

GESAMTENTWURF VON FLUGZEUGEN MIT HOCHAUFTRIEBSHILFEN NACH DEM PRINZIP DES UPPER SURFACE BLOWING

T. Kehse, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau, Technische Universität Braunschweig,
Hermann-Blenk-Str. 35, 38108 Braunschweig, Deutschland

Zusammenfassung

Die Wirkungsweise des Upper Surface Blowing als Hochauftriebshilfe wird vorgestellt. Möglichkeiten zur aerodynamischen Modellierung von Profilen mit Upper Surface Blowing im Vorentwurf werden aufgezeigt. Die Kopplung mit einem Traglinienverfahren mit Polareninterpolation wird beschrieben. Zur Ermittlung von Triebwerksstrahlhaldaten wird ein Modell aus der Triebwerksleistungsrechnung vorgestellt. Es werden Betrachtungen zum Maximalauftrieb von Flugzeugen mit Upper Surface Blowing angestellt. Flugmechanische Aspekte der Flugleistungen, der Trimmung in der Längsbewegung und des einseitigen Triebwerksausfalls werden diskutiert. Die Integration der Modelle in das Vorentwurfssystem PrADO wird dokumentiert. Das Transportflugzeug Boeing YC-14 wird mit PrADO nachgerechnet und ein Vergleich zum Originalflugzeug angestellt.

1. EINLEITUNG

Moderne Verkehrsflugzeuge haben eine hohe Flächenbelastung, um einen wirtschaftlichen Reiseflug im transsonischen Geschwindigkeitsbereich zu ermöglichen. Für Start und Landung sind sie mit passiven Hochauftriebshilfen ausgestattet. Das Antriebssystem besteht aus Mantelstromtriebwerken mit hohem Nebenstromverhältnis, die sich durch einen geringen spezifischen Brennstoffverbrauch im Reiseflug auszeichnen.

Diese Flugzeuge erfüllen die Transportaufgabe auf Mittel- und Langstrecken wirtschaftlich und schnell. Auf Kurzstrecken ist der Zeitvorteil von Flugreisen gegenüber anderen Verkehrsträgern weniger ausgeprägt; der Energiebedarf liegt vergleichsweise hoch.

Eine Verkürzung der Reisezeiten auf Kurz- und Mittelstrecken kann durch die Verlegung von Flughäfen in die Nähe der Zentren der Ballungsräume erreicht werden. Flughäfen in solcher Lage haben in der Regel relativ kurze Start- und Landebahnen. Aus Gründen des Lärmschutzes und der Hindernisfreiheit sind die Anflugwege steil und die Anforderungen an die Steigleistung der Luftfahrzeuge sind hoch.

Im DLR-Projekt Q-STOL [1] wird ein Lufttransportsystem mit leisen, kurzstartfähigen Flugzeugen untersucht, welche zwischen solchen Flughäfen wie den oben skizzierten verkehren sollen. Dabei sollen auch Flugzeuge mit aktiven Hochauftriebshilfen wie dem Upper Surface Blowing untersucht werden.

Bei aktiven Hochauftriebshilfen sind die Wechselwirkungen zwischen Auftriebserzeugung und Antrieb sehr stark. Für die Flugphasen Start, Anflug und Landung muss eine integrierte Betrachtung von Aerodynamik und Antrieb erfolgen, um die Flugleistungen vorhersagen zu können.

In der vorliegenden Arbeit werden Ansätze aufgezeigt, die eine Untersuchung von Flugzeugen mit Upper Surface

Blowing im Vorentwurfsstadium ermöglichen. Die Integration in das Vorentwurfssystem PrADO [2] wird dokumentiert. Anschließend werden die Werkzeuge zum Nachentwurf des Transportflugzeuges Boeing YC-14 [3] angewendet.

Zunächst soll jedoch die Wirkungsweise des Upper Surface Blowing vorgestellt und auf die Modellbildung eingegangen werden.

2. UPPER SURFACE BLOWING ALS HOCHAUFTRIEBSHILFE

2.1. Wirkungsweise

Das gezielte Überblasen der Tragflächenoberseite mit einem energiereichen Strahl zum Zwecke der Strahlablenkung durch eine gekrümmte Hinterkantenklappe wird als Upper Surface Blowing (USB) bezeichnet, vgl. BILD 1. Durch den Coanda-Effekt folgt der Strahl der Kontur der Klappenoberseite. Dadurch sind Umlenkinkel von bis zu 90° möglich.

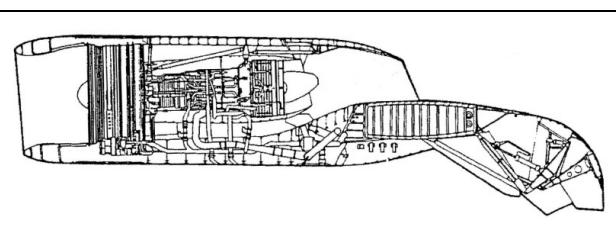


BILD 1. Tragflügelschnitt mit Upper Surface Blowing

Wird der überblasene Tragflügel angeströmt, so wird der Strahl stromab in die Richtung der Anströmung gedreht. Die gekrümmte Strahlschicht wird nicht durchströmt und vermag es, einer Druckdifferenz standzuhalten. Dies ruft eine Zirkulation um die Strahlschicht hervor. Die Zirkulation der Strahlschicht induziert am Ort des Tragflügels einen Aufwind, welcher den Auftrieb des Tragflügels erhöht.

Die zusätzliche Zirkulation um den Tragflügel aufgrund der Umströmung der Strahlschicht wird als Superzirkulation bezeichnet. Die Auftriebsbeeinflussung durch den Strahl ähnelt dabei in ihrer Wirkungsweise einer Wölbklappe. Der Effekt wird daher als Jetflap-Effekt [4] bezeichnet. Durch die Ablenkung des Strahls tritt eine Reaktionskraft in Auftriebsrichtung auf. In Richtung der Anströmung wirkt nicht nur die horizontale Komponente des Strahlimpulses, sondern der gesamte Strahlimpuls. Dieses Phänomen wird als Thrust Recovery [5] bezeichnet. Im Gegensatz zu anderen Strahlklappen induziert die Umlenkung des Strahls beim Upper Surface Blowing zusätzliche Druckkräfte auf der Tragflächenoberseite. Diese zusätzlichen Kräfte führen zu einer weiteren Auftriebserhöhung gegenüber der Superzirkulation und der vertikalen Strahlreaktion.

2.2. Aerodynamische Modellierung

2.2.1. Jetflap- Effekt

Die Jetflap-Theorie [4] ermöglicht die Berechnung von Auftrieb und Nickmoment eines Profils, von dessen Hinterkante ein Strahlstrom abgeht, der um einen bestimmten Winkel gegenüber der Profilsehne geneigt ist. Es wird dabei von reibungsfreier, inkompressibler Strömung ausgegangen. Für den Auftriebsbeiwert eines symmetrischen, klappenlosen Profils mit Strahlklappe gilt:

$$(1) \quad c_{a,JF} = 2\pi\alpha + 2\pi B\alpha + 4\pi A\delta_f$$

Dabei gehen der Anstellwinkel, die Ablenkung des Strahls gegenüber der Profilsehne sowie die Koeffizienten A und B ein. Der Betrag dieser Koeffizienten hängt vom sogenannten Massenstromparameter ab. Dieser ist ein Maß für die Stärke des abgehenden Strahls gegenüber der freien Anströmung. Er berechnet sich wie folgt:

$$(2) \quad c_\mu = \frac{\dot{m}_j V_j}{q_\infty S}$$

Mithilfe weitere Koeffizienten können die Profilwölbung und der Einfluss von Wölbklappen berücksichtigt werden.

2.2.2. Circular Streamline- Theorie

Zur Modellierung von Profilen mit Upper Surface Blowing reicht die Jetflap-Theorie nicht aus, da die Wechselwirkung des Strahls mit der Oberseite der Tragfläche nicht modelliert wird.

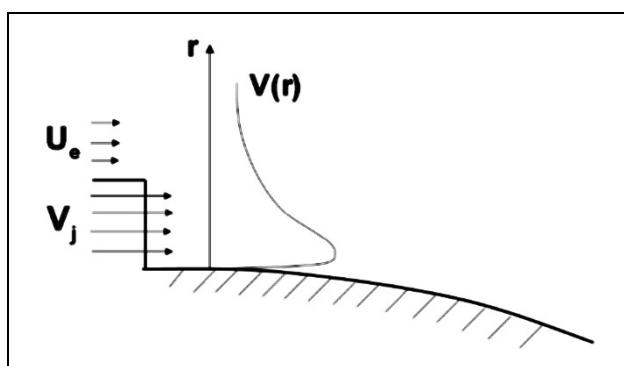


BILD 2. Geschwindigkeitsprofil entlang eines überblasenen Tragflügelschnitts

Die Methode von Keen [6] ergänzt die Jetflap-Theorie so, dass Upper Surface Blowing betrachtet werden kann. Das Kernstück ist dabei die Circular Streamline Theorie (CST), welche die Berechnung des Druckbeiwertes auf dem überblasenen Teil ermöglicht.

Der Grundgedanke der CST ist, dass das Geschwindigkeitsprofil des Strahles (BILD 2) durch einen Potentialwirbel (BILD 3) angenähert werden kann. Das Geschwindigkeitsfeld, welches ein einzelner Wirbel erzeugt, ist rotationssymmetrisch und erfüllt somit die kinematische Strömungsbedingung auf einer konstant gekrümmten Oberfläche.

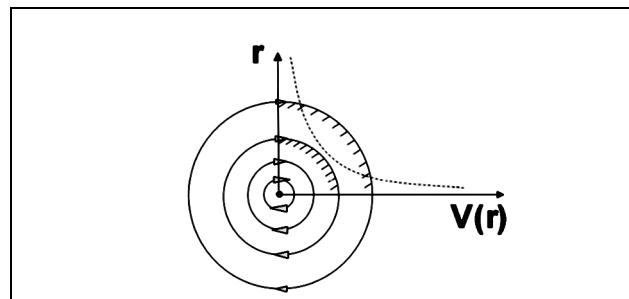


BILD 3. Geschwindigkeitsprofil eines Potentialwirbels

Durch geeignete Wahl der Randbedingungen kann die Wirbelstärke bestimmt werden, über die letztlich die Druckverteilung auf der Profiloberseite berechnet werden kann. Für den Fall mit Anströmgeschwindigkeit überlagert Keen den Wirbel mit einer konstanten Geschwindigkeit, die der Geschwindigkeit am Strahlrand außerhalb des Strahls entspricht.

Für die überblasene Oberfläche wird der Druckbeiwert berechnet und durch Integration die Beiträge der Überblasung zu den aerodynamischen Beiwerten berechnet. Letztlich ergeben sich folgende Ansätze für die Gesamtbeiwerte:

$$(3) \quad c_a = c_{a,CST}(\alpha, \rho_j, V_j) + c_{a,JF}(\alpha, \delta_f, c_\mu)$$

$$(4) \quad c_w = c_{w,CST}(\alpha, \rho_j, V_j)$$

$$(5) \quad c_m = c_{m,CST}(\alpha, \rho_j, V_j) + c_{m,JF}(\alpha, \delta_f, c_\mu)$$

Neben der Geometrie der überblasenen Fläche und den Anströmbedingungen sind vor allem die Dichte des Strahls und dessen Strömungsgeschwindigkeit ausschlaggebend.

2.2.3. Vollständige Profiltheorie

Eine vollständige Profiltheorie für die Untersuchung von Upper Surface Blowing im Vorentwurf soll die Nachrechnung gewölbter Profile endlicher Dicke mit einer konstant gekrümmten Coanda-Klappe an der Hinterkante und einem Strahlaustritt an einer beliebigen Tiefenposition zwischen Vorderkante und Klappenknie gestatten. Dazu werden die Ergebnisse der Jetflap-Theorie mit den Ergebnissen aus der Circular Streamline Theorie überlagert.

Ebenfalls zu berücksichtigen ist die Vergrößerung der Profiltiefe durch das Ausfahren der Klappe. Die Verlängerung der Profiltiefe durch eine Klappe wird als Fowler-Effekt bezeichnet. Sie führt sowohl zu einer

Vergrößerung des Auftriebsbeiwertes als auch zu einem im gleichen Maße erhöhten Auftriebsanstieg. Durch das Ausfahren der Klappe an der Hinterkante verschiebt sich der geometrische Neutralpunkt.

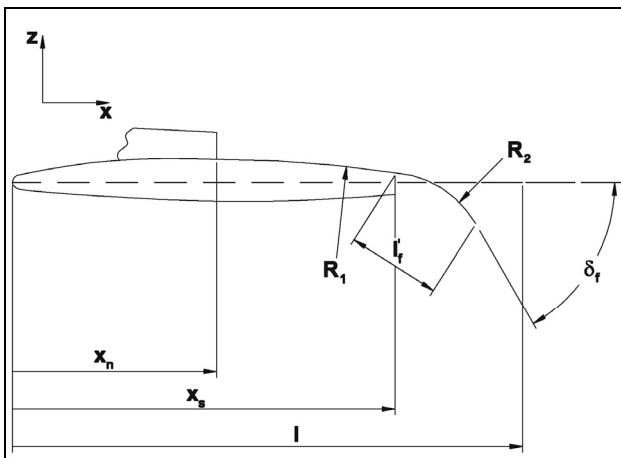


BILD 4. Geometrie des überblasenen Profils

Die Profiloberseite wird dabei in zwei Abschnitte mit konstantem Krümmungsradius eingeteilt, vgl. BILD 4. Der erste Bereich erstreckt sich vom Düsenaustritt bis zum Klappenknie, der zweite vom Klappenknie bis zur Hinterkante.

Zur Abschätzung der Geschwindigkeit der Profilströmung am Strahlrand, welche für die CST benötigt wird, werden die Verhältnisse an der Tiefenposition des Düsenaustrittes als repräsentativ angenommen. Die Randgeschwindigkeit wird in Abhängigkeit des Anstellwinkels, der Wölbung und der Profildicke bestimmt. Dazu wird die Theorie dünner Profile [7] verwendet. Die erste Birnbaumsche Verteilung ergibt einen Abwind in Abhängigkeit des Anstellwinkels. Der Einfluss der Wölbung kann mit der zweiten Birnbaumschen Verteilung modelliert werden. Die Verdrängung infolge der Profildicke kann durch die Lösung der linearisierten Potentialgleichungen für eine schlanke Ellipse angenähert werden.

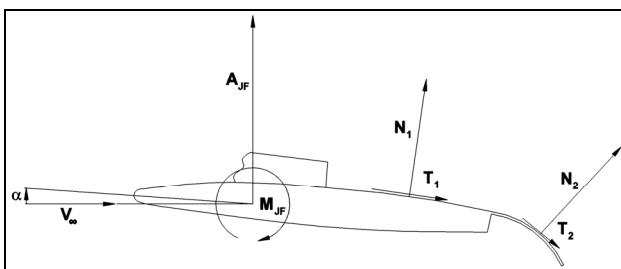


BILD 5. Vollständige Kräfte am Profil

Neben den Normalkräften aus der Druckverteilung wirken auf der Klappenoberseite auch Schubspannungen, welche aus der Interaktion des Strahls mit der Oberfläche resultieren. Zur Abschätzung dieser Kräfte wird die Gleichung für den Reibungskraftbeiwert der vollturbulenten, ebenen Platte verwendet. Die kinematische Viskosität des heißen Abgases wird mit der Sutherland-Formel berechnet. Durch aufsummieren aller angreifenden Kräfte (BILD 5) können schließlich die aerodynamischen Beiwerte bestimmt werden.

Die Ergebnisse für die Nachrechnung eines Profils mit den beschriebenen Modellen sind exemplarisch in BILD 6 und BILD 7 gezeigt.

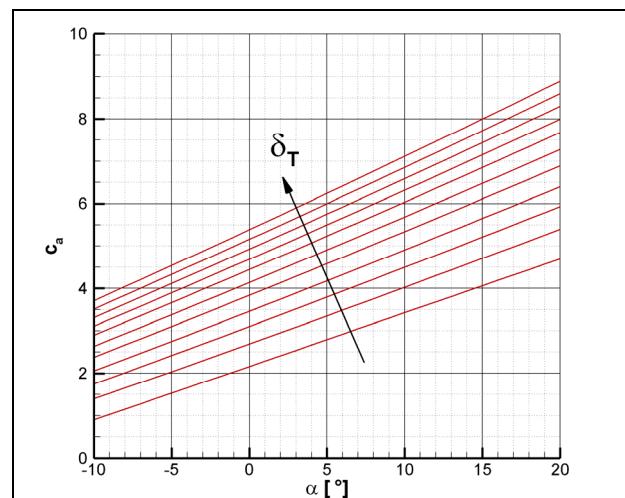


BILD 6. Auftriebskurve eines überblasenen Profils für unterschiedliche Drosselgrade

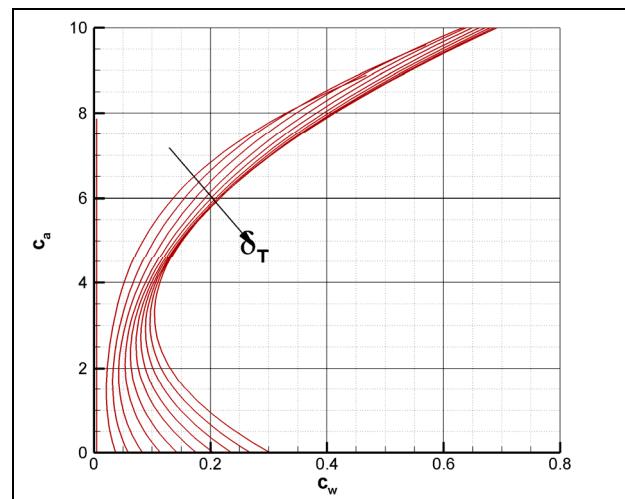


BILD 7. Polardiagramm eines überblasenen Profils

Es handelt sich hierbei um ein Profil mit Upper Surface Blowing mit einem Klappenausschlag von 30° bei einer Machzahl von 0,2. Es sind Kurven für Drosselgrade von 0 bis 1 abgebildet, wobei dieser in Schritten von 0,1 erhöht wird. Der Drosselgrad ist eine dimensionslose Größe. Er setzt den erzeugten Schub bei einer bestimmten Machzahl und Flughöhe mit dem Maximalschub ins Verhältnis, vgl. (6).

$$(6) \quad \delta_T = \frac{F(Ma, H)}{F_{\max}(Ma, H)}$$

Aus den Auftriebskurven ist die Zunahme des Nullauftriebes und des Auftriebsanstieges infolge der Überblasung ersichtlich. Der berechnete Profilwiderstand ist sehr groß, insbesondere für hohe Auftriebsbeiwerte. Das Nickmoment (hier nicht gezeigt) nimmt mit der Überblasung sehr stark zu, da die Normalkräfte aus der Überblasung weit hinter dem Neutralpunkt angreifen.

2.2.4. Tragflügelaerodynamik

Um den Einfluss des USB auf die Tragflügelaerodynamik zu modellieren, soll das Traglinienverfahren Lifting Line [8] verwendet werden. Es handelt sich dabei um ein Mehrfach-Traglinienverfahren, bei dem auf einer Auftriebsfläche mehrere tragende Linien hintereinander angeordnet werden können. Mit dem Verfahren kann der Auftrieb, der induzierte Widerstand und bei Verwendung mehrerer tragender Linien in Tiefenrichtung auch das Nickmoment berechnet werden.

Das Überblasen der Tragflächenoberseite ruft in einem spannweitig begrenzten Bereich eine sehr starke Zirkulation hervor. Dies ist mit dem Effekt eines Klappenausschlages vergleichbar. Wird eine Klappe nach unten ausgeschlagen, so verschiebt sich die Nullauftriebsrichtung des Profils in negativer Richtung. Wird der Tragflügel mit nur einer tragenden Linie in Tiefenrichtung modelliert, so kann ein Klappenausschlag simuliert werden, indem der Tragflügel im Bereich der Klappe entsprechend der Nullauftriebsrichtung des Klappenprofils verwunden wird:

$$(7) \quad \varepsilon(\eta) = -\alpha_0(\eta)$$

Das gleiche Vorgehen kann auf einen Schnitt mit Strahlklappe angewendet werden. Im Gegensatz zum Klappenprofil weicht der Auftriebsanstieg eines Profils mit Strahlklappe jedoch stark von 2π ab, er ist zumeist bedeutend größer. Zusätzlich sollen auch nichtlineare Auftriebskurven berücksichtigt werden. Es wird daher eine geeignete Linearisierung benötigt, vgl. BILD 8.

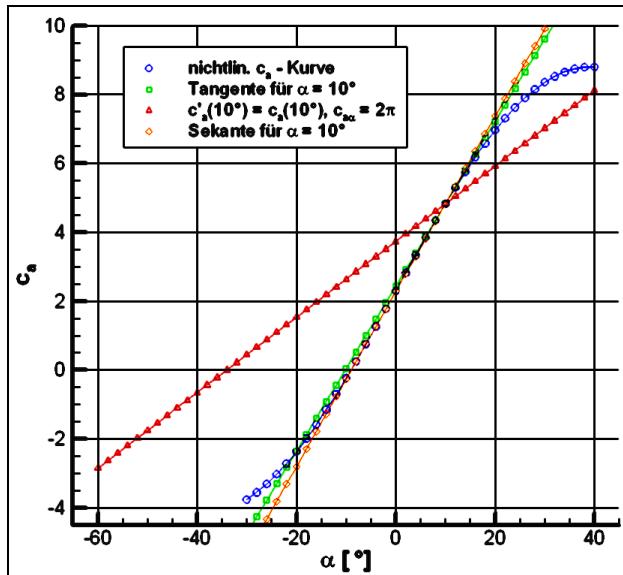


BILD 8. Linearisierung der Auftriebskurve des Profils

Sowohl die Sekante zwischen Nullauftrieb und Entwicklungspunkt als auch die Tangente an den Entwicklungspunkt haben einen von 2π verschiedenen Auftriebsanstieg. Dies geht mit einer Verschiebung des Aufpunktes für die kinematische Strömungsbedingung weit stromab einher. Hier ist der Einfluss der freien, nichttragenden Wirbelschicht im Vergleich zum tragenden Wirbel sehr stark. Für eine lokale Auftriebsüberhöhung ist diese Näherung daher ungeeignet.

Zur Berechnung der lokalen Verwindung wird daher auf eine Gerade mit der Steigung 2π zurückgegriffen, welche die Auftriebskurve im Entwicklungspunkt schneidet.

Da die Verwindung vom lokalen Anstellwinkel abhängt, ist sie nicht von vornherein bekannt. Es ist ein iteratives Vorgehen notwendig. Dabei wird wie folgt vorgegangen:

- 1) Berechnung der Auftriebsverteilung des unverwundenen Tragflügels
- 2) Berechnung des lokalen Anstellwinkels im überblasenen Bereich
- 3) Verwindung des Tragflügels im überblasenen Bereich entsprechend der Nullauftriebsrichtung aus der Näherung der Auftriebskurve für den lokalen Anstellwinkel
- 4) Berechnung der Auftriebsverteilung des verwundenen Tragflügels
- 5) Berechnung des lokalen Anstellwinkels im überblasenen Bereich
- 6) Überprüfung des lokalen Anstellwinkels auf Konvergenz,
- 7) gegebenenfalls Wiederholung ab Schritt 3

Mit diesem Algorithmus wird die Verwindung so eingestellt, dass der lokale Auftriebsbeiwert im Mittelschnitt des überblasenen Bereiches dem Wert entspricht, welcher der Auftriebskurve bei dem gegebenen lokalen Anstellwinkel entnommen werden kann. Der lokale Anstellwinkel wird aus dem lokalen Auftriebsbeiwert berechnet. Der so aufgebaute Algorithmus zeigt ein sehr schnelles Konvergenzverhalten.

Ausgehend von der berechneten spannweitigen Verteilung des Auftriebsbeiwertes wird mit dem Programm Polint [9] eine Berechnung der aerodynamischen Gesamtbewerte durch Interpolation von Profilpolaren für die Tragflügel-Höhenleitwerkskombination durchgeführt.

2.3. Bereitstellung von Strahldaten

Als Eingangsdaten für die Modellierung der Profilaerodynamik werden Informationen über einige Zustandsgrößen des Triebwerksstrahls benötigt, vgl. TAB 1. Das Triebwerksmodell soll die Strahldaten in Abhängigkeit der Flughöhe, der Machzahl und des Drosselgrades liefern.

Zustandsgröße	Jetflap	CST
Massenstrom	ja	nein
Strahlgeschwindigkeit	ja	ja
Strahldichte	nein	ja

TAB 1. Strahldaten für die Profilaerodynamik

Im Flugzeugentwurf werden häufig Triebwerksmodelle verwendet, die aus der parametrischen Kreisprozessanalyse stammen. Bei Abweichungen vom Auslegungspunkt, beispielsweise durch Verringerung der Turbineneintrittstemperatur, sind diese Modelle aber ungenau.

Zur Analyse von Betriebsbedingungen, die vom Auslegungspunkt abweichen, eignen sich die Werkzeuge der Triebwerksleistungsrechnung [10]. Hierbei wird ein bekannter Betriebspunkt vorausgesetzt und es wird angenommen, dass die Komponentenwirkungsgrade

konstant sind. Leistungsbilanzen über die Triebwerkswellen liefern die Betriebszustände der Komponenten. Bei Abweichungen vom Referenzzustand, in der Regel maximaler Standschub auf Meereshöhe, werden Ähnlichkeitsbeziehungen für die Druck- und Temperaturverhältnisse der Komponenten verwendet.

Als Laufvariable für die Bereitstellung von Triebwerkskennfeldern ist die Turbineneintrittstemperatur geeignet. Bei niedrigen Turbineneintrittstemperaturen kann es dazu kommen, dass die iterative Berechnung der Betriebsgrößen nicht konvergiert. Für diesen Fall werden die Kennfelder bis zu einem Drosselgrad von 0 extrapoliert, vgl. BILD 9

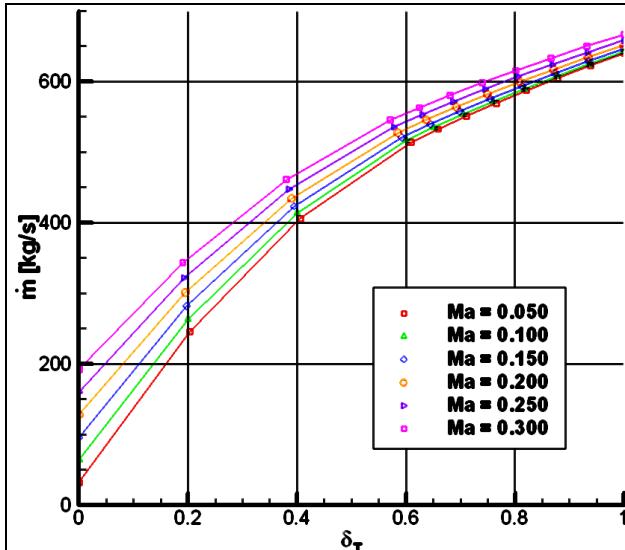


BILD 9. Luftmassenstrom in Abhängigkeit des Drosselgrades

Bei ausgeführten Flugzeugen mit USB, wie der Boeing YC-14, verlässt der Strahl das Triebwerk durch eine gemeinsame Düse. Die Rückwirkung dieser Zwangsmischung auf den Kreisprozess kann zunächst vernachlässigt werden. Mithilfe der Mischungsregel, dem Impulssatz und dem Gesetz für ideale Gase können alle benötigten Strahlgrößen berechnet werden.

2.4. Maximalauftrieb

Bei konventionellen Flugzeugen ist der maximale Auftriebsbeiwert neben der Flächenbelastung und dem Schub-Gewichtsverhältnis der wichtigste Parameter zur Vorhersage der Flugleistungen bei Start und Landung. Die minimal erfliegbare Geschwindigkeit im unbeschleunigten Horizontalflug berechnet sich aus dem vertikalen Kräftegleichgewicht:

$$(8) \quad V_{\min} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_{\infty} c_{A_{\max}} S}}$$

Die Voraussetzung zur Anwendung von (8) ist, dass der maximale Auftriebsbeiwert von der Geschwindigkeit unabhängig ist. Bei aktiven Hochauftriebshilfen wie der Strahlklappe ist der Auftriebsbeiwert vom Massenstromparameter abhängig, welcher wiederum stark von der Geschwindigkeit abhängt, vgl. (2).

Die Flugerprobung der YC-14 hat ergeben, dass in der Hochauftriebskonfiguration kein herkömmlicher Auftriebseinbruch durch ein Ablösen der Tragflügelumströmung stattfindet [11]. Vielmehr kommt es im Bereich hoher Anstellwinkel und geringer Fluggeschwindigkeiten zu einer stark erhöhten Sinkrate. Aus diesem Grund spricht der Stick Shaker des Flugzeugs bei einem Anstellwinkel von 32° oder einer Sinkrate von 12,7 m/s an [12].

Die minimale Fluggeschwindigkeit, bei der ein einseitiger Triebwerksausfall ausgesteuert werden kann, liegt oberhalb der Geschwindigkeit, welche bei hohen Drosselgraden und hohen Anstellwinkeln erzielt wird. Insofern wird die minimal zulässige Fluggeschwindigkeit nicht durch die Auftriebserzeugung, sondern durch die Steuerbarkeit begrenzt.

3. FLUGMECHANISCHE BESONDERHEITEN

3.1. Flugleistungen

In der Hochauftriebskonfiguration besteht eine starke Abhängigkeit der angreifenden Kräfte in Auftriebsrichtung von der Leistungseinstellung des Triebwerks. Zur Analyse der Flugleistungen ist daher eine integrierte Betrachtung von Triebwerk und Zelle notwendig. In Auftriebsrichtung müssen der zirkulatorische Auftrieb und der Auftrieb aus Strahlreaktion summiert werden:

$$(9) \quad C_A = C_{A,\Gamma} + C_{A,j}$$

In Widerstandsrichtung ist es zweckmäßig, aus dem Widerstandsbeiwert und dem Schubbeiwert einen Längskraftbeiwert zu bilden:

$$(10) \quad C_X = C_W - C_T$$

Zur Veranschaulichung der Flugleistungen ist die Auftragung des Auftriebsbeiwertes über dem Längskraftbeiwert zweckmäßig, vgl. BILD 10.

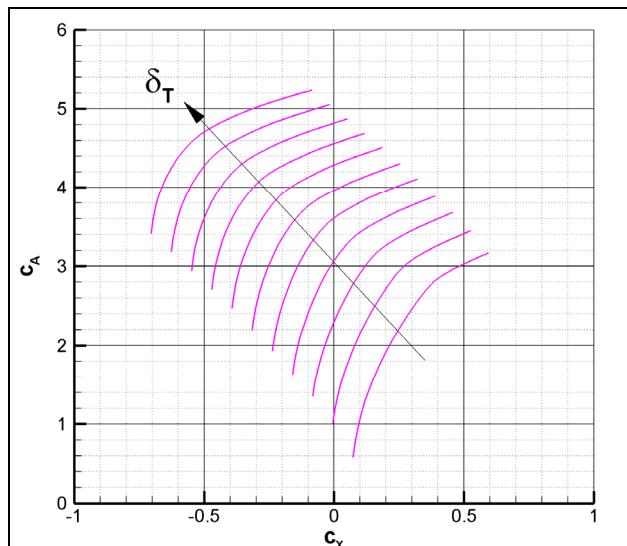


BILD 10. Auftriebsbeiwert über Längskraftbeiwert für verschiedene Drosselgrade

Der resultierende Bahnwinkel ergibt sich für kleine Winkel näherungsweise als Quotient des Längskraftbeiwerts und des Auftriebsbeiwerts mit umgekehrten Vorzeichen. Negative Längskraftbeiwerte, wie sie bei hohen Drosselgraden vorherrschen, bedeuten somit Steigen wohingegen ein Widerstandsüberschuss durch einen positiven Längskraftbeiwert ausgedrückt wird.

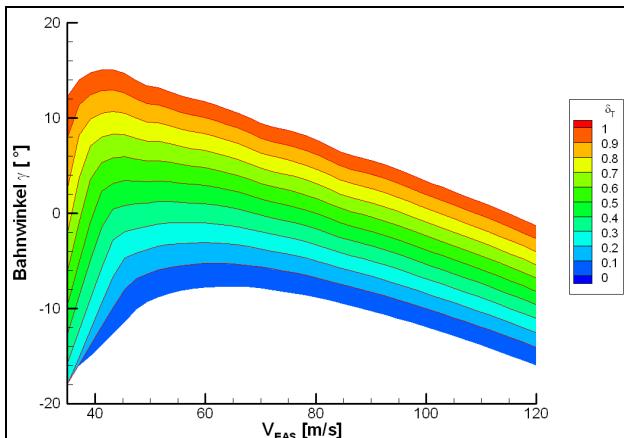


BILD 11. Bahnwinkel über Fluggeschwindigkeit für verschiedene Drosselgrade

Wird eine Flächenbelastung vorgegeben, so kann der Bahnwinkel über der Fluggeschwindigkeit aufgetragen werden, vgl. BILD 11.

3.2. Trimmung in der Längsbewegung

Neben dem Auftrieb ist auch das Nickmoment stark vom Drosselgrad abhängig. Dies führt dazu, dass die Lösung der Nickmomentengleichung nicht unabhängig von der Auftriebs- und der Widerstandsgleichung erfolgen kann.

Bei gegebener Machzahl und gegebenem Anstellwinkel sind der getrimmte Auftriebsbeiwert im Horizontalflug, der Drosselgrad und der Einstellwinkel des Höhenleitwerks gesucht. Um die erforderliche Änderung des Einstellwinkels und des Drosselgrades zu bestimmen, werden Derivative aus partiellen Differenzenquotienten gebildet. Die so gebildeten Gradienten füllen die Jacobimatrix des folgenden linearen Gleichungssystems auf:

$$(11) \begin{bmatrix} c_{m\eta} & c_{m\delta} \\ c_{x\eta} & c_{x\delta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\eta \\ \Delta\delta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta c_m \\ \Delta c_x \end{bmatrix}$$

Gesucht sind jetzt die Inkremeante des Einstellwinkels und des Drosselgrades, um die gewünschten Änderungen im Nickmomenten- und Längskraftbeiwert herbeizuführen. Für beide Beiwerte gilt, dass diese zu Null werden sollen.

Eine Möglichkeit zur Lösung besteht in der Bildung der Inversen der Jacobimatrix. Das Inkrement der Stellgrößen lässt sich dann durch Ausmultiplizieren berechnen. Die neuen Werte für die Stellgrößen werden aus der Ausgangsgröße und dem berechneten Inkrement gebildet.

Dieses Trimmproblem muss iterativ gelöst werden, bis der gesuchte Gleichgewichtszustand gefunden ist. Der Auftriebsbeiwert ergibt sich dann aufgrund des benötigten Drosselgrades und dem Beitrag des Höhenleitwerks.

3.3. Einseitiger Triebwerksausfall

Für die YC-14 liegt das Verhältnis des maximalen Staudrucks zum Staudruck bei der Landung bei etwa zwanzig. Für konventionelle Verkehrsflugzeuge ist dieses Verhältnis in etwa halb so groß [3]. Daraus folgt, dass die aerodynamischen Flächen bei STOL-Flugzeugen sehr groß bemessen sein müssen.

Durch aktive Hochauftriebssysteme kann der Tragflügel kleiner gestaltet werden. Dies trifft nicht auf die Leitwerksflächen zu. Daraus ergeben sich sehr große Leitwerksvolumina, welche durch Stabilität, Trimmung und Steuerbarkeit dimensioniert werden. Besonders kritisch bezüglich der Trimmung ist der einseitige Triebwerksausfall. Durch die Kopplung von Auftrieb und Schub wird die Flugfähigkeit hierbei sehr schnell reduziert.

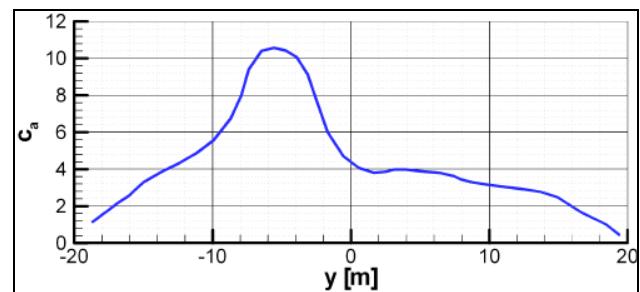


BILD 12. Auftriebsverteilung bei einseitigem Triebwerksausfall in Landekonfiguration

Da der einseitige Triebwerksausfall im Gegensatz zu konventionellen Konfigurationen ein starkes Rollmoment hervorruft, ist es unabdingbar die flugmechanischen Betrachtungen zum Triebwerksausfall im Vorentwurf zu erweitern. Dies ist mit den angegebenen Verfahren möglich, vgl. BILD 12.

Beiwert	AEO ¹	OEI ²
$c_{A\Gamma}$	6,729	4,515
c_{Aj}	1,392	0,696
c_A	8,121	5,211
c_{Wi}	3,506	1,961
c_A / c_{Wi}	2,32	2,66

TAB 2. Beiwerte der Längsbewegung vor und nach Triebwerksausfall

Neben dem auftretenden Rollmoment ist auch der Auftriebsverlust bei Triebwerksausfall erheblich, vgl. TAB 2. Die Anfluggeschwindigkeit muss so bemessen sein, dass auch bei dem reduzierten Auftriebsbeiwert der Anflug mit derselben Bahnneigung weitergeführt werden kann.

Für den Startfall fällt der Auftriebsverlust kleiner aus, da die Strahlablenkung hierbei kleiner ausfällt, um eine bessere Beschleunigung zu erzielen und den Widerstand zu verringern.

¹ All engines operating

² One engine inoperative

4. INTEGRATION IN PRADO³

4.1. Vorentwurf mit PrADO

Das Vorentwurfsprogramm PrADO [2] ist Programmsystem, welches den multidisziplinären, iterativen Flugzeugentwurfsprozess simuliert. Die am Entwurf beteiligten Fachgebiete Aerodynamik, Antrieb, Flugmechanik und Struktur werden einzeln berücksichtigt. Die Entwurfsanalyse erfolgt sequentiell in Bezug auf die einzelnen Disziplinen. Nachdem alle Analysen durchgeführt wurden, wird die Einhaltung der Randbedingungen überprüft und die freien Entwurfsgrößen werden angepasst. Sinkt die Änderung dieser Größen, beispielsweise der Betriebsleermasse, unter eine zuvor festgelegte Schranke, so ist die Entwurfsanalyse beendet. Kommt kein in sich widerspruchsfreier Entwurf zustande, so ist die technische Realisierbarkeit des Konzeptes in Frage zu stellen.

Vor der Benutzung von PrADO muss eine Vorgabedatei erstellt werden, welche eine detaillierte Beschreibung des Entwurfs enthält. Neben der globalen Flugzeuggeometrie sind darin beispielsweise Triebwerksparameter, eine Beschreibung des Hochauftriebssystems und Startwerte für die Flugzeugmassen enthalten.

4.2. Integration der Modelle

Das Traglinienverfahren Lifting Line ist in PrADO integriert und wird dort zur Generierung aerodynamischer Kennfelder verwendet. Dabei werden die aerodynamischen Beiwerte der Tragflügel-Höhenleitwerkskombination für eine Reihe von Anstellwinkeln, Machzahlen und Höhenleitwerks-Einstellwinkeln in der Aerodynamik-Datenbank abgelegt. Das generelle Vorgehen ist dabei wie folgt:

- Einlesen der Flugzeuggeometrie
- Aerodynamische Analyse der Konfiguration
- Abspeichern der Ergebnisse in Kennfeldern

Zur Berücksichtigung von Flugzeugen mit Upper Surface Blowing wurden zusätzliche geometrische Parameter definiert, das Aerodynamikmodul um die oben beschriebenen Modelle erweitert und zusätzliche Kennfelder definiert.

4.3. Aufbau der Kennfelder

Zur Erzeugung der Kennfelder wird zunächst nur der Flügel ohne USB für eine Reihe von Machzahlen und Anstellwinkeln nachgerechnet. Danach wird die Konfiguration aus Tragflügel und Höhenleitwerk untersucht. Dabei wird für jede Machzahl eine Reihe von Höhenleitwerks-Einstellwinkeln gerechnet. Es werden folgende Konfigurationen berücksichtigt:

- Reiseflugkonfiguration
- Startkonfiguration
- Anflugkonfiguration
- Landekonfiguration

Die Änderungen der Beiwerte durch das Höhenleitwerk werden in zusätzlichen Kennfeldern abgelegt. Die

Kennfelder enthalten den Auftriebsbeiwert, den Nickmomentenbeiwert und den Widerstandsbeiwert, wobei zwischen induziertem Widerstand und Profilwiderstand unterschieden wird.

Um Flugzeuge mit USB untersuchen zu können, ist es zweckmäßig, den Einfluss der Überblasung auf die Gesamtabweichwerte analog zu den Kennfeldern für das Höhenleitwerk abzulegen. Anstelle des Einstellwinkels kann hier der Drosselgrad verwendet werden. Damit keine zusätzliche Dimension eingeführt werden muss, ist zunächst zu klären, ob der Beitrag der Überblasung vom Einstellwinkel des Höhenleitwerks unabhängig ist. Dies kann für den Auftriebsbeiwert, den Profilwiderstand und den Nickmomentenbeiwert nachgewiesen werden.

Für den induzierten Widerstand ergibt sich eine leichte Abhängigkeit des zusätzlichen Widerstandes infolge Überblasung vom Einstellwinkel des Höhenleitwerks, vgl. BILD 13. Dieser Testfall wurde für die YC-14 in Anflugkonfiguration bei einer Machzahl von 0,2 und einem Anstellwinkel von 6° gerechnet.

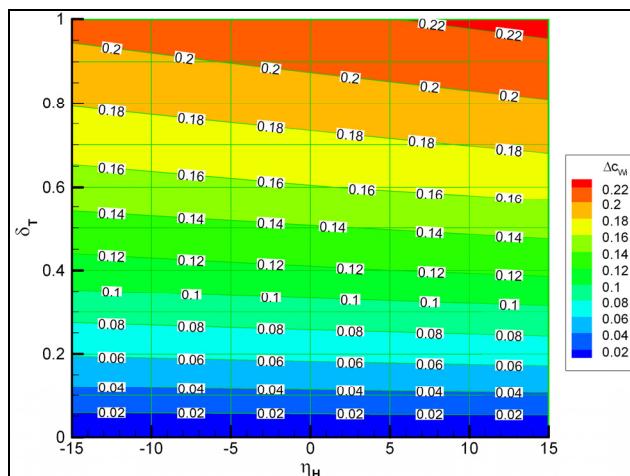


BILD 13. Zusätzlicher induzierter Widerstand als Funktion von Einstellwinkel und Drosselgrad

Da die gezeigte Abhängigkeit vom Einstellwinkel jedoch um etwa eine Größenordnung kleiner ist als jene vom Drosselgrad, wird angenommen, dass der Einstellwinkel des Höhenleitwerks keinen Einfluss auf die aerodynamischen Kräfte und Momente infolge der Überblasung hat. Alle Rechnungen zur Gewinnung der Inkremente infolge der Überblasung werden daher für einen Einstellwinkel von 0° gerechnet.

5. NACHENTWURF DES TRANSPORT-FLUGZEUGES BOEING YC-14

5.1. Beschreibung der Konfiguration

Die Boeing YC-14, vgl. BILD 14, ist ein Experimentalflugzeug, welches auf eine Ausschreibung der US Amerikanischen Luftwaffe für ein kurzstart- und landefähiges, mittelgroßes Transportflugzeug entwickelt wurde. Es wurden zwei Prototypen gebaut und von 1976 bis 1977 erprobt [3]. Die Missionsanforderungen sind TAB 3 zu entnehmen. Die Besonderheit der Missionsanforderungen liegt darin, dass bei Mission A nach der Hälfte der Reichweite eine Landung auf einer

³ Preliminary Aircraft Design and Optimization Program

unbefestigten Piste mit einer Länge von 610 m durchführbar sein muss. Von dieser Piste muss mit gleicher Nutzlast und ohne Auftanken gestartet werden können.



BILD 14. PrADO- Modell und Originalflugzeug

Die YC-14 verfügt über ein großes Schub-Gewichtsverhältnis von 0,43 und über ein außerordentlich leistungsfähiges Hochauftriebssystem, welches Upper Surface Blowing mit Doppelspaltklappen, Krügerklappen und Grenzschichtbeeinflussung kombiniert. Bei einer Nutzlast von 12,2 Tonnen wurde eine erforderliche Startstrecke von 478 m und eine Landestrecke von 500 m ohne Einsatz der Schubumkehr auf unbefestigten Pisten demonstriert [12]. Die kleinste Fluggeschwindigkeit betrug 30 m/s, die größte Flugmachzahl war 0,78 [3].

Mission	Payload /kg	Range /km	Mode
A	12.247	741	STOL ⁴
B	28.123	1.963	CTOL ⁵
C	17.237	3.889	CTOL
D	0	4.963	CTOL

TAB 3. Missionsanforderung zum Entwurf der YC-14

Die Triebwerke des Musters CF6-50D haben ein Nebenstromverhältnis von 4,31. Dies führt zu einer niedrigen mittleren Strahltemperatur und einem großen Luftmassenstrom bei mäßiger Strahlgeschwindigkeit. Diese Eigenschaften sind günstig für das Upper Surface Blowing.

MTOW	102.058 kg
OEW	57.923 kg
Flügelfläche	163,7 m ²
Spannweite	39,3 m

TAB 4. Globale Massen und Abmessungen der YC-14

Die YC-14 kann bei maximaler Abflugmasse (TAB 4) auf befestigten Pisten landen. Bei unbefestigten Betriebsflächen reduziert sich die zulässige Landemasse auf 79 Tonnen.

5.2. Nachrechnung mit PrADO

Die YC-14 wurde mit PrADO nachgerechnet. Die Flugzeuggeometrie ist Dreiseitenansichten und Literaturangaben [3] entnommen. Sie bildet die Grundlage für das Oberflächenmodell (BILD 14) und das Traglinienmodell (BILD 15). Für die aerodynamischen Flächen werden ein generisches Hochgeschwindigkeitsprofil und symmetrische Leitwerksprofile verwendet.

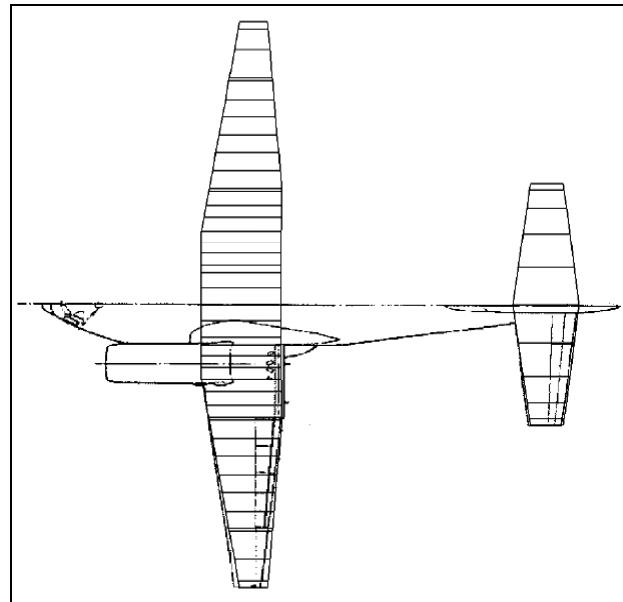


BILD 15. Traglinienmodell der Konfiguration mit mehreren Elementarflügeln

Aufgrund der symmetrischen Anströmbedingungen wird nur ein rechtes Halbmodell analysiert. Am Übergang der unterschiedlich profilierten Tragflügelabschnitte befindet sich jeweils ein Übergangsbereich von 1% Halbspannweite. Dieser ist hinreichend klein, um einen Sprung in der Profilierung zu simulieren und ausreichend groß, um numerischen Problemen vorzubeugen, welche bei sehr schmalen Elementarflügeln auftreten können.

Die Transportaufgabe wird in Anlehnung an die Daten aus TAB 3 formuliert. Der Auslegungspunkt wird bezüglich der Reichweite und der Nutzmasse auf die Mittelwerte zwischen Mission B und C festgelegt. Dies entspricht einer Nutzlast von 22.680 kg bei einer Reichweite von 2.926 km. Es wird eine Reiseflughachzahl von 0,64 angenommen.

Erste Testrechnungen zeigen nach 20 Entwurfsiterationen keine Konvergenz bezüglich der gewählten freien Entwurfsgrößen Betriebsleermasse, maximale Abflugmasse und Kraftstoffmasse im Auslegungspunkt. Aus diesem Grund wird das Konvergenzkriterium von 0,01% relativer Abweichung auf 1,00% erhöht. Auf diese Weise konvergiert die Rechnung nach vier Iterationen. Eine höhere Genauigkeit wäre jedoch wünschenswert.

5.3. Vergleich der Ergebnisse

Die Masse des Flügels und die Rumpfmasse werden von PrADO gut vorhergesagt, vgl. TAB 5. Die Fahrwerkmasse wird zu niedrig vorhergesagt, da in PrADO kein Modell für Fahrwerke für unbefestigte Pisten vorhanden ist.

⁴ Short take-off and landing

⁵ Conventional take-off and landing

Baugruppe	Masse YC-14 [3]	Masse PrADO
Tragflügel	10.233 kg	10.567 kg
Rumpf	11.692 kg	11.027 kg
Fahrwerk	4.812 kg	3.919 kg

TAB 5. Vergleich der Massen einiger Baugruppen

Die maximale Abflugmasse und die Betriebsleermasse werden mit hoher Genauigkeit berechnet, vgl. TAB 6. Da die Abflugmasse etwas niedriger ausfällt, als beim Originalflugzeug, ist die Reichweite beim Flug mit maximaler Nutzlast etwas größer. Das Tankvolumen und damit die Kraftstoffmasse wird niedriger vorausberechnet, daher fällt die Überführungsreichweite niedriger aus als beim Original.

	YC-14 [3]	PrADO
MTOM	102.058 kg	100.376 kg
OEW	57.923 kg	55.305 kg
Max. Kraftstoffmasse	28.509 kg	27.846 kg
R (max. Nutzlast)	1.963 km	2.048 km
R (max. Kraftstoff)	3.889 km	3.889 km
R (Überführung)	4.693 km	4.154 km

TAB 6. Vergleich globaler Massen und Reichweiten

Für den Bahnwinkel in Startkonfiguration liegen Flugversuchsdaten [11] vor, vgl. BILD 16. Die Flugzeugmasse beträgt 72.575 kg und liegt damit 30 Tonnen unter der maximalen Abflugmasse. Der angegebene Schub entspricht Bruttoschub, also dem installierten Standschub.

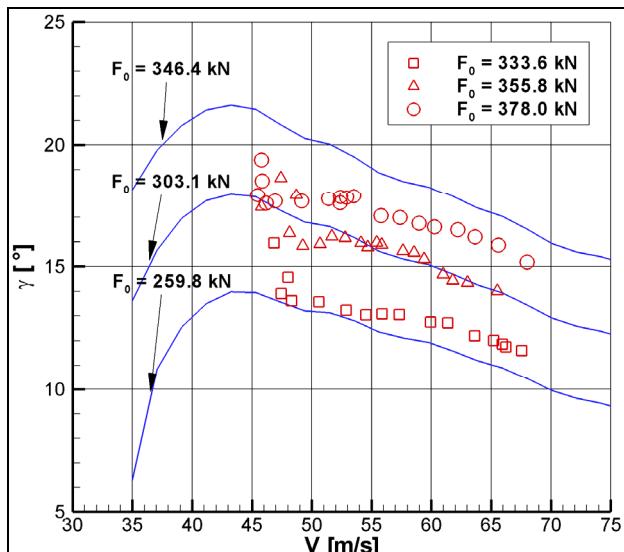


BILD 16. Bahnwinkel über Geschwindigkeit in Startkonfiguration

Der vorhergesagte Verlauf (durchgezogene Linien) des Bahnwinkels stimmt in der Tendenz gut mit den Flugversuchsergebnissen (Einzelnsymbole) überein. Die Kurven zeigen die Ergebnisse der Nachrechnung für Drosselgrade von 60%, 70% und 80%. Die berechneten Bahnwinkel sind jedoch größer als die tatsächlich erfolgten Werte.

Im Flugversuch werden dem Verdichter 5% des Massenstroms für das Grenzschichtbeeinflussungssystem entnommen. Dies wird in dem verwendeten Triebwerksmodell nicht berücksichtigt, hätte aber über einen geringeren Schub und einen geringeren Strahlmassenstrom kleinere Bahnwinkel zur Folge. Die berechneten Daten sind also für die Abschätzung der Flugeistungen in Langsamflugkonfiguration brauchbar.

6. ZUSAMMENFASSUNG

Im DLR- Projekt Q-STOL sollen Flugzeuge mit Upper Surface Blowing untersucht werden. Dazu wird das rechnergestützte Vorentwurfssystem PrADO um Modelle zur Nachrechnung solcher Flugzeuge erweitert. Die Auftriebserhöhung durch Upper Surface Blowing basiert auf Superzirkulation, Saugkräften auf der überblasenen Oberfläche und Strahlreaktion. Ausgehend von der Jetflap- Theorie und der Circular Streamline Theorie wird eine Profiltheorie für Tragflügelschnitte, welche von einem Triebwerksstrahl überblasen werden, erarbeitet. Die benötigten Strahldaten werden ermittelt. Ein Modell aus der Triebwerksleistungsrechnung liefert die benötigten Zustandsgrößen. Zur Berechnung der Tragflügelaerodynamik wird das Verfahren Lifting Line verwendet. Die Überblasung wird durch einen Sprung in der Verwindung des Tragflügels simuliert, um Auftrieb und induzierten Widerstand zu bestimmen. Ausgehend von der berechneten Auftriebsverteilung findet eine Nachlaufrechnung statt. Dabei werden Nickmoment und Profilwiderstand durch Polareninterpolation ermittelt. Möglichkeiten zur Veranschaulichung der Flugleistung von Flugzeugen mit aktiven Hochauftriebshilfen werden vorgestellt. Die starke Koppelung von Auftrieb, Widerstand und Nickmoment erfordert ein besonderes Verfahren zur Trimmung in der Längsbewegung. Der einseitige Triebwerksausfall in einer Langsamflugkonfiguration ruft zusätzlich zum Giermoment ein starkes Rollmoment hervor. Die vorgestellten Modelle ermöglichen eine Abschätzung dieses Rollmoments. Als Testfall wird die Boeing YC-14 mit PrADO nachgerechnet. Bezuglich der globalen Massen, der Reichweiten und der Flugleistung in Startkonfiguration wird eine gute Übereinstimmung mit dem Originalflugzeug erzielt.

DANKSAGUNG

Diesem Manuskript liegt eine Diplomarbeit [12] zugrunde, welche am Institut für Flugzeugbau und Leichtbau (IFL) der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig in Zusammenarbeit mit dem Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR), Abteilung Konfigurativer Entwurf, erstellt wurde.

Herr Prof. Dr.-Ing. Peter Horst (IFL) und Herr Prof. Dr.-Ing. Karl-Heinz Horstmann (DLR) haben diese Arbeit ermöglicht. Ihnen sei an dieser Stelle herzlich dafür gedankt. Besonderer Dank gilt auch Herrn Dr.-Ing. Arne Seitz (DLR) und Herrn Dipl.-Ing. Christian Werner-Westphal (IFL). Ihre Unterstützung, die fachlichen Ratschläge und die fortwährende Anleitung zum wissenschaftlichen Arbeiten haben maßgeblich zum Erfolg dieser Arbeit beigetragen.

SCHRIFTTUM

- [1] Bertsch, L.: Untersuchung von Hochauftriebsystemen auf deren Anwendbarkeit im Projekt Q-STOL, Institutsbericht 124-2006/08, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Braunschweig 2006
- [2] Heinze, W.: Ein Beitrag zur quantitativen Analyse der technischen und wirtschaftlichen Auslegungsgrenzen verschiedener Flugzeugkonzepte für den Transport großer Nutzlasten, ZLR-Forschungsbericht 94-01, Braunschweig 1994
- [3] Wimpress, J.K., Newberry, C.F.: The YC-14 STOL Prototype: Its Design, Development, and Flight Test, An Engineer's Personal View of an Airplane Development, AIAA, Reston 1998
- [4] Spence, D.A.: The Lift-Coefficient of a Thin, Jet-Flapped Wing, Proceedings of the Royal Aeronautical Society, Series A, Vol. 238, S. 46-68, 1956
- [5] Bevilaqua, P.M., Schum, E.F., Woan, C.J.: Progress towards a theory of jet-flap thrust recovery, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 131, S. 347-364, 1984
- [6] Keen, E.B.: A Conceptual Design Methodology for Predicting the Aerodynamics of Upper Surface Blowing on Airfoils and Wings, Master's Thesis, Virginia Polytechnic Institute & State University, Blacksburg 2004
- [7] Hummel, D.: Aerodynamik I, Einführung in die Profiltheorie, 2. Auflage, Fachbereich Maschinenbau der Technischen Universität Braunschweig, 2003
- [8] Horstmann, K.-H.: Ein Mehrfach-Traglinien Verfahren und seine Verwendung für Entwurf und Nachrechnung nichtplanarer Flügelanordnungen, DFVLR Forschungsbericht 87-51, Institut für Entwurfsaerodynamik der DFVLR, Braunschweig 1987
- [9] Wunderlich, T.F.: Polint, Version 1.0, Polareninterpolationsmodul für die Anbindung an das Mehrfach-Traglinienverfahren LIFTING_LINE, Handbuch, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Braunschweig 2006
- [10] Mattingly, J.D.: Elements of Gas Turbine Propulsion, McGraw-Hill, New York 1996
- [11] McPherson, R.L.: YC-14 Flight Test Results, AIAA Paper 77-1259, AIAA Aircraft Systems & Technology Meeting, Seattle 1977
- [12] Norton, B.: STOL Progenitors: The Technology Path to a Large STOL Aircraft and the C-17A, AIAA, Reston 2002
- [13] Kehse, T.: Gesamtentwurf von Flugzeugen mit Hochauftriebshilfen nach dem Prinzip des Upper Surface Blowing, Diplomarbeit Nr. 338, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau, TU Braunschweig, 2007