

VERGLEICH VON KURZSTARTFÄHIGEN REGIONALJETS MIT AKTIVEN HOCHAUFTRIEBSSYSTEMEN

C. Gologan, F. Stagliano, H.-J. Steiner, J. Seifert
Bauhaus Luftfahrt, Lyonel-Feining-Str. 28, 80807 München, Deutschland

Zusammenfassung

In diesem Beitrag wird die Gesamtmission von kurzstartfähigen Regionaljets mit den aktiven Hochauftriebssystemen *Upper Surface Blowing* und *Externally Blown Flaps* bei gleichen Anforderungen verglichen. Dazu werden die Berechnungsmethoden für Start- und Landebahnlänge an die physikalischen Gegebenheiten von Flugzeugen mit aktiven Hochauftriebssystemen angepasst und in ein parametrisches Flugzeugmodell integriert. Innerhalb der dadurch generierten Modelle für Flugzeugkonzepte mit *Upper Surface Blowing* und *Externally Blown Flaps* werden Schub-Gewichtsverhältnis und Flächenbelastung jedes Modells anschließend so optimiert, dass die geforderten Start- und Landebahnlängenanforderungen bei minimalem Treibstoffverbrauch erfüllt werden. Abschließend werden die Missionsergebnisse der kurzstartfähigen Flugzeuge untereinander und mit einem konventionellen Regionaljet verglichen.

1. EINLEITUNG

Aufgrund der erwarteten Zunahme des weltweiten Luftverkehrs in den nächsten zwei Jahrzehnten, stehen die Flughäfen in Europa und den USA unter anderem vor der Herausforderung, mit der wachsenden Nachfrage an Flugbewegungen schritthalten zu können. Schon heute arbeiten mehrere Großflughäfen nahe oder bereits an ihrer Kapazitätsgrenze. Eine aktuelle Studie von Eurocontrol prognostiziert, dass in Europa im Jahr 2030 aufgrund Flughafenüberlastung 2.3 Millionen Flugbewegungen pro Jahr nicht stattfinden werden können und 19 Flughäfen 8 Stunden am Tag an ihrer Kapazitätsgrenze operieren werden [1]. Gleichzeitig gestaltet sich der Bau weiterer Start- und Landebahnen aufgrund begrenzter Bebauungsflächen und Protesten der Anwohner zunehmend schwierig. In der Literatur werden Ansätze diskutiert, das Problem der drohenden Kapazitätsengpässen auf Flugzeugsystemseite zu lösen, indem die Flughafenkapazität durch Betrieb von kurzstartfähigen Flugzeugen auf der bestehenden Infrastruktur erhöht wird [2], [3], [4].

Im Hinblick auf diese Problematik arbeitet die NASA im Rahmen des „Subsonic Fixed Wing Project“ am Entwurf eines Short Take-Off and Landing (STOL) Regionaljets für 100 Passagiere mit einer Reichweite von 1400-2000 nm [5]. Die benötigte Startbahnlänge soll hierbei unter 610 m betragen. Ziel ist es, die kürzeren Turboprop-Startbahnen der Hub-Flughäfen und die in den USA zahlreichen kleineren Satellitenflughäfen für Flugzeuge dieser Größenklasse zu erschließen, und dadurch die Kapazität zu erhöhen. Untersuchungen am Flughafen Newark haben gezeigt, dass durch Nutzung der kurzen Turboprop Startbahn durch STOL Regionaljets eine Kapazitätserhöhung von bis zu 16% bei Start und 38% bei Landungen möglich ist [6].

Im Rahmen dieses Projekts untersuchte Pererak [7] die Direct Operating Cost (DOC) für STOL Regionaljets. Er nahm dabei an, dass ein STOL Regionaljet einen höheren Treibstoffbedarf, höhere Anschaffungs- und Wartungskosten (je 17%) im Vergleich zu einem konventionellen Regionaljet hätte, aber durch effizienteren Betrieb Verspätungen reduzieren könnte. Er bilanzierte die durch

STOL-Fähigkeit verursachten höheren Kosten gegen potentielle Kosteneinsparungen aufgrund geringerer Verspätungen. Innerhalb dieser Rahmenbedingungen zeigte er insgesamt leicht geringere DOC für STOL Regionaljets für Flugzeuggrößen bis 110 Passagieren.

Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) untersucht im Rahmen des Quiet-STOL Programms einen Regionaljet nach dem Prinzip des Upper Surface Blowing (USB) welcher 150 PAX transportieren soll, und dabei mit Startbahnen unter 900 m auskommt [8]. Ziel ist hierbei, ein geräuscharmes Konzept zu entwickeln, das auch in siedlungsnahen Regionalf Flughäfen mit kurzen Startbahnen eingesetzt werden kann [9].

Am Bauhaus Luftfahrt sieht man im Rahmen des Projekts „HyLiner“ durch den steigenden Wert von Start- und Landeslots für Fluglinien eine weitere Marktchance für STOL Regionalflugzeuge: Würde ein STOL Flugzeug einer Airline zu den Hauptverkehrszeiten mehr Flugbewegungen ermöglichen und dadurch den Umsatz und den Gewinn erhöhen, könnte die Airline dazu bereit sein, einen leicht höheren Treibstoffverbrauch in Kauf zu nehmen. Folgende Anforderungen an einen solchen STOL Regionaljet wurden spezifiziert: [10]

- Start- und Landebahnlänge: 1000 m
- Nutzlast: 100 – 150 PAX
- Reichweite: 1200 nm
- Reisefluggeschwindigkeit: 0.74 Mach bei 31,000ft

Dabei stellt sich die Frage, mit welchem aktiven Hochauftriebssystem die Kurzstartfähigkeit eines solchen Regionaljets umgesetzt werden sollte. Bisherige vergleichende Studien zu STOL Flugzeugen beschäftigten sich vornehmlich mit dem Vergleich der aerodynamischen Eigenschaften verschiedener aktiver Hochauftriebssysteme [11], [12]. Dabei zeigte sich, dass aus aerodynamischer Sicht die USB Technologie, aufgrund niedrigerer Umlenkverluste, besser ist, als die Externally Blown Flaps (EBF) Technologie. Für eine Bewertung der Wirtschaftlichkeit von STOL Regionaljets sind aber nicht die aerodynamischen Eigenschaften bei Start- und Landung alleine maßgeblich, sondern Ergebnisse der Gesamtmission, wie z. B. der Missionstreibstoff, das maximale Abfluggewicht, das Strukturgewicht und das Antriebsgewicht.

Aus diesem Grund ist es das Ziel dieser Arbeit, kurzstartfähige Regionaljets mit USB und EBF zu modellieren, unter Berücksichtigung der „HyLiner“-Anforderungen auszulegen und deren Gesamtmmission mit einem konventionell startenden Regionaljet zu vergleichen.

Dazu wird in diesem Beitrag zuerst ein kurzer Überblick über die aerodynamischen Besonderheiten der betrachteten aktiven Hochauftriebssysteme gegeben.

Anschließend wird die Flugzeugsystemmodellierung beschrieben, wobei der Schwerpunkt auf der Modellierung der aktiven Hochauftriebssysteme und der Berechnung der Start- und Landebahnlänge liegt.

Die beiden Flugzeugmodelle mit USB und EBF werden im Rahmen einer Analyse so ausgelegt, dass die Missionsanforderungen erfüllt werden und dabei der Treibstoffverbrauch für die Auslegungsmission minimal ist.

Abschließend werden die Regionaljets mit USB und EBF auf Basis einer numerischen Missionssimulation untereinander und mit einem konventionellen Regionaljet verglichen.

2. AERODYNAMIK AKTIVER HOCHAUFTRIEBSSYSTEME

Aktive Hochauftriebssysteme (AHS) werden im Englischen als „Powered-Lift“ Systeme bezeichnet. Bei AHS wird bei Start und Landung der Auftrieb erhöht, indem der Profilumströmung kinetische Energie aus dem Triebwerk zugeführt und der Schubstrahl umgelenkt wird. Durch das Hinzufügen von Energie wird die Zirkulation des Profils erhöht, was auch als „Superzirkulation“ bezeichnet wird.

Beim EBF System (BILD 1) werden die Triebwerke konventionell unterhalb des Flügels angebracht. Das Triebwerk bläst die ausgefahrenen Mehrfachspaltklappen an. Die durch die Klappenspalte strömende Luft bewirkt einen Coandă-Effekt. Dies zwingt die Luft, die oberhalb des Profils strömt, der Klappen geometrie zu folgen. Dadurch wird der Schubstrahl umgelenkt und die Zirkulation erhöht. Das EBF System wurde von McDonnell Douglas mit dem Prototypen YC-15 demonstriert und anschließend mit der Boeing C-17 in ein militärisches Serienprodukt umgesetzt.

Beim USB System (BILD 2) werden die Triebwerke oberhalb des Flügels angebracht. Das Triebwerk bläst den gesamten Schubstrahl oberhalb des Profils aus. Aufgrund des Coandă-Effekts folgt der Schubstrahl der Klappen geometrie. Dies lenkt den Schubstrahl um und erhöht die Zirkulation, Umlenkwinkel von bis zu 90° sind möglich. Das USB System wurde von Boeing mit dem Prototypen YC-14 im Flug demonstriert und unter anderem von der NASA mit dem QSRA (Quiet Short Haul Research Aircraft) im Flug erprobt. Das einzige Serienprodukt mit USB Technologie ist die russische Antonov AN-72.

Im Rahmen der Entwicklung der genannten Prototypen

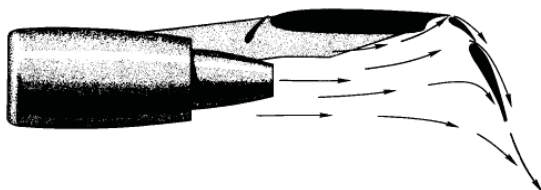


BILD 1. Externally Blown Flap System [13]

und Serienflugzeuge wurde eine Vielzahl an Windkanalversuchen durchgeführt. Deswegen stehen für beide Systeme umfangreiche Daten für die aerodynamischen Beiwerte zur Verfügung.

Der Auftriebsbeiwert C_L , der Widerstandsbeiwert C_D und der Nickmomentenbeiwert C_m sind bei einem konventionellen Flugzeug bei gegebener Höhe und Machzahl vom Anstellwinkel α und vom Klappenwinkel δ_f abhängig. Bei Flugzeugen mit EBF und USB hängen diese aerodynamischen Beiwerte zusätzlich vom Schubkoeffizienten ab. Der Schubkoeffizient C_T beschreibt das Verhältnis vom Schub T , der auf die AHS wirkt, zum Staudruck und der Referenzfläche S :

$$(1) \quad C_T = \frac{T}{\frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot S}$$

Aus diesem Grund ergibt sich mit C_T bei der Beschreibung der aerodynamischen Eigenschaften ein zusätzlicher Freiheitsgrad.

Ein typischer Verlauf der aerodynamischen Beiwerte für USB (die Charakteristik für EBF ist ähnlich) als Ergebnis von Windkanalexperimenten ist in BILD 3 für $\delta_f = 30^\circ$ (Startkonfiguration) dargestellt. Darin sind C_L als Funktion von α und C_T , sowie C_D^* und C_m als Funktion von C_L und C_T beinhaltet. Dabei wird C_T als Scharparameter dargestellt. Der Netto-Widerstandsbeiwert C_D^* ist als Beiwert für die Gesamtkraft in Richtung der Anströmung zu verstehen, er beinhaltet also auch die Kraftkomponente des Triebwerksschubes. Aus diesem Grund kann C_D^* auch negative Werte annehmen. C_L ist als Beiwert für den gesamten Auftrieb einschließlich der Auftriebskomponenten aufgrund von Schubumlenkung und Superzirkulation definiert.

Die maximal gemessenen Werte für C_L bei EBF liegen bei ca. 8 und für USB bei ca. 9 für Schubbeiwerte von ca. 4. Im Vergleich dazu liegt der maximal erreichbare Auftriebsbeiwert für Transportflugzeuge mit mechanischen Hochauftriebssystemen bei ca. 3,0 bis 3,5. Der Auftrieb kann also theoretisch mit USB und EBF mehr als verdoppelt werden.

Bei Betrachtung von Gleichung (1) und der aerodynamischen Beiwerte (BILD 3) lassen sich folgende Zusammenhänge feststellen: Bei konstanter Geschwindigkeit und steigendem Schub erhöht sich C_T , damit steigt C_L , C_D^* nimmt ab. Bei konstantem Schub und steigender Geschwindigkeit sinkt C_T , damit sinkt C_L und C_D^* steigt an. Dies ist für die Berechnung der Startbahnlänge von besonderer Bedeutung, weil daraus folgt, dass sich bei einem Flugzeug mit USB bzw. EBF der maximale Auftriebsbeiwert C_{Lmax} während des Startvorgangs ändert. Dies ist bei einem konventionellen Flugzeug mit mechanischen Klappen nicht der Fall.

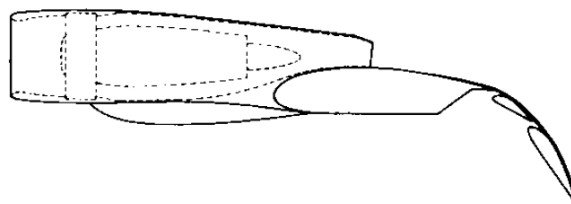


BILD 2. Upper Surface Blown Flap System [14]

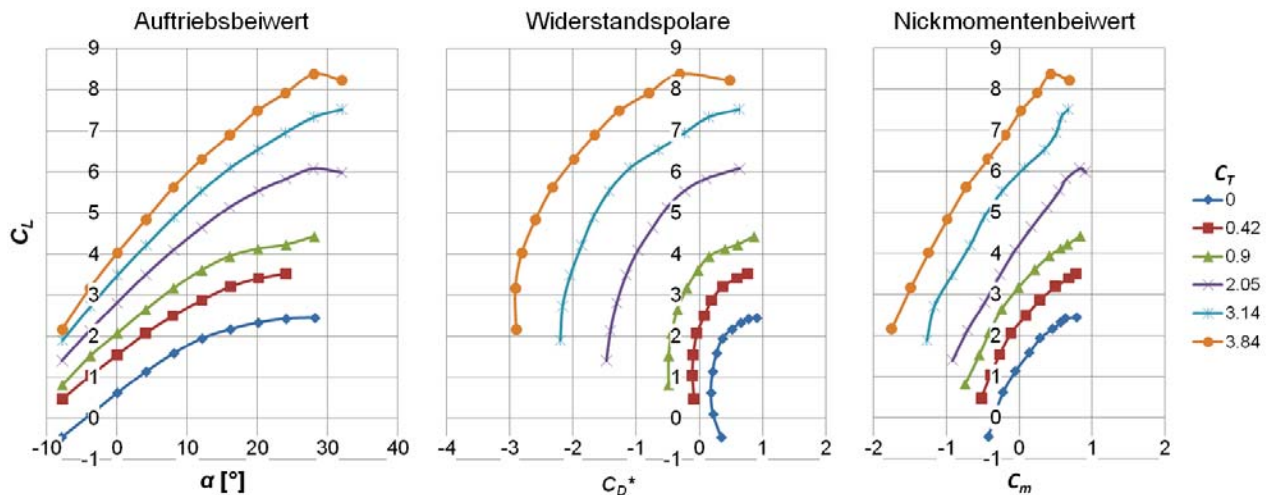


BILD 3. Aerodynamische Beiwerte für USB mit $\delta_f = 30^\circ$ als Ergebnis eines Windkanalversuchs [15]

3. FLUGZEUGSYSTEMMODELLIERUNG

Die Modellierung der Flugzeuge baut auf der Flugzeugvorentwurfsoftware Pacelab APD [16] auf. Als Basismodell wird eine Hochdeckerkonfiguration mit T-Leitwerk und vier Triebwerken ausgewählt. Im Folgenden wird ein kurzer Überblick über die im Basismodell enthaltene Modellierungsmethodik gegeben. Anschließend werden die Methoden dokumentiert, die erarbeitet wurden, um die Eigenschaften der aktiven Hochauftriebssysteme (AHS) abzubilden.

3.1. Basismodell

Das verwendete Basismodell ist ein parametrisches Flugzeugmodell, welches konventionelle Flugzeuge mit mechanischen Hochauftriebssystemen nach Methoden von Torenbeek [17] abbildet. In dem verwendeten und angepassten Modus von APD wird das Flugzeug durch typische Auslegungsparameter wie Flächenbelastung W/S , Schub-Gewichtsverhältnis T/W , Nutzlast, Reichweite, Reisefluggeschwindigkeit und geometrische Parameter definiert. Typische Ergebnisparameter sind der Treibstoffverbrauch, Missionsdauer, Start- und Landebahnlänge, die Komponentenmassen und das maximale Abfluggewicht (MTOW). Dabei wird MTOW für die jeweilige Auslegungsmission iterativ bestimmt.

Die getrimmte Widerstandspolare der Reiseflug-Konfiguration wird für unterschiedliche Auftriebsbeiwerte, Höhen und Machzahlen aus der Flugzeuggeometrie bestimmt. Sie beinhaltet den auftriebsabhängigen Profilwiderstand für jede exponierte Komponente, den induzierten Widerstand von Flügel, Leitwerk und Rumpf und den Wellenwiderstand des Flügels.

Für die Bestimmung der Widerstandspolaren für die Start- und Landekonfiguration werden die zusätzlichen Widerstandsanteile der Klappen und des Fahrwerks den Werten der „reinen“ Konfiguration hinzuaddiert. Der maximale Auftriebsbeiwert C_{Lmax} wird als Funktion der Klappenstellung berechnet.

Die Teillastcharakteristik („Engine-Deck“) des Triebwerks ist in multidimensionalen Datentafeln (MDT) hinterlegt. Der verfügbare Schub ist dabei eine Funktion der Höhe und Machzahl. Der spezifische Treibstoffverbrauch SFC ist darin für unterschiedliche Höhen, Machzahlen und Schubhebelstellungen enthalten. Schub und SFC sind mit

dem Standschub normalisiert, und daher mit dem Standschub skalierbar.

Die Triebwerksgeometrie skaliert mit dem Schub nach Methoden von Jenkinson [18]. Der Einfluss der Triebwerksgröße auf den Widerstand der Konfiguration ist somit berücksichtigt.

Das Gewichtsmodul berechnet das Leergewicht (OWE) aus den Komponentenmassen der Struktur, Antriebsmasse, Masse der Ausstattung und zusätzlicher Ausrüstung.

Anhand eines vom Benutzer vorgegebenen Missionsprofils wird der Missionstreibstoffverbrauch vom Missionsmodul numerisch auf Basis der Massendaten, der Triebwerkscharakteristik und der Widerstandspolare berechnet. Für jeden Abschnitt werden der benötigte Auftrieb und Schub berechnet. Mit dem Schub wird SFC bestimmt und damit der Treibstoffverbrauch berechnet.

Die Start- und Landebahnlängenberechnung berücksichtigt Triebwerksausfall und berechnet sich aus der Widerstandspolare für Start- und Landekonfiguration, dem maximalen Auftriebsbeiwert und dem Triebwerksmodell.

Dieses Basismodell wird für die Modellierung des Referenzflugzeugs verwendet. Für die Modellierung der Flugzeuge mit USB und EBF müssen geeignete Methoden entwickelt und in das Basismodell integriert werden.

Die untersuchten Flugzeuge mit AHS unterscheiden sich gegenüber Flugzeugen mit mechanischen Hochauftriebssystemen vor allem in ihren aerodynamischen Eigenschaften. Die Modellierung folgender Bereiche muss deswegen geändert, bzw. angepasst werden:

- Eine Methode für die Abbildung der aerodynamischen Eigenschaften bei Start und Landung muss gefunden werden.
- Darauf aufbauend müssen Methoden für die Berechnung der Start- und Landebahnlänge entwickelt werden, die die physikalischen Gegebenheiten von Flugzeugen mit AHS abbilden und Zulassungsvorschriften berücksichtigen.
- Desweiteren muss die Triebwerksinstallation bei der Modellierung der aerodynamischen Eigenschaften im Reiseflug berücksichtigt werden.

3.2. Modellierung der Aerodynamischen Eigenschaften bei Start und Landung

Für die Modellierung der aerodynamischen Eigenschaften bei Start und Landung werden Messdaten aus Windkanalexperimenten für USB [15] und EBF [19] verwendet. Die Versuche wurden 1975 im NASA Ames Research Center bzw. im NASA Langley Research Center durchgeführt. Das Ziel war, die aerodynamischen Eigenschaften von STOL Transportflugzeugen abzubilden. Beide Modelle sind Hochdeckerkonfigurationen mit je 4 Triebwerken (siehe BILD 4).

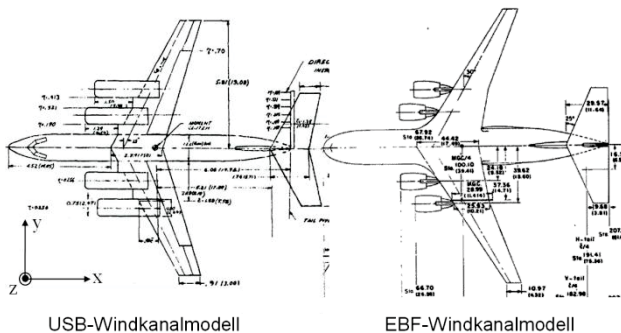


BILD 4. Windkanalmodelle mit USB [15] und EBF [19]

Ergebnisse sind C_L als Funktion von α und C_T , sowie C_D^* und C_m als Funktion von C_L und C_T , wie in BILD 3 dargestellt. Ein solcher Datensatz an aerodynamischen Beiwerten ist jeweils für Klappenstellung in Start- und in Landekonfiguration verfügbar. Die Klappenstellung für Start bei USB ist 30° (EBF $\delta_f = 35^\circ$) und für Landung 90° (EBF $\delta_f = 65^\circ$). Neben Versuchen, bei denen alle Triebwerke in Betrieb sind („All Engines Operative“ AEO), wurden für zivile Zwecke auch die aerodynamischen Beiwerte bei Triebwerksausfall („One Engine Inoperative“ OEI) gemessen.

Es zeigt sich, dass der Nullwiderstand der Modelle bei $C_T=0$ im Vergleich zu Transportflugzeugen sehr hoch ist. Dies ist zum einen auf niedrigere Reynoldszahlen der Windkanalmodelle, aber auch auf deren schlechtere Qualität zurückzuführen. Das EBF-Windkanalmodell hat bei 35° Klappenwinkel einen Nullwiderstandsbeiwert C_{D0}

von 0,25, nach Methoden von Torenbeek ergibt sich für ein Transportflugzeug bei diesem Klappenwinkel ein C_{D0} von 0,08. In diesem Fall wird zur Kalibrierung die gesamte Widerstandspolare um $\Delta C_{D0}=0,17$ verschoben (siehe BILD 5). Der Nullwiderstandsunterschied ΔC_{D0} , um den die Widerstandspolare jeweils kalibriert wird, ergibt sich also aus der Differenz des Nullwiderstands des Windkanalmodells bei dem jeweiligen Klappenwinkel für $C_T=0$ und dem Nullwiderstand, der sich nach Methoden von Torenbeek für ein Transportflugzeug bei diesem Klappenwinkel berechnet. Je nach Missionssegment wird der Nullwiderstand für die Modellierung der Bremsklappen und des Fahrwerks jeweils um 0,02 erhöht.

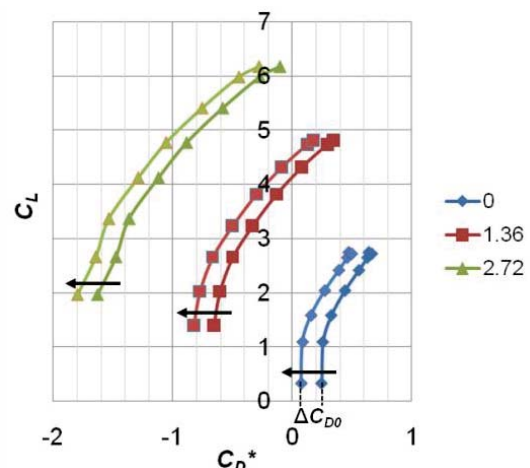


BILD 5. Kalibrierung der Widerstandspolaren ($\delta_f = 35^\circ$)

Diese kalibrierten aerodynamischen Beiwerte werden in Form einer MDT in das Basismodell integriert und ersetzen die nach Torenbeek berechnete Widerstandspolare einschließlich C_{Lmax} für Start und Landung. Dabei wird zwischen den vorhanden Messpunkten für die Eingangs-Dimensionen (α und C_T) linear interpoliert, wobei Extrapolation nicht zugelassen wird. BILD 6 veranschaulicht für einen Klappenwinkel von 30° , wie C_L , C_D^* und C_m aus einer solchen MDT entnommen werden. Für einen Anstellwinkel von 10° und einem Schubbeiwert $C_T = 1,5$ beträgt bei diesem Klappenwinkel $C_L = 3,9$, $C_D^* = -0,5$ und $C_m = 0,2$.

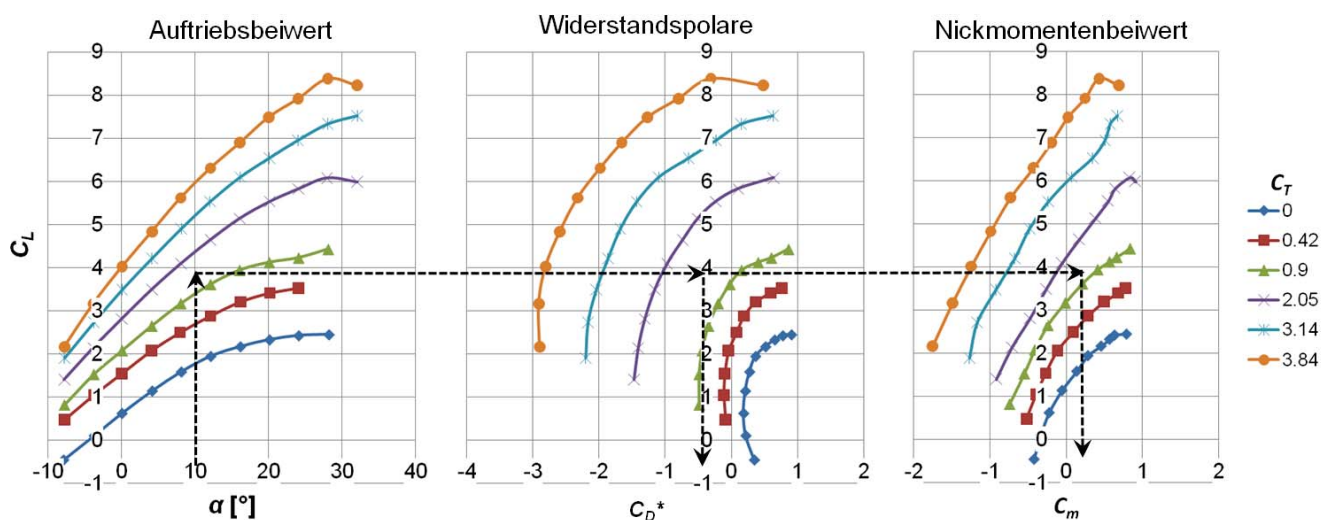


BILD 6. Interpolation in einer multidimensionalen Datentafel für USB, $\delta_f = 30^\circ$ (Startkonfiguration)

Durch das Übernehmen der aerodynamischen Eigenschaften der Windkanalmodelle wird die Annahme gemacht, dass die modellierten Flugzeuge mit USB und EBF bei Start und Landung in Bezug auf Auftrieb und Nickmoment dieselben Eigenschaften haben. Der Vorteil dieser Methode ist, dass die experimentellen Daten Nichtlinearitäten und Verluste berücksichtigen. Eine Einschränkung ist, dass die modellierten Flugzeuge geometrisch ähnlich zu den Windkanalmodellen sein müssen. Ein möglicher Ansatz zur Bestimmung der aerodynamischen Eigenschaften, bei der die tatsächliche Geometrie des Modells verwendet wird, ist z. B. eine um die Jet-Flap Theorie erweiterte Lifting-Line-Methode (z. B. umgesetzt von Kehse [8]). Der Nachteil dabei ist, dass die Polaren nur linear abgebildet werden können, die maximalen Auftriebsbeiwerte nicht bekannt sind und für Umlenklverluste Annahmen getroffen werden müssen.

3.3. Berechnung Start- und Landebahnlänge

Für konventionelle Flugzeuge mit mechanischen Hochauftriebshilfen gibt es für die Berechnung der Start- und Landebahnlänge in der Literatur einfache Handbuchmethoden. Diese Methoden basieren meistens auf empirischen Daten. Wie bereits in Kapitel 2 erklärt, sind Auftrieb und Schub bei Flugzeugen mit AHS im Gegensatz zu Flugzeugen mit mechanischen Hochauftriebssystemen miteinander gekoppelt. Aus diesem Grund können Handbuchmethoden, die auf empirischen Daten konventioneller Flugzeuge basieren, nicht für Flugzeuge mit AHS verwendet werden.

Für die Berechnung der Start- und Landebahnlänge wird deswegen ein auf Physik basierter Ansatz gewählt. Es werden zuerst die Stallgeschwindigkeit und die Start- bzw. die Landegeschwindigkeit berechnet. Sind diese bekannt, wird die Strecke bestimmt, die benötigt wird um das Flugzeug auf Startgeschwindigkeit zu beschleunigen, bzw. die Strecke, die benötigt wird, um das Flugzeug von Landegeschwindigkeit bis zum Stillstand abzubremesen. Dabei werden Zulassungskriterien nach FAR-25 berücksichtigt.

3.3.1. Startgeschwindigkeit

Die Geschwindigkeit am Ende des 2. Steigsegments v_2 ist nach FAR-25 definiert als die Stallgeschwindigkeit v_S multipliziert mit dem Faktor 1,2. Es wird nach Margason [20] angenommen, dass die Startgeschwindigkeit v_{TO} und die Rotationsgeschwindigkeit v_R der Geschwindigkeit v_2 gleichen:¹

$$(2) \quad v_{TO} = v_R = v_2 = 1,2 \cdot v_S$$

Bei v_S gilt, dass der Auftrieb L , der bei C_{Lmax} erzeugt wird gleich dem Flugzeuggewicht W ist:

$$(3) \quad W = L = \frac{\rho}{2} \cdot v_S^2 \cdot S \cdot C_{Lmax}$$

Dabei ist bei Flugzeugen mit mechanischen Hochauftriebssystemen C_{Lmax} für das verwendete Klappensystem bekannt und während des Startvorgangs

konstant. Deswegen kann v_S mit Gleichung (3) analytisch berechnet werden.

In Kapitel 2 wurde bereits erklärt, dass sich bei Flugzeugen mit AHS der maximale Auftriebsbeiwert C_{Lmax} während des Startvorgangs (mit steigender Geschwindigkeit) ändert. Aus diesem Grund muss die Stallgeschwindigkeit iterativ bestimmt werden. Untersuchungen im Rahmen von QSRA Flugversuchen haben gezeigt, dass dabei der Betrieb mit Triebwerksausfall herangezogen werden muss [21]. Es muss also sichergestellt werden, dass das Flugzeug auch bei Triebwerksausfall genügend Auftrieb erzeugt. Deswegen werden für die Bestimmung der Stallgeschwindigkeit diejenigen aerodynamischen Beiwerte verwendet, die im Windkanal bei Triebwerksausfall ermittelt wurden.

Für gegebene Klappenstellung, Schub und Flügelfläche wird für eine geringe Anfangsgeschwindigkeit der Schubbeiwert mit Gleichung (1) berechnet. Für diesen Schubbeiwert bestimmt sich C_{Lmax} aus der MDT, in der die aerodynamischen Beiwerte gespeichert sind. Daraus wird mit Gleichung (3) der Auftrieb bei C_{Lmax} für diese Geschwindigkeit berechnet. Ist dieser Auftrieb geringer als das Gewicht, wird die Geschwindigkeit erhöht. Durch die Erhöhung der Geschwindigkeit verringert sich zwar der Schubbeiwert (siehe Gleichung (1)) und damit C_{Lmax} , der Auftrieb steigt aber, weil in der Berechnung des maximalen Auftriebs v mit der 2. Potenz eingeht (siehe Gleichung (3)).

Die Geschwindigkeit wird so lange erhöht, bis der maximale Auftrieb dem Flugzeuggewicht gleicht. An diesem Punkt ist die Stallgeschwindigkeit erreicht. Die Startgeschwindigkeit v_{TO} bestimmt sich daraus mit Gleichung (2).

Bei v_{TO} und dem entsprechenden Anstellwinkel und Schubbeiwert muss die Trimmung um die Nickachse berücksichtigt werden. Dazu wird für diesen Zustand C_m aus der MDT entnommen. Aus dem Momentengleichgewicht um die Nickachse des Flugzeugs berechnet sich der für die Trimmung um die Nickachse erforderliche Auftriebsbeiwert am Höhenleitwerk C_{Lh} , der bei der Berechnung des Gesamtauftriebsbeiwerts berücksichtigt wird.

3.3.2. Startbahnlänge

Für die Berechnung der Startbahnlänge müssen nach FAR-25 folgende Fälle berücksichtigt werden (BILD 7).

- 1) Start mit AEO: Beschleunigen mit AEO, Rotation, Steigen auf 35 ft, inklusive einer Sicherheit von 15%
- 2) Start mit OEI: Beschleunigen mit AEO auf v_1 , Triebwerksausfall, Beschleunigung auf v_{TO} mit OEI, Rotation und Steigen auf 35 ft
- 3) Abgebrochener Start: Beschleunigen mit AEO auf v_1 , Triebwerksausfall, 2 sec Reaktionszeit, danach Abbremsen bis zum Stillstand

¹ Normalerweise rotieren Flugzeuge bei etwas geringerer Geschwindigkeit und beschleunigen während des Steigflugs. Messungen im Rahmen der QSRA-Flugversuche haben gezeigt, dass die Gesamtstartbahnlänge kürzer ist, wenn bei einer höheren Geschwindigkeit rotiert wird.

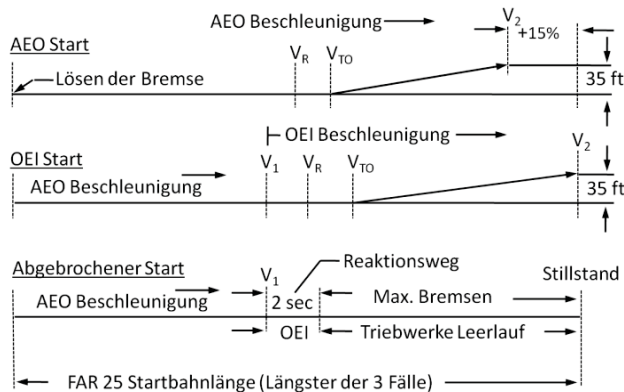


BILD 7. Für Start nach FAR-25 zu berücksichtigende Fälle nach [21]

Die Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 wird dabei so iteriert, dass die Startbahnlängen für Fall 2 und 3 gleich sind. Die längste der drei berechneten Strecken ergibt die Startbahnlänge x_L nach FAR-25.

Im Folgenden wird die Methodik dokumentiert, die für die Berechnung der relevanten Segmente nach FAR-25 (BILD 7) benötigt wird.

Rollstrecke

Eine geschlossene analytische Lösung der Bewegungsgleichung

$$(4) \quad F = m \cdot a$$

ist nicht zu finden, weil der Zusammenhang für die auf das Flugzeug wirkenden Kräfte (Netto-Widerstand und Reibung)

$$(5) \quad F = -q \cdot S \cdot C_D^* - \mu \cdot (MTOW - q \cdot S \cdot C_L)$$

nicht analytisch gegeben ist.

Deswegen wird ein numerischer Ansatz gewählt, in dem kleine Segmente zurückgelegter Wegstrecke Δx für kleine Geschwindigkeitsinkremente Δv berechnet werden. Innerhalb dieser Segmente wird angenommen, dass die wirkenden Kräfte konstant sind.

Mit

$$(6) \quad v = \frac{\Delta x}{\Delta t}$$

$$(7) \quad a = \frac{\Delta v}{\Delta t}$$

und Gleichung (5) berechnet sich ein kleines zurückgelegtes Segment Δx :

$$(8) \quad \Delta x = \frac{m \cdot v \cdot \Delta v}{-q \cdot S \cdot C_D^* - \mu \cdot (m \cdot g - q \cdot S \cdot C_L)}$$

Für jede Geschwindigkeitszunahme Δv , ausgehend von einer konstanten mittleren Geschwindigkeit v im Intervall Δx , berechnet sich damit der dafür zurückgelegte Weg Δx . Dabei wird der Schubkoeffizient C_T für die jeweilige Momentangeschwindigkeit v berechnet und damit C_L und C_D^* aus der MDT entnommen, die die aerodynamischen Eigenschaften beinhaltet. Die Geschwindigkeit wird

sukzessive um Δv erhöht, bis v_{TO} erreicht ist. Die gesamte zurückgelegte Strecke (Rollstrecke) ist dann die Summe aller Streckenelemente Δx .

Rotation

Für die Dauer der Rotation wird ein üblicher Wert von 3 Sekunden angenommen [20]. Mit v_{TO} und der Rotationszeit berechnet sich der für die Rotation zurückgelegte Weg.

Steigsegment

Die Steigwinkel für AEO und OEI berechnen sich mit:

$$(9) \quad \tan \gamma = -\frac{C_D^*}{C_L}$$

Dabei werden C_L und C_D^* aus der MDT für das entsprechende C_T und den entsprechenden Anstellwinkel bei v_{TO} entnommen. Der Steigwinkel wird zum einen dazu benötigt, um zu prüfen, ob bei Triebwerksausfall eine ausreichende Steigrate verfügbar ist und zum anderen um die Strecke zu berechnen, die benötigt wird, um auf 35 ft zu steigen.

Startabbruch

Bei Startabbruch werden die Triebwerke auf Leerlauf zurückgefahren, es wird also nahezu kein Schub produziert. Die Effekte, die durch die AHS entstehen, werden somit als vernachlässigbar erachtet. Deswegen wird die Strecke x_B , die benötigt wird, um nach Triebwerksausfall von v_1 auf Stillstand zu verzögern, mit einer Handbuchmethode nach Brandt [22] berechnet. Dabei werden die verzögernden Kräfte Netto-Widerstand und Rollreibung bei $0,7v_1$ gemittelt:

$$(10) \quad x_B = \frac{0.5 \cdot m \cdot v_1^2}{(q \cdot S \cdot C_D^* + \mu \cdot (W_L - q \cdot S \cdot C_L))_{@0,7v_1}}$$

Es wird dabei ein typischer Reibungsbeiwert von $\mu=0,3$ angenommen und C_D^* um 0,02 erhöht, um Bremsklappen zu berücksichtigen. Hinzu kommt die Strecke, die während der Reaktionszeit (2s) bei v_{TO} zurückgelegt wird.

3.3.3. Landebahnlänge

Für die Berechnung der Landebahnlänge muss zuerst die Landegeschwindigkeit v_{APP} berechnet werden. Die Landegeschwindigkeit v_{APP} muss, aus denselben Gründen wie beim Start, bei Triebwerksausfall bestimmt werden. Wie auch v_{ST} beim Start muss v_{APP} iterativ bestimmt werden. Zusätzlich zu v_{APP} muss der Schubbeiwert C_T iteriert werden, um den gewünschten Anflugwinkel γ zu ermöglichen. Es muss also ein C_T (eine Kombination von Schub und Geschwindigkeit) gefunden werden, bei der folgende Bedingungen erfüllt sind:

- $L = W_L$
- $C_D^*/C_L = -\tan \gamma$
- $v_{APP} = 1,3 \cdot v_{ST}$

Der Auftrieb muss gleich dem Gewicht sein, das Verhältnis von Netto-Widerstand zu Auftrieb muss dem geforderten Sinkwinkel entsprechen. Die Landegeschwindigkeit muss nach FAR-25 um den Faktor 1,3 höher sein, als die Stallgeschwindigkeit.

BILD 8 zeigt C_L über C_{D^*} für die Landekonfiguration eines USB Modells. Es ist das Verhältnis von C_{D^*} zu C_L dargestellt, welches einem Anflugwinkel von -6° entspricht. Die oben beschriebene Iteration bedeutet, dass ein Punkt (also ein C_T) auf dieser Linie gefunden werden muss, bei dem v und T so gewählt sind, dass v um den Faktor 1.3 über v_{ST} liegt und gleichzeitig das Landegewicht getragen werden kann.

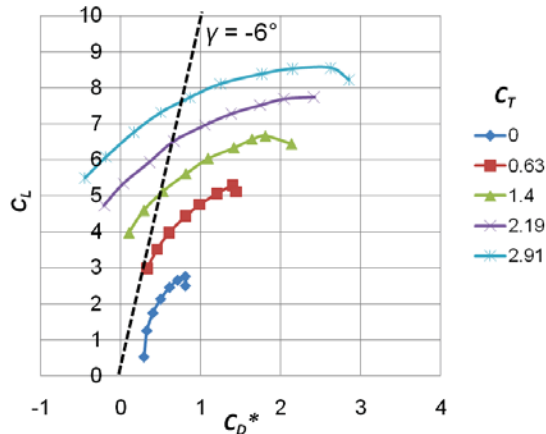


BILD 8. C_L über C_{D^*} für USB bei $\delta_f = 90^\circ$

Die Berechnung der Landebahnlänge erfolgt nach einer Methode für STOL Flugzeuge von Margason [12], die anhand realen Daten verifiziert wurde. Dabei wird die Landebahnlänge x_L in ft als Funktion von v_{APP} in kts berechnet:

$$(11) \quad x_L = 0.1826 \cdot v_{APP}^2 + 15.77 \cdot v_{APP}$$

3.4. Modellierung der Aerodynamischen Eigenschaften im Reiseflug

In Windkanalversuchen wurde gezeigt, dass bei Flugzeugen mit USB aufgrund der besonderen Triebwerksintegration oberhalb des Flügels mit erhöhtem Nullwiderstand gegenüber einem Flugzeug mit konventioneller Triebwerksanordnung zu rechnen ist [23], [24].

BILD 9 zeigt Ergebnisse aus Windkanalversuchen zur Bestimmung des Nullwiderstands bei hohen Machzahlen eines USB-Modells mit 4 Triebwerken im Verhältnis zum Nullwiderstandsbeiwert der Flügel-Rumpf Konfiguration C_{D0FR} [23]. Es ist zu erkennen, dass der Nullwiderstand des USB-Modells bei Mach 0,74 doppelt so hoch ist, wie der Nullwiderstand der Flügel-Rumpf Konfiguration.

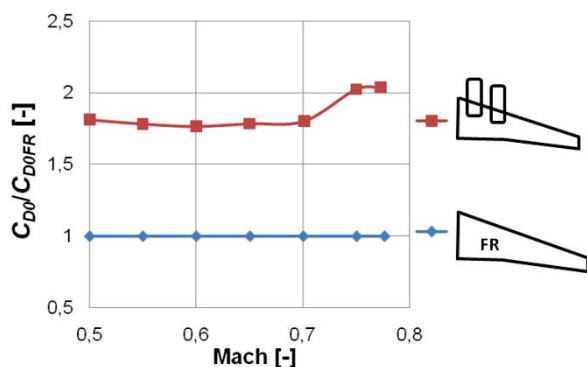


BILD 9. Nullwiderstandsanstieg im Reiseflug für USB mit vier Triebwerken [23]

Für die Modellierung der aerodynamischen Eigenschaften im Reiseflug wird die nach Torenbeek berechnete Widerstandspolare anhand dieser Windkanalergebnisse kalibriert.

Für EBF wird aufgrund der konventionellen Triebwerksintegration unter dem Flügel davon ausgegangen, dass der Widerstand mit konventionellen Methoden berechnet werden kann.

4. SYSTEMANALYSE

Mit dem Basismodell wird zuerst ein konventioneller Regionaljet als Referenzflugzeug für die STOL Modelle nachentworfen und an die HyLiner-Anforderungen angepasst.

Durch Integration der dokumentierten spezifischen Methoden für Flugzeuge mit USB und EBF in das Basismodell werden zwei neue parametrische Modelle erstellt. Für jedes Modell wird ein Auslegungspunkt bestimmt, für den alle Missionsanforderungen erfüllt werden und gleichzeitig der Treibstoffverbrauch für die Auslegungsmission minimal ist.

4.1. Konventionelles Referenzflugzeug

Das konventionelle Referenzflugzeug ist an die 100 sitzige Avro RJ 100 angelehnt. Die Transportleistung der Avro RJ 100 beträgt 100 PAX über 1672 nm. Aus Gründen der Vergleichbarkeit wird die Reichweite an die Anforderungen des HyLiner angepasst (1200nm). Dabei wird der Auslegungspunkt, also die Werte für T/W und W/S , beibehalten. Somit wird durch das Referenzflugzeug ein konventionell startendes und landendes Flugzeug abgebildet. Die wichtigsten Daten dieses Referenzflugzeugs sind in TAB 1 gegeben:

Parameter	Einheit	Flügel	HLW	SLW
AR	-	8,9	5,0	1,0
ϕ_{25}	°	15	25	36
TR	-	0,36	0,45	0,67
S	m ²	69,5		
Rumpfdurchmesser	m	3,56		
Rumpflänge	m	28,9		
MTOW	kg	39.761		
W/S	kg/m ²	574		
T/W	-	0,29		

TAB 1. Daten des Referenzflugzeugs [25]

4.2. Bestimmung des Auslegungspunktes für die Konzepte mit USB und EBF

Der beste Auslegungspunkt für die Flugzeuge mit USB und EBF ist diejenige Kombination der Hauptauslegungsparameter T/W und W/S , bei der alle Missionsanforderungen erfüllt werden und der Treibstoffverbrauch minimal ist.

Nach Loftin [26] wird für die Bestimmung des Auslegungspunktes kommerzieller Transportflugzeuge ein „Matching Chart“ erstellt. Für jeden relevanten Missionsabschnitt werden diejenigen Kombinationen von T/W und W/S analytisch ausgerechnet, die die jeweilige Missionsanforderung erfüllen. Für alle Missionsabschnitte werden diese Begrenzungen im „Matching Chart“ aufgetragen, um den besten Auslegungspunkt zu finden. Die dabei verwendeten Formeln sind einfache Zusammenhänge, die auf empirischen Daten basieren und analytisch gelöst werden können. Um den minimalen

Missionstreibstoff zu erreichen wird versucht, T/W zu minimieren und W/S zu maximieren.

Für Flugzeuge mit USB und EBF können diese Formeln nicht verwendet werden, weil andere physikalische Zusammenhänge vorherrschen. Auch können keine neuen einfachen Formeln aus empirischen Daten abgeleitet werden, weil empirische Daten für solche Flugzeuge kaum vorhanden sind. Desweiteren können die im vorherigen Kapitel hergeleiteten Methoden nicht analytisch für bestimmte Anforderungen gelöst werden, weil sie numerisch sind und Iterationen beinhalten.

Aus diesem Grund werden für die Erstellung des „Matching-Charts“ Parameterstudien für den gesamten Design-Raum der Parameter T/W und W/S durchgeführt. Dabei wird für jede Kombination dieser Parameter die Missionsperformance für alle relevanten Segmente (siehe TAB 2) ausgerechnet und überprüft, ob die Anforderungen erfüllt sind. Der Design-Raum für die Flächenbelastung liegt dabei zwischen 350 und 700 kg/m² in Schritten von 50 kg/m² und für das Schubgewichtsverhältnis zwischen 0,25 und 0,5 in Schritten von 0,05.

Segment	Anforderung	Anmerkung
Startbahnlänge	< 1000m	
Landebahnlänge	< 1000m	
Steigrate bei OEI im 2. Segment	> 0,03	Nach FAR-25 für 4 Triebwerke
Steigrate im Reiseflug	> 300 fpm	

TAB 2. Anforderungen für betrachtete Missionssegmente

BILD 10 zeigt das Ergebnis der Optimierung für das USB-Konzept. Die Flächenbelastung ist durch die geforderte Landebahnlänge von 1000m auf 580 kg/m² begrenzt. Bei dieser Flächenbelastung muss das Schub-Gewichts Verhältnis mindestens 0,39 betragen, um am Anfang des Reiseflugs genügend Schub für die geforderte Steigrate von 300 fpm zu gewährleisten. Die Bedingungen für die Startbahnlänge ($T/W=0,36$ bei 580 kg/m² Flächenbelastung) und das geforderte Schub-Gewichtsverhältnis für den Steigflug bei Triebwerksausfall ($T/W=0,32$) sind beim USB-Konzept nicht

dimensionierend. Die Tatsache, dass nicht nur die Landung dimensionierend ist, sondern auch das Reiseflug-Segment, liegt an dem sehr hohen Widerstand der USB-Konfiguration im Reiseflug. Der Auslegungspunkt liegt also bei $T/W=0,39$ und $W/S=580\text{kg/m}^2$. Eine niedrigere Flächenbelastung und ein höheres Schub-Gewichtsverhältnis entlang der Reiseflug-Bedingung würden zwar auch alle Anforderungen erfüllen, die Missionssimulationen zeigen aber, dass dies einen höheren Missionstreibstoffverbrauch nach sich zieht.

Das Entwurfsdiagramm für das EBF-Konzept ist in BILD 11 dargestellt. Die Flächenbelastung ist durch die geforderte Landebahnlänge von 1000m auf 550 kg/m² begrenzt. Der Schub wird durch das Startsegment bestimmt. Um bei der Flächenbelastung von 550 kg/m² die geforderte Startbahnlänge von 1000m zu erreichen, muss das Schub-Gewichtsverhältnis 0,4 betragen. Das benötigte Schub-Gewichtsverhältnis für den Steigflug bei Triebwerksausfall liegt bei 0,36 und ist somit nicht dimensionierend. Das Schub-Gewichtsverhältnis, das im Reiseflug benötigt wird, ist bei $W/S=550\text{kg/m}^2$ minimal und liegt bei 0,29. Die Ergebnisse der Missionsrechnung zeigen, dass der Treibstoffverbrauch für $T/W=0,4$ und $W/S=550\text{kg/m}^2$ am niedrigsten ist.

Im Vergleich ist der Auslegungspunkt des USB-Konzepts etwas besser als der Auslegungspunkt des EBF-Konzepts. Das Schubgewichts-Verhältnis ist mit 0,39 niedriger (EBF 0,4) und die Flächenbelastung mit 580 kg/m² höher (EBF 550 kg/m²). Der Auslegungspunkt für das USB-Konzept ist besser ausbalanciert, die Anforderungen für die Start- und Landebahnlänge und den Reiseflug liegen näher beieinander als beim EBF-Konzept. Das EBF-Konzept hat im Reiseflug 38% mehr Schub als benötigt, das USB-Konzept hingegen fliegt im Reiseflug bei Maximalschub. Bei der Betrachtung der Gesamtmission ist also zu erwarten, dass das USB-Konzept im Reiseflug einen besseren spezifischen Treibstoffverbrauch hat. Andererseits wird das USB-Konzept aufgrund höheren Nullwiderstands eine schlechtere Reisefluggleitzahl aufweisen.

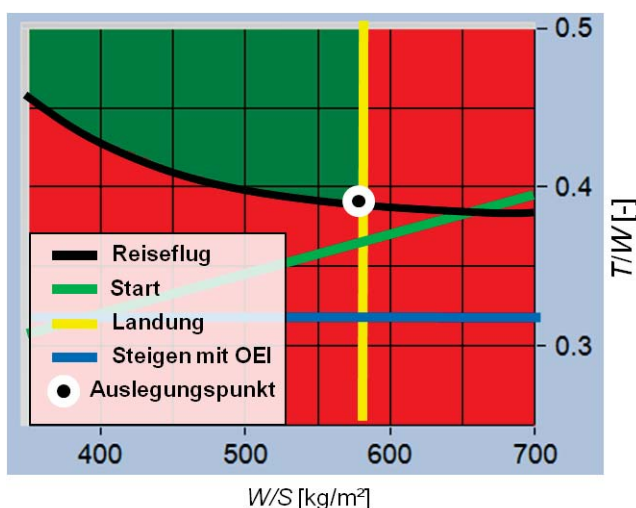


BILD 10. T/W über W/S für USB-Konzept

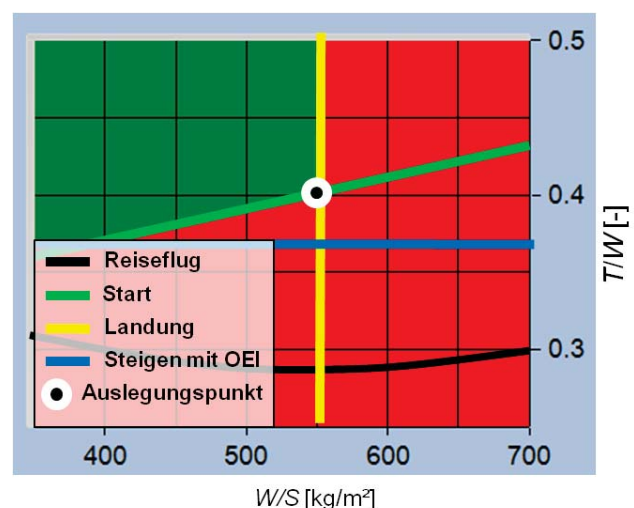


BILD 11. T/W über W/S für EBF-Konzept

4.3. Analyse von Start und Landung

TAB 3 zeigt die Start- und Landebahnlänge und die entsprechenden Start- und Landegeschwindigkeiten sowie die aerodynamischen Beiwerte für die Konzepte mit USB und EBF. Es ist zu erkennen, dass sowohl die Anforderungen für die Start- und Landebahnlänge als auch für das Steigen bei Start mit Triebwerksausfall ($\gamma > 1,7^\circ$) erfüllt werden.

	Parameter	Einheit	USB	EBF
FAR-25	x_{TO}	m	878	1.001
	x_L	m	997	996
	v_{APP}	kts	98	97
	v_2	kts	98	101
Start OEI	C_L	-	3,69	3,28
	C_D^*	-	-0,21	-0,15
	C_T	-	1,08	1,0
	α	°	12,9	11,1
	γ	°	3,3	2,6
Start AEO	C_L	-	3,69	3,28
	C_D^*	-	-0,59	-0,54
	C_T	-	1,44	1,3
	α	°	8,8	8,9
	γ	°	9,2	7,9
Landung (OEI)	C_L	-	3,2	3,04
	C_D^*	-	0,34	0,32
	C_T	-	0,70	1,05
	α	°	-7,0	-2,0
	γ	°	-6,0	-6,0

TAB 3. Start- und Landebahnlänge sowie Aerodynamische Beiwerte bei Start und Landung

Die Startbahnlänge für das USB-Konzept liegt 122m unter der geforderten Startbahnlänge, was daraus resultiert, dass der Start nicht dimensionierend ist. Die Werte für C_T liegen beim Start mit Triebwerksausfall bei 1,0 (EBF) und 1,08 (USB), beim Start mit allen Triebwerken bei 1,3 (EBF) und 1,44 (USB). Die Werte für C_L liegen dabei bei 3,28 (EBF) und 3,69 (USB) und sind somit ca. doppelt so hoch, wie bei Flugzeugen mit mechanischen Hochauftriebssystemen. Die Auftriebsbeiwerte bei der Landung betragen 3,2 für das USB-Konzept und 3,04 für das EBF-Konzept und sind somit niedriger, als die Auftriebsbeiwerte beim Start. Dies begründet sich mit den vergleichsweise niedrigen Schubbeiwerten (USB: $C_T=0,7$, EBF: $C_T=1,05$) bei der Landung. Der Schub muss bei der Landung zurückgenommen werden, um den geforderten Sinkwinkel zu ermöglichen, während beim Start der gesamte Schub zur Verfügung steht. Desweiteren ist der Schub bei der Bestimmung der Landegeschwindigkeit auf 75% des maximal zur Verfügung stehenden Schubes beschränkt, um bei Triebwerksausfall genügend Auftrieb sicherzustellen.

Es fällt auf, dass die theoretisch erzielbaren maximalen Auftriebsbeiwerte von ca. 8 bis 9 nicht erreicht werden. Dies liegt daran, dass der maximale Schubbeiwert nicht erreicht wird. Auch wenn die Konzepte das maximale Potential der AHS nicht ausnutzen können, sind die Auftriebsbeiwerte aber trotzdem höher als bei mechanischen Hochauftriebssystemen.

Die berechneten aerodynamischen Beiwerte für die untersuchten Segmente sind im Anhang in die Darstellung der entsprechenden kalibrierten aerodynamischen Daten eingetragen, um die Plausibilität der Ergebnisse

nachzuweisen. Darin sind sowohl die geflogenen Steig- bzw. Sinkwinkel, als auch die Konsistenz von Anstellwinkel, Schubbeiwert und Auftriebsbeiwert nachvollziehbar.

5. VERGLEICH DER MISSIONSPERFORMANCE

Abschließend werden die Ergebnisse der Missionssimulationen für die Konzepte mit USB und EBF untereinander und mit dem Referenzflugzeug verglichen.

Parameter	Einheit	Referenz	USB	EBF
T/W		0.29	0.39	0.4
W/S	kg/m ²	572	580	550
x_{TO}	m	2.082	878	1.001
x_L	m	1.763	997	996
MTOW	kg	39.761	46.493	43.094
T_0	kN	113	178	169
S	m ²	69,5	80,2	78,4
OEI	kg	22.922	26.024	25.502
$L/D_{Reiseflug}$	-	15,2	11,8	15,7
$SFC_{Reiseflug}$	kg/N/s	2,032E-5	2,034E-5	2,09E-5
$SAR_{Reiseflug}$	km/kg	0,4316	0,288	0,405
m_{Tr}	kg	5.339	8.060	5.807

TAB 4. Ergebnisse der Missionsberechnung²

TAB 4 zeigt eine Zusammenfassung der Missionsergebnisse. Beide Konzepte brauchen im Vergleich zum Referenzflugzeug eine deutlich niedrigere Start- und Landebahnlänge. Das maximale Abfluggewicht des EBF-Konzepts ist 8,4% und das des USB-Konzepts 17% höher im Vergleich zum Referenzflugzeug. Daraus ergibt sich für das EBF-Konzept ein um 50% und für das USB-Konzept ein um 57,5% höherer Schub im Vergleich zum Referenzflugzeug, während die Flügelfläche des EBF-Konzepts um 12,8% und die des USB-Konzepts um 15,4% größer ist.

Die Gleitzahl des USB-Konzepts (11,8) ist schlechter als die Gleitzahl des EBF-Konzepts (15,7) und des Referenzflugzeugs (15,2). Die vergleichsweise schlechte Gleitzahl des USB-Konzepts stimmt gut mit Gleitzahlen aus anderen Entwürfen in der Literatur überein. Die Gleitzahl beim USB-Konzept von van Toor [27] lag für Mach 0,74 bei 11,0, die Gleitzahl des Konzepts von Braden [24] für Mach 0,75 lag bei 12,1. Die YC-14 hatte im Reiseflug bei Mach 0,68 und einer Höhe von 35.000ft eine Gleitzahl von 12,3 [28], aber nur zwei Triebwerke und damit weniger Interferenzwiderstand. Die leicht höhere Gleitzahl des EBF-Konzepts resultiert aus der niedrigeren Flächenbelastung und damit niedrigerem Auftriebsbeiwert und niedrigerem induzierten Widerstand. Der Gesamtwiderstand im Vergleich ist aber höher aufgrund der höheren Masse und Flügelfläche. Der spezifische Treibstoffverbrauch SFC des EBF-Konzepts ist aufgrund des Teillastbetriebs 3% höher als beim Referenzflugzeug. Das Leergewicht des EBF-Konzepts ist 11,3% und das des USB-Konzepts 13,5% größer. Dies resultiert vor allem aus höherem Antriebssystemgewicht $m_{Antrieb}$ (EBF 35% und USB 41%). Über die gesamte Mission ergibt sich beim EBF-Konzept ein um 8,7% und beim USB-Konzept ein um 51,0% höherer Treibstoffverbrauch.

² Die Werte für Reiseflug beziehen sich auf den Beginn des Reisefluggesegments.

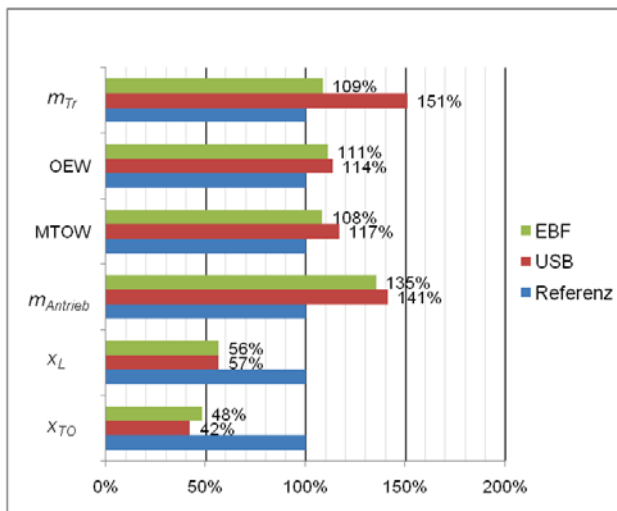


BILD 12. Vergleich der wichtigsten Missionsergebnisse

BILD 12 fasst die wichtigsten Missionsergebnisse relativ zum Referenzflugzeug zusammen. Obwohl das EBF-Konzept einen etwas schlechteren Auslegungspunkt aufgrund schlechterer aerodynamischer Eigenschaften bei Start und Landung hat, ist das EBF-Konzept im Vergleich der Gesamtmission klar im Vorteil. Dies begründet sich mit der schlechteren Gleitzahl im Reiseflug beim USB-Konzept, was sich auf den Treibstoffverbrauch niederschlägt und wiederum das maximale Abfluggewicht erhöht. Die Ergebnisse für Treibstoffverbrauch, Leergewicht, MTOW und Antriebsmasse im Vergleich zum Referenzflugzeug liefern Daten, mit denen die angenommenen Mehrkosten aufgrund von STOL-Fähigkeit in den Kostenrechnungen von Peperak [7] überprüft, bzw. aktualisiert werden können.

6. ZUSAMMENFASSUNG

In diesem Beitrag wurde die Gesamtmission von kurzstartfähigen Regionaljets mit den aktiven Hochauftriebssystemen *Upper Surface Blowing* (USB) und *Externally Blown Flaps* (EBF) bei gleichen Anforderungen mit einem konventionellen Regionaljet verglichen. Dazu wurden die Berechnungsmethoden für Start- und Landebahnlänge und die Modellierung der aerodynamischen Eigenschaften an die physikalischen Gegebenheiten von Flugzeugen mit aktiven Hochauftriebssystemen angepasst und in ein parametrisches Flugzeugmodell integriert.

Mit den dadurch entstandenen Modellen wurden das Schub-Gewichtsverhältnis (T/W) und die Flächenbelastung (W/S) der Konzepte mit EBF und USB so optimiert, dass die geforderte Start- und Landebahnlänge von 1000m unter Berücksichtigung von Zulassungsvorschriften erfüllt wird und der Treibstoffverbrauch minimal ist. Der Auslegungspunkt für das USB-Konzept liegt bei $T/W=0,39$ und $W/S=580\text{kg/m}^2$. Der Auslegungspunkt für das EBF-Konzept liegt bei $T/W=0,40$ und $W/S=550\text{kg/m}^2$ und ist somit etwas schlechter, was sich auf die schlechteren aerodynamischen Eigenschaften bei Start und Landung zurückführen lässt. Im Vergleich zum Referenzflugzeug ($T/W=0,29$ und $W/S=572\text{kg/m}^2$) ist bei den kurzstartfähigen Konzepten mit aktiven Hochauftriebssystemen vor allem der Schub höher. Durch den höheren Schub und die Installation der aktiven Hochauftriebssysteme erreicht das Konzept mit EBF eine

um 44% kürzere Landebahnlänge (USB 43%) und eine um 52% kürzere Startbahnlänge (USB 58%).

Bei ausschließlicher Betrachtung der Start- und Landebahnlänge schneidet die USB Technologie besser als die EBF Technologie ab. Im Gegensatz dazu zeigt die in diesem Beitrag erarbeitete Bewertung dieser Technologien auf Flugzeugsystemebene unter Berücksichtigung der gesamten Mission, dass das Konzept mit EBF im Vergleich zum Konzept mit USB einen deutlich geringeren Treibstoffbedarf hat. Dies ist auf die schlechtere aerodynamische Effizienz aufgrund der Triebwerksinstallation bei USB im Reiseflug zurückzuführen. Im Vergleich zu einem konventionellen Regionaljet verbraucht das Konzept mit EBF 8,7% und das Konzept mit USB 51% mehr Treibstoff.

Die Ergebnisse dieses Beitrags zeigen, dass für die geforderte Kurzstartfähigkeit mit Mehrverbrauch zu rechnen ist, dieser aber bei dem EBF-Konzept durchaus in einem Bereich liegt, der durch geringere Verspätungskosten und damit besserer Nutzbarkeit kompensiert werden könnte.

7. DANKSAGUNG

Die Autoren bedanken sich bei Dr. Andreas Sizmann und Dr. Roland Schneider für fruchtbare Diskussionen und hilfreiche Ratschläge.

8. NOMENKLATUR

AR	Streckung
C_D^*	Netto-Widerstandsbeiwert
C_T	Schubbeiwert
C_{Lmax}	Maximaler Auftriebsbeiwert
C_{Lh}	Auftriebsbeiwert Höhenleitwerk
C_m	Nickmomentenbeiwert
m	Masse
m_{Tf}	Missionstreibstoffverbrauch
MAC	Bezugsflügelteiefe
OEW	Leergewicht
S	Referenzfläche
SFC	Spezifischer Treibstoffverbrauch
T	Schub
T_0	Stand Schub
TR	Zuspitzung
v	Geschwindigkeit
v_S	Stallgeschwindigkeit
v_1	Entscheidungsgeschwindigkeit
v_2	Geschwindigkeit am Ende des 2. Steigsegments
V_{TO}	Startgeschwindigkeit
V_R	Rotationsgeschwindigkeit
V_{APP}	Landegeschwindigkeit
W_L	Landegewicht
x_L	Landebahnlänge
x_{TO}	Startbahnlänge
α	Anstellwinkel
δ_f	Klappenwinkel
ρ	Dichte
γ	Steigwinkel
μ	Reibungsbeiwert
ϕ_{25}	Pfeilung

9. SCHRIFTTUM

- [1] **Eurocontrol.** "Challenges of Growth 2008", 2008
- [2] **Zuk, J. and Wardwell, D.** "Summary of NASA's Extreme Short Take-Off and Landing (ESTOL) Vehicle Sector Activities," *AeroTech Congress and Exhibition*. Grapevine, Texas. SAE-Paper 2005-01-3145, 2005.
- [3] **Hange, C.** "Trajectory Kinematics of a Simultaneous Non-Interfering Landing Approach, and the Impact on ESTOL Regional Transport Performance and Flight Control," *3rd Annual Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Forum*. Denver, Colorado. AIAA 2003-6857, 2003.
- [4] **Gologan, C., Heister, C., Kelders, C., Kuhlmann, A. and Seifert, J.** "Perspectives of Vertical / Short Take off and Landing in Commercial Aviation," *1st CEAS European Air and Space Conference*. Berlin, Germany. 2007.
- [5] **Hange, C.** "Overview of the CESTOL Partnership in NASA's Subsonic Fixed Wing Project," *International Powered Lift Conference*. London, UK. 2008.
- [6] **Couluris, G.J., Hange, C.E., Wardwell, D.A., Signor, D. and Phillips, J.** "A Potential Impact Analysis of ESTOL Aircraft on Newark Airport Operations," *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*. Hilton Head, South Carolina. AIAA 2007-6700, 2007.
- [7] **Peperak, M.** "Economic Impact of the Hybrid Wing Cruise Efficient Short Take-Off and Landing (CESTOL) Commercial Aircraft," *International Powered Lift Conference 2008*. London, UK. 2008.
- [8] **Kehse, T.** "Gesamtentwurf von Flugzeugen mit Hochauftriebshilfen nach dem Prinzip des Upper Surface Blowing," *DGLR Kongress*. Darmstadt. 2008.
- [9] **Macke, O. and Koenig, R.** "Design of 4D Landing Approach Trajectories for a Quiet STOL Airplane," *26th International Congress of the Aeronautical Sciences*. Anchorage, USA. 2008.
- [10] **Gologan, C., Kelders, C., Kuhlmann, A. and Seifert, J.** "The "HyLiner" ESTOL Regional Jet – Economic Motivation, Technological Challenges and Current Status 2008," *International Powered Lift Conference 2008*. London, UK. 2008.
- [11] **Hoad, D.R.** "Comparison of Aerodynamic Performance of Several STOL Concepts," *Conference on STOL Technology*. NASA SP-320, Paper 10, pp. 111-119, 1972.
- [12] **Margason, R.** "Comparison of Five STOL Concepts for Runway Independent Aircraft," *2002 Biennial International Powered Lift Conference and Exhibit*. Williamsburg, Virginia. 2002.
- [13] **Johnson, W.G.J.** "Aerodynamic and Performance Characteristics of Externally Blown Flap Configurations," *Conference on STOL Technology*. NASA SP-320, Paper 5, pp. 43-54, 1972.
- [14] **Phelps, A.E.** "Aerodynamics of the Upper Surface Blown Flap," *Conference on STOL Technology*. NASA SP-320, Paper 9, pp. 97-110, 1972.
- [15] **Aoyagi, K., Falarski, M.D. and Koenig, D.G.** "Wind Tunnel Investigation of a Large-Scale Upper Surface Blown-Flap Model Having Four Engines" NASA TM X-62419. NASA Ames Research Center. 1975
- [16] **PACE.** Pancelab APD. 2007.
- [17] **Torenbeek, E.** *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. (Delft University Press, Delft, Netherlands, 1976).
- [18] **Jenkinson, L., Simpkin, P. and Rhodes, D.** *Civil Jet Aircraft Design*. (Butterworth-Heinemann Ltd., Burlington, 1999).
- [19] **Johnson, W.G.J.** "Aerodynamic Characteristics of a Powered, Externally Blown Flap STOL Transport Model with Two Engine Simulator Sizes" NASA TN D-8057. NASA Langley Research Center. 1975
- [20] **Bobbitt, P. and Margason, R.** "Analysis of the Take-Off and Landing of Powered-Lift Aircraft," *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada. AIAA-2007-1256, 2007.
- [21] **Riddle, D.W., Innis, R.C., Martin, J.L. and Cochrane, J.A.** "Powered-Lift TakeOff Performance Characteristics Determined from Flight Test of the Quiet Short-Haul Research Aircraft (QSRA)," *1st Flight Testing Conference*. Las Vegas, Nevada. 1981.
- [22] **Brandt, S.A.** *Intorduction to aeronautics: a design perspective*. (AIAA, Blacksburg (Virginia, USA), 2004).
- [23] **Birckelbaw, L.** "High Speed Aerodynamics of Upper Surface Blowing Aircraft Configurations," *10th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. Palo Alto, CA. AIAA-1992-2611, 1992.
- [24] **Braden, J.A., Hancock, J.P., Hackett, J.E., Burdges, K.P. and Lyman, V.** "Exploratory Studies of the Cruise Performance of Upper Surface Blown Configurations" NASA-CR-3193. NASA Langely Research Center. 1980
- [25] **BAESystems.** Avro RJ Technical Data. 2004.
- [26] **Loftin, L.K.** "Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of Size to Performance" NASA Reference Publication 1060. NASA Langley Research Center. 1980
- [27] **Toor, J.B.H.v.** Voorontwerp van een korte-afstands verkeersvliegtuig met Upper Surface Blowing. Delft University, Delft, 1979.
- [28] **Wimpress, J.K. and Newberry, C.F.** *The YC-14 STOL Prototype: Its Design, Development, and Flight Test*. (AIAA, Reston, Virginia, 1998).

10. ANHANG

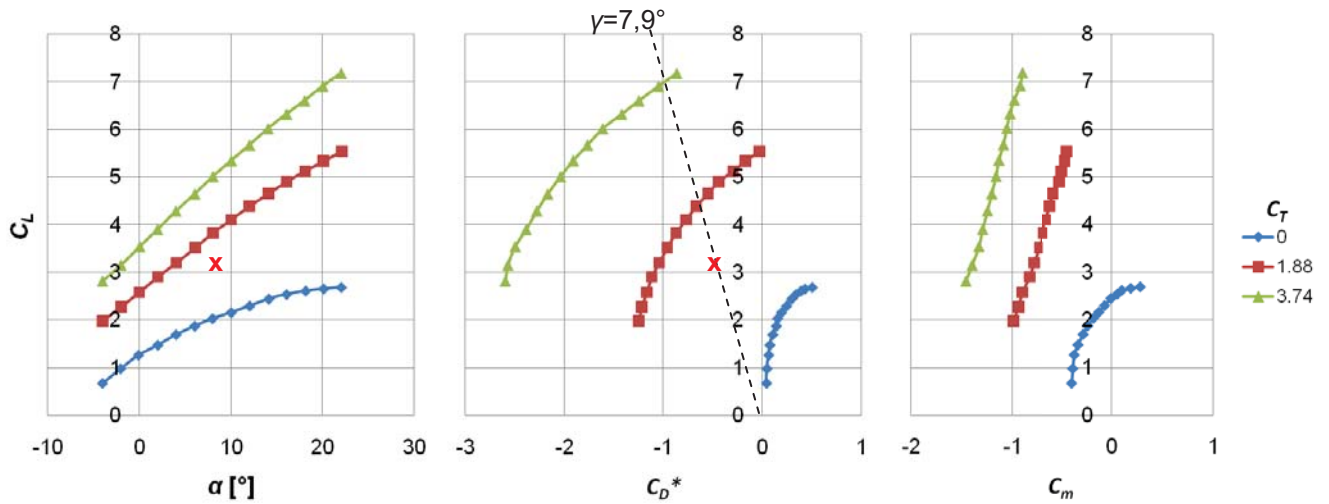


BILD 13. EBF, Start mit AEO, $\delta_f = 35^\circ$

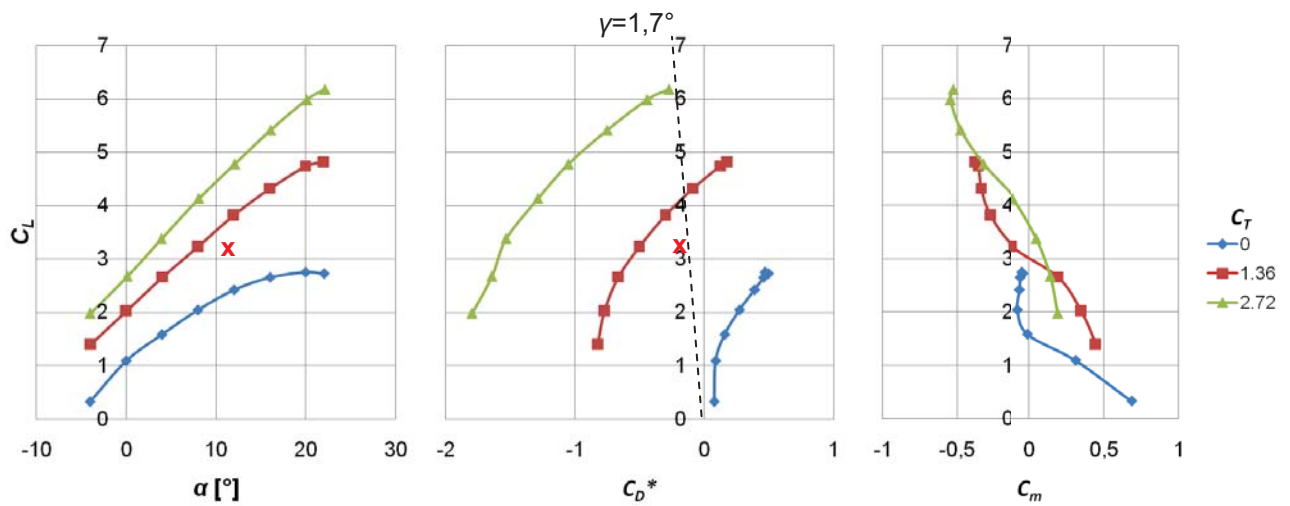


BILD 14. EBF, Start mit OEI, $\delta_f = 35^\circ$

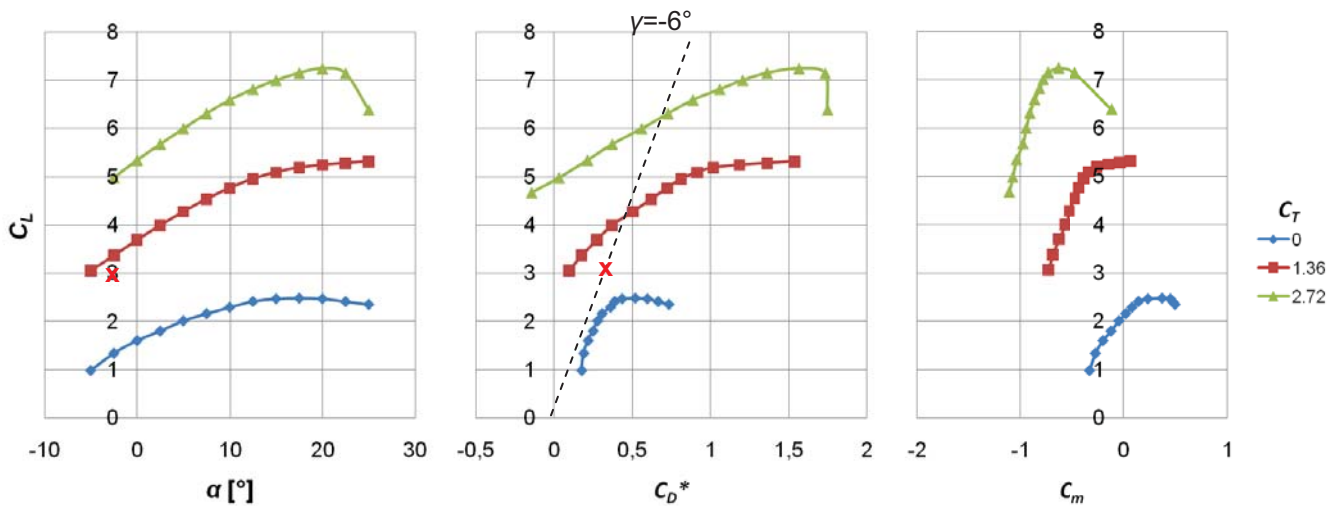


BILD 15. EBF, Landung mit OEI, $\delta_f = 65^\circ$

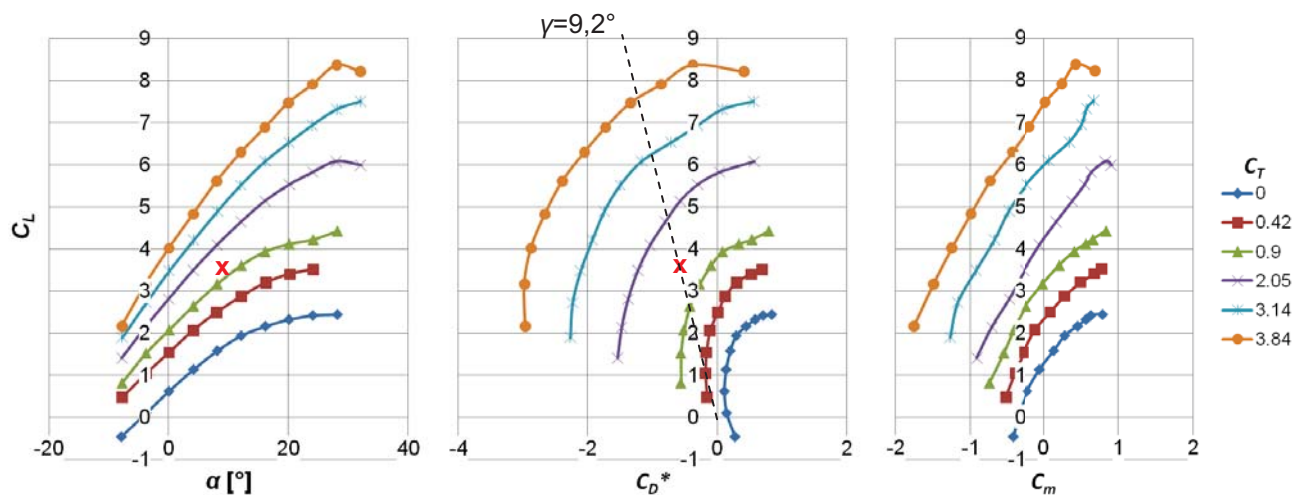


BILD 16. USB, Start mit AEO, $\delta_f = 30^\circ$

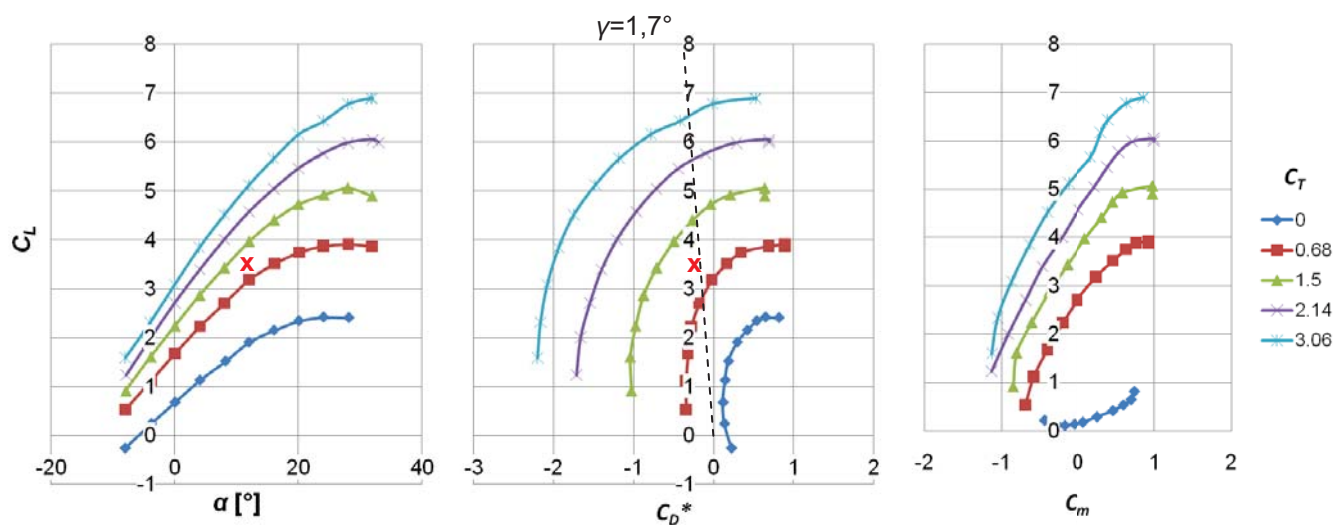


BILD 17. USB, Start mit OEI, $\delta_f = 30^\circ$

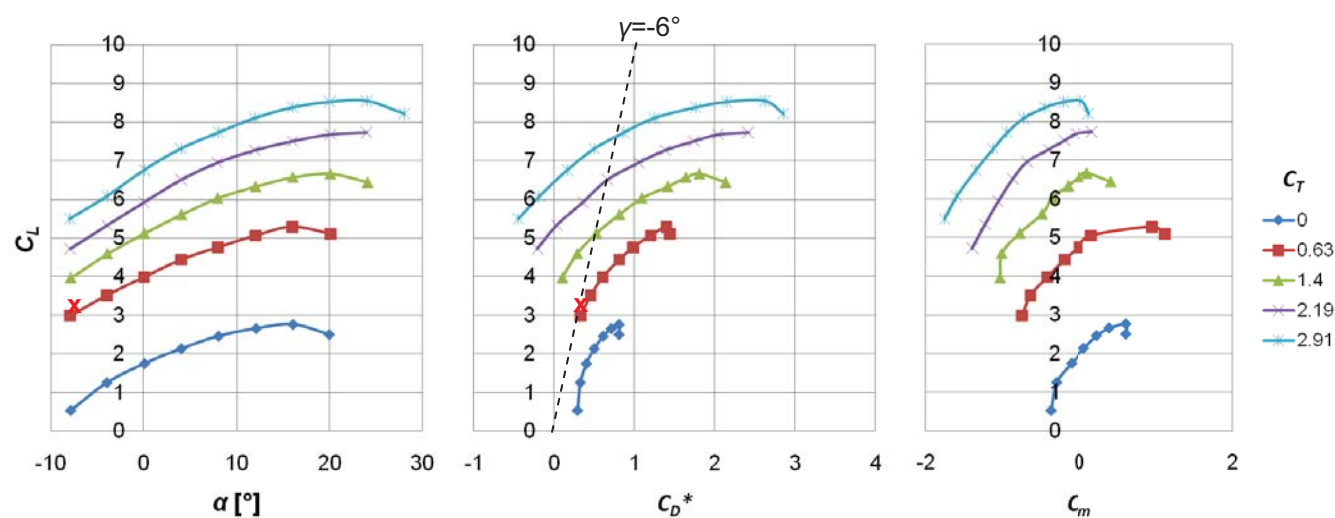


BILD 18. USB, Landung mit OEI, $\delta_f = 90^\circ$