

KOPPLUNGEN UND SENSITIVITÄTEN DES EINFLUSSES VON SYSTEMEN AUF DEN FLUGZEUGENTWURF

C. Koeppen, U. B. Carl

Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik
Neßpriel 5, 21129 Hamburg

1. ÜBERSICHT

Die Ausrüstungssysteme moderner Verkehrsflugzeuge beeinflussen entscheidend die Wirtschaftlichkeit von Verkehrsflugzeugen, da Parameter der Systeme eng mit den Entwurfskennwerten wie Masse, Leistungsentnahme vom Triebwerk, Wartungs- und Herstellkosten des Gesamtflugzeuges verknüpft sind. Um diese Abhängigkeiten bereits im frühen Entwurfsstadium berücksichtigen zu können, sind Modelle erforderlich, die diese Kopplungen auf der Basis technischer und physikalischer Zusammenhänge abbilden.

Dazu wurde ein Konzept entwickelt [13], das aus den drei Schritten "Identifikation der Importanzen", "Bildung der Funktionale" und "Adaption anhand gebauter Flugzeuge" besteht und in BILD 1 grafisch dargestellt ist.

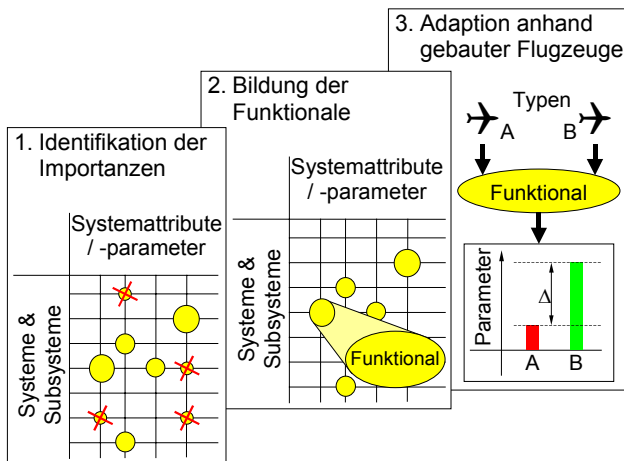


BILD 1: methodische Vorgehensweise zur Erfassung der Einflüsse der Flugzeugsysteme [13]

Bezüglich des Parameters Masse trägt neben anderen Systemen die sekundäre Flugsteuerung nicht unerheblich zur Leermasse bei. In diesem Bericht werden auf der Basis des obigen Konzepts beispielhaft die Entwicklungsschritte eines entsprechenden Modells zur Abschätzung der Masse des Hochauftriebssystems erläutert und die resultierenden Funktionale dargestellt. Dabei wird zwischen den Vorflügeln und den Hinterkantenklappen unterschieden, da diese in der Regel über unterschiedliche Antriebskonzepte verfügen. Die Aktuatoren werden sowohl für Vorder- als auch Hinterkantenklappen bei heutigen Flugzeugen über einen Wellenstrang von einer zentralen, hydraulischen Antriebseinheit betätigt, unterscheiden sich jedoch in der Art der Anlenkung an die Steuerfläche.

Um den Einfluss der Masse des Flugsteuerungssystems auf das Gesamtflugzeug und dessen Einfluss auf die Systeme beurteilen zu können, wurden die entwickelten Funktionale in das Flugzeugentwurfsprogramm PrADO [11] der TU Braunschweig

integriert, welches in [9] und [10] detailliert beschrieben wird. Damit können durch gezielte Variation der Eingangskennwerte Sensitivitäten bestimmt werden, die dann Aussagen darüber erlauben, welche Änderungen in den Anforderungen zu großen oder kleinen Veränderungen beim Gesamtflugzeug führen.

Auf diese Weise können dann Flugzeugentwürfe unterschiedlicher Dimensionierung oder Auslegung der Flugzeugsysteme mit einander verglichen und bewertet werden.

2. STAND DER TECHNIK

In der Luftfahrtindustrie und -forschung werden verschiedene Verfahren eingesetzt, um in einem frühen Projektstadium Parameter des zu entwickelnden Flugzeuges abschätzen zu können. Für die Betrachtung der Flugzeugsysteme werden heutzutage meist rein statistische Verfahren verwendet, die in [13] beschrieben werden und auf die daher im nachfolgenden Abschnitt nur kurz eingegangen wird. Beim computergestützten Entwurf von Flugzeugen werden bereits umfangreiche Modelle eingesetzt, die zumeist in entsprechenden Flugzeugentwurfsprogrammen umgesetzt sind. Diese Systeme werden nachfolgend ebenfalls kurz dargestellt.

2.1 Rein statistische Prognoseverfahren

Zur Prognose von Flugzeugsystemparametern im Stadium des Vorentwurfs entstanden im Laufe der Luftfahrtentwicklung verschiedene auf statistischen Analysen beruhende Verfahren, die zum Teil heute noch angewandt werden. Unter anderem entwickelten die NASA [6], Torenbeek [19], Roskam [15] und die Verfasser des Luftfahrttechnischen Handbuchs (LTH) [4] in den 1970er und 1980er Jahren Funktionen, mit denen vor allem die Massen von Flugzeugsystemen abgeschätzt werden können. Eine Weiterentwicklung aus den obigen Funktionen stellt das Modell „Fast and Advanced Mass Estimation – Systems“ (FAME-S) dar ([14], [18]), das von Airbus entwickelt wurde.

Mittels einer Regressionsanalyse wurden für gebaute Flugzeuge Koeffizienten (a, b und c) ermittelt, so dass die Systemmasse m_{System} gemäß Gleichung (1) aus einer dominanten Auslegungseingangsgröße x abgeschätzt werden kann.

$$(1) \quad m_{\text{System}} = a \cdot x^c + b$$

Technologische Veränderungen können daher mit diesen Modellen nicht abgebildet werden.

Dadurch dass in die Funktionen dieser Modelle typischerweise lediglich eine einzige Größe des Flugzeugentwurfs eingeht, werden die physikalischen Zusammenhänge nur undifferenziert und unzureichend wiedergegeben. Ein weiteres Merkmal dieser Prognoseverfahren ist die gewählte Detaillierungsebene. Bei den oben erwähnten Modellen werden mit einzelnen Ausnahmen die Flugzeugsysteme wie hydraulische und elektrische Energieversorgung, Flugsteuerung oder Fahrwerk als ganzes betrachtet,

ohne innerhalb eines Systems weiter zu differenzieren. Lediglich das FAME-S – Modell diskretisiert auf Hauptkomponentenebene.

Dieses führt dazu, dass die bekannten Modelle auf Basis statistischer Auswertungen eine Differenzierung unterschiedlicher Architekturen und Technologien in der Flugzeugentwurfsphase nur unzureichend oder gar nicht ermöglichen. Daher wurde die in [13] vorgestellte Methodik entwickelt, die einen Vergleich verschiedener Flugzeugentwürfe anhand der physikalisch / technischen Ausprägungen der Systeme ermöglicht.

2.2 Flugzeugentwurfsprogramme

In der Vergangenheit wurden von der Industrie und insbesondere auch von verschiedenen Hochschulen Flugzeugentwurfsprogramme entwickelt, mit deren Hilfe Entwurf und Bewertung von Flugzeugen und Flugzeugkonfigurationen computergestützt möglich ist. Beispielhaft soll an dieser Stelle auf das Programmpaket PrADO (Preliminary Aircraft Design and Optimization) des Institutes für Flugzeugbau und Leichtbau der Technischen Universität Braunschweig eingegangen werden, da die Analysen der entwickelten Funktionale unter anderem mit diesem Programm erfolgen.

Das grundsätzliche Konzept dieses Programmpaketes (BILD 2) wird in [9] und [10] beschrieben und beruht auf einem Iterationsprozess, der in jedem Durchlauf eine vollständige Berechnung eines Flugzeugentwurfs durchführt. Dabei wird die aktuelle Konfiguration in jedem Schritt durch ihre charakteristischen Parameter definiert, die mit Fortschreiten des Prozesses variiert werden und nach Möglichkeit zu einem Endwert konvergieren sollten. Dazu können verschiedene Strategien wie Einzelanalyse, Parametervariation oder Optimierung gewählt werden [11]. Das eigentliche Programm, welches bei jedem Iterationsschritt durchlaufen wird, ist in einzelne Module aufgeteilt [11], die jeweils eine abgegrenzte Teilaufgabe bearbeiten.

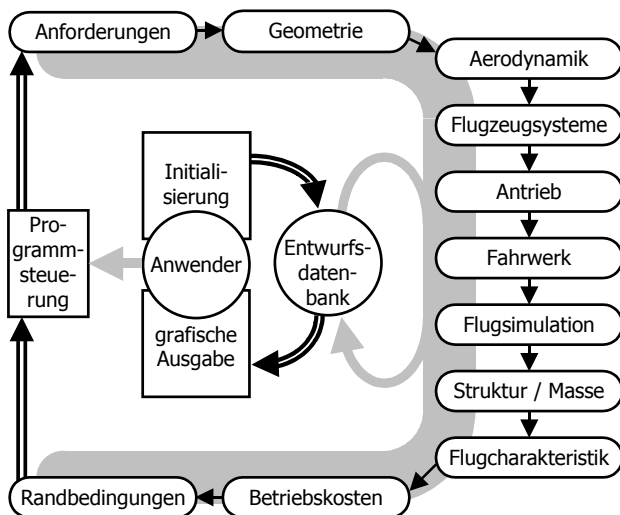


BILD 2: prinzipieller Ablaufplan des Flugzeugentwurfsprogramms PrADO nach [9] und [10]

Um eine durchgängige Konsistenz der Daten zu gewährleisten, werden alle Daten zu einem Entwurf in einer eigenen Datenbank abgelegt [9], in die zur Initialisierung zu Beginn der Berechnung die Vorgaben des Anwenders und allgemeine Randbedingungen eingetragen werden. Beim Aufruf der

einzelnen Module greifen diese dann auf die Datenbank zurück und entnehmen dieser alle für die jeweilige Berechnung erforderlichen Daten (BILD 2). Nach Abschluss der Berechnung werden die neu errechneten Werte in der Datenbank abgelegt, so dass diese den nachfolgenden Modulen zur Verfügung stehen [11].

Nach Abschluss der Berechnungen können die Ergebnisse in Form von Tabellen, Grafiken sowie 2D- und 3D-Ansichten dargestellt werden [10].

Die Berücksichtigung der Flugzeugsysteme erfolgt in dem bisherigen Programm durch einen pauschalen Ansatz, der auf den in [4] und [19] angegebenen Funktionen beruht. Eine Ausnahme bildet hier das Fahrwerk, welches als einziges Flugzeugsystem durch detailliertere Ansätze nach [4] berechnet wird.

Darüber hinaus kann die von den Systemen benötigte Leistung, die vor allem als parasitäre Wellenleistung vom Triebwerk abgegriffen wird, nur mit einem vorzugebenden Faktor berücksichtigt werden, nicht jedoch durch den jeweils für die aktuelle Konfiguration der Systeme benötigten Bedarf.

Um den Einfluss der Flugzeugsysteme und insbesondere unterschiedlicher Technologien und Architekturen auf den Flugzeugentwurf erfassen zu können, reicht dieses bisherige Modul „Flugzeugsysteme“ im Programm PrADO nicht aus. Daher wurden die mit der in [13] dargestellten Methode entwickelten Funktionen zu einem neuen und komplexeren Modul „Systeme“ zusammengefügt und in das bestehende Programm integriert.

3. PHYSIKALISCH / TECHNISCHES MODELL FÜR DAS HOCHAUFTRIEBSSYSTEM

Im Gegensatz zu den im Kapitel 2 vorgestellten Modellen war eines der zentralen Ziele der neuen und in [13] vorgestellten Methode, Funktionale zur Prognose von Systemparametern zu entwickeln, die soweit möglich auf der Basis zugrundeliegender physikalisch / technischer Zusammenhänge beruhen. Diese Arbeiten sind Teil verschiedener Forschungsprojekte, die in Zusammenarbeit mit der Airbus Deutschland GmbH in Hamburg durchgeführt werden und die unter anderem in [7] und [8] beschrieben werden.

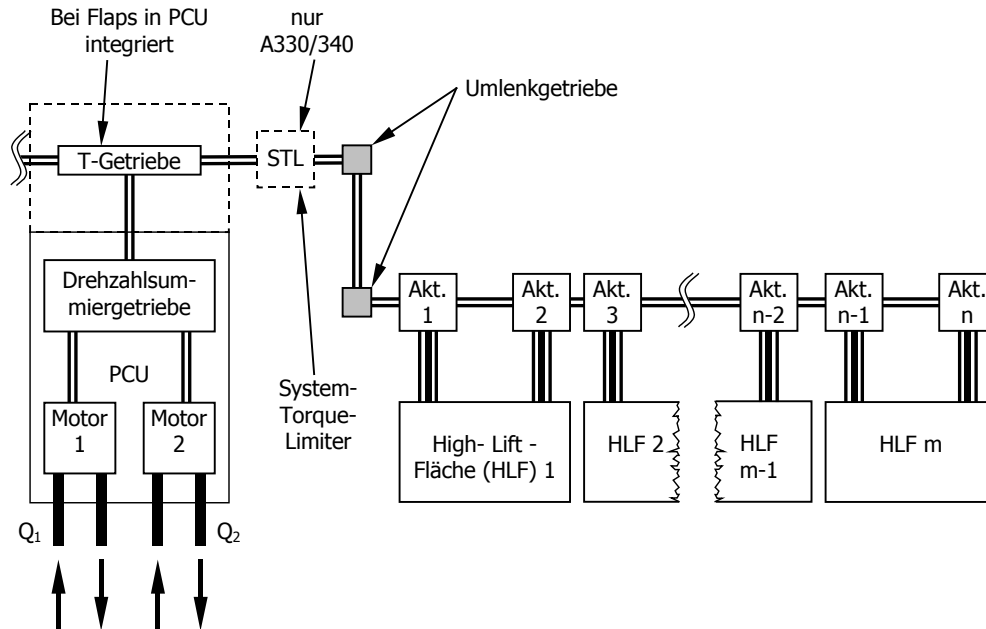
In diesem Abschnitt wird das entwickelte Modell für heutige Hochauftriebssysteme dargestellt und die Randbedingungen erläutert. Zu beachten ist dabei, dass die hier angegebenen Funktionen bezüglich der Vorderkantenklappen nur für ausfahrbare Slats und im Fall der Hinterkantenklappen nur für Ein-Spalt-Fowlerklappen gelten. Diese Konfiguration entspricht der heute verbreiteten Lösung und derjenigen der Airbus Single Aisle und Long Range Typen.

3.1 Prinzipieller Aufbau der Hochauftriebssysteme

Um während des Starts und der Landung den Auftrieb bei geringen Geschwindigkeiten vergrößern zu können, werden an der Vorder- und Hinterkante des Flügels Klappen ausgefahren, die die Aerodynamik des Flügels so verändern, dass der Auftriebsbeiwert ansteigt. Zur Bewegung dieser Elemente werden unterschiedliche Mechanismen und Antriebskonzepte eingesetzt, die als Hochauftriebssystem bezeichnet werden. Nachfolgend wird das von Airbus Industrie bei den Typen der A320-Familie und dem A330/340 Programm eingesetzte Hochauftriebssystem erläutert, da sich alle in diesem Bericht präsentierten Analysen und Bewertungen auf diesen Systemtyp beziehen.

In BILD 3 ist der schematische Aufbau des Hochauftriebssystems von A320 beziehungsweise A340 dargestellt. Zu erkennen ist auf der linken Seite die Power Control Unit (PCU),

die jeweils das Hochauftriebssystem an der Vorder- oder Hinterkante antreibt und üblicherweise im Fahrwerksschacht angeordnet ist [1], [2]. Dazu verfügt die PCU über zwei Hydraulikmotoren, die von unterschiedlichen hydraulischen Netzen versorgt werden. Über ein Drehzahlsummiergetriebe wird das Drehmoment auf den PCU – Ausgang übertragen und durch ein T-Getriebe auf beide Flügelhälften verteilt (in BILD 3 ist nur eine Flügelhälfte dargestellt). In einzelnen Fällen kann



das T-Getriebe auch in die PCU integriert sein [1], [2].

BILD 3: prinzipielle Darstellung des Hochauftriebssystems von Airbus A320 und A330/340 nach [1] und [2]

An das T-Getriebe schließt sich ein Wellenstrang an, der das PCU – Drehmoment über Umlenkgetriebe zu den Aktuatoren überträgt. Diese treiben dann über eine geeignete Kinematik die Klappensegmente des Hochauftriebssystems an [1], [2]. In einigen Fällen wie zum Beispiel beim Airbus A330/340 wird unmittelbar nach dem T-Getriebe noch ein Systemlastbegrenzer (System-Torque-Limiter: STL) eingefügt, um die bei einem Klemmfall auf die verschiedenen Wellenstrang- und Strukturelemente wirkenden Fehlerlasten zu reduzieren und dadurch das gesamte System leichter auslegen zu können [2].

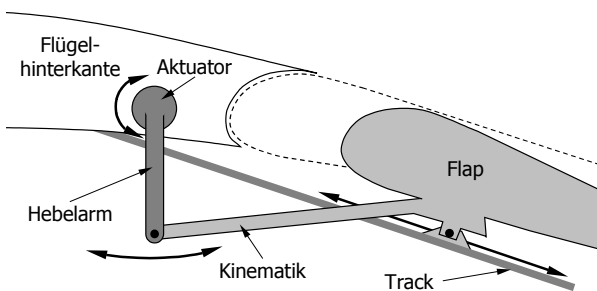


BILD 4: prinzipielle Darstellung eines Flap-Antriebs mit rotatorischem Aktuator nach [1]

Der in BILD 3 gezeigte Aufbau gilt sowohl für das System an der Vorderkante (Slats) als auch für das an der Hinterkante des Flügels (Flaps). Unterschiede zwischen beiden Systemen liegen vor allem in der Art der eingesetzten Aktuatoren. Aus der

Vielzahl möglicher Aktuatorkonzepte werden bei heutigen Airbusflugzeugen zwei verschiedene Typen eingesetzt. Beide verfügen nach dem Abzweiggetriebe über einen Lastbegrenzer, Übersetzungsgetriebe sowie einige weitere Funktionsgruppen. Der Hauptunterschied besteht in der Anlenkung an das Klappenelement, die bei dem einen Typ über einen rotierenden Hebelarm mit anschließender Kinematik erfolgt (BILD 4). Bei dem anderen Typ wird eine Zahnstange angetrieben, über die

eine translatorische Bewegung erzeugt wird (BILD 5).

Zum Antrieb der Flaps wird üblicherweise der rotatorische Aktuatortyp eingesetzt [1], [2], wobei bei unterschiedlichen Flugzeugtypen verschiedene Ausführungen verwendet werden.

Für den Antrieb der Slats werden zumeist Aktuatoren des zweiten Typs eingesetzt [1], [2], wobei die Zahnstange fest mit dem Slat-Element verbunden ist und auf einer gekrümmten Bahn ausfährt, wie in BILD 5 gezeigt wird. In einzelnen Fällen werden jedoch auch rotatorische Aktuatoren zum Antrieb von Slat-

Elementen eingesetzt.

Darüber hinaus verfügen Hochauftriebssysteme noch über einige weitere Komponenten wie Bremsen, Lagerstellen des Wellenstranges, Sensoren und ähnliches, die hier nicht im Detail beschrieben werden, aber in den entwickelten Modellen entsprechend berücksichtigt werden.

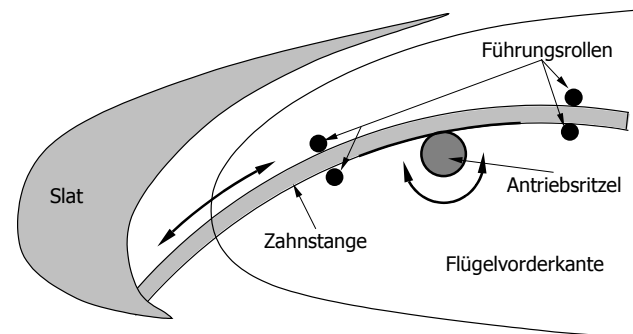


BILD 5: prinzipielle Darstellung eines Slat-Antriebs mit Zahnstange nach [1] und [2]

3.2 Ermittlung der dimensionierenden Lastfälle

Masse und Leistungsbedarf eines solchen Systems werden neben dem Funktionsprinzip und den Geometrien im wesentlichen durch Lasten dimensioniert. Um diese dimensionierenden Lastfälle bestimmen zu können, wird das Hochauftriebssystem zunächst auf adäquater Detaillierungsebene in seine funktionalen Baugruppen aufgeteilt.

Für die funktionale Aufteilung können die drei wesentlichen Baugruppen Aktuator, Wellenstrang und Antriebseinheit (PCU) identifiziert werden.

Als Grenze zwischen Aktuator und der Struktur der Steuerfläche wird beim rotatorischen Aktuator der Hebel und beim translatorischen Aktuator das Ritzel am Ausgang betrachtet, so dass für beide Aktuatortypen als Eingangsgröße das zu liefernde Ausgangsdrehmoment verwendet wird. Der Übergang zwischen Aktuator und Wellenstrang wird in das Abzweiggetriebe gelegt. Alle Elemente, die zur Entnahme eines Drehmoments vom Wellenstrang erforderlich sind, werden noch dem Aktuator zugerechnet.

Die Grenze zwischen PCU und Wellenstrang wird entweder am Ausgang des T-Getriebes oder am Ausgang des Differentialgetriebes festgelegt, je nachdem ob das T-Getriebe in das Gehäuse der PCU integriert ist oder nicht.

Alle übrigen Elemente, wie Umlenkgetriebe, Bremsen, Sensoren und Lagerungen werden dem Wellenstrang zugeschlagen und gleichmäßig über diesen gemittelt.

Für die Bestimmung des dimensionierenden Lastfalles wird die Wirkkette ausgehend von den Luftlasten bis hin zur Antriebseinheit betrachtet (BILD 6).

Die Luftlasten wirken entsprechend der Kinematik zwischen Steuerfläche und Aktuator direkt auf den Ausgang des Aktuators. Da die Aufgabe des Aktuators darin besteht, die Steuerfläche gegen die Luftlasten in eine definierte Position zu bringen bzw. dort zu halten, wird der Aktuator durch das am Ausgang aufzubringende Drehmoment dimensioniert, welches durch die ungünstigste Wirkrichtung der Luftkräfte bestimmt wird.

Dieses erforderliche Moment kann dann auf den Eingang des Aktuators umgerechnet werden und ergibt somit das vom Wellenstrang zu liefernde Drehmoment. Werden diese Drehmomente für alle Aktuatoren einer Flügelhälfte aufsummiert, so ergibt sich das maximale Betriebsdrehmoment, welches jeder Wellenstrang mindestens übertragen können muss.

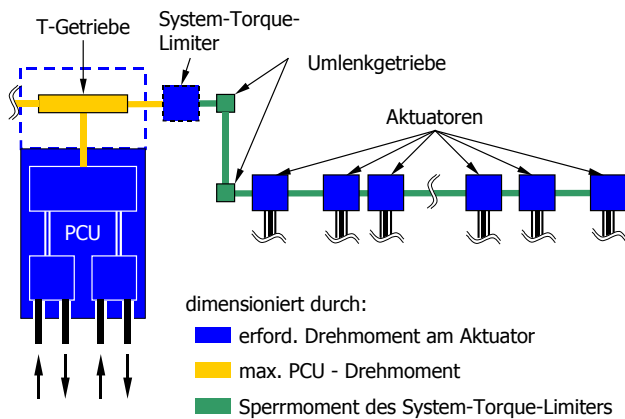


BILD 6: dimensionierende Größen der Elemente des Hochauftriebssystems

Unter Berücksichtigung der zweiten Flügelhälfte und der im Wellenstrang auftretenden Verlustmomente kann daraus das Drehmoment bestimmt werden, welches die Antriebseinheit unter den ungünstigsten Umgebungsbedingungen und unter eingeschränkter Leistungsfähigkeit des Versorgungsnetzes zu liefern hat. Für die PCU ist dies der Fall tiefer Umgebungstemperaturen und minimalen Hydraulikdrucks.

Im Normalfall steht jedoch der volle Hydraulikdruck zur Verfügung und die Verlustmomente im Wellenstrang sind deutlich geringer, da höhere Temperaturen vorherrschen und damit die Lagerreibung geringer ist. Da die PCU für den ungünstigsten Fall ausgelegt ist, ist sie unter normalen Bedingungen in der Lage ein wesentlich höheres Drehmoment zu liefern.

Dieses bedeutet vor allem für den Wellenstrang eine mögliche Fehlerfall-Lasterhöhung (z.B. beim Klemmen), da in diesem Fall das hohe PCU-Drehmoment über den Wellenstrang auf die blockierte Stelle übertragen wird. Daraus ergibt sich, dass der Wellenstrang durch das unter idealen Bedingungen maximal von der PCU aufbringbare Drehmoment dimensioniert wird.

Um dieses Fehlerfall-Lastmoment zu begrenzen, besteht die Möglichkeit durch Einfügen eines Systemlastbegrenzers (System-Torque-Limiter: STL) unmittelbar nach dem T-Getriebe, das maximal auf den Wellenstrang einwirkende Moment zu reduzieren. In diesem Fall muss der Wellenstrang nur noch nach dem Sperrmoment des STL ausgelegt werden.

Die Aktuatoren sind davon weniger betroffen, da jeder über einen eigenen Lastbegrenzer verfügt und somit das mindestens erforderliche und das maximal mögliche Drehmoment dicht beieinander liegen.

Das aus BILD 3 abgeleitete BILD 6 stellt nochmals diese dimensionierenden Lastfälle für die verschiedenen Elemente des Hochauftriebssystems dar.

3.3 Entwicklung der Funktionale

In diesem Kapitel wird die Entwicklung der einzelnen Funktionale für das Hochauftriebssystem entsprechend der Dreiteilung in Aktuatoren, Antriebseinheit und Wellenstrang jeweils spezifisch erläutert, wobei von den in Kapitel 3.2 ermittelten dimensionierenden Lastfällen ausgegangen wird.

Dieses ermöglicht einen Austausch der Funktionen, wenn einzelne Funktionsgruppen durch Elemente anderer Technologie ersetzt werden sollten.

3.3.1 Funktionale für die Aktuatoren

Für die Betrachtung der Aktuatorlasten müssen zunächst rotatorische und translatorische Aktuatoren unterschieden werden (Kapitel 3.1) und weiterhin Flap- und Slat-System, da die aerodynamischen Verhältnisse unterschiedlich sind [3].

Grundsätzlich muss auch die eingesetzte Kinematik berücksichtigt werden. Da diese zum Zeitpunkt des Vorentwurfs im allgemeinen noch nicht definiert ist, wurden die Funktionale so aufgebaut, dass nur ein Minimum an Kenntnis über diese erforderlich ist.

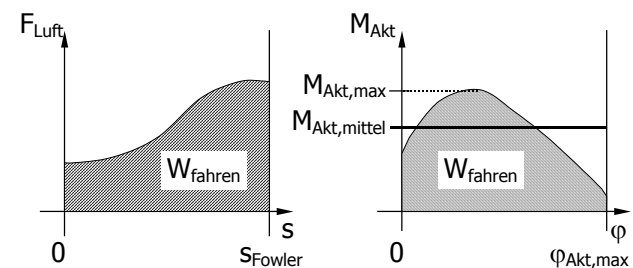


BILD 7: Verlauf von Luftkraft und Aktuatordrehmoment über Ausfahrweg beziehungsweise Drehwinkel

Eine Analyse des Ausfahrvorganges einer Flap-Steuerfläche zeigt, dass die Luftkräfte sowohl in Größe als auch der Richtung deutlich variieren [3]. Als Ersatz für eine nicht definierte Kinematik und im Entwurfsstadium kaum durchführbare kinetostatische Analysen wird als charakteristische Größe die zum Ausfahren benötigte Energie W_{fahren} gewählt, die sich als Integral über die Luftkraft F_{Luft} entlang des Ausfahrweges s ergibt (BILD 7).

Unter Vernachlässigung von Reibverlusten ist diese der vom Aktuator geleisteten Arbeit gleich (BILD 7) und lässt sich als Integral aus dem Verlauf des Drehmomentes am Aktuator M_{Akt} über dem Drehwinkel φ_{Akt} ermitteln. Da durch die Berechnung des Aktuatorendrehmomentes aus der Energie der tatsächliche Verlauf des Drehmomentes nicht exakt erfasst wird, wird ein Ungleichförmigkeitsfaktor κ eingeführt. Dieser gibt das Verhältnis von maximalem zu mittlerem Drehmoment an und charakterisiert die typische Fowlerklappenbahnführung unabhängig von der Kinematik.

Für das Flap-System kann dann dementsprechend für einen bestimmten Klappentyp ein charakteristischer Wert k_{SFF} ermittelt werden, der mit dem Staudruck q und der Fläche der Klappe A_{Flap} multipliziert die zum Ausfahren benötigte Energie W_{fahren} ergibt.

$$(2) \quad W_{fahren} = A_{Flap} \cdot q \cdot \int \frac{F_{Luft}(s)}{A_{Flap} \cdot q} ds = A_{Flap} \cdot q \cdot k_{SFF}$$

Im Rahmen dieser Arbeit wurden verschiedene Klappensysteme mit Ein-Spalt-Fowler-Klappen und rotatorischem Antrieb analysiert, so dass die ermittelten Faktoren für diesen Typen repräsentativ sind. Wird die Ausfahrerenergie mit dem Ungleichförmigkeitsfaktor κ multipliziert und durch den Schwenkwinkel des Aktuators φ_{Akt} dividiert, so ergibt sich das erforderliche Antriebsmoment M_{Akt}

$$(3) \quad M_{Akt} = \frac{A_{Flap} \cdot q \cdot k_{SFF} \cdot \kappa}{\varphi_{Akt}}$$

Beim Slat-System wird dagegen ein anderer Ansatz gewählt. Für die hier betrachteten Slat-Elemente sind die Luftlasten für sehr kleine Ausfahrwinkel am größten, sobald sich der Spalt zwischen Slat und Flügel geöffnet hat, und sinken danach wieder deutlich ab [3]. Wird nun nach [16, Kapitel 5.2] und [17, Kapitel 7.1] angenommen, dass der spannweite, lokale Auftriebsbeiwert des Flügels $c_{Flügel}$ proportional zum lokalen Auftriebsbeiwert des Slats c_{Slat} an der entsprechenden relativen spannweitigen Stelle $\eta_{Slat,Mitte}$ ist, folgt für das resultierende Antriebsmoment M_{Akt} folgender Ansatz

$$(4) \quad M_{Akt} = k_{RZS} \cdot q \cdot A_{Slat} \cdot \frac{c_{Flügel}(\eta_{Slat,Mitte})}{c_{Slat}(\eta_{Slat,Mitte})}$$

Darin ist q der Staudruck, A_{Slat} die Fläche des Slat-Elementes und k_{RZS} ein Faktor, der entsprechend den oben beschriebenen Werten k_{SFF} und κ die Geometrie der Anordnung charakterisiert. Die Verwendung dieses Faktors bietet die Möglichkeit, das Funktional unabhängig von der Geometrie zu machen, die im Vorentwurf nicht bekannt ist, hat aber den Nachteil, dass eine Ähnlichkeit der Anlenkungen unterstellt wird.

Die Funktionale nach Gleichung (3) und (4) liefern jeweils das Antriebsmoment für die gesamte Steuerfläche unabhängig von der Zahl der verwendeten Aktuatoren. Zur Abschätzung der Masse der Aktuatoren wurden daraus für beide Typen ausgehend vom aufzubringenden Abtriebsmoment $M_{Akt,aus}$ auf der Basis einer Regressionsanalyse an gebauten Aktuatoren [3] Funktionale mit den Koeffizienten k_0 , k_1 und k_e ermittelt.

$$(5) \quad m_{Akt} = k_1 \cdot M_{Akt,aus}^{k_e} + k_0$$

Hierbei ist zu beachten, dass das zuvor aus den Luftlasten ermittelte Drehmoment für die gesamte Steuerfläche gilt und zunächst geeignet auf die Aktuatoren verteilt werden muss. Bei heutigen Hochauftriebssystemen werden die einzelnen Elemente in der Regel von zwei identischen Aktuatoren angetrieben. Da

beide immer parallel arbeiten, kann das berechnete Moment anteilig auf beide Aktuatoren aufgeteilt werden. Gegebenenfalls ist die geometrische Anordnung zu berücksichtigen.

3.3.2 Funktionale für die Power Control Unit

Um die Parameter der Antriebseinheit ermitteln zu können, wird zunächst das erforderliche Losbrechmoment unter den ungünstigsten zulässigen Versorgungsbedingungen ermittelt.

Dazu werden die Abtriebsmomente der einzelnen Aktuatoren mit den jeweiligen Übersetzungsverhältnissen $\ddot{u}_{Akt,i}$ auf den Aktuatoreingang zurückgerechnet aufsummiert und führen unter Berücksichtigung der Übersetzungen des Wellenstranges \ddot{u}_{Shaft} und des T-Geriewes \ddot{u}_{TG} auf das zum Antrieb der Aktuatoren notwendige PCU – Ausgangsdrehmoment.

$$(6) \quad M_{PCU,aus,min} = \frac{\sum_{i=1}^k \frac{M_{Akt,i}}{\ddot{u}_{Akt,i} \cdot \eta_{Akt,i}}}{2 \cdot \frac{\ddot{u}_{Shaft} \cdot \eta_{Shaft}}{\ddot{u}_{TG}}}$$

Verluste in den Aktuatoren, Lagerstellen und Getrieben des Wellenstranges werden in Form der Wirkungsgrade $\eta_{Akt,i}$ und η_{Shaft} in die Berechnung einbezogen.

Diese Werte wurden auf der Basis der zur Verfügung stehenden Realdaten von Airbus A320 und A340 ermittelt [3], in dem für Lagerstellen und Getriebeverzahnungen jeweils mittlere Verlustmomente bestimmt wurden. Für die Lagerstellen des Wellenstranges lässt sich neben dem Verlustmoment je Lager noch die Anzahl der Lagerstellen je Längeneinheit als charakteristische Größe eingeben, so dass auch die Abhängigkeit von der Spannweite abgebildet wird.

Für die Bestimmung der Wirkungsgrade muss dabei zur Abschätzung des Losbrechmomentes der jeweils ungünstigste Fall angenommen werden, also zum Beispiel bei der Lagerreibung die tiefste Betriebstemperatur und damit der zähflüssigste Zustand der Schmiermittel.

Die Umrechnung des Losbrechmomentes in das maximal abgebbare Drehmoment der Antriebseinheit beschränkt sich in den durchgeführten Analysen auf hydraulisch angetriebene PCU – Typen gemäß Kapitel 3.1.

Der Unterschied zwischen Losbrechmoment und maximalen Moment ist im wesentlichen dadurch gekennzeichnet, dass das Losbrechmoment für minimal zulässigen Hydraulikdruck $p_{sys,min}$ gefordert wird und für das maximale Drehmoment der volle Hydraulikdruck $p_{sys,max}$, der für heutige Flugzeuge bei 206,7 bar (= 3000 PSI) liegt, zur Verfügung steht. Dabei müssen noch der maximale beziehungsweise minimale Wirkungsgrad $\eta_{PCU,max}$ und $\eta_{PCU,min}$ der PCU mit einbezogen werden.

$$(7) \quad M_{PCU,aus,max} = \frac{p_{sys,max}}{p_{sys,min}} \cdot \frac{\eta_{PCU,max}}{\eta_{PCU,min}} \cdot M_{PCU,aus,min}$$

Dieses Drehmoment geht nach Kapitel 3.3.3 in die Auslegung des Wellenstranges ein.

Der hydraulische Volumenstrom Q_{hydr} , der von jedem der beiden Motoren der PCU gefordert wird, wenn von der PCU die maximale Antriebsleistung abgenommen wird, kann mit dem nachfolgenden Funktional berechnet werden.

$$(8) \quad Q_{hydr} = \frac{M_{PCU,aus,min}}{p_{sys,min} \cdot \eta_{Mot,min}} \cdot n_{PCU,Mot}$$

Dabei ist wieder der Fall des Losbrechens bei minimalem verfügbarem Hydraulikdruck $p_{sys,min}$ entscheidend, da in allen

anderen Fällen mehr Leistung zur Verfügung steht als benötigt wird. Die Berechnung erfolgt unter Berücksichtigung des Hydraulikdrucks sowie der gewünschten Drehzahl der PCU-Motoren $n_{PCU,Mot}$ und des minimalen Wirkungsgrades $\eta_{Mot,min}$ der Motoren. Dieser Volumenstrom ergibt dann multipliziert mit dem Systemdruck die Leistung, die die sekundäre Flugsteuerung dem hydraulischen System entnimmt.

Für die Abschätzung der Masse der PCU m_{PCU} wurde aufgrund der geringen Zahl an Vergleichskomponenten ein linearer Regressionsansatz mit den Koeffizienten k_0 und k_1 gewählt, der von dem ermittelten hydraulischen Volumenstrom Q_{hydr} ausgeht.

$$(9) \quad m_{PCU} = k_1 \cdot Q_{hydr} + k_0$$

Wie bereits erwähnt gelten die hier genannten Funktionen nur für den in Kapitel 3.1 definierten PCU-Typ. Sollen andere Antriebseinheiten verwendet werden, kann lediglich die Funktion für das Losbrechmoment beibehalten werden, aber die übrigen Funktionen müssen durch entsprechende neue ersetzt werden.

3.3.3 Funktionale für den Wellenstrang

Die Betrachtung des Wellenstranges wurde teilweise schon in Kapitel 3.3.2 vorgenommen, da vor allem die vom Wellenstrang verursachten Verlustmomente bei der Auslegung der PCU berücksichtigt werden müssen und für die Massenprognose des Wellenstranges m_{Shaft} von dem maximal über das jeweilige Teilstück zu übertragenden Drehmoment M_{Shaft} ausgegangen wird. Unter Berücksichtigung der zulässigen Torsionsschubspannung τ_{eff} , der effektiven Länge b_{eff} sowie der Wandstärke d und Materialdichte ρ_{Shaft} wird die Masse nach [5, Kapitel C2.5] abgeschätzt.

$$(10) \quad m_{Shaft} = \pi \cdot \left(\frac{16 \cdot M_{Shaft}}{\pi \cdot \tau_{eff}} \right)^{\frac{1}{3}} \cdot d \cdot b_{eff} \cdot \rho_{Shaft}$$

Zu beachten ist dabei, dass sich die effektive Länge des Wellenstrangs für typische Hochauftriebssysteme an der Wellenspannweite und einem Zuschlagfaktor orientiert [3].

Das zu übertragende Drehmoment M_{Shaft} ergibt sich dann für ein System, wie in BILD 3 dargestellt, ohne System-Lastbegrenzer (System-Torque-Limiter: STL) aus dem maximalen Ausgangsdrehmoment der PCU (Kapitel 3.3.2) zu

$$(11) \quad M_{Shaft} = M_{PCU,aus,max}$$

Ein entsprechender Wert ergibt sich bei gleichem Systemaufbau mit System-Lastbegrenzer für Wellenstrangelemente hinter dem Lastbegrenzer aus dessen Sperrmoment $M_{STL,sperr}$.

$$(12) \quad M_{Shaft} = M_{STL,sperr}$$

3.4 Verifikation des Gesamtmodells

Aus der Massenabschätzung aller einzelnen Komponenten ergibt sich die prognostizierte Gesamtmasse des Hochauftriebssystems.

$$(13) \quad m_{sekFlugstr} = m_{PCU} + m_{Shaft} + \sum_{i=1}^n m_{Akt,i}$$

Der Leistungsbedarf des Systems entspricht direkt dem Leistungsbedarf der PCU.

Nach der Ermittlung der Funktionale wurden diese entsprechend dem in [13] beschriebenen Konzept anhand von Daten gebauter Flugzeuge (Airbus A320 und A340-300) adaptiert.

Eine Überprüfung dieser adaptierten Funktionale scheitert an der Verfügbarkeit weiterer Flugzeugtypen gleichen Technologiestandes und der erforderlichen Daten dieser Typen. Daher kann die Auswertung nur an den jeweiligen Slat- und Flap-Systemen von Airbus A320 und A340-300 erfolgen. Der Aussagewert dieser Auswertung ist damit nicht so hoch, wie er für unabhängige Vergleichstypen wäre, ermöglicht jedoch durch den physikalisch-technischen Ansatz eine Angabe zur Vorhersagegenauigkeit für solche Systeme vergleichbarer Technologie.

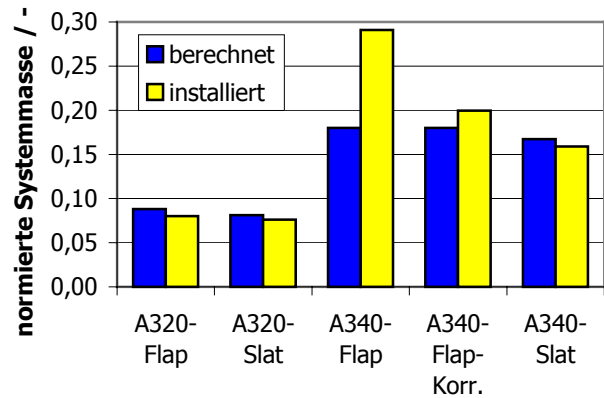


BILD 8: Vergleich von abgeschätzter und installierter Masse für verschiedene Hochauftriebssysteme

In BILD 8 werden die mit den Funktionalen ermittelten Systemmassen der Hochauftriebssysteme mit den tatsächlichen Massen verglichen, wobei alle Werte wie auch in den folgenden Darstellungen normiert angegeben sind. Dabei ist zu erkennen, dass das Flap-System des Airbus A340-300 eine deutlich höhere tatsächliche Masse aufweist, als prognostiziert wurde. Dieses hat seine Ursache darin, dass in diesem System rotatorische Aktuatoren mit zusätzlichen Wellenstang- und Umlenkelemente eingesetzt werden, die einen entsprechend höheren Massenbeitrag liefern als die sonst eingesetzten rotatorischen Aktuatoren. Da dieses das einzige System mit einer derartigen Anordnung ist, wurden diese zusätzlichen Massen herausgerechnet, so dass sich der korrigierte Wert ergibt.

Insgesamt ergibt sich mit diesem Masseprognoseverfahren dann eine maximale Abweichung von weniger als 10 % für alle betrachteten Systeme.

4. ANALYSE VON SENSITIVITÄTEN

Um die gegenseitige Beeinflussung von Gesamtflugzeug und Systemen bewerten zu können, sind Sensitivitätsanalysen der Kopplungen zwischen Flugzeug- und Systemeigenschaften erforderlich. Hierbei werden diejenigen Parameteränderungen des Gesamtflugzeuges oder der Systeme ermittelt, die durch Änderungen in den Eingangskennwerten des Flugzeuges oder der Systeme hervorgerufen werden. Die wesentliche Aussage liegt dabei in der Stärke und Richtung der Änderung in Bezug zu einer Basiskonfiguration.

Hierzu werden Sensitivitäten ermittelt, die für eine Eingangskennwert - Ausgangsparameterkombination die Änderungen des betrachteten Ausgangsparameters bei Variation des Eingangskennwertes darstellen.

Zu Beginn wird in diesem Kapitel die Einbindung der Funktionale in das Flugzeugentwurfsprogramm PrADO erläutert und anschließend die Ermittlung solcher Sensitivitäten anhand von Beispielen dargestellt.

4.1 Integration in PrADO

Wie bereits in Kapitel 2.2 dargestellt ist das Flugzeugentwurfsprogramm PrADO (Preliminary Aircraft Design and Optimization) [11] modular aufgebaut, so dass weitere Funktionalitäten in Form neuer Module hinzugefügt werden können.

Die im Rahmen der hier beschriebenen Arbeiten entwickelten Funktionale wurden als Modul „Systeme“ realisiert, welches im wesentlichen auf die von den anderen Modulen berechneten Geometrien und aerodynamischen Daten zugreift. Darüber hinaus wurde eine Datenbank mit systemspezifischen Kenngrößen angelegt, über die der Anwender zum einen grundlegende Angaben zu den Systemen wie zum Beispiel den vorgesehenen hydraulischen Nenndruck oder Spannungsebenen eines elektrischen Bordnetzes vorgeben kann. Zum anderen wird hier aber auch die Systemarchitektur aufgebaut, in dem in verschiedenen Variablen die Charakteristika und Kennwerte von Systemkomponenten abgelegt werden. Dabei können lokal begrenzte Elemente wie etwa Aktuatoren, Antriebseinheiten oder Zusatzkomponenten vorgegeben werden, aber auch ausge-dehnte Netze, die dann diese Elemente verbinden.

Auf diese Weise lässt sich eine vorgesehene Systemarchitektur im Modell darstellen und bei der Berechnung berücksichtigen. Zum Beispiel ist ein Vergleich verschiedener Systemarchitekturen mit einer unterschiedlichen Anzahl paralleler Teilsysteme (Redundanzen) oder einer Veränderung der Zuordnung von Verbrauchern zu Leistungsversorgungsnetzen möglich.

Der Aufbau dieser Netze und die sich ergebenden Architekturen sind vom Anwender entsprechend den Anforderungen nach Zulassungsrichtlinien [12], Funktionalität und Zuverlässigkeit zu gestalten.

Das Modul „Systeme“ in seiner aktuellen Version ermöglicht die Berechnung der Masse des Flugsteuerungssystems und des hydraulischen Leistungsversorgungssystems, sowie die von diesen Systemen benötigte Leistung unter Berücksichtigung der Anforderungen, die sich aus dem Gesamtentwurf ergeben. Eine Erweiterung auf andere Systeme wie die elektrische Leistungsversorgung, Klimaanlage und Fahrwerk befindet sich in Arbeit, ebenso wie die programmtechnische Realisierung zur Auswertung und Weiterverarbeitung der mit dem Modul „Systeme“ berechneten Parameter in dem iterativen Entwurfsprozess.

Zur Ermittlung von Sensitivitäten für Systemparameter wurde die in PrADO [11] implementierte Funktion zur Parametervariation eingesetzt. Diese ermöglicht ausgehend von einer Basiskonfiguration ein wiederholtes Berechnen eines Flugzeugentwurfs mit jeweils veränderten Parametern, die durch den Anwender vorgegeben werden können. Die sich verändernden Parameter können über eine Monitorfunktion aufgezeichnet und anschließend ausgewertet werden.

Bei diesen Parametervariationen können zudem die einzelnen Module durch den Anwender aus- beziehungsweise eingeschaltet werden, was bedeutet, dass festgelegt werden kann, welche Teile des Flugzeuges für jede Variation neu berechnet werden sollen. Dieses hat einen entscheidenden Einfluss auf den unterlagerten Iterationsprozess, der dazu dient, nach der Veränderung eines Wertes die übrigen Eigenschaften des Flugzeugentwurfs auf Konsistenz und die Einhaltung von Randbedingungen zu prüfen. Dabei wird gegebenenfalls iterativ eine Anpassung verschiedener Variablen vorgenommen, um alle Forderungen zu erfüllen. Sind einzelne Module ausgeschaltet, werden die darin berechneten Variablen jedoch nicht in diesen Iterationsprozess eingebunden und bleiben unverändert auf dem Ausgangswert.

Die nachfolgend dargestellten Ergebnisse beruhen auf ersten Analysen und Parametervariationen, die mit dem Modul „Systeme“ in seiner aktuellen Version durchgeführt wurden.

Wie oben bereits angedeutet ermöglicht dieses Modul zur Zeit eine Berechnung der Massen und Leistungsanforderungen der gesamten Flugsteuerung und hydraulischen Leistungsversorgung und somit kann die Parametervariation den Einfluss von Flugzeugentwurfsparametern auf diese Systeme aufzeigen. Da die Integration des Moduls in das PrADO – Programm-system noch Gegenstand aktueller Arbeiten ist, wirken sich zwar Änderungen der übrigen Module auf das Modul „Systeme“ aus, jedoch erfolgt noch keine Rückgabe der Änderungen der Systemparameter in die andern Module. Eine entsprechende Erweiterung, mit der dann auch die sogenannten Schneeball-effekte untersucht werden können, ist in Bearbeitung.

4.2 Sensitivitäten ausgewählter Parameter

Die nachfolgend präsentierten Analysen stellen aufgrund des im vorigen Abschnitt 4.1 dargestellten Standes der Programm-entwicklung einen Zwischenschritt dar und sollen daher vor allem das prinzipielle Vorgehen und einzelne grundlegende Eigenschaften aufzeigen. Aus den selben Gründen beschränken sich die gezeigten Ergebnisse auf Abhängigkeiten der Masse der Flugsteuerung und hydraulischen Leistungsversorgung von ausgewählten Flugzeugparametern für den Airbus A320. Wie auch in den vorangegangenen Kapiteln werden auch hier die Systemparameter aus Gründen der Vertraulichkeit in normierter Form dargestellt.

4.2.1 Abhängigkeit von der Flugzeuglänge

Die Länge eines Flugzeuges ist ein wichtiger Designparameter, der einen großen Einfluss auf die Systeme hat, da einerseits die Länge als geometrische Abmessung die Masse von Leistungsverteilungssystemen mitbestimmt und andererseits indirekt zum Beispiel über den Leitwerkshebelarm in Kräfte und Momente eingeht, die Komponenten von Systemen mitdimensionieren [13, Kapitel 4.1].

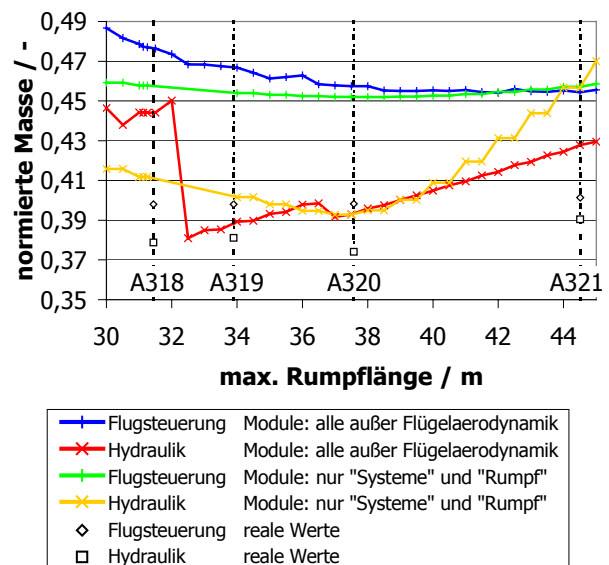


BILD 9 : Einfluss der Variation der Flugzeugrumpflänge auf die Masse der Flugsteuerung und hydraulischen Leistungsversorgung

BILD 9 zeigt die Massen des Flugsteuerungs- und Hydrauliksystems in Abhängigkeit von der Flugzeuglänge zum einen für eine Berechnung mit allen verfügbaren Modulen in der lediglich die Aerodynamik des Flügels als unverändert angenommen

wurde und zum anderen für eine Berechnung nur mit den Modulen „Systeme“ und „Rumpf“.

Die letztgenannte Berechnung entspricht dabei der Streckung oder Verkürzung eines Flugzeugtyps unter Beibehaltung der übrigen Größen, wie Flügel, Leitwerke und dort installierter Systemteile.

Der Unterschied zu den Berechnungen mit allen Modulen gibt dann Aufschluss darüber, wie sich das System verändern würde, wenn ein komplett neuer Entwurf der jeweiligen Rumpflänge aber unveränderter Transportleistungen, Passagierzahlen sowie maximaler Abflugmasse durchgeführt würde.

Zu erkennen ist dabei, dass die berechneten Werte nur maximal 15 % von den realen Werten der Flugzeuge der Airbus A320 Familie abweichen. Dieser Fehler kann neben den Modellunsicherheiten im Modul „Systeme“ auch durch ungenaue Eingangsparameter und Modellunsicherheiten in den übrigen Modulen hervorgerufen werden.

Darüber hinaus zeigt BILD 9, dass die Masse der Flugsteuerung mit zunehmender Rumpflänge leicht abnimmt, während die Masse des Hydrauliksystems etwas zunimmt. Die Abnahme Masse der Flugsteuerung kann dadurch erklärt werden, dass die Dimensionierung (Lasten und damit Massen) der Stellsysteme bei einem längeren Flugzeug etwas geringer sein kann, da durch die größeren Hebelarme vor allem Höhen- und Seitenruder eine größere Wirksamkeit besitzen.

Daraus würde sich ein Reduktion der Masse des Hydrauliksystems ergeben, die jedoch durch eine Zunahme in Folge der geometrischen Vergrößerung mehr als ausgeglichen wird. Im Bereich sehr kurzer Rumpfe wird ein sprunghafter Anstieg der Masse prognostiziert, der durch einen Wechsel zwischen diskret definierten Standardrohrnennweiten infolge erhöhten Leistungsbedarfs der Leistungssysteme verursacht sein dürfte.

4.2.2 Abhängigkeit von Flügelfläche und -streckung

Grundlegende Flugzeugdesignparameter sind die Flügelfläche und die Flügelstreckung. Auch diese haben großen Einfluss auf die Systeme, da die geometrischen Abmessungen des Flügels unter anderem die Längen von Systemen wie der sekundären Flugsteuerung und Hydraulik bestimmen. Weiterhin ändern sich durch eine Variation der Aerodynamik die Stelleleistungen an den Steuerflächen, so dass auch hier die Systemparameter beeinflusst werden.

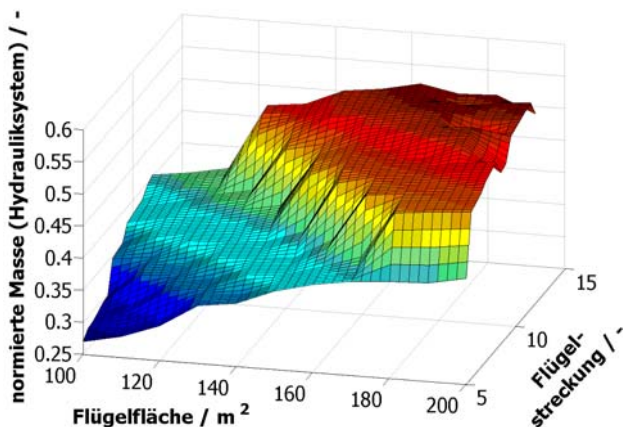


BILD 10 : Einfluss der Variation der Flügelfläche und Flügelstreckung auf die Masse der hydraulischen Leistungsversorgung

Nach Berechnung der Parametervariation von Flügelfläche und Flügelstreckung unter Verwendung aller in PrADO [11] verfügbaren Module ergibt sich für die Masse des hydraulischen Leistungsverorgungsnetzes das in BILD 10 dargestellte Ergebnis.

Interessant ist dabei insbesondere der fast sprunghafte Anstieg im Bereich der normierten Masse von 0,4 bis 0,5, der je nach gewählter Flügelfläche bei einer anderen Streckung stattfindet. Die Ursache dafür könnte wiederum am Massenbeitrag des Rohrleitungsnetzes liegen. Wird durch eine bestimmte Kombination von Fläche und Streckung eine höhere Leistung von der Flugsteuerung und damit ein größerer Volumenstrom benötigt, so kann diese beim Übergang zwischen im Model hinterlegten Standardrohrnennweiten einen sprunghaften Anstieg der Masse des Hydrauliksystems verursachen.

4.2.3 Abhängigkeit vom Systemdruck

Neben der Beeinflussung der Systeme durch Flugzeugdesignparameter ist auch der Einfluss der Vorgaben für die Systeme zu untersuchen. Die Festlegung des Nenndruckes, bei dem alle Systeme ohne Einschränkung in der Funktionalität oder Leistungsfähigkeit betrieben werden können sollen, stellt eine der grundlegenden Entscheidungen bei der Entwicklung des hydraulischen Leistungsverorgungssystems dar.

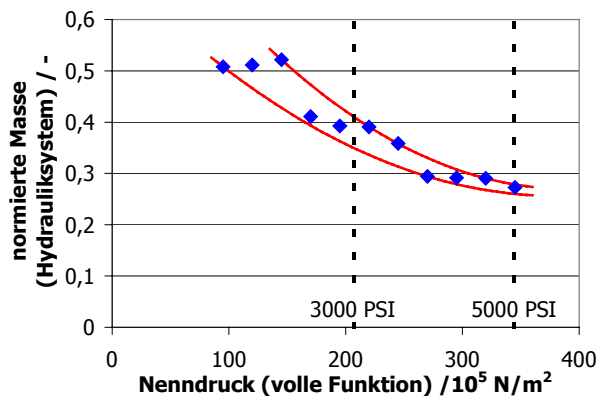


BILD 11 : Einfluss der Variation des Nenndrucks bei voller Funktionalität auf die Masse der hydraulischen Leistungsversorgung

Die Abhängigkeit der Masse des hydraulischen Leistungsverorgungssystems vom festgelegten Druckniveau zeigt BILD 11. Ein Ergebnis dieser Analyse ist das deutliche Absinken der Masse des Hydrauliksystems mit zunehmendem Systemnenndruck, wobei die Schwankungen mit der Diskretisierung der Hydraulikrohre in Rohre mit Standarddurchmessern begründet werden können. Zu beachten ist, dass für diese Berechnungen nur Standardrohre und spezifische Massen je Länge berücksichtigt wurden, die für 206,7 bar ausgelegt sind. Entsprechend kann sich die reale Masse bei höheren oder niedrigeren Systemdrücken noch etwas vergrößern bzw. verringern.

4.3 Einordnung der Ergebnisse

Die hier vorgestellten Ergebnisse stellen noch nicht die volle interaktive Flugzeugentwurfskopplung an die Systeme und umgekehrt dar. Sie zeigen aber exemplarisch das Prinzip und die Möglichkeiten auf. Das verwendete Programmmodul „Systeme“ in PrADO enthält nur für einen Teil der relevanten

Systeme entsprechende Modelle und auch die Auswertung und Rückkopplung von Systemparametern in den Flugzeugentwurf ist noch nicht aktiviert.

Dennoch zeigen die hier dargestellten Ergebnisse, dass die Einflüsse auf die Systeme anhand von Sensitivitätsanalysen erkannt und bewertet werden können.

Durch die in Zukunft geplanten Arbeiten sollen diese Möglichkeiten weiter ausgebaut und verfeinert werden.

5. ZUSAMMENFASSUNG

In diesem Bericht wurde die Anwendung einer Methodik vorgestellt, die auf Basis physikalisch / technischer Ansätze die Prognose von Flugzeugsystemparametern wie Masse, Leistungsbedarf sowie künftig auch Herstellungs- oder Wartungskosten für einen neuen Flugzeugentwurf bereits in der Vorentwurfsphase erlaubt und diese Systemcharakteristika in den Flugzeugentwurf und seine Bewertung rückkoppelt. Hierdurch lassen sich auch neue Flugzeugkonfigurationen und Systemarchitekturen bewerten.

Dazu wurde beispielhaft die Entwicklung der Modelle zur Abschätzung der Masse und des benötigten hydraulischen Leistungsbedarfs für Hochauftriebssysteme von Verkehrsflugzeugen dargestellt. Hierbei wurde zunächst auf die Identifikation der dimensionierenden Lastfälle eingegangen und anschließend die Entwicklung der einzelnen Funktionale für die verschiedenen Systemkomponenten erläutert. Danach wurden die entwickelten Funktionale noch hinsichtlich ihrer Aussagequalität überprüft.

Aufbauend auf einer Integration der zuvor beschriebenen Funktionale in ein Flugzeugentwurfsprogramm wurde dann die Ermittlung der Einflüsse von Änderungen in den Flugzeug- oder Systemanforderungen auf die Systemparameter aufgezeigt. Für ausgewählte Beispiele wurden dazu die Sensitivitäten hinsichtlich verschiedener Kombinationen von Eingangskennwerten und Ausgangsparametern dargestellt.

6. SCHRIFTTUM

- [1] Airbus (Hrsg.): *System Description Note A320 – Flugsteuerung*. Toulouse-Blagnac: Airbus Industrie, 1987.
- [2] Airbus (Hrsg.): *System Description Note A340 – Flugsteuerung*. Toulouse-Blagnac: Airbus Industrie, 1991.
- [3] Airbus (Hrsg.): *Vertrauliche Daten zu den Airbustypen A300/A310, A320 Familie und A330/A340 Familie*. Hamburg/Bremen: Airbus Deutschland GmbH, 2000-2003. – Vertrauliche Firmenunterlagen
- [4] Arbeitskreis Masseanalyse (Hrsg.): *Luftfahrttechnisches Handbuch*, Band Masseanalyse. Koblenz: Industrieanlagen Betriebsgesellschaft, 1990.
- [5] Beitz, Wolfgang; Küttner, Karl-Heinz (Hrsg.): *Dubbel – Taschenbuch für den Maschinenbau* (17. Auflage). Berlin: Springer-Verlag, 1990.
- [6] Beltramo, Michael N.; et. al.: *Parametric Study of Transport Aircraft Systems Cost and Weight* (NASA CR151970). Los Angeles, California: Science Applications, 1977.
- [7] Dirks, Gregor A.: *Selection of technologies for future aircraft family concepts*. AIAA Paper 1999-01-5632. World Aviation Congress, San Francisco, CA, USA, 1999.
- [8] Dirks, Gregor A.; Meller, Frank: *Multidisciplinary design optimization – enhanced methodology for aircraft and technology evaluation*. AIAA Paper 2000-4700. AIAA/NASA/et.al. 8th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Long Beach, CA, USA, 2000.
- [9] Heinze, Wolfgang: *Ein Beitrag zur quantitativen Analyse der technischen und wirtschaftlichen Auslegungsgrenzen verschiedener Flugzeugkonzepte für den Transport großer Nutzmassen* (Forschungsbericht 94-01). Braunschweig: Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik der Technischen Universität Braunschweig, 1994. – Dissertation
- [10] Heinze, Wolfgang; Österheld, Claudia M.; Horst, Peter: *Multidisziplinäres Flugzeugentwurfsverfahren PrADO – Programmwurf und Anwendung im Rahmen von Flugzeug-Konzeptstudien* (DGLR-JT2001-194). Bonn: Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, 2001. – Präsentiert auf dem Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2001, Hamburg.
- [11] Institut für Flugzeugbau und Leichtbau (Hrsg.): *PrADO – Preliminary Aircraft Design and Optimization - Programm*. Braunschweig: Institut für Flugzeugbau und Leichtbau der Technischen Universität Braunschweig, 1986 – 2003. – Flugzeugentwurfsprogramm
- [12] JAA (Hrsg.): *Joint Aviation Requirements for Large Aeroplanes (JAR-25)*. Hoofddorp, Niederlande: Joint Aviation Authorities, 1996. – Zulassungsvorschriften
- [13] Koeppen, Carsten; Carl, Udo B.: *Erfassung und Bewertung von Systemen im Flugzeugentwurf* (DGLR-JT2002-190). Bonn: Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, 2002. – Präsentiert auf dem Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2002, Stuttgart.
- [14] Lohn, Carsten: *Entwicklung eines Verfahrens zur Abschätzung der Systemmassen für das Passagierflugzeug A3XX*. Braunschweig: Lehrstuhl und Institut für Flugzeugbau und Leichtbau der Technischen Universität Braunschweig, 1998. – Diplomarbeit
- [15] Roskam, Jan: *Airplane Design*, Part V: Component weight Estimation. Ottawa, Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [16] Schlichting, Hermann; Truckenbrodt, Erich: *Aerodynamik des Flugzeuges* (Band 1, 2. Auflage). Berlin: Springer Verlag, 1967.
- [17] Schlichting, Hermann; Truckenbrodt, Erich: *Aerodynamik des Flugzeuges* (Band 2, 2. Auflage). Berlin: Springer Verlag, 1969.
- [18] Schröder, Kai: *Dokumentation und Analyse der in FAME-S verwendeten Berechnungsparameter und Gleichungen*. Stuttgart: IVM Automotive – Geschäftsbereich Aviation, 2000.
- [19] Torenbeek, Egbert: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1982.