaften zu sehr vom Großflugzeug abweichen.

Zu 6: Versuche mit einem Großflugzeug sind extrem zeit- und kostenintensiv. Das Entwicklungsrisiko bei vielen Komponenten ist sehr hoch. Sie sollten erst in Angriff genommen werden wenn alle flugphysikalischen und aeroakustischen Eigenschaften klar definiert sind und daraus konkrete Anforderungen für die bestmögliche Auslegung des Demonstrators abgeleitet werden können. Dafür haben derartige Versuche natürlich die größte Aussagekraft und Außenwirkung. Idealerweise sollte solch ein Demonstrator auch über ein geeignetes innovatives Energiesystem verfügen, wie z.B. Wasserstoff zum Betrieb von Turbogeneratoren oder Brennstoffzellen. Das heißt, solch ein Demonstrator sollte idealerweise auch den kompletten zukünftigen elektrischen Antriebsstrang abbilden. Solch ein Demonstrator könnte als nächster Schritt ins Auge gefasst werden. Es liegt beim DLR eine Konzeptstudie zu einem kleineren Regionalflugzeug HyDe mit 9 Passagieren vor, das eine realisierbare Konfiguration mit verteilten Antrieben darstellt. Dieses Konzept beinhaltet bereits die wesentlichen Elemente des SynergIE Projektflugzeugs (verteilte Antriebe, hybrid-elektrisches Antriebssystem) und kann an die aktuellen Erkenntnisse angepasst werden. Die relativ geringe Größe macht das Konzept leichter realisierbar und wesentlich kostengünstiger als gleich mit einem 50 bis 100 sitzigen Flugzeug zu starten. Allerdings ist auch hier mit einem hohen Aufwand für Zertifizierung und Zulassung zu rechnen.

11 Zusammenfassung und Ausblick

Die Technologie verteilter Antriebe hat sich als nützlich erweisen, um den Energiebedarf von Regionalflugzeugen zu reduzieren. Untersuchungen in allen relevanten flugphysikalischen Disziplinen haben keine harten „show stopper“ gefunden.

Die Ergebnisse zeigen, dass Einsparungen in der Größenordnung von gut 10% möglich sind.

Allerdings sind noch einige weitere Fragen zu klären. Aufgrund des limitierten Budgets wurden drei Themen bewusst nicht im Projekt betrachtet.

- Zum Ersten die akustische Wirkung der nebeneinander angeordneten Antriebe, die mit geringerem Durchmesser und höheren Drehzahlen ein anderes Schallspektrum abstrahlen. Erste Untersuchungen deuten auf eine Reduktion des Geräuschpegels, sind aber noch nicht ausreichend.
- Zum Zweiten die detaillierte Auslegung des Hochauftriebssystems, das besonders für den Landeanflug optimiert werden muss. Ziel muss hier sein, ein möglichst einfaches und leichtes System zu entwickeln, das zusammen mit dem Propellerstrahl eine maximale Wirkung erzielt.
- Zum Dritten die Kostenfrage. Neben den Herstellungskosten unterliegen die Betriebskosten einer starken Variabilität durch politische Randbedingungen für die Bewertungen unterschiedlicher zukünftiger Szenarien nötig sind. Auch wäre zu klären, ob durch Verwendung einer großen Anzahl gleicher Motoren in unterschiedlicher Anzahl in verschiedenen Flugzeugen eine Kostenersparnis durch rationellere Fertigung erreichbar ist.

Insbesondere die ersten beiden Themen der Flugphysik sollten in einem zukünftigen Projekt noch genauer untersucht und bewertet werden.

Weiterhin ist die Frage der Skalierbarkeit noch offen. Die untersuchten Flugzeuge stellen vermutlich eine Obergrenze dar, bei der die Technologie verteilter Antriebe sinnvoll einsetzbar ist. Bei größeren Flugzeugen sind für einen wirtschaftlichen Betrieb höheren Machzahlen erforderlich, bei denen der vor dem Flügel angeordnete Propellerantrieb nicht mehr effizient ist.

Auf der anderen Seite kann die Technologie aber auch bei kleineren Flugzeugen eingesetzt werden, um den Energiebedarf und das Geräusch zu verringern, sowie die Sicherheit zu erhöhen. Ein großer Teil von Unfällen mit Kleinflugzeugen resultiert aus Leistungsverlust oder Triebwerksausfall.

12 Literaturverzeichnis

- [1] European Commission: Flightpath 2050, Europe's Vision for Aviation, Brüssel 2011.
- [2] Bundesregierung: Luftfahrtstrategie der Bundesregierung, Berlin, 2013.
- [3] Hepperle, M., „Electric Flight - Potential and Limitations“, AVT-209 Workshop on Energy Efficient Technologies and Concepts Operation, Lissabon, 22.-24. Oktober 2012.
- [4] Rolt, Whurr, „Distributed Propulsion Systems to Maximize the Benefits of Boundary Layer Ingestion“, Konferenzbeitrag, ISABE-2015-20288, 2015.
- [5] M. Strack, G. Chiozzotto, M. Iwanizki, M. Plohr, M. Kuhn, „Conceptual Design Assessment of Advanced Hybrid Electric Turboprop Aircraft Configurations“, AIAA Aviation Paper, 2017-3068, 2017.
- [6] Hepperle, M., „Aspects of Distributed Propulsion - A View on Regional Aircraft“, Presentation auf dem Symposium „Elektrisches Fliegen“, Airport Stuttgart, 2016.
- [7] Borer, Moore, „Integrated Propeller-Wing Design Exploration for Distributed Propulsion Concepts“, 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting Kissimmee, Florida.
- [8] Stol, A.M. Bevirty, J., Moore M.D., Fredericks William J., Borer Nicholas K., „Drag Reduction Through Distributed Electric Propulsion“ Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 16-20 June 2014, Atlanta, Georgia.
- [9] Betz, A., „Schraubenpropeller mit geringstem Energieverlust“, mit einem Zusatz von L. Prandtl, Nachrichten der Königlichen Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, Mathematisch-physikalische Klasse, 1919, pp. 193-217. Nachdruck in Prandtl, L. and Betz, A., „Vier Abhandlungen zur Hydrodynamik und Aerodynamik“, Göttingen, 1927, pp. 68-92.
- [10] Goldstein, S., „On the Vortex Theory of Screw Propellers“, Proceedings of the Royal Society, London, Vol. 123, 1929, pp. 440-465.
- [11] Helmbold, H. B., „Der Entwurf einer Luftschaube für gegebene Betriebsverhältnisse“, Ringbuch der Luftfahrttechnik, 1937.
- [12] Larrabee, E., „Practical Design of Minimum Induced Loss Propellers“, Society of Automotive Engineers Business Aircraft Meeting and Exposition, Wichita, KS, SAE paper 790585, April 3-6, 1979.
- [13] Adkins, N., Liebeck, R. H., „Design of Optimum Propellers“, 21st Aerospace Sciences Meeting, Reno, AIAA Paper 83-0190, Jan. 1983.
- [14] Adkins, Liebeck, N., R. H., „Design of Optimum Propellers“, Journal of Propulsion and Power, Vol. 10, No. 5, 1994, pp. 676-682.
- [15] R. Eppler, M. Hepperle, „A Procedure for Propeller Design by Inverse Methods“, published in: G.S. Dulikravich, proceedings of the International Conference on Inverse Design Concepts in Engineering Sciences (ICIDES), pp. 445-460, Austin TX, October 17-18, 1984.
- [16] Hepperle, M., „Inverse Aerodynamic Design Procedure for Propellers having a prescribed Chord Length Distribution“, Journal of Aircraft, 2010.
- [17] Wöhler, S., Atanasov, G., Silberhorn, D., Fröhler, B., „Preliminary Aircraft Design within a Multi-Disciplinary and Multi-Fidelity Design Environment“, Aerospace Europe Conference, Bordeaux, 2020.
- [18] Schmollgruber, P., Chiozzotto, G.P., „Baseline Aircraft Definition“, LPA_1.6.1_Onera_DEW_D1.6.1.4-1, Clean Sky 2, 2016.

- [19] „Memo-SL-19-AUG-2019-Preliminary_Hybrid_AC_Corrected_20-JAN-2020.docx“ , SynergIE-internes Dokument.
- [20] „Memo-SL-03-MAR-2020.docx“, SynergIE-internes Dokument.
- [21] Keller, D., “Towards Higher Aerodynamic Efficiency of Propeller-Driven Aircraft with Distributed Propulsion”, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Online Präsentation, 1. – 3. September 2020, Online.
- [22] Keller, D., “Towards Higher Aerodynamic Efficiency of Propeller-Driven Aircraft with Distributed Propulsion”, CEAS Aeronautical Journal, doi: <https://doi.org/10.1007/s13272-021-00535-5>, <https://link.springer.com/article/10.1007/s13272-021-00535-5>
- [23] Vechtel, D., Buch, J.-P., „Aspects of Yaw Control Design of an Aircraft With Distributed Electric Propulsion“, Deutscher Luft- und Raumfahrt Kongress, Online Präsentation, 31 August – 3 September 2021, Bremen.
- [24] Klimmek, T., Schulze, M., Atanasov, G., „Investigation on Regional Aircraft Configuration Variants with Distributed Propulsion using DLR’s Parametric Aeroelastic Design Process cpacs-MONA“, DLRK2021, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2021, 31. August – 2. September 2021, Bremen und online
- [25] HyDe Konzept Flyer
- [26] Keller, D., “Aerodynamische Untersuchungen zur Vortriebseffizienz von verteilten Propellerantrieben an einem Regionalflugzeug,” DLR-IB-AS-BS-2021-198, DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig, Germany, 2021.
- [27] Spalart, P. and Allmaras, S., “A one-equation turbulence model for aerodynamic flows,” in 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, no. 92–439, 1992.
- [28] Spalart, P. and Shur, M., “On the sensitization of turbulence models to rotation and curvature,” Aerospace Science and Technology, vol. 1, no. 5, pp. 297–302, 1997.
- [29] Raichle, A., “Flux Conservative Discretization of the Actuator Disk Model as a Discontinuity Surface,” ph.d. thesis, Technical University Braunschweig, Braunschweig, Germany, 2017.
- [30] Hepperle, M., “Propeller Data V0.4,” SynergIE memorandum, DLR, 2019.
- [31] Atanasov, G., “Final Configuration Preliminary Model,” SynergIE memorandum, DLR, May 2021.
- [32] CentaurSoft, “Centaur hybrid grid generation system,” in [online web site], URL: <http://www.centaursoft.com>, [retrieved 19th November 2012].
- [33] Vechtel, D., „Flugmechanische Bewertung von Konfigurationen mit verteilten elektrischen Antrieben“, DLR-Institutsbericht DLR-IB-FT-BS-2020-3, Braunschweig, 2019.
- [34] N.N. Flying Qualities of Piloted Aircraft, Department of Defence Handbook MIL-HDBK-1797, 19 December 1997.
- [35] N.N., Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25, European Aviation Safety Agency EASA, Amendment 23, 15 July, 2019.
- [36] Vechtel, D., Buch, J.-P., „Gesamtflugzeugsimulation eines hybrid-elektrischen Regionalflugzeugs mit verteilten Antrieben“, DLR-Institutsbericht DLR-IB-FT-BS-2021-26, Braunschweig, 2021.
- [37] Schmollgruber, P. und Chiozzotto, G. P., Baseline Aircraft Definition, LPA_1.6.1_Onera_DEW_D1.6.1.4-1, Clean Sky 2 LPA Platform 1 Deliverable D1.6.1.4-1 15.12.2019.
- [38] Fischenberg, D., „A validated dynamic simulation model for VFW-614 ground handling, DLR Institutsbericht IB 111-98/33,“ Braunschweig, 1998.
- [39] Barnes, A., Jager, T., Enhancement of aircraft ground handling simulation capability, AGARDograph No. 333, 1988.
- [40] Duda, H., Advani, S., Potter, M., „Design of the DLR AVES Research Flight Simulator,“ in AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Boston, MA, USA, 19. - 22. August 2003.
- [41] Cooper, G., Harper, R., „The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities, NASA TN D-51,53,“ Washington D.C, USA, 1969.

- [42] Biser, S., Filipenko, M., Boll, M., Kastner, N., Atanasov, G., Hepperle, M., Keller, D., Vechtel, D., Noe, M., „Design Space Exploration Study and Optimization of a Distributed Turbo-Electric Propulsion System for a Regional Passenger Aircraft“, 2020 AIAA Propulsion and Energy Conference, New Orleans, LA, USA, 24–26 August, 2020.

DLR-IB-AS-BS-2021-212

**Untersuchung von verteilten hybrid-elektrischen Antrieben an
Kurzstreckenflugzeugen**

Abschlussbericht

Vorhaben des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) im
Technologie-Förderverbundvorhaben „Synergie“
(Synergetische Integration von verteilten hybrid-Elektrischen Antrieben)
FKZ: 20A1706D

Martin Hepperle ¹⁾

Georgi Atanasov ²⁾

Dennis Keller ¹⁾

Thomas Klimmek ³⁾

Dennis Vehtel ⁴⁾

¹⁾ Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

²⁾ Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt

³⁾ Institut für Aeroelastik

⁴⁾ Institut für Flugsystemtechnik

Verteiler:

Institutsbibliothek AE	1 Exemplar
Institutsbibliothek AS	1 Exemplar
Institutsbibliothek FT	1 Exemplar
Institutsbibliothek SL	1 Exemplar
Verfasser	16 Exemplare
Deutsche Bibliothek in Frankfurt/Main	2 Exemplare
Niedersächsische Landesbibliothek Hannover	1 Exemplar
Technische Informationsbibliothek TIB Hannover	1 Exemplar
Zentralbibliothek BS	1 Exemplar
Zentralarchiv GÖ	1 Exemplar
Reserve	4 Exemplare
GESAMT	30 Exemplare

