

# AUSWIRKUNGEN DER VORGABE EINES KOSTENINDEX AUF DEN FLUGZEUGENTWURF

F. Schültke, M. Husemann, C. Glaser, E. Stumpf  
Institut für Luft- und Raumfahrtsysteme der RWTH Aachen  
Wüllnerstraße 7, 52062 Aachen, Deutschland

## Zusammenfassung

Dieses Paper zeigt die Auswirkungen der Vorgabe eines Kostenindex auf die Designtreiber des Flugzeugvorentwurfs. Im Speziellen werden für eine Kurzstreckenreferenzkonfiguration die Änderungen der Reiseflugmachzahl, des Kraftstoffverbrauchs sowie der Reisezeit und direkten Betriebskosten unter Vorgabe verschiedener Kostenindizes auf einer festen Referenzmission betrachtet. Des Weiteren wird die Kurzstreckenreferenz auf verschiedene Kostenindizes optimiert und deren Leistung untereinander sowie gegenüber dem Referenzentwurf verglichen. Bisher werden im Flugzeugvorentwurf verschiedene Flugzeugkonfigurationen hauptsächlich auf einen minimalen Treibstoffverbrauch optimiert, der einen hohen Einfluss auf die gesamten Betriebskosten ausübt. Aus operationaler Sicht ist diese Konfiguration nicht zwangsläufig optimal für ihren späteren Einsatzzweck. Aus diesem Grund ist auch eine Betrachtung der zeitabhängigen Kostenanteile bereits im Flugzeugvorentwurf sinnvoll. Ein entsprechender Ansatz wird in diesem Paper vorgestellt und angewendet. Die Ergebnisse zeigen, dass eine Optimierung der Geometrie der Referenzkonfiguration mit Berücksichtigung von CI-Vorgaben Vorteile gegenüber der Kurzstreckenreferenz auf der Einsatzmission bringt. Auf die gesamte Einsatzzeit im Jahr und gesamte Flotte einer Fluggesellschaft gesehen, stellen diese Einsparungen einen nicht zu vernachlässigenden Anteil dar.

## SYMBOLVERZEICHNIS

$\tau$	Kostenfunktion
$Ma_{Econ}$	Ökonomische Machzahl [-]
$Ma_{MO}$	Maximale Machzahl im Betrieb [-]
BF	Kraftstoffverbrauch während Blockzeit [kg]
BT	Blockzeit [h]
CI	Kostenindex [kg/min]
CSR-01	CeRAS Short Range-Version 1
DOC	Direkte Betriebskosten [\$]
FL	Reiseflughöhe als Fluglevel
FMS	Flugmanagementsystem
MICADO	Multidisciplinary Integrated Conceptual Aircraft Design and Optimization
MTOW	Maximale Abflugmasse [kg]
NM	Nautische Meilen
OWE	Betriebsleermasse [kg]
SR	Specific Range
TLAR	Top-Level Aircraft Requirement

## 1. EINLEITUNG

Damit Fluggesellschaften wirtschaftlich erfolgreich agieren können, müssen neben Gewährleistung der Sicherheit sowie ausreichender Einnahmen vor allem Ausgaben nachhaltig gesenkt werden. In den 1970er Jahren, vor Erscheinen der ersten Flugmanagementsysteme und steigender Ölpreise, konzentrierten sich Flugzeughersteller primär auf die Minimierung des Treibstoffverbrauchs. Mit der Implementierung fortschrittlicher Technologien in den 1980er Jahren sahen sich Fluggesellschaften und Flugzeughersteller dazu befähigt, komplexere Leistungs- und Kostenkalkulationen durchzuführen und zeitabhängige Kosten gewinnen somit an Relevanz [1]. Darunter sind solche direkten Betriebskosten zu verstehen, die unter unmittelbarer Wechselwirkung mit der Flugzeit stehen. Obwohl der Gesamtgewinn europäischer Fluggesellschaften für das Jahr 2017 auf circa 7,4 Milliarden US-\$ geschätzt wird, entspricht dieser Wert lediglich einer knapp vierprozentigen Umsatzrendite und europäische Fluggesellschaften verdienen durchschnittlich nicht mehr als circa 7 US-\$ pro Passagier [2]. Zusätzlich erhöht der Eintritt von weiteren Billigfluggesellschaften den Kostendruck auf bereits etablierte Fluggesellschaften im Luftverkehrsmarkt. Um den Anforderungen von Fluggesellschaften nach kostengünstigen Flugzeugflotten gerecht zu werden, stehen Flugzeughersteller daher vor der Herausforderung, moderne und effiziente Flugzeugmodelle zu konzipieren, die möglichst geringe direkte Betriebskosten verursachen.

Unter der Vorgabe von Top-Level Aircraft Requirements (TLAR) entwerfen Flugzeughersteller solche Flugzeugmuster, die für eine festgelegte Nutzlast auf bestimmte Betriebspunkte ausgelegt sind. Solange die Flugzeuge in solchen Betriebspunkten betrieben werden, erweisen sie sich in Bezug auf Treibstoffverbrauch bzw. direkte Betriebskosten als effizient. Jedoch werden im realen Flugbetrieb insbesondere zur Reduzierung zeitabhängiger Kosten optimale Betriebspunkte häufig verlassen. So ist es mitunter rentabler, die Flugzeit durch höhere Geschwindigkeiten zu reduzieren und als Folge daraus einen entsprechenden Anstieg des Kraftstoffverbrauchs zu akzeptieren. Eine Entscheidungshilfe für Fluggesellschaften ist hierbei der Kostenindex. Er gibt das momentane Verhältnis aus Zeit- und Treibstoffkosten an und ermöglicht somit eine Aussage, welche Geschwindigkeiten in einem spezifischen Szenario ökonomisch sinnvoll sind. Das kann dazu führen, dass geflogene Geschwindigkeiten nicht mehr dem Betriebsoptimum entsprechen, welches in der Vorentwurfsphase festgelegt wurde. Solche Kostenindex-Betrachtungen finden hingegen erst im Anschluss im regulären Flugbetrieb und nicht bereits im Flugzeugvorentwurf statt, weshalb von einem weiteren Optimierungspotential auszugehen ist.

## 2. METHODISCHER ANSATZ

Durch die Einführung eines Kostenindex (CI) lassen sich im Flugbetrieb Zeit- und Treibstoffkosten in Relation zueinander setzen. Der errechnete CI-Wert wird in das Flugmanagementsystem (FMS) eingegeben, welches anhand von Randbedingungen wie der aktuellen Triebwerksleistung und Atmosphärenbedingungen eine optimale Reisegeschwindigkeit (Econ-Mach,  $Ma_{Econ}$ ) berechnet [3]. Der Kostenindex ist somit essentieller Bestandteil der Flugplanung und wird im Flugdurchführungsplan dokumentiert. Nach einer Vorstellung der hier verwendeten Flugzeugvorentwurfsumgebung MICADO (Multidisciplinary Conceptual Aircraft Design and Optimization), mit Schwerpunkt auf die reguläre, reichweitenoptimale Auslegung von Flugzeugentwürfen anhand von TLARs, erfolgt eine umfassende Definition des Kostenindex sowie dessen Integration in den Flugzeugvorentwurf.

### 2.1. Flugzeugvorentwurfsumgebung MICADO

Das Institut für Luft- und Raumfahrtssysteme (ILR) verfügt mit MICADO über eine eigenständig entwickelte Flugzeugvorentwurfsumgebung, die sowohl konzeptionelle Vorentwurfsstudien von Flugzeugen als auch die Optimierung bestehender Flugzeugkonfigurationen ermöglicht. Im Bereich des Vorentwurfs kann hier zwischen einer Neuauslegung anhand von TLARs und der Berechnung einer Referenzgeometrie unterschieden werden. In einem iterativen Vorgang werden dann geometrische Abmessungen, Massen, Aerodynamik, Treibstoffverbrauch und weitere charakteristische Eigenschaften zu einem Flugzeugentwurf berechnet. Dabei kann zwischen verschiedenen Berechnungsmethoden mit unterschiedlich hohen Genauigkeiten ausgewählt werden. Diese reichen von einfachen statistischen Abschätzungen über semi-empirische Handbuchmethoden bis hin zu analytischen Methoden.

Die Flugmission wird in MICADO in inkrementelle Missionsschritte (Schrittweite ca. 1 Sekunde) unterteilt. In jedem dieser Schritte werden die Bewegungsgleichungen des Flugzeugs gelöst und daraus der aktuelle Schubbedarf des Triebwerks ermittelt. Dabei greift das Programm auf zuvor berechnete aerodynamische Kennfelder aus Widerstands- und Auftriebsbeiwerten zurück, wobei auch die Nutzung der Steuerflächen sowie Hochauftriebshilfen und Störklappen berücksichtigt wird. Zusätzlich gehen auch Leistungs- und Zapfluftbedarf der Bordsysteme (Flugsteuerung, Klimaanlage, etc.), die dem Triebwerk entnommen werden, in die Berechnungen mit ein. Mit Hilfe des daraus resultierenden Gesamtleistungsbedarfs der Triebwerke können schließlich die Triebwerkszielparameter wie Kraftstoffverbrauch und Emissionsausstoß für den aktuellen Missionsschritt aus hinterlegten Triebwerkskennfeldern entnommen werden. Diese Kennfelder stammen aus thermodynamischen Triebwerksmodellen, die für die Anwendung in MICADO manuell mit der Software GasTurb generiert werden und beinhalten Daten für den Kraftstoffverbrauch und Emissionsausstoß in unterschiedlichen Flughöhen, Geschwindigkeiten sowie bei verschiedenen Triebwerksdrehzahlen [4]. Damit steht in der Missionsanalyse in jedem Missionsschritt der aktuelle Betriebszustand des Triebwerks zur Verfügung. Dieses ermöglicht auch die Darstellung von Effekten einer Höhen- oder Geschwindigkeitsvariation auf die Flugmission.

Abschließend erfolgt eine Bewertung des Flugzeugentwurfs im Hinblick auf Leistung, Emissionen und Kosten. Im Bereich der Kosten wird bei der Berechnung der Lebenszykluskosten zwischen wiederkehrenden und nicht-wiederkehrenden Kosten sowie Betriebskosten und End-of-Life Kosten unterschieden. Die Betriebskosten werden wiederum in die direkten und indirekten Betriebskosten untergliedert.

Eine detaillierte Beschreibung von MICADO ist bei Risse [5] zu finden.

### 2.2. Der Kostenindex

Unter direkten Betriebskosten werden solche Kostenelemente zusammengefasst, die durch den Betrieb eines spezifischen Flugzeugmusters entstehen. Neben Ausgaben für das Kabinen- und Wartungspersonal zählen hierzu beispielsweise auch Aufwendungen für Kraftstoff, Versicherungen sowie sonstige Gebühren für Start bzw. Landung oder Verspätungen [6]. Werden die zeitabhängigen Kostenanteile der Betriebskosten ins Verhältnis mit den Kraftstoffkosten gesetzt, ergibt sich die Definition des Kostenindex, die in Gleichung 1 dargestellt ist. Die Definition sowie die weiteren Gleichungen dieses Abschnitts sind dem Dokument „Getting to grips with cost index“ von Airbus entnommen [1].

$$(1) \quad CI = \frac{C_{Time}}{C_{Fuel}} \text{ in } \left[ \frac{kg}{min} \right]$$

Ist dieser gleich Null gesetzt ( $CI = 0$ ), wird dem Treibstoffverbrauch die größte Relevanz zugemessen, sodass besonders treibstoffeffizient geflogen werden muss. Mit steigendem CI-Wert gewinnen zeitabhängige Kosten wie zum Beispiel Verspätungsgebühren an Bedeutung und es gilt die Flugzeit zu reduzieren bzw. gar zu minimieren.

Die gesamten Reisekosten (Trip-Kosten, engl. costs, C) lassen sich in drei Bereiche unterteilen. Die Treibstoffkosten setzen sich aus dem Treibstoffpreis (engl. fuel, Index F) multipliziert mit der benötigten Treibstoffmenge (engl. trip fuel,  $\Delta F$ ) zusammen. Der zweite Bereich berücksichtigt die zeitabhängigen Kosten, wozu die Kosten pro Flugminute (engl. time, Index T) und die Reisezeit ( $\Delta T$ ) zählen. Weiterhin gehen die Fixkosten (engl. constant, Index C) in die Berechnung ein. Diese sind sowohl von der Flugzeit als auch vom Treibstoffverbrauch unabhängig und werden indirekte Betriebskosten (engl. Indirect Operational Costs, IOC) genannt [7]. Dadurch ergeben sich die Reisekosten zu:

$$(2) \quad C = C_F * \Delta F + C_T * \Delta T + C_C$$

- $C_F$ : Treibstoffkosten pro Kilogramm
- $C_T$ : Zeitabhängige Kosten pro Flugminute
- $C_C$ : Unabhängige Fixkosten
- $\Delta F$ : Trip Fuel (Reisetreibstoff) in kg
- $\Delta T$ : Trip Time (Reisezeit) in min

Für die weitere Betrachtung sei lediglich der variable Teil ohne Fixkosten relevant, weshalb der Fixkostenanteil nicht weiter berücksichtigt wird. Diese Vereinfachung kann getroffen werden, da der Kostenindex zeit- und treibstoffabhängige Kosten in Relation zueinander setzen soll. Gleichung 2 vereinfacht sich dementsprechend zu:

$$(3) \quad C = C_F * \Delta F + C_T * \Delta T$$

Für einen festgelegten Zeitabschnitt und Ort können die Treibstoffkosten als konstant angesehen werden. Aus diesem Grund wird Gleichung 3 durch die als konstant angenommenen Treibstoffkosten  $C_F$  dividiert, um so eine Kostenfunktion  $\tau$  zu definieren:

$$(4) \quad \tau = \frac{C}{C_F} = \Delta F + \frac{C_T}{C_F} * \Delta T$$

Hier wird der Kostenindex  $CI = \frac{C_T}{C_F}$  deutlich. Des Weiteren wird der Ausdruck  $\Delta F$  durch die Beziehung der spezifischen Reichweite (engl. specific range, SR) ersetzt (vgl. Gleichung 5). Durch diese Umformung ist unmittelbar erkennbar, welchen Anteil der Flugstrecke ( $\Delta S$ ) ein Flugzeug pro verbrauchter Einheit Treibstoff ( $\Delta F$ ) zurücklegen kann. Ein weiterer wichtiger Faktor hierbei ist, dass die spezifische Reichweite von Gewicht, Höhe und anderen Einflüssen abhängt. Durch die Einführung der spezifischen Reichweite können solche Abhängigkeiten bei Optimierungsrechnungen berücksichtigt werden.

$$(5) \quad SR = \frac{\Delta S}{\Delta F} \leftrightarrow \Delta F = \frac{\Delta S}{SR}$$

Die spezifische Reichweite wird in nautischen Meilen (NM) pro Kilogramm (kg) angegeben.  $\Delta T$  wird über die allgemeine Weg-Zeit Beziehung (Gleichung 6) ausgedrückt:

$$(6) \quad \Delta S = V * \Delta T \leftrightarrow \Delta T = \frac{\Delta S}{V}$$

Die Geschwindigkeit V beschreibt hierbei die Geschwindigkeit gegenüber dem Boden (engl. Groundspeed, GS). Sie wird in nautischen Meilen (NM) pro Minute (min) angegeben. Werden Gleichung 5 und Gleichung 6 in Gleichung 4 eingesetzt, folgt daraus:

$$(7) \quad \tau = \frac{\Delta S}{SR} + CI * \frac{\Delta S}{V}$$

In einem letzten Schritt wird die Kostenfunktion auf eine pro Fluggesellschaft berechnete Durchschnittsflugstrecke (engl. stage length) von einer nautischen Meile ( $\Delta S = 1$  NM) bezogen. Eine *stage length* ist der Quotient aus *Gesamtzahl geflogener Meilen* und der *Zahl der Flüge* pro Fluggesellschaft. Dieser Schritt wird ausgeführt, um den Fluggesellschaften die Möglichkeit zu geben, Kostenkalkulationen auf ihre gesamte Flotte zu beziehen und nicht nur auf einzelne Flüge. Der finale Ausdruck der Kostenfunktion lautet:

$$(8) \quad \tau = \frac{1}{SR} + CI * \frac{1}{V} \text{ in } \left[ \frac{kg}{NM} \right]$$

Infolge der Umformungen wird ersichtlich, dass diese Kostenfunktion genau dann minimiert wird, wenn die Geschwindigkeitseinstellung *Econ* sowohl Treibstoff- als auch Zeitkosten richtig proportioniert. Angaben über den Kostenindex und somit über die Geschwindigkeitseinstellung *Econ* werden in der Flugplanung berücksichtigt, wodurch das FMS die Fluggeschwindigkeit stets nach dem gesetzten CI-Wert ausrichtet.

### 2.3. Integration des Kostenindex in den Flugzeugentwurf

Die vorangegangenen Gleichungen dienen dazu, in MICADO eine Methodik zu implementieren, die unter Berücksichtigung des aktuellen Flugzeuggewichts, der Flughöhe und -geschwindigkeit stets die ökonomisch sinnvollste (Econ-Mach) Geschwindigkeit berechnet. Da MICADO mit Werten der Hersteller Sperry und Honeywell arbeitet, wird der CI-Wert zwischen 0 und 999 angegeben [1].

MICADO berücksichtigt keine Windkomponenten, weshalb die wahre Geschwindigkeit gegenüber der Luft (engl. True Air Speed, TAS) gleich der Geschwindigkeit gegenüber dem Boden (GS) ist. Somit wird für die nachfolgenden Rechnungen angenommen, dass gilt [8]:

$$(9) \quad V = TAS = GS$$

Weiterhin ist die Machzahl das Verhältnis zwischen der TAS und der lokalen Schallgeschwindigkeit  $a$  [8]:

$$(10) \quad Ma = \frac{TAS}{a}$$

Für alle weiteren Überlegungen dient Gleichung 8 als Grundlage. An dieser Stelle sei betont, dass die Geschwindigkeiten in MICADO in  $\left[ \frac{m}{s} \right]$  und die spezifische Reichweite in  $\left[ \frac{m}{kg} \right]$  angegeben wird. Der linke Teil der Gleichung 8 beschreibt den treibstoffabhängigen Teil. Dies entspricht dem Zustand  $CI = 0$ . Dadurch vereinfacht sich Gleichung 8 zu:

$$(11) \quad \tau(CI = 0) = \frac{1}{SR}$$

Wird dieser Teil der Gleichung minimiert und die spezifische Reichweite daher maximiert, entspricht dies der reichweitenmaximalen Machzahl. Die spezifische Reichweite bezeichnet die Distanz, welche mit einer Einheit verbrauchten Treibstoff erreicht werden kann. Somit lässt sich die SR (vgl. Gleichung 5) ausdrücken als [8]:

$$(12) \quad SR = \frac{TAS}{FF} \text{ in } \left[ \frac{m}{kg} \right].$$

TAS: True Air Speed in  $\left[ \frac{m}{s} \right]$   
 FF: Treibstoffverbrauch (engl. Fuel Flow) in  $\left[ \frac{kg}{s} \right]$

Gleichung 12 lässt sich um folgende drei Komponenten erweitern, um die Einflussgrößen auf SR sichtbar zu machen [8]:

1. Eine aerodynamische Komponente in Form des Quotienten aus Auftrieb und Widerstand  $\frac{L}{D}$
2. Einen triebwerksabhängigen Teil über die Einführung des spezifischen Treibstoffverbrauches (engl. specific fuel consumption, SFC):  $SFC = \frac{FF}{Thrust}$  in  $\left[ \frac{kg/s}{N} \right]$
3. Die Gewichtskraft  $G = m * g$  in  $[N]$

Dann folgt für Gleichung 12

$$(13) \quad SR = \frac{TAS * \frac{L}{D}}{\frac{FF}{Thrust} * m * g} \text{ in } \left[ \frac{m}{kg} \right].$$

Mit Hilfe der vorangegangenen Umformungen ergeben sich in Gleichung 13 die gewünschten Abhängigkeiten von Gewicht, aerodynamischer Leistung und Effizienz des Triebwerks. Der Rest der Gleichung 8 ist trivial abzubilden, da nach Gleichung 9 die True Air Speed (TAS) benutzt werden kann. Der Divisor 60 ist notwendig, um die Einheit des Kostenindex von  $\left[ \frac{kg}{min} \right]$  auf  $\left[ \frac{kg}{s} \right]$  anzupassen. Somit folgt aus Gleichung 8:

$$(14) \quad \tau = \frac{1}{SR} + \frac{CI}{60} * \frac{1}{TAS}.$$

Da die Econ-Machzahl ermittelt werden soll, muss in einem letzten Schritt die TAS als Funktion der Machzahl dargestellt werden. Die in MICADO implementierte Formel lautet somit:

$$(15) \quad \tau = \frac{1}{SR} + \frac{CI}{60} * \frac{1}{Ma}$$

### 3. REICHWEITENOPTIMALE REFERENZKONFIGURATION CSR-01

Für eine Bewertung der Auswirkungen des in MICADO implementierten Kostenindex (s. Abschnitt 2.3) auf den Flugzeugentwurf wird zunächst ein Referenzentwurf benötigt, der für die späteren Studien als Ausgangslage dient. Im Rahmen dieser Veröffentlichung wird zunächst nur ein Kurzstreckenentwurf betrachtet. Dafür wird auf den bereits in der Forschungslandschaft bekannten CSR-01 zurückgegriffen. Der CSR-01 aus der „Central Reference Aircraft data System (CeRAS)“-Datenbank entstand 2014 im Rahmen eines Pilotprojekts mit dem Airbus Future Project Office in

Hamburg. Für eine nähere Beschreibung des Projekts sei hier auf Risse [9] verwiesen. Der vollständige Datensatz findet sich auf CeRAS [10]. Im Folgenden seien lediglich für diese Veröffentlichung relevanten Informationen noch einmal zusammengefasst.

Bei dem CSR-01 handelt es sich um ein Kurz- bis Mittelstreckenflugzeug, das für eine Reichweite von 2.500 NM bei einer Nutzlast von 17t für 150 PAX (~ 13.608 kg) im 2-Klassen-Layout ausgelegt ist. Im Kurzstrecken-Sektor steht für Single-Aisle Flugzeuge allerdings hauptsächlich der Passagiertransport im Vordergrund. Aus diesem Grund werden die Missionen meistens ohne zusätzlichen Cargo-Anteil geflogen. Unter diesen Umständen erreicht die CSR-01-Konfiguration mit der Nutzlast von 13.608 kg eine Reichweite von 2.750 NM. Der CSR-01 wird von zwei Turbopfantriebwerken mit einem Standschub von jeweils 117,8 kN angetrieben, ähnlich den IAE V2527-A5 Triebwerken.

Eine Zusammenfassung der globalen Kenngrößen des CSR-01 ist in Tabelle 1 dargestellt.

Tabelle 1: CSR-01 Kenngrößen

Parameter	Abk./Symbol	Unit	Wert
Auslegungsreichweite	R	NM	2.500
Passagierkapazität		PAX	150
Reiseflug-Machzahl	Ma <sub>cr</sub>	–	0,78
Flügelflächenlast	W/S	kg/m <sup>2</sup>	629,1
Schub-Gewicht-Verhältnis	T/W	–	0,312
Maximale Abflugmasse	MTOW	t	77,0
Maximale Landemasse	MLW	t	64,5
Betriebsleermasse	OWE	t	42,1
Standard Leermasse	MWE	t	38,2
Maximale Masse ohne Kraftstoff	MZFW	t	62,1
Maximale Kraftstoffmasse	MFW	t	18,7
Flügelfläche	S <sub>ref</sub>	m <sup>2</sup>	122,4
Flügelspannweite	b	m	34,1
Mean aerodynamic chord	MAC	m	4,2
Flügelvorderkantenpfeilung	φ <sub>LE</sub>	°	27
Triebwerkstyp		–	2 x V2527-A5
Standschub	SLST	kN	117,8
Getankte Kraftstoffmasse (Designmission)	MF	t	18,2
Blockzeit (Türen schließen bis Türen öffnen)	BT	h	6,01
Direkte Betriebskosten pro Flug	DOC <sub>Flug</sub>	\$	35.677,2

#### 3.1. Referenzmission

Neben dem Referenzflugzeug wird ebenso eine Referenzmission benötigt. Eine Auswertung amerikanischer Flugbetriebsdaten zeigt eine Signifikanz häufiger Streckendistanzen sowie transportierter Nutzlastmengen. Für typische Single-Aisle-Missionen (z.B Airbus A320 oder Boeing 737) sind demnach vor allem Distanzen von circa 1.000 NM und Nutzlasten von circa 12.000 kg bzw. 115 Passagieren schwerpunktmäßig erkennbar [11]. Ausgehend von Düsseldorf (DUS) oder Frankfurt (FRA) sind beispielsweise alle innereuropäischen Flughäfen im Umkreis von 1.000-1.200 NM erreichbar, wie in Abbildung 1 erkennbar.



Abbildung 1: Reichweiten um Flughafen Düsseldorf und Frankfurt (Quelle: gcmmap.com)

Demzufolge wird für die nachfolgenden Anwendungen der Kostenindexmethodik jeweils eine Flugstrecke von 1.000 NM sowie eine Nutzlast von 150 Passagieren (13.608 kg) angenommen. Die vorausgesetzte Reiseflughöhe wird auf Basis realer Flugbetriebsdaten definiert, die der Online-Datenbank flightradar24 entnommen wurden. Für eine Verbindung der Fluggesellschaft Eurowings konnten zwischen Düsseldorf (DUS) und Malaga (AGP) sieben Flüge mit einer Reiseflughöhe von 35.000 ft (FL350) sowie zehn Flüge auf einer Flughöhe von 37.000 ft (FL370) ermittelt werden. Für die Studie wird daher nachfolgend eine Flughöhe auf FL370 zugrunde gelegt. Das eingesetzte Flugzeug ist ein Airbus A320-214 mit einem 2-Klassen-Layout und entspricht hinreichend dem Referenzflugzeug aus Abschnitt 3. [12]

### 3.2. Preisszenarien

Abbildung 2 zeigt die Zusammensetzung der direkten Betriebskosten (DOC) des CSR-01 auf der Designmission. Es ist zu erkennen, dass die Kraftstoffkosten fast die Hälfte (ca. 41%) der Betriebskosten auf dieser Strecke ausmachen.

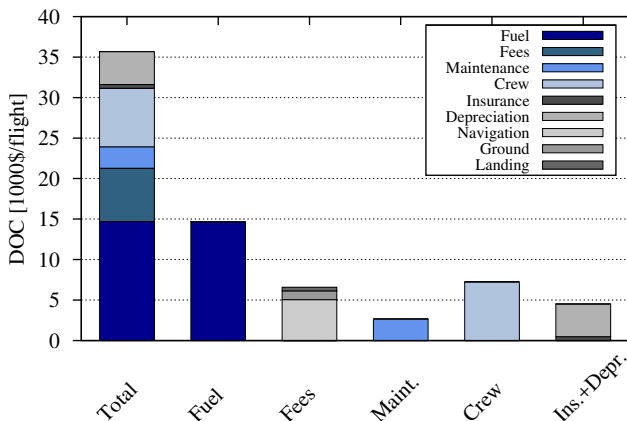


Abbildung 2: Zusammensetzung DOC der CSR-01 auf einer 2.500 NM Design-Mission

Hierbei liegt ein Kraftstoffpreis von 1 \$ pro kg zugrunde, was

einer eher konservativen Annahme entspricht. Die Entwicklung des Kraftstoffpreises über die letzten 17 Jahre zeigt Preise eher unter diesem Wert. Zwischen 2011-2014 lag der Preis für 1 kg Jet-A Kraftstoff bei ca. 0,898 \$ und 2015-2017 bei ca. 0,431 \$ [13]. Daraus lassen sich 3 Preisszenarien ableiten:

1. Szenario 2011: 0,9 \$ / kg Kraftstoff (38,6% DOC)
2. Szenario 2017: 0,4 \$ / kg Kraftstoff (20,2% DOC)
3. Szenario Referenz: 1,0 \$ / kg Kraftstoff (41,2% DOC)

Für nachfolgende Untersuchungen werden das Szenario 2011 und das Referenzszenario zur einem Hochpreisszenario (SH) zusammengefasst und gegen das Niedrigpreisszenario (SN) verglichen.

Wie der Übersicht über die Szenarien entnommen werden kann, erhöht sich mit steigenden Kraftstoffkosten deren Anteil an den gesamten Betriebskosten, da die anderen Anteile nur missions- bzw. flugzeugspezifisch sind. Je höher dementsprechend die Kraftstoffpreise liegen und damit deren Anteil an den Betriebskosten ist, desto eher ergibt es für eine Fluggesellschaft Sinn, kraftstoffsparend eine Mission durchzuführen. Dieses ist gleichbedeutend mit einer Vorgabe eines Kostenindex, der gegen Null läuft (CI → 0).

## 4. AUSWIRKUNGEN DES KOSTENINDEX AUF DEN FLUGZEUGENTWURF

Die Möglichkeit, über den Kostenindex auf die direkten Betriebskosten für eine Mission Einfluss zu nehmen, wird von den Fluggesellschaften heutzutage gerne genutzt. Aus diesem Grund stellt sich die Frage, wo und wie weit diese Vorgaben bereits in den Flugzeugvorentwurf einfließen könnten. Zur Untersuchung möglicher Auswirkungen bei Berücksichtigung eines Kostenindex im Flugzeugentwurf werden anhand des in Abschnitt 3 vorgestellten Referenzflugzeugs CSR-01 differenzierte Studien durchgeführt. Hierzu wird zunächst der Einfluss des Kostenindex auf zentrale Missionsparameter der Referenzmission vorgestellt. Anschließend wird der Referenzentwurf auf veränderte Bedingungen angepasst, indem maßgebliche Entwurfsparameter variiert werden.

### 4.1. Auswirkung der Vorgabe von CI-Werten auf Missionsparameter

Wie bereits in Abschnitt 2.3 erwähnt, wird die Vorgabe eines Kostenindex innerhalb von MICADO in eine äquivalente, ökonomische Reiseflugmachzahl  $Ma_{Econ}$  umgerechnet. In einer ersten Studie wird untersucht, in welchem Rahmen die berechneten ökonomischen Machzahlen auf der einen Seite mit dem Kostenindex und auf der anderen Seite mit der Reichweite der Mission variieren. In Abbildung 3 sind die Ergebnisse dieser Studie dargestellt. Mit zunehmender Reichweite steigt das Abfluggewicht des Flugzeugs, wodurch nahezu alle Eingangsparameter der spezifischen Reichweite wesentlich beeinflusst werden (vgl. Gleichung 13), die zudem von der Flugzeugkonfiguration abhängig sind. Dementsprechend ist eine Varianz in den ökonomischen Machzahlen mit der Reichweite bei konstanter CI-Vorgabe festzustellen (s. Abbildung 3).

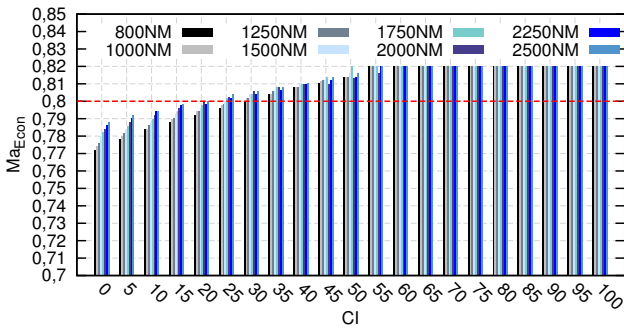


Abbildung 3:  $Ma_{Econ}$  in Abhängigkeit von CI und der Reichweite für den CSR-01

Bei einer Reichweite zwischen 800 NM und 2.500 NM kann die berechnete optimale Reiseflugmachzahl um bis zu 0,18 variieren. Ab einer CI-Vorgabe von ca. 60 ist die maximale mögliche Betriebsmachzahl  $Ma_{MO} = 0,82$  des CSR-01 erreicht. Deshalb ist hier keine weitere CI- und Reichweitenabhängigkeit bei noch höheren CI-Vorgaben zu erkennen. Bevor es allerdings zu derart kritischen Machzahlen für das Flugzeug kommt, wird  $Ma_{Econ}$  bereits künstlich begrenzt. Die rote Linie in Abbildung 3 kennzeichnet diese Grenze der möglichen durch das FMS berechenbaren ökonomischen Machzahlen. Gemäß Airbus sollte  $Ma_{Econ}$  einen Abstand von mindestens 0,02 zur  $Ma_{MO}$  aufweisen [1]. Daraus folgt für den CSR-01 ein  $Ma_{Econ,max} = 0,8$ . Das bedeutet, dass der Fluggesellschaft für den CSR-01 laut MICADO eine maximale CI-Vorgabe von < 30 möglich ist.

Zusammenfassend lässt sich anhand der Ergebnisse dieser Studie sagen, dass eine Optimierung bzw. Auslegung eines Flugzeugs bei Berücksichtigung von CI-Vorgaben für jede Reichweite individuell erfolgen muss. Für nachfolgende Untersuchungen wird aus diesem Grund die Reichweite der Referenzmission von 1.000 NM fixiert.

Eine genauere Auflösung des möglichen CI-Bereichs für den CSR-01 auf der Referenzmission zeigt Abbildung 4.

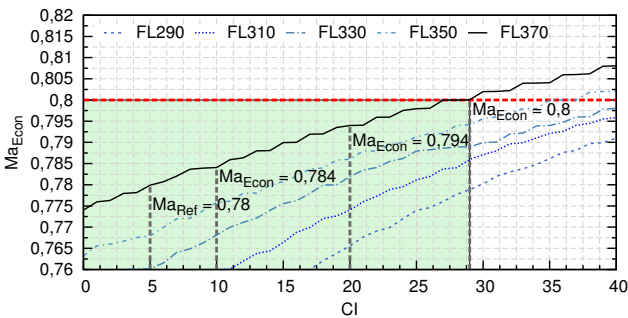


Abbildung 4:  $Ma_{Econ}$  in Abhängigkeit von CI und Flughöhe auf der Referenzmission (R = 1.000 NM) für den CSR-01

Die schwarze, durchgezogene Linie gibt die berechneten ökonomischen Machzahlen auf der 1.000-NM-Mission in einer Flughöhe von 37.000 ft in Abhängigkeit des CI-Werts wieder. Der sich daraus ergebende mögliche CI-Bereich für den CSR-01 zwischen  $0 \leq CI \leq 29$  ist schattiert dargestellt. Die möglichen CI-Vorgaben entsprechen einem resultierenden Machzahlbereich von  $0,775 \leq Ma_{Econ} \leq 0,8$ . Zusätzlich ist in Abbildung 4 die Relation des Kostenindex und

Econ-Fluggeschwindigkeit in Abhängigkeit der Reiseflughöhe dargestellt. Für einen gegebenen CI-Wert wird demnach mit zunehmender Reiseflughöhe eine ansteigende Fluggeschwindigkeit  $Ma_{Econ}$  erkennbar. Dieses erscheint zunächst sinnvoll, da mit steigender Flughöhe die Temperatur und damit die Schallgeschwindigkeit  $a$  sinkt. Wird für einen CI-Wert eine konstante Geschwindigkeit (TAS) berechnet, steigt dementsprechend nach Gleichung 10 die Machzahl. Da aber durch die Flughöhenvariation auch weitere Parameter aus Gleichung 13 und damit die Kostenfunktion in Gleichung 15 beeinflusst wird, laufen die Kurven auch nicht parallel und die Beziehung zwischen Fluggeschwindigkeit und Machzahl ist nicht der alleinige Grund für das Ansteigen der Econ-Machzahl mit steigender Flughöhe.

Mittels der Kurve für FL370 werden bereits hier CI-Werte festgelegt, die später genauer betrachtet werden. Dabei liegt eine Variation des CI-Werts in 10er-Schritten zugrunde bis zum maximalen Wert 29. Die Werte sind mit ihren entsprechenden Machzahlen in Abbildung 4 gekennzeichnet.

Die Auswirkungen der Econ-Fluggeschwindigkeit auf maßgebliche Entwurfsparameter (hier: Treibstoffverbrauch (engl. Blockfuel, BF), Missionsdauer (engl. Blocktime, BT) und Betriebskosten (engl. Direct Operating Costs, DOC)) sind in Abbildung 5 für eine Flugdistanz von 1.000 NM bzw. in Abbildung 6 für 2.500 NM dargestellt.

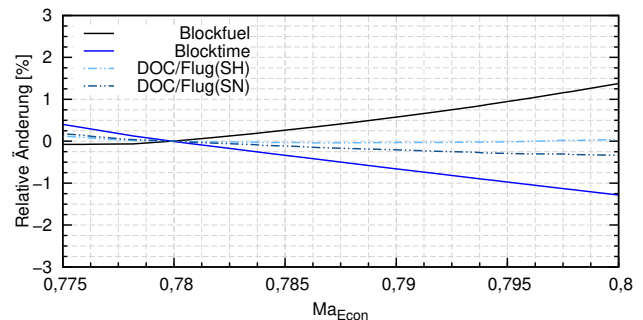


Abbildung 5: Relative Änderungen der Parameter Blockfuel, Blocktime, DOC/Flug in Abhängigkeit von  $Ma_{Econ}$  auf der Referenzmission (R = 1.000 NM, FL370) für den CSR-01

Für das Referenzflugzeug CSR-01 ist zu erkennen, dass insbesondere bei einem Niedrigpreisszenario für Kraftstoff (SN) die Zeitkosten mehr ins Gewicht fallen und daher ein Flug mit höheren Geschwindigkeiten (Machzahlen) mehr Einsparpotential bei den Gesamtkosten aufweist. In einem Hochpreisszenario (SH) überwiegt indessen der Kraftstoffanteil gegenüber dem Zeiteinfluss, weshalb weniger Kosten eingespart werden können bzw. bei sehr hohen Machzahlen sogar ein Kostenzuwachs zu erwarten ist, da der Kraftstoffverbrauch mit zunehmenden Fluggeschwindigkeiten steigt. Im Vergleich zu dem Referenzwert bei  $Ma = 0,78$  ist die Variation der Kosten mit der Machzahl allerdings eher gering, so dass hohe Fluggeschwindigkeiten im Reiseflug aufgrund einer verkürzten Reisezeit vorteilhaft und passagierfreundlich sind.

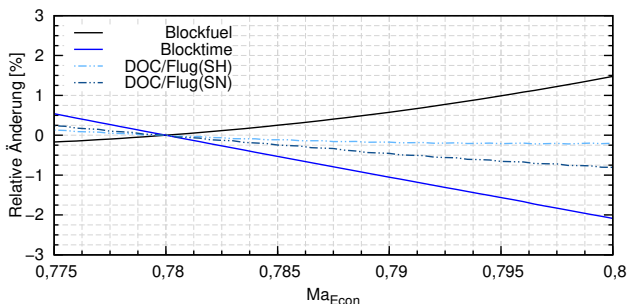


Abbildung 6: Relative Änderungen der Parameter Blockfuel, Blocktime, DOC/Flug in Abhängigkeit von  $Ma_{Econ}$  auf der Designmission (R = 2.500 NM, FL330/350) für den CSR-01

Für signifikant längere Flugstrecken (d.h. 2.500 NM, s. Abbildung 6) wird ersichtlich, dass sich eine höhere Fluggeschwindigkeit positiv auf das Gesamtergebn auswirkt. Die Zeitkosten überwiegen in diesem Fall die Kraftstoffkosten. Das Referenzflugzeug CSR-01 ist, kostentechnisch gesehen, dementsprechend relativ gut für eine Reichweitenstrecke zwischen 1.000-2.500 NM ausgelegt. In diesem Fall ist das Kosteneinsparpotential größer und die Erkenntnisse höherer ökonomischer Machzahlen bei größeren Reichweiten (s. Abbildung 3) werden bestätigt.

Zusammenfassend ergeben sich demnach folgende Referenzwerte aus Tabelle 2 für die anschließenden Optimierungsstudien:

Tabelle 2: Zusammenfassung der Referenzwerte für verschiedene CI-Werte auf der 1.000 NM-Mission für den CSR-01

CI[kg/min]	Mach[-]	Kraftstoff[kg]	Flugzeit[h]	DOC/Flug[\$]
Ref	0,78	6.128,12	2,653	16.511,5
10	0,784	6.140,59	2,646	16.506,4
20	0,794	6.181,19	2,629	16.507,5
29	0,80	6.212,33	2,619	16.518,9

#### 4.2. Optimierung der Referenzkonfiguration unter Berücksichtigung des Kostenindex

In diesem Abschnitt wird der Referenzentwurf aus Abschnitt 3 für die drei CI-Werte aus Abbildung 4 unter Betrachtung der Auslegungsmission optimiert. Damit ergeben sich die folgenden neuen Auslegungspunkte aus Tabelle 3.

Tabelle 3: Auslegungspunkte zur Optimierung der Referenzkonfigurationen

Parameter	Wert
Auslegungsreichweite	R = 2.500 NM
Passagierkapazität	PAX = 150
ökonomische Machzahl	CI = 10: $Ma_{Econ, CI=10} = 0,784$ CI = 20: $Ma_{Econ, CI=20} = 0,794$ CI = 29: $Ma_{Econ, CI=29} = 0,80$
Flugfläche	FL = 330/350

Den CI-Werten entsprechenden ökonomischen Machzahlen wurden unter der Annahme gewählt, dass der Einsatz

der optimierten Konfiguration weiterhin auf einer 1.000 NM-Mission auf FL370 erfolgt. Ziel ist es, für diese Mission die direkten Betriebskosten gegenüber den Referenzwerten (s. Tabelle 2) zu senken. Bei Anpassung der Reiseflugmachzahl ist eine Anpassung der Flügelgeometrie sinnvoll. Durch die erhöhten Anströmmachzahlen ist eine Adaption der Flügelgeometrie sinnvoll, um auch die kritischen Machzahlen zu höheren Werten zu verschieben. Dadurch wird ein plötzlicher Anstieg des Wellenwiderstands unterdrückt. Wichtig ist hier zu beachten, dass allerdings eine Erhöhung der Vorderkantenpfeilung den Maximalauftrieb verringert und aus aeroelastischen Aspekten die Torsions- und Biegesteifigkeit erhöht werden muss, was eine Zunahme der Flügelstrukturmasse zur Folge hat.

Neben der Adaption der Flügelvorderkantenpfeilung kann eine Anpassung der Flügelgröße vorgenommen werden. Wird von einer ähnlichen Masse der neuen Konfigurationen im Vergleich zur Referenzkonfiguration ausgegangen und dementsprechend davon, dass die Auftriebskraft konstant gehalten werden kann, ist es möglich bei steigender Fluggeschwindigkeit die Flügelgröße zu verringern. Allerdings wirkt sich dieses negativ auf die Langsamflugeigenschaften und dementsprechend auf die Start- und Landestrecke aus. Die Einhaltung der TLARs aus dem Referenzentwurf wird dementsprechend als weitere Randbedingung gesetzt.

Die Variation der Flügelgröße geschieht über eine Anpassung der Spannweite bei konstanter Flügelstreckung. Generell muss bei einer Anpassung des Flügels berücksichtigt werden, dass Änderungen hier auch Auswirkungen auf den Anteil „Abschreibung & Versicherung“ der direkten Betriebskosten haben. Direkt mit dem Flügel zusammenhängende Parameter wie Auftrieb, Massen und Systeme werden neu berechnet und für den Flügel ausgelegt. Alle anderen Komponenten werden der Referenzkonfiguration entnommen, um so wenig wie möglich Änderungen an dem bestehenden Entwurf vornehmen zu müssen, wodurch Umrüstkosten minimiert werden können.

In den Abbildungen 7 bis 9 wird die Änderung der direkten Betriebskosten gegenüber dem Referenzwert in Abhängigkeit der Flügelgröße und -pfeilung für die verschiedenen CI-Konfigurationen gezeigt.

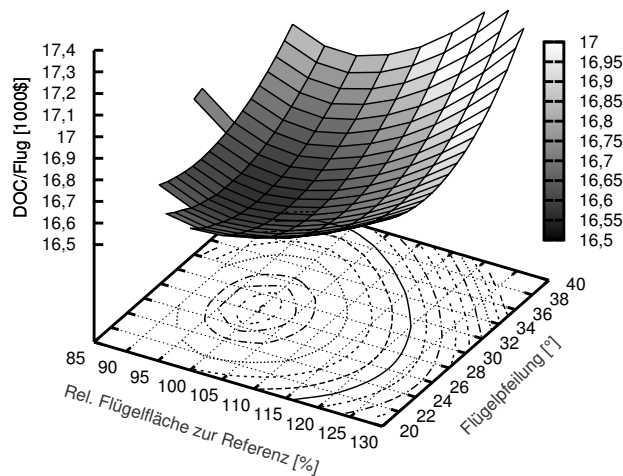


Abbildung 7: Darstellung der direkten Betriebskosten in Abhängigkeit der Flügelparameter Pfeilung und Fläche für CI10 ( $Ma_{Econ} = 0,784$ )

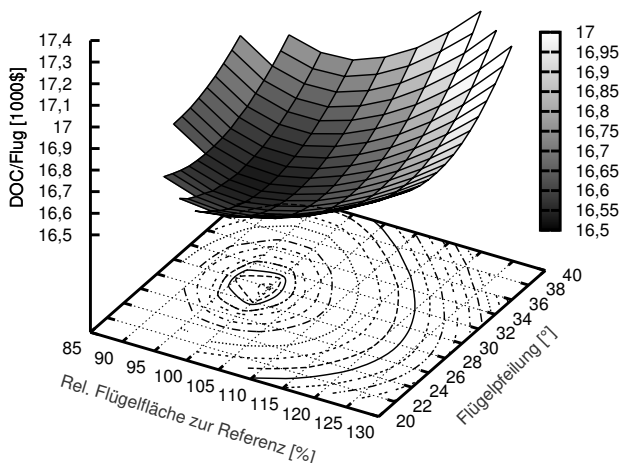


Abbildung 8: Darstellung der direkten Betriebskosten in Abhängigkeit der Flügelparameter Pfeilung und Fläche für CI20 ( $Ma_{Econ} = 0,794$ )

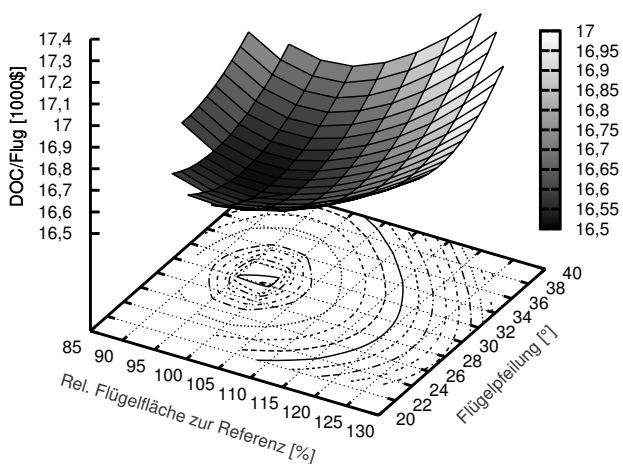


Abbildung 9: Darstellung der direkten Betriebskosten in Abhängigkeit der Flügelparameter Pfeilung und Fläche für CI29 ( $Ma_{Econ} = 0,80$ )

Aufgrund der ansteigenden Flügelmasse mit steigender Pfeilung und Fläche steigen auch die direkten Betriebskosten in Form von Abschreibung und Versicherung. Der Nachteil der steigenden Strukturmasse ist durch einen möglichen aerodynamischen Vorteil auf der Referenzmission nicht auszugleichen, wodurch auch die Abflugmasse steigt. Diese hat wiederum Auswirkungen auf Start- und Landegebühen. Das erklärt den Anstieg der direkten Betriebskosten mit steigender Flügelfläche und -vorderkantenpfeilung. Weiterhin ist ab einer Flügelflächenvergrößerung von ca. 11% die maximale Spannweite für die aktuelle Gate-Größe der ICAO-Kategorie C erreicht. Dementsprechend steigen die Abfertigungskosten am Flughafen bei noch größeren Spannweiten. Eine genauere Untersuchung des Einflusses der Flügelfläche und -vorderkantenpfeilung auf die Anteile der direkten Betriebskosten findet sich in Glaser [14].

Bei allen Konfigurationen zeichnet sich ein klares Optimum ab. Es zeigt sich, dass eine Variation der Flügelfläche weniger Vorteile bezüglich der Auswirkungen auf die direk-

ten Betriebskosten liefert als die Flügelvorderkantenpfeilung. Für die CI-optimierten Konfigurationen ist somit eine Flächenvariation im Rahmen von höchstens 3% gegenüber der Referenzfläche zu erwarten. Die Pfeilung zeigt hier eine größere Variationsmöglichkeit zwischen 26-32° im Rahmen dieser Untersuchung.

Die genaue Optimierung wird mit einem in MICADO integrierten NOMAD-Optimierer (Nonlinear Optimization by Mesh Adaptive Direct Search) durchgeführt. NOMAD verwendet den sogenannten MADS (Mesh Adaptive Direct Search)-Algorithmus zur Optimierung [15]. Dabei wird der jeweils aus den Abbildungen 7 - 9 ermittelte optimale Bereich weiter automatisiert eingegrenzt, so dass sich schließlich die in Tabelle 4 aufgelisteten Werte ergeben.

Tabelle 4: Auslegungspunkte zur Optimierung der Referenzkonfigurationen

Parameter	Einheit	Konfiguration			
		CI Ref.	CI = 10	CI = 20	CI = 29
<b>Designparameter</b>					
Machzahl	[-]	0,78	0,784	0,794	0,80
Pfeilung	[°]	27	29	29,0625	30,2
Flügelfläche	[m <sup>2</sup> ]	122,44	121,67	120,87	119,93
Flügelmasse	[t]	8,086	8,165	8,128	8,160
OWE	[t]	42,1	42,177	42,138	42,174
MTOW	[t]	77,0	77,052	77,117	77,184
<b>Parameter der Referenzmission</b>					
Blockfuel	[t]	6,128	6,118	6,137	6,142
Blockzeit	[h]	2,653	2,644	2,622	2,609
DOC/Flug	[1000\$]	16,512	16,493	16,461	16,444

In Tabelle 4 ist zu erkennen, dass mit zunehmender Machzahl die Vorderkantenpfeilung des Flügels ebenfalls zunimmt. Dieses ist mit der Unterdrückung des wachsenden Wellenwiderstands mit zunehmender Geschwindigkeit zu begründen. Durch die zunehmende Pfeilung nimmt allerdings auch das Flügelgewicht weiter zu, da der Druckpunkt der Auftriebsverteilung in Richtung Flügelspitze verschoben wird. Die kleiner werdende Flügelfläche kann diesem wachsenden Gewicht entgegenwirken. Durch die zunehmenden Geschwindigkeiten kann mit Betrachtung des Gesamtgewichts der Konfigurationen im Verhältnis die Flügelfläche geringfügig abnehmen, um eine noch ausreichende Auftriebskraft zu gewährleisten. Alles zusammengenommen resultiert dieses für die eigentliche Referenzmission in einer Zunahme des Kraftstoffverbrauchs mit steigender Geschwindigkeit, bedingt durch das ebenfalls gestiegene Strukturgewicht des Flügels. Indem für die Referenzmission die Flughöhe konstant auf FL370 gehalten wurde, um eine Vergleichbarkeit herzustellen, kann der Kraftstoffverbrauch in diesem Fall nicht zusätzlich durch ein optimaleres Fluglevel gesenkt werden. Dieses kann Gegenstand zukünftiger Untersuchungen sein. Trotz des leicht gestiegenen Kraftstoffverbrauchs überwiegt auch hier der Zeitvorteil, so dass insgesamt die direkten Betriebskosten durch eine Optimierung für den jeweiligen Kostenindex gesenkt werden können. Wie sich diese Punktoptimierung auf den gesamten CI-Bereich auf der Referenzmission auswirkt, wird im folgenden Abschnitt 4.3 dargestellt und diskutiert.



### 4.3. Vergleich der Konfigurationen

Um festzustellen, wie die CI-optimierten Konfigurationen sich bei der Vorgabe von CI-Werten verhalten, wird wiederum die Referenzmission herangezogen. Damit eine Vergleichbarkeit der Daten gewährleistet ist, wird in diesem Fall nicht die Aussage anhand der CI-Werte getroffen, sondern mittels der Vorgabe von Reiseflugmachzahlen. Bei gleichen CI-Vorgaben hätten die Konfigurationen nämlich jeweils andere entsprechende ökonomische Machzahlen. Das Ziel dieser Untersuchung ist es jedoch, eine Konfiguration zu identifizieren, die über einen Machzahlbereich (im weiteren Sinne CI-Bereich) eine gute Performance zeigt bzw. solche zu identifizieren, die außerhalb ihres optimalen Betriebspunktes sehr große Nachteile zeigen.

Dazu werden in den Abbildungen 10 bis 12 die entscheidenden Parameter Blockfuel, Blocktime und direkte Betriebskosten zwischen den einzelnen Konfigurationen verglichen, welche bereits aus Abschnitt 4.1 bekannt sind.

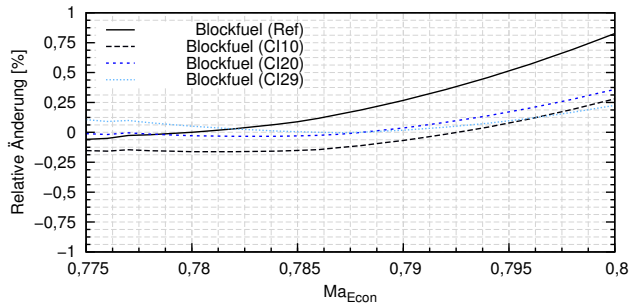


Abbildung 10: Vergleich der optimierten Konfigurationen mit der Referenz - Blockfuel

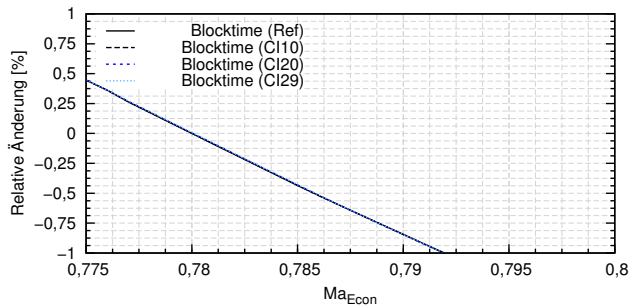


Abbildung 11: Vergleich der optimierten Konfigurationen mit der Referenz - Blockzeit

Abbildung 10 zeigt die Änderung des Kraftstoffverbrauchs über die Machzahl bezogen auf den Referenzwert Blockfuel (Ref) bei einer Geschwindigkeit von  $Ma = 0,78$ . Wird zunächst der Kraftstoffverbrauch isoliert betrachtet, fällt auf, dass die gestrichelte Kurve für die CI10-Konfiguration konstant unterhalb der Referenzkurve liegt. Auch die CI20-Kurve liegt bei Geschwindigkeiten über der Referenzmachzahl von  $Ma = 0,78$  permanent unterhalb der Referenzkurve. Das bedeutet zunächst, dass es für die Transportaufgabe von 150 PAX über eine Reichweite von 1.000 NM kraftstoffsparendere Konfigurationen gibt als den CSR-01. Die konstanteste Konfiguration, im Bezug auf den Kraftstoffver-

brauch, stellt die CI29-Konfiguration mit einem sehr flachen Gradienten dar.

Unter Beachtung der Tatsache, dass sich die Blockzeit nicht merklich ändert zwischen den optimierten Konfigurationen und der Referenzkonfiguration (vgl. Abbildung 11), ist davon auszugehen, dass der Verlauf der direkten Betriebskosten mit Änderung der Machzahl eine ähnliche Tendenz wie in Abbildung 5 zeigt. Das kann durch Abbildung 12 bestätigt werden.

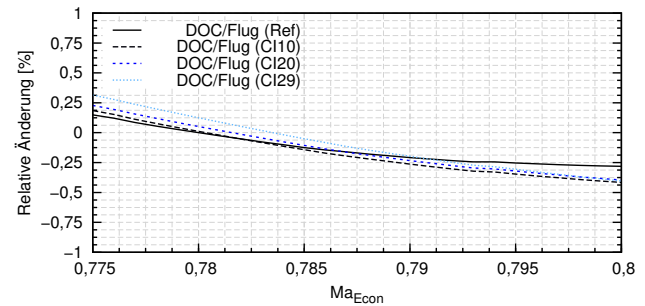


Abbildung 12: Vergleich der optimierten Konfigurationen mit der Referenz - Direkte Betriebskosten

In dieser Abbildung sind die direkten Betriebskosten pro Flug über der Machzahl für die verschiedenen CI-optimierten Konfigurationen gegen die Referenz aufgetragen. Auch hier zeigt sich, dass die CI10-Konfiguration nicht nur kraftstoff- sondern auch kostenoptimal für die Transportaufgabe ist. In weiten Bereichen ist diese Konfiguration günstiger zu betreiben als der CSR-01 und in den Bereichen unterhalb von ihrer Auslegungsmachzahl  $Ma = 0,784$  ist sie nur minimal teurer. Die Kostenschwankungen aller Konfigurationen liegen im Bereich von +0,25% bis -0,4% bezogen auf den CSR-01. Das entspricht einer Mehrausgabe von ca. 41 \$ pro Flug bis hin zu einer Ersparnis von 66 \$ pro Flug, was einem Gewinn von ca. 44 cts pro PAX (6,34%) gleichkommt [2]. Akkumuliert kann dieses für eine durchschnittliche Fluggesellschaft auf der Strecke von Düsseldorf nach Malaga auf das Jahr eine Ersparnis von ca. 100.000 \$ bringen. Eine Verdeutlichung dieser Zahlen gibt noch einmal Abbildung 13 wieder.

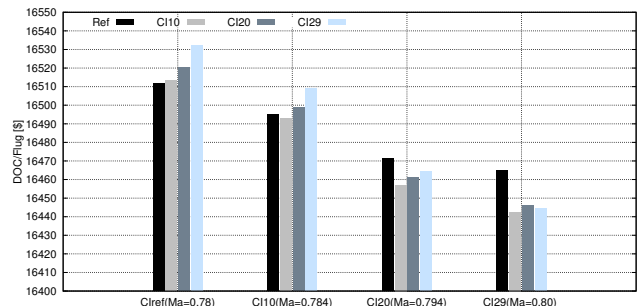


Abbildung 13: Vergleich der direkten Betriebskosten in den verschiedenen Designpunkten

Abbildung 13 zeigt die absoluten direkten Betriebskosten pro Flug für jede Konfiguration bei den verschiedenen Geschwindigkeitsniveaus aus Tabelle 3. Auffällig ist hier, dass die CI10-Konfiguration auch in den anderen Auslegungs-

punkten der dort jeweils optimierten Konfiguration überlegen ist. Lediglich bei  $Ma = 0,78$  liegen die Kosten der CI-Konfigurationen oberhalb derer des CSR-01. Für die CI10-Konfiguration kann dieser Bruchteil allerdings vernachlässigt werden. Demnach kann für diese Transportaufgabe von 150 PAX über 1.000 NM auf einer Flughöhe von 37.000 ft die CI10-Konfiguration als die optimale und beständigste Konfiguration ausgemacht werden.

## 5. ZUSAMMENFASSUNG

Der Flugzeugvorentwurf zielt auf eine Minimierung der Betriebskosten und insbesondere auf einen möglichst geringen Treibstoffverbrauch ab. Da im operativen Betrieb häufig andere Fluggeschwindigkeiten vorgegeben werden, ist der zugrunde gelegte Betriebspunkt nicht zwangsläufig optimal auf die tatsächlichen Einsatzbedingungen abgestimmt. Zur Untersuchung möglicher Effekte zeitabhängiger Kosten auf den Flugzeugentwurf wurde der Kostenindex als das Verhältnis von Zeit- zu Treibstoffkosten in die Flugzeugvorentwurfsumgebung MICADO implementiert. Hieran anschließend erfolgten auf Basis einer Kurzstreckenreferenzkonfiguration CSR-01 eine Serie von Parameterstudien, um Auswirkungen verschiedener Kostenindizes auf die Fluggeschwindigkeit (Machzahl) bzw. Flugzeit, Treibstoffverbrauch und Betriebskosten beurteilen zu können. Die Auswahl der Missionsparameter wurde anhand einer vorherigen Auswertung typischer Einsatzmissionen äquivalenter Flugzeugkonfigurationen vorgenommen. Demnach wurde eine Nutzlast von 13.608 kg über eine Reichweite von 1.000 NM und einer Reiseflughöhe von 37.000 ft transportiert. Das infolge einer größeren Reichweite zunehmende Abfluggewicht wirkt sich maßgeblich auf die Eingangsparameter der spezifischen Reichweite aus. Für den CSR-01 konnten CI-Werte zwischen 0 und 29 vorgegeben werden, ehe die maximale Fluggeschwindigkeit von  $Ma_{Econ,max} = 0,8$  erreicht wurde. Weiterhin wurde der Einfluss verschiedener Preisszenarien auf  $Ma_{Econ}$  untersucht und festgestellt, dass mit steigenden Treibstoffpreisen die Relevanz dieses Kostenanteils an den direkten Betriebskosten zunimmt. In einem letzten Schritt wurde die verwendete Referenzkonfiguration für drei verschiedene CI-Werte optimiert, indem sowohl die Flügelpfeilung als auch -fläche auf die vorherrschenden Betriebsbedingungen angepasst wurden. Aufgrund sich ändernder Fluggeschwindigkeiten wirkt sich insbesondere die Pfeilungsvariation positiv auf die Betriebskostenstruktur aus. Geringfügig erhöhte Treibstoffkosten ließen sich durch signifikant geringere Zeitkosten (über-)kompensieren. Im Vergleich zur Referenzkonfiguration konnte unter Vorgabe einer einheitlichen Machzahl gezeigt werden, dass Konfigurationen, die auf die Vorgabe von Kostenindizes optimiert sind, geringere Betriebskosten verursachen. Für eine vergleichbare Verbindung zwischen Düsseldorf und Malaga ließen sich somit innerhalb eines Jahres bis zu 100.000 \$ einsparen (6.34% pro PAX), sofern die Referenzkonfiguration auf einen CI-Wert von 10 optimiert wurde. Für fortführende Forschungsarbeiten gilt es im Besonderen das Zusammenspiel zwischen einer CI-Vorgabe und einer reichweitenoptimalen Flughöhe zu ermitteln. Hierzu sollten die Abhängigkeiten der Missionsparameter untersucht und aufeinander abgestimmt werden. Weiterhin sollte die Relevanz

möglicher Kosteneinsparungen in Abstimmung mit Flugzeugbetreibern determiniert werden und überprüft werden, ob CI-optimierte Konfigurationen für einen Reichweitenbereich optimal ausgelegt sind, da sich eine starke Abhängigkeit der ökonomischen Machzahl von der Reichweite zeigte. Abschließend bleibt die Frage, ob der Vorteil von CI-optimierten Flugzeugentwürfen bei größeren Reichweiten und Flugzeugen zunimmt.

## LITERATUR

- [1] Airbus Customer Service: Getting to grips with cost index. Technischer Bericht, STL 945.2369/98, 1998.
- [2] International Air Transport Association: Economic Performance of the Airline Industry. 2017 mid-year report. Zwischenbericht, 2017.
- [3] Klußmann, N.; Malik, A.: Lexikon der Luftfahrt. 3. aktualisierte Auflage, Berlin, Heidelberg: Springer, ISBN 978-3-642-22500-0, 2012.
- [4] GasTurb GmbH: GasTurb 13. Design and Off-Design Performance of Gas Turbines. Benutzerhandbuch, 2017.
- [5] Risse, K.; Anton, E.; Lammering, T.; Franz, K.; Hoernschemeyer, R.: An Integrated Environment for Preliminary Aircraft Design and Optimization. In: 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA SciTech, American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA 2012-1675, 2012.
- [6] Franz, K.; Lammering, T.; Risse, K.; Anton, E.; Hörnchemeyer, R.: Economics of Laminar Aircraft Considering Off-Design Performance. In: 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA SciTech, American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA 2012-1760, 2012.
- [7] Mensen, H.: Handbuch der Luftfahrt, Berlin, Heidelberg: Springer, ISBN 978-3-642-34401-5, 2013.
- [8] Airbus Customer Service: Getting to grips with aircraft performance. Technischer Bericht, 2002.
- [9] Risse, K.: Preliminary Overall Aircraft Design with Hybrid Laminar Flow Control. Vorentwurf von Flugzeugen mit hybrider laminarer Strömungskontrolle. RWTH Aachen University, Dissertation, 2016.
- [10] CeRAS: Central Reference Aircraft data System, <http://ceras.ilr.rwth-aachen.de>, 2014.

- [11] Lammering, T.; Schneider, T.; Stumpf, E.: The Right Single-Aisle for the Future Market. In: 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting 2015, AIAA SciTech, American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA 2015-1900, 2015.
- [12] Flightradar24 AB: flightradar24. Live Air Traffic, <http://www.flightradar24.com> (aufgerufen 28. August 2017), 2017.
- [13] International Air Transport Association: Fuel Price Monitor. Price Analysis, <http://www.iata.org/publications/economics/fuel-monitor/Pages/price-analysis.aspx> (aufgerufen 22. August 2017), 2017.
- [14] Glaser, C.: Durchführung von Flugstudien zur Analyse der Auswirkungen eines Kostenindex auf Flugzeugkonfigurationen im Flugzeugvorentwurf. RWTH Aachen University, Bachelorarbeit, 2017.
- [15] Le Digabel, S.: Algorithm 909: NOMAD: Non-linear Optimization with the MADS Algorithm. ACM Transactions on Mathematical Software, Bd. 37, Nr. 4, 44:1–44:15, 2011.