

ERFASSUNG UND BEWERTUNG VON SYSTEMEN IM FLUGZEUGENTWURF

C. Koeppen, U. Carl

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

1. ÜBERSICHT

Beim Entwurf moderner Verkehrsflugzeuge spielen die Ausrüstungssysteme eine immer dominantere Rolle. Technische, technisch-operationelle und Kosten-Merkmale der Systeme nehmen deutlich Einfluss auf die Wirtschaftlichkeit eines Verkehrsflugzeuges, die zu einem entscheidenden Kaufkriterium geworden ist.

Daher ist es von großem Interesse, bereits im Entwurfsstadium die Auswirkungen der Systeme, ihrer Architektur und Technologie auf das spätere Flugzeug vorherzusagen zu können. In BILD 1 sind zwei unterschiedliche Ansätze zur Bewertung von Flugzeugentwürfen und Technologien dargestellt, die durch die in diesem Bericht erläuterte Methode ermöglicht werden. Einerseits ist ein Vergleich verschiedener Technologien auf Basis eines Flugzeugentwurfs möglich und andererseits können unterschiedliche, zum Beispiel skalierte Entwürfe mit gleicher Technologie verglichen werden.

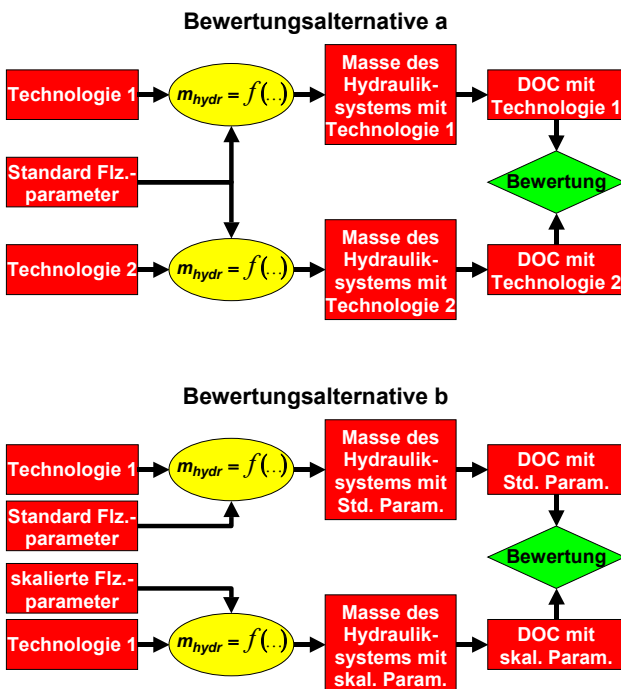


BILD 1: Darstellung der zwei Bewertungsalternativen, die durch das neue physikalisch / technische Systemmodell (Ellipsen) ermöglicht werden.

Zur Analyse der Flugzeugsysteme sind insbesondere Massen, parasitärer Leistungsbedarf vom Triebwerk, Herstellungs- und Wartungskosten vorherzusagen. Zur Prognose von Systemmassen und Wartungskosten sind aus der Literatur Verfahren bekannt, die jedoch auf rein statistischer Erfassung solcher

Parameter zumeist älterer Flugzeuge beruhen und neue Systemtechnologien oder architekturbezogene Differenzierungen nicht erlauben. In diesem Bericht wird daher eine Methode vorgestellt, die eine Abschätzung von Systemmassen und Leistungsverbräuchen auf der Basis physikalisch / technischer Zusammenhänge und von Konfigurationsspezifika ermöglicht. Dabei werden zunächst Flugzeugsysteme mit dominantem Einfluss berücksichtigt. Bezüglich der Masse wurden die Systeme Ausstattung, Fahrwerk, elektrische & hydraulische Leistungsversorgung, Flugsteuerung und Klimaanlage als Hauptkomponenten identifiziert. In diesem Bericht wird das vorgeschlagene Konzept und erste Ergebnisse anhand der Massenabschätzung für die primäre Flugsteuerung und hydraulische Leistungsversorgung vorgestellt.

2. STAND DER TECHNIK

Bereits seit Mitte des letzten Jahrhunderts existieren im Flugzeugentwurf Abschätzungsverfahren für Systemparameter, vor allem für den Parameter Masse. Diese beruhen im wesentlichen auf statistischen Auswertungen der zum jeweiligen Zeitpunkt existierenden Flugzeugtypen und lassen sich daher nur schwer auf neue Entwicklungen insbesondere bei Verwendung neuer Architekturen und Technologien übertragen. Zunächst werden in diesem Abschnitt daher einige dieser Verfahren kurz erläutert und die jeweiligen Möglichkeiten dargestellt, bevor im nächsten Kapitel die neu entwickelte Methode vorgestellt wird.

2.1 Rein statistische Prognoseverfahren

Zur Prognose von Flugzeugsystemparametern im Stadium des Vorentwurfs entstanden im Laufe der Luftfahrtentwicklung einige auf statistischen Analysen beruhende Verfahren, die zum Teil heute noch angewandt werden. Unter anderem entwickelten die NASA [3], Torenbeek [12], Roskam [9] und die Verfasser des Luftfahrttechnischen Handbuchs (LTH) [2] in den 1970er und 1980er Jahren Funktionen, mit denen vor allem die Massen von Flugzeugsystemen abgeschätzt werden können.

Dazu wurden mittels einer Regressionsanalyse aus den Systemmassen m_{System} gebauter Flugzeuge die Koeffizienten a , b und c für Ansätze mit der in Gleichung (1) dargestellten Struktur ermittelt.

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

x ist dabei im Allgemeinen eine im Flugzeugentwurf frühzeitig bekannte Größe des Gesamtflugzeugs, die für die einzelnen Flugzeugsysteme unterschiedlich gewählt wurde. Typische Größen sind die maximale Abflugmasse, die maximale Leermasse oder die Passagierzahl. Zur Analyse wurden dabei meistens die Flugzeugtypen von den Anfängen des zivilen Jetflugzeugbaus bis zu den zum Zeitpunkt der Analyse aktuellen

Mustern verwendet, jedoch in unterschiedlicher Anzahl.

Daraus ergibt sich, dass diese Modelle den technischen Stand des Zeitpunkts ihrer Entwicklung repräsentieren jedoch Veränderungen durch neuere Technologien wie zum Beispiel fly-by-wire-Flugsteuerung nicht abgebildet werden können. Eine Ausnahme bildet das LTH-Modell, da in dieses der Entwicklungszeitraum als Kenngröße eingeht, so dass die Berücksichtigung allgemeiner Entwicklungstrends ermöglicht wird.

Dadurch dass in die Funktionen der 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 die Flugzeugsysteme wie hydraulische und elektrische Energieversorgung, Flugsteuerung oder Fahrwerk als ganzes betrachtet, ohne innerhalb eines Systems weiter zu differenzieren. Ausnahmen bilden einerseits einzelne Systeme, die zu einem Gesamtsystem zusammen gefasst wurden, und andererseits Systeme, für deren unterschiedliche Systemkonfigurationen entsprechende Koeffizienten angegeben werden.

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. Zudem wäre eine einheitliche Beschreibung der Systeme auf Großkomponenten-Ebene notwendig, um physikalisch/technische Kopplungen beschreiben und damit die Flugzeugsystemparameter bewerten zu können.

2.2 Prognoseverfahren von Airbus

Ein neueres von Airbus Industrie entwickeltes Verfahren ist das sogenannte Fast and Advanced Mass Estimation (FAME) [7], [10], welches auch ein Teilmodell für die Flugzeugsysteme enthält (FAME-S). Dieses Modell basiert auf den aktuellen Airbus-Typen, also Airbus A320 Familie und Airbus A330/A340, berücksichtigt auch schon Anforderungen für den kommenden Airbus A380 und reflektiert insofern den heutigen Technologiestand aller Ausrüstungssysteme. Für alle Flugzeugsysteme werden Funktionen angegeben, die Teilfunktionen für alle Hauptkomponenten enthalten. Die verwendete Zahl an Variablen ist dabei sehr hoch, ohne dass jedoch im Vorentwurf unzugängliche Daten benötigt werden. Durch die starke Detaillierung können bereits Systemarchitekturen abgebildet werden, die mit den Verfahren aus Kapitel 2.1 nicht aufgelöst werden können. Dennoch werden auch hier letztendlich Regressionsanalysen verwendet, um die Massen der einzelnen Komponenten abzuschätzen. Ein Nachteil dieses Modells ist, dass die Datenbasis hier sehr schmal ist: Die Allgemeingültigkeit dieser FAME-S Modelle für Systeme mit neuen architektonischen Merkmalen oder Komponententechnologien bliebe zu prüfen. Ebenso ist für nicht ähnliche Flugzeugkonfigurationen eine Überprüfung durchzuführen, da keine technischen Kausalketten zwischen Flugzeugentwurfsparametern und Systemauslegungskenngrößen hergestellt sind.

3. PHYSIKALISCH / TECHNISCHES MODELL

Im Gegensatz zu den im Kapitel 2 vorgestellten Modellen war eines der zentralen Ziele der neuen in diesem Bericht vorgestellten Methode, Funktionale zur Prognose von Systemparametern zu entwickeln, die soweit möglich auf der Basis zugrundeliegender physikalisch/technischer Zusammenhänge

beruhen. Diese Arbeiten sind Teil des vom BMWi geförderten Forschungsprojektes Technologienavigator, das in Zusammenarbeit mit der Airbus Deutschland GmbH in Hamburg durchgeführt wurde und welches unter anderem in [4], [5] und [6] beschrieben wird.

Im nächsten Abschnitt werden zunächst die Verknüpfungen zum Flugzeugentwurf und die getroffenen Annahmen erläutert, die der Erstellung dieser Modelle dienen, und anschließend die grundlegenden Prinzipien und Vorgehensweisen beschrieben.

3.1 Ausgangspunkt und Annahmen

Die hier vorgestellte Systematik ist für die Anwendung im Flugzeugvorentwurf vorgesehen und soll die Bewertung von neuen Entwürfen sowie neuen Architekturen und Technologien ermöglichen. Dieser Zusammenhang ist in BILD 2 dargestellt. Der Block „A/C Projekt & Definition“ beschreibt dabei die Auslegungsmerkmale des Flugzeugs und sich daraus ergebende Parameter bzw. Anforderungen an Systemleistungen. Um eine Analyse der Systeme zu ermöglichen, sind eine ganze Reihe dieser Merkmale und Kenngrößen des Flugzeugentwurfs als bekannt vorauszusetzen. Diese umfassen die Geometrie des Flugzeugs sowie Anzahl, Anordnung und Größe der Steuerflächen etc. Gleichermaßen sind die Passagierzahl, Kabinengröße, Reichweite, Zahl und Anordnung der Triebwerke, sowie viele weitere Werte durch den Flugzeugentwurf festgelegt.

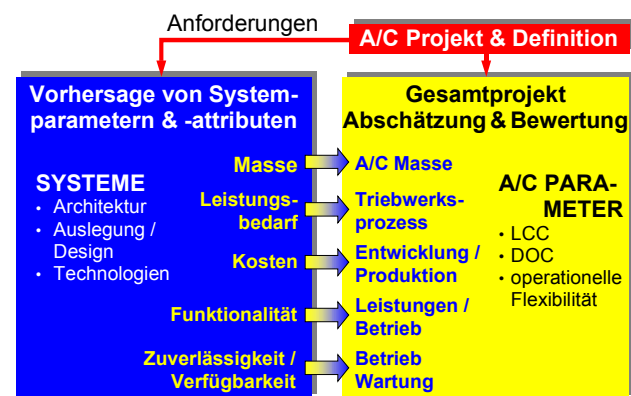


BILD 2: Einfluss der Systeme auf das Gesamtflugzeug

Diese Auslegungskenngrößen definieren dann die Anforderungen an die Systeme. Die zu entwickelnden Funktionale verwenden danach als Eingangswerte nur Kenngrößen des zu entwerfenden Flugzeugs, die im Projektstadium als bekannt vorausgesetzt werden dürfen.

Sowohl Architektur wie auch Teilsystemtechnologie der im linken Block in BILD 2 angesprochenen Systeme sind vom Anwender dieser Methode vorgebar; dabei lassen sich sowohl heutige oder konventionelle Systemkonfigurationen und -technologien als auch neue oder unkonventionelle Flugzeuggeometrien erfassen. Ziel der Funktionale ist nun die Ermittlung der Parameter dieser Systeme unter den gegebenen Anforderungen und Annahmen.

Die entscheidenden Parameter, die den Einfluss der Systeme auf das Gesamtflugzeug maßgeblich bestimmen, sind Masse, Leistungsbedarf und Herstellungs- sowie Wartungskosten.

Dabei hat jeder dieser Schlüsselparameter direkte und indirekte Wirkungen auf die Bewertungsparameter des Gesamtflugzeuges wie Gesamtmasse, Triebwerksprozess oder Entwicklungs-, Produktions- oder Wartungskosten. Aus diesen Gesamtflugzeugparametern können dann durch entsprechende Bewertungsmethodiken Wirtschaftlichkeitsparameter wie etwa die Direkten

Betriebskosten (Direct Operating Costs; DOC) prognostiziert werden (rechter Kasten im BILD 2).

Die nachfolgend dargestellte Systematik beschreibt die durch den linken Block in BILD 2 repräsentierten Kopplungen zwischen den oben genannten Schlüsselparametern der Systeme und den Anforderungen aus dem Flugzeugentwurf sowie angenommenen Architekturen beziehungsweise Technologien der Systeme.

3.2 Vorgehensweise

Die Vorgehensweise zur Abschätzung von Flugzeugsystemparametern aus den Anforderungen an die Systeme gliedert sich in drei Schritte, die im folgenden einzeln erläutert werden und in BILD 3 grafisch dargestellt sind.

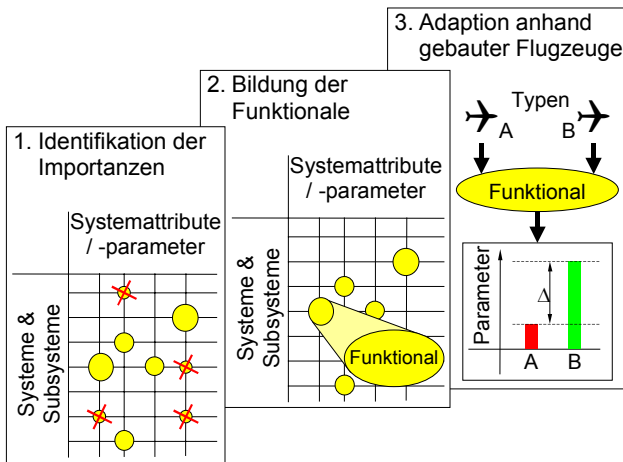


BILD 3: methodische Vorgehensweise

3.2.1 Identifikation der Importanzen

Der erste Schritt bei der Vorgehensweise zur Entwicklung der Funktionale (BILD 3) ist eine Analyse gebauter Flugzeuge bezüglich des jeweils interessierenden Parameters, z.B. der Masse, um diejenigen Systeme zu identifizieren, die die größten Beiträge zu diesem Parameter leisten. Ziel ist, mit einer geringen Zahl zu betrachtender Systeme einen Großteil, etwa 80 %, des Gesamtbeitrags aller Systeme zu erfassen.

Dazu werden zunächst aus entsprechenden Aufgliederungen jene Systeme ermittelt, die überhaupt einen Beitrag zu dem betrachteten Parameter leisten. Diese Aufgliederungen können anhand der Definition der ATA-100 Kapitel [1] der Air Transport Association of America erfolgen oder gemäß einer anderen vergleichbaren Systematik. Wichtig hierbei ist, dass jede Komponente genau einem System zugeordnet wird, so dass die Systemgrenzen jederzeit eindeutig sind.

Nach der Analyse der Aufgliederung können nun die Systeme mit den größten Beiträgen benannt und die Auswahl der zu untersuchenden Systeme getroffen werden. Für den Parameter Masse können z.B. die Systeme Kabinausstattung, Fahrwerk, elektrische und hydraulische Energieversorgung, sowie Flugsteuerung als die Systeme mit den Hauptbeiträgen identifiziert werden (BILD 4). Anschließend erfolgt in einem zweiten Schritt die Identifikation der Haupteinflusskomponenten innerhalb der zuvor ausgewählten Systeme. Auch hier interessieren die oft sehr wenigen Komponenten oder Systembaugruppen, die jeweils einen dominanten Beitrag leisten und zusammen etwa 80 % des Anteils im betrachteten Gesamtsystem ausmachen.

Für diese als dominant ermittelten Elemente werden dann aus den physikalisch / technischen Kopplungen die Funktionale entwickelt.

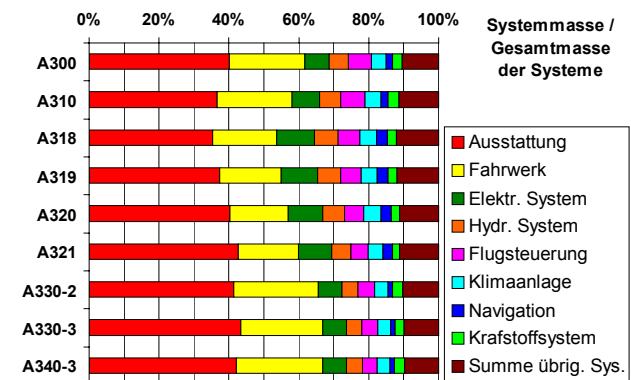


BILD 4: Anteile einzelner Systeme an der Gesamtmasse aller Systeme

3.2.2 Bildung der Funktionale

Die Bildung der Funktionale stellt den zweiten Schritt (BILD 3) der hier vorgestellten Methodik dar. Diese Funktionale bilden den physikalisch / technischen Zusammenhang beziehungsweise die Kausalitäten zwischen Eingangskennwerten sowie Anforderungen und dem jeweiligen Parameter ab. In BILD 5 sind diese Zusammenhänge für die Berechnung der Systemmassen und Systemleistungen der primären Flugsteuerung und des Hydrauliksystems dargestellt. Dabei stellt jeder Kasten einen bestimmten Zwischenwert dar, der zum Teil für mehrere gleichartige Komponenten parallel betrachtet werden muss, welches durch eine 3D-Anordnung mehrerer Kästen hintereinander symbolisiert wird. Pfeile stellen die Wirkrichtung der Größen dar und ovale Felder repräsentieren die Funktionale. Diese können für einzelne Kopplungen sehr einfache Gestalt besitzen.

Da Eingangsgrößen unter anderem in Abhängigkeit des Flugzustandes schwanken können, muss bei der Herleitung der Funktionale darauf geachtet werden, dass der jeweils für die zu berechnende Größe dimensionierende Fall betrachtet wird. Dieses bedeutet, dass zunächst aus der Vielzahl von Betriebszuständen des betrachteten Systems oder der Komponente derjenige ermittelt werden muss, der den gesuchten Parameter dimensioniert und dementsprechend bei der Entwicklung zugrunde gelegt wird.

BILD 5 zeigt beispielhaft, dass sich die Anforderungen aus dem Flugzeugentwurf unter Berücksichtigung von Geometrien, aerodynamischen Beiwerten und Steuerflächenausschlägen auf die Scharniermomente der primären Steuerflächen auswirken, welche dann, wie im Beispiel in Kapitel 4.1, bestimmt werden. Das Scharniermoment dimensioniert zusammen mit Anforderungen an die Stellgeschwindigkeiten die Aktuatoren, und diese wiederum legen durch ihren erforderlichen Volumenstrom die Größe der hydraulischen Leitungen fest. Entsprechend können die übrigen Komponenten des Hydrauliksystems dimensioniert werden.

Nachdem alle Kopplungen in Funktionalen abgebildet sind, können die Einzelbeiträge der verschiedenen Elemente zu den Parametern Masse und Leistungsbedarf ermittelt und aufsummiert werden. Bei der hydraulischen Leistung ist zu beachten, dass die von den einzelnen Elementen benötigte hydraulische Leistung durch die Pumpen zur Verfügung gestellt

werden muss. Die Summe der Pumpenleistungen ergibt dann die von den Triebwerken zu entnehmende bzw. von elektrischen Pumpenantrieben bereitzustellende Leistung.

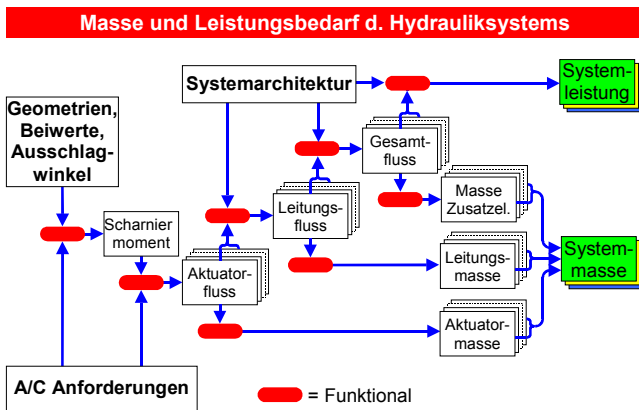


BILD 5: Ermittlung von Systemparametern

3.2.3 Adaption anhand gebauter Flugzeuge

Ein nach der im vorherigen Abschnitt erläuterten Vorgehensweise ermittelter rechnerischer Wert für einen bestimmten Parameter, also z.B. die Masse des Hydrauliksystems, wird anschließend anhand von Realdaten gebauter Flugzeuge adaptiert (dritter Schritt, BILD 3). Dieses hat vor allem zwei Gründe: erstens wurden, wie im Kapitel 3.2.1 beschrieben, nur etwa 80 % der Systemmasse mit den Funktionalen abgebildet, so dass der rechnerische Wert entsprechend erhöht werden muss, und zweitens sind bei der Herleitung der Funktionalen häufig Vereinfachungen anzunehmen.

In einigen Fällen müssen zum Beispiel bestimmte Effekte vernachlässigt oder gemittelt, Gleichungen linearisiert oder Annahmen getroffen werden, da erforderliche Eingangsgrößen zum Zeitpunkt des Vorentwurfs des Flugzeuges nicht vorliegen. Diese Vorgehensweise führt dazu, dass systematische Ungenauigkeiten in den berechneten Werten auftreten, die sich durch Adaptionfaktoren kompensieren lassen, die an Realwerten ermittelt wurden.

Für eine Reihe gebauter Flugzeugtypen werden die Funktionalen mit den spezifischen Werten für die Eingangsgrößen angewandt und $P_{\text{Sys,Typ,berechnet}}$ berechnet, das den berechneten Wert des Systemparameters P für das System Sys des Flugzeugtyps Typ angibt. Dieser wird dann gemäß Gleichung (2) zu dem tatsächlichen Wert $P_{\text{Sys,Typ,installiert}}$ des Parameters P des installierten Systems ins Verhältnis gesetzt und ergibt somit den Faktor $k_{\text{Sys,Typ}}$.

$$(2) \quad k_{\text{Sys,Typ}} = \frac{P_{\text{Sys,Typ,berechnet}}}{P_{\text{Sys,Typ,installiert}}}$$

Dieser Faktor wird für eine möglichst große Anzahl an Flugzeugtypen ermittelt, wobei darauf zu achten ist, dass die Technologien und Architekturen des betrachteten Systems für alle Typen identisch oder zumindest gut vergleichbar sind. Aus diesen Werten wird dann durch arithmetische oder eine andere geeignete Mittelwertbildung der Adaptionfaktor k_{adapt} ermittelt, mit dem aus $P_{\text{Sys,Typ,berechnet}}$ der abgeschätzte Wert $P_{\text{Sys,Typ,adaptiert}}$ des Parameters P für das betrachtete System ermittelt werden kann.

$$(3) \quad P_{\text{Sys,Typ,adaptiert}} = \frac{P_{\text{Sys,Typ,berechnet}}}{k_{\text{adapt}}}$$

mit

$$(4) \quad k_{\text{adapt}} = \frac{\sum_{\text{Typ}=1}^n k_{\text{Sys,Typ}}}{n}$$

Das um den Adaptionfaktor k_{adapt} erweiterte Funktional stellt dann die endgültige Funktion dar, mit der für einen neuen Flugzeugentwurf die gewünschte Abschätzung des Parameters P vorgenommen werden kann.

Je größer die Anzahl der Flugzeugtypen, die in die Analysen und Ermittlung des Adaptionfaktors eingehen, desto größer ist auch die Sicherheit, mit der diese Abschätzungen vorgenommen werden können.

4. ANWENDUNG DER METHODIK

Die in Kapitel 3 beschriebene Methodik wurde auf verschiedene Flugzeugsysteme angewandt und soll nachfolgend am Beispiel der Massenabschätzung für die primäre Flugsteuerung und das hydraulische Energieversorgungssystem demonstriert werden. Dabei werden nicht alle Funktionalen im Detail aufgeführt, sondern die prinzipiellen Aspekte in den Vordergrund gestellt. Die ausführlichen Beschreibungen der Ergebnisse sind in [8] zusammengestellt.

4.1 Aktuatordimensionierung nach Ruderscharniermomenten

Die Ermittlung der Scharniermomente der Steuerflächen wird anhand des Höhenruders aufgezeigt und basiert auf den in [8] dargestellten Analysen. Ziel ist es zunächst, die Ruderscharniermomente aus bekannter Flugzeug- und Rudergeometrie, aerodynamischen Beiwerten, Schwerpunktelagen und flugmechanischen Forderungen abzuleiten.

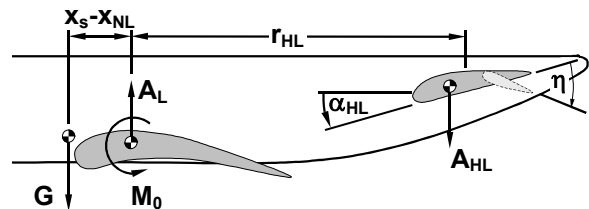


BILD 6: Prinzipskizze zur Ermittlung des Scharniermomentes des Höhenruders

Dazu ist in BILD 6 eine Prinzipskizze gezeigt, in der alle wesentlichen Abmessungen sowie die zu betrachtenden Kräfte im Nickmomentenhaushalt des Flugzeugs eingetragen sind. Allgemein lässt sich das Scharniermoment des Höhenruders $M_{h,H}$ mit Gleichung (5) berechnen, wobei nur die Rudertiefe C_H , die Rudertiefe C_H sowie der aerodynamische Beiwert $C_{h,H,0}$ und dessen Gradienten $C_{h,H,\alpha_{HL}}$ und $C_{h,H,\eta}$ bezüglich α_{HL} und η als bekannt vorausgesetzt werden können.

$$(5) \quad M_{h,H} = q S_H c_H \cdot (C_{h,H,0} + C_{h,H,\alpha_{HL}} \alpha_{HL} + C_{h,H,\eta} \eta)$$

Bei der Bestimmung der übrigen Größen (Staudruck q , Anstellwinkel des Höhenleitwerks α_{HL} und Ausschlagwinkel des Höhenruders η) ist zu prüfen, für welche Werte sich die jeweils dimensionierenden Fälle ergeben. Dazu wird zunächst davon

ausgegangen, dass sich das Flugzeug in einem stationären, getrimmten Geradeausflug befindet. Für diesen Fall lässt sich das Momentengleichgewicht um den Auftriebsmittelpunkt ansetzen und unter der Annahme, dass kein Höhenruderausschlag erfolgt ($\eta = 0$) und kleine Anstellwinkel vorliegen, der Anstellwinkel des Höhenleitwerks α_{HL} ermitteln.

$$(6) \quad \alpha_{HL} = \frac{C_{m,LR} S_L l_{\mu,L} - C_{A,HL,\alpha_{HL}=0} + \frac{(x_s - x_{NL})G}{q S_{HL} r_{HL}}}{C_{A,HL,\alpha_{HL}}}$$

S_{HL} ist dabei die Höhenleitwerksfläche, S_L die Flügelfläche, q der Staudruck, $l_{\mu,L}$ die mittlere aerodynamische Flügeltiefe, $C_{m,LR}$ der Nickmomentenbeiwert und $C_{A,HL,\alpha_{HL}}$ der Auftriebsbeiwertgradient des Höhenleitwerks bzgl. α_{HL} . Die übrigen Größen können BILD 6 entnommen werden.

Der anzusetzende Ruderausschlag η ergibt sich dann aus dem maximal geforderten Manöver in diesem Flugzustand mit $C_{A,HL,\eta}$ als dem Auftriebsbeiwertgradient des Höhenleitwerks bzgl. η . Für Flugzeuge heutiger Bauart ist ein Manöverlastvielfaches n_z von maximal 2,5 gefordert, so dass sich damit für den maximal erforderlichen Ruderausschlag Gleichung (7) ergibt.

$$(7) \quad \eta = \frac{X - C_{A,HL,\alpha_{HL}=0} - C_{A,HL,\alpha_{HL}} \alpha_{HL}}{C_{A,HL,\eta}}$$

mit

$$(8) \quad X = \frac{C_{m,LR} S_L l_{\mu,L}}{S_{HL} r_{HL}} + \frac{(x_s - x_{NL}) n_z G}{q S_{HL} r_{HL}}$$

Maßgebend ist dabei die vorderste Schwerpunktlage für die $(x_s - x_{NL})$ maximal wird. Nach Einsetzen dieser Werte bleibt nur noch der Staudruck q als unbekannte Eingangsgröße übrig, der unter Berücksichtigung von äquivalenter Flugeschwindigkeit (Equivalent Air Speed, EAS) und Flughöhe für den zu betrachtenden Fall bestimmt werden kann.

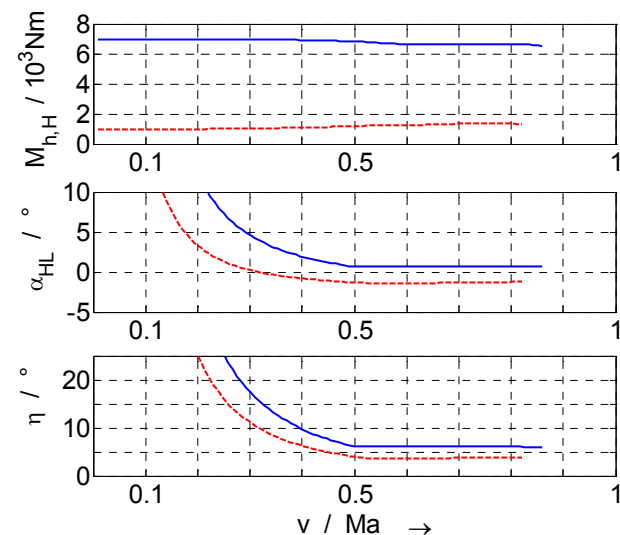


BILD 7: Höhenruderscharniermoment, Anstellwinkel des Höhenleitwerks sowie Ausschlagwinkel des Höhenruders für Airbus A320 (---) und A340 (—) [8]

Nach Einsetzen des Staudrucks in Gleichung (5) ergibt sich für das Höhenruderscharniermoment der in BILD 7 dargestellte

Verlauf für die Flugzeugtypen Airbus A320 und A340 und der dimensionierende Manöverfall bei Reisefluggeschwindigkeit. Werden nun die Verhältnisse der berechneten zu den installierten Momenten gebildet, so ergibt sich für die Airbus-typen A320 und A340 ein mittlerer Adaptionsfaktor k_{adapt} von

$$(9) \quad k_{adapt} = 1,663$$

Die Abweichung der mit diesem Wert berechneten Abschätzung von den installierten Momenten beträgt weniger als 1 %.

Für alle übrigen Steuerflächen wurden entsprechende Berechnungen durchgeführt [8], wobei durch die unterschiedlichen Anforderungen jeweils entsprechend modifizierte Ansätze gewählt wurden.

4.2 Massen und Volumenströme von Aktuatoren

Mit dem im vorherigen Abschnitt bestimmten Ruderscharniermoment kann nun der Aktuator abgeschätzt werden. Dazu muss zwischen rotatorischen und linearen Aktuatoren unterschieden werden. Während erstere bei heutigen Flugzeugen hauptsächlich bei der sekundären Flugsteuerung und dem Antrieb des Höhenleitwerks zu finden sind, werden für die primäre Flugsteuerung hydraulisch angetriebene Differential- oder Gleichgangzylinder eingesetzt.

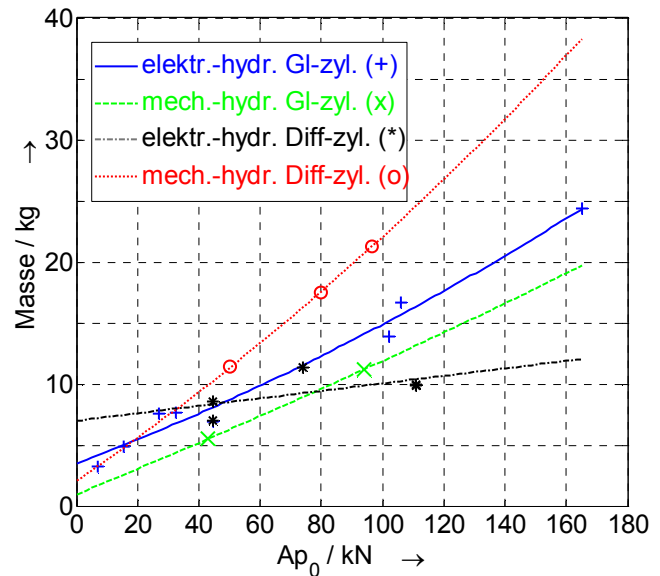


BILD 8: Statistische Auswertung der Massen gebauter Aktuatoren [8]
Analyse elektrisch-hydraulischer und mechanisch-hydraulischer Gleichgang- und Differentialzylinder

Aus dem erforderlichen Scharniermoment des Höhenruders M_H kann unter Berücksichtigung der Kinematik (Hebelarm r_{Hebel}) die Aktuatorlast F_{Akt} und die Kolbenfläche S_{Akt} bestimmt werden.

$$(10) \quad S_{Akt} = \frac{F_{Akt}}{p_{0,min} - p_{R,max}} = \frac{M_H}{r_{Hebel} (p_{0,min} - p_{R,max})}$$

Reibungsverluste und Dämpfungseffekte werden dabei vernachlässigt und ein Konstantdrucknetz mit einem bekannten Nenndruck vorausgesetzt, der bei den betrachteten Flugzeugen bei 3000 PSI bzw. 206 bar liegt. Der in Gleichung (10)

anzusetzende minimale Systemdruck $p_{0,\min}$ liegt für den Airbus A320 und A340 bei etwa 2250 PSI bzw. 155 bar und der maximale Rücklaufdruck $p_{R,\max}$ bei 72 PSI bzw. 5 bar. Da zur Bestimmung der Masse eine Angabe über die Dichte des Aktuators erforderlich wäre, diese sich aber nicht ohne weiteres errechnen lässt, da zu unterschiedliche Materialien in unbekanntem Anteil verwendet werden, wurde für die Abschätzung der Masse eine statistische Analyse gebauter Aktuatoren verwendet (BILD 8). Dieses entspricht der Annahme einer mittleren Dichte.

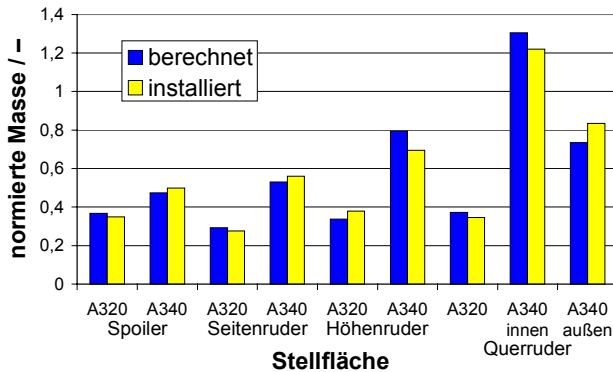


BILD 9: Berechnete und installierte Massen der Aktuatoren [8]

Auch in diesem Fall wurden alle weiteren Steuerflächen entsprechend betrachtet [8] und die jeweils variierenden Bedingungen für die Aktuatoren berücksichtigt. BILD 9 zeigt zusammenfassend einen Vergleich zwischen den berechneten und den jeweils im Airbus A320 und A340 installierten Massen der Aktuatoren. Insgesamt liegt der Fehler bei etwa 7,5 % mit zwei Ausnahmen, bei denen dieser 13 % beträgt.

4.3 Massen von Hydraulikkomponenten

Die Komponenten des hydraulischen Energieversorgungssystems wurden in vier Funktionsgruppen eingeteilt, von denen eine sämtliche Pumpen und eine andere alle Leitungselemente enthält. Darüber hinaus bilden die Reservoirs eine Gruppe und alle übrigen Komponenten wie Ventile, Filter, Sensoren und ähnliches wurden ihrerseits zusammengefasst. Da das prinzipielle Vorgehen für diese vier Funktionsgruppen gleich ist, werden hier nur die Funktionen für Pumpen und Leitungen im Detail vorgestellt. Weitere Angaben sowie die Erläuterungen der hier nicht vorgestellten Elemente können [8] entnommen werden.

4.3.1 Massen der Hydraulikleitungen

Die Masse einer Hydraulikleitung hängt von drei charakteristischen Größen ab. Dieses ist zum einen der Innendurchmesser der Leitung, der durch den Volumenstrom Q und den maximal zulässigen Druckabfall Δp dimensioniert wird. Des Weiteren ist dieses die Wandstärke der Leitung, die von dem maximal zulässigen Systemdruck abhängt, und als dritte Größe geht die Länge L des Leitungsabschnittes in die Massenberechnung ein.

Der mindestens erforderliche Innendurchmesser d_i berechnet sich aus Gleichung (11) [8].

$$(11) \quad d_i = \sqrt[5]{\frac{8 \cdot \lambda \cdot L \cdot \rho \cdot Q^2}{\pi^2 \cdot \Delta p}}$$

Darin ist λ die Widerstandszahl der Rohrströmung und ρ die Dichte des Fluids.

Da Standardrohrleitungen verwendet werden, kann aus dem ermittelten Innendurchmesser durch Auswahl des nächst größeren Standarddurchmessers das real zu verwendende Rohr bestimmt werden. Durch Annahme einer mittleren Dichte pro Länge, die das Rohrmaterial, die Verschraubungen, Befestigungen und Flüssigkeitssäule beinhaltet, kann dann eine spezifische, auf die Länge bezogene Masse bestimmt werden.

Durch Multiplikation mit der Leitungslänge kann daraus die Masse einzelner Leitungsabschnitte ermittelt werden, wenn im Stadium des Vorentwurfs die tatsächlichen Leitungslängen aus Flugzeugabmessungen mit Erfahrungszuschlagfaktoren abgeschätzt werden. Als charakteristische Längen wurden hier für die Zuleitungen zu den Aktuatoren der Flugsteuerung deren Abstand in Spannweitenrichtung von der Flugzeugmittellinie beziehungsweise der Abstand vom Hauptfahrwerksschacht zum Heck gewählt. Für die Zuleitungen zu den Aktuatoren am Bugfahrwerk wurde entsprechend der Abstand zwischen diesem und dem Hauptfahrwerksschacht angenommen. Ebenso wurde mit den Leitungen zu den Triebwerkspumpen verfahren.

Diese Annahmen beruhen auf konventioneller Systeminstallation bei Bugfahrwerkskonfiguration und zentralen Hydraulikaggregaten im Schacht des Hauptfahrwerks. Soll für einen speziellen Entwurf von dieser Anordnung abgewichen werden, so können die Funktionale prinzipiell weiter verwendet werden, allerdings müssen neue charakteristische Längen bestimmt werden.

4.3.2 Massen der Hydraulikpumpen

Bei den Pumpen, die die Hydrauliksysteme speisen, muss zwischen zwei Grundprinzipien unterschieden werden. Als Hauptversorgungspumpen werden heute üblicherweise Pumpen eingesetzt, die über Geräteträger direkt von den Triebwerken angetrieben werden. Eine zweite Gruppe von Pumpen stellen elektrisch angetriebene Pumpen unter anderem für den Bodenbetrieb dar.

Die mechanisch angetriebenen Triebwerkspumpen existieren in vielen verschiedenen Leistungsklassen und stellen Axialkolbenmaschinen mit Schrägscheibe dar. Für deren Verdrängungsvolumen V_i gilt

$$(12) \quad V_i = \frac{Q}{n}$$

Da Pumpe und Triebwerk direkt gekoppelt sind und das Verdrängungsvolumen V_i konstant ist, ist die Drehzahl n der Pumpe proportional zur Triebwerksdrehzahl und variiert somit von einem Maximalwert während des Starts bis hin zu einem Minimalwert während des Landeanflugs mit Triebwerksleerlauf im Flug. Zur Bestimmung der kritischen Kombination aus Drehzahl n des Triebwerks zu einem bestimmten Zeitpunkt und dem jeweils geforderten hydraulischen Volumenstrom Q wurden die verschiedenen Anforderungen in den einzelnen Flugphasen analysiert. Als kritische Flugphase stellt sich hierbei im Allgemeinen das Ausfahren der Hochauftriebshilfen bzw. des Fahrwerks während des Landeanfluges heraus [8].

Für Pumpenmassen kann auf Basis statistischer Werte gebauter Komponenten ein Regressionsansatz nach Gleichung (13) gewählt werden, dessen Koeffizienten sich aus der in BILD 10 dargestellten Statistik ergeben. Der Volumenstrom Q bei

angenommener Drehzahl ist aus den Vorüberlegungen bekannt.

$$(13) m_{\text{Pumpe}} = a \cdot Q^c + b$$

Unter Berücksichtigung dieser Randbedingungen wurden dann die Parameter a , b und c gemäß Gleichung (13) für die Bestimmung der Pumpenmassen m_{Pumpe} in Abhängigkeit vom Volumenstrom Q aus den in BILD 10 dargestellten gebauten Luftfahrthdraulikpumpen ermittelt.

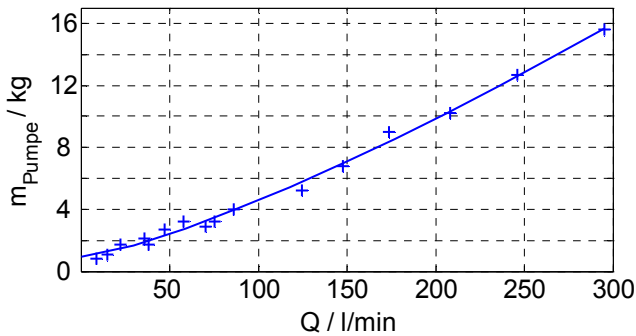


BILD 10: Statistische Auswertung der Massen eingesetzter Pumpen [8]

4.4 Gesamtmass der primären Flugsteuerung und Hydraulik

Zur Abschätzung der gesamten Systemmasse der primären Flugsteuerung und des hydraulischen Energieversorgungssystems wurden dann jeweils alle Einzelmassen aufsummiert. Hierbei werden, wie bereits im Kapitel 3.2.1 beschrieben, nur die wesentlichen Komponenten erfasst, die bei der Flugsteuerung sämtliche Aktuatoren umfassen und bei dem Hydrauliksystem die Leitungen, Pumpen (inkl. RAM Air Turbine) und Reservoirs. Alle übrigen Elemente werden durch den Vergleich zwischen der Summe der bereits abgeschätzten massendominanten Komponenten und den realen Systemmassen nach Gleichung (2) und (3) berücksichtigt [8].

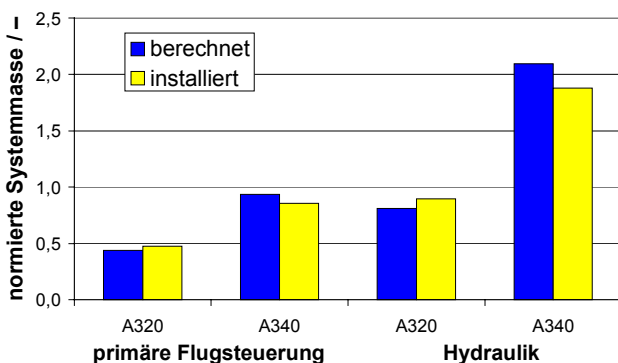


BILD 11: Berechnete und installierte Systemmassen A320 und A340 [8]

Es sei nochmals darauf hingewiesen, dass die hier angegebenen Funktionale und Zusammenhänge nicht auf Flugzeuge mit grundsätzlich anderen Systemtechnologien angewandt werden können. Bei der Flugsteuerung bedeutet dieses, dass nur Flugzeuge mit einer fly-by-wire-Flugsteuerung mit dieser Funktion abgeschätzt werden dürfen, da bei einer mechanischen

Flugsteuerung neben den Aktuatoren noch zahlreiche weitere Elemente mit großen Massen zu berücksichtigen sind.

Die Ergebnisse der Untersuchungen (BILD 11) zeigen, dass die ermittelten Funktionale eine Abschätzung der Systemmassen der primären Flugsteuerung und der Hydraulik mit einem Fehler von etwa 10 % zulassen.

5. VERIFIKACTION UND BEWERTUNG

Abschließend wird in diesem Abschnitt erläutert, wie die entwickelten Funktionale verifiziert werden können und welche Qualität der Abschätzung von Systemparametern im Vergleich zu den in Kapitel 2 beschriebenen rein statistischen Verfahren erreicht werden kann.

5.1 Verifikation der Funktionale

Um die am Airbus A320 und A340 ermittelten Funktionale verifizieren zu können, wurde der Airbus A310 ausgewählt, da dieser Flugzeugtyp bisher nicht in die Erstellung der Funktionale eingegangen ist, aber dennoch viele technologische Gemeinsamkeiten mit den beiden erstgenannten Typen aufweist. Zunächst wurden die Funktionale mit den technischen Werten für den Airbus A310 ausgewertet und diese Ergebnisse dann mit den real installierten verglichen (BILD 12). Wie in BILD 12 gut zu erkennen ist, kann die Masse des hydraulischen Energieversorgungssystems mit der gleichen Qualität abgeschätzt werden wie für die Typen A320 und A340 (BILD 11).

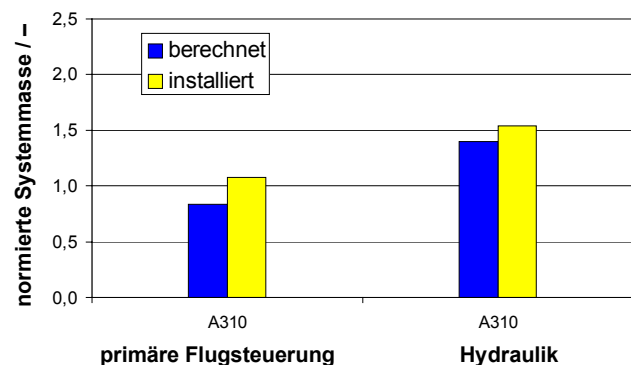


BILD 12: Berechnete und installierte Systemmassen A310 [8]

Im Gegensatz dazu ergeben die Funktionale für die Berechnung der Masse der primären Flugsteuerung einen um mehr als 20 % zu kleinen Wert. Dieses ist darauf zurückzuführen, dass der Airbus A310 eine mechanische Flugsteuerung besitzt, während die Funktionale an Typen mit fly-by-wire-Flugsteuerung ermittelt wurden. Die Anwendung dieser Funktionale auf den Airbus A310 ist somit in dieser Form nicht zulässig. Jedoch haben Detailanalysen gezeigt, dass die einzelnen Aktuatoren gut vergleichbar sind und mittels der entwickelten Funktionale mit dem für A320 und A340 erreichten Fehler von etwa 10 % abgeschätzt werden können.

Daraus lässt sich schließen, dass die entwickelten Funktionale auch Abschätzungen für andere, insbesondere neue Flugzeugtypen mit einer ähnlichen Genauigkeit ermöglichen, vorausgesetzt, der Gültigkeitsbereich der Funktionale wird nicht durch Einsatz einer anderen Technologie verlassen.

5.2 Bewertung der ermittelten Ergebnisse

Eine Bewertung der Qualität der Funktionale lässt sich nur im Vergleich mit den bisher verwendeten Verfahren zur Abschätzung von Systemparametern vornehmen. Dazu wurde eine entsprechende Analyse [11] durchgeführt, bei der einige der bekannten Verfahren (Kapitel 2) für den Airbus A319, A321, A330 und A340 ausgewertet und den Ergebnissen der neuen Funktionale sowie den realen Werten gegenübergestellt wurden. In BILD 13 sind als Beispiel die Massen des Hydrauliksystems der vier Flugzeugtypen angegeben und mit den von den verschiedenen betrachteten Modellen abgeschätzten Werten verglichen. Die älteren Modelle nach Torenbeek, Roskam und NASA zeigen deutliche Abweichungen von den tatsächlichen Werten mit bis zu 30 % Fehler. Dieses liegt vor allem daran, dass diese rein statistisch ermittelten Modelle auf Flugzeugtypen beruhen, die einem wesentlich älteren technischen Stand entsprechen als die Typen, auf denen die hier entwickelten Prognosemodelle basieren.

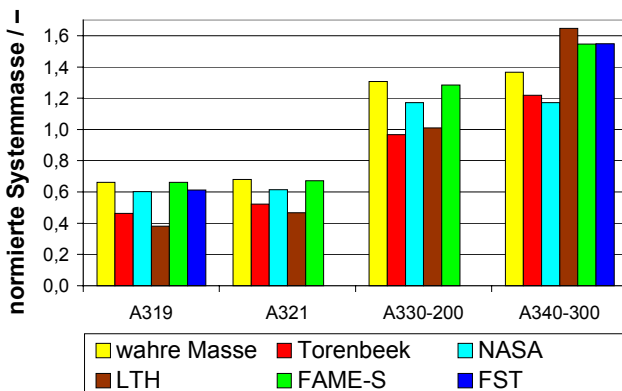


BILD 13: Abschätzung der Masse des Hydrauliksystems durch die Modelle aus Kapitel 2 und Vergleich mit der wahren Masse sowie dem hier vorgestellten neuen Flugzeug-Systemtechnik (FST) Modell [11]

Weiterhin ist zu erkennen, dass das Modell FAME-S eine sehr gute Abschätzung der einzelnen Massen erlaubt. Da dieses Modell auf weitgehend statistischer Basis der hier betrachteten Flugzeugtypen entwickelt wurde, kann diese Genauigkeit jedoch nicht ohne weiteres für andere Typen oder neue Flugzeugentwürfe angenommen werden. Anders verhält es sich dagegen bei den in diesem Bericht beschriebenen neuen Funktionalen, die zwar im Einzelfall nicht ganz die Genauigkeit des FAME-S Modells erreichen, jedoch mit einer ähnlichen Genauigkeit auf andere oder neue Typen übertragen werden können. Dabei müssen allerdings die in den vorangegangenen Kapiteln beschriebenen Randbedingungen berücksichtigt werden.

Mit der hier beschriebenen Methodik wurden somit Funktionale entwickelt, die mit einem verhältnismäßig geringen Fehler von etwa 10 % die Abschätzung von Parametern der Flugzeugsysteme für neue Konfigurationen und Entwürfe ermöglichen.

6. ZUSAMMENFASSUNG

In diesem Bericht wurde eine Methodik vorgestellt, die die Abschätzung von Flugzeugsystemparametern, wie Masse, Leistungsbedarf sowie Herstellungs- oder Wartungskosten, für einen neuen Flugzeugentwurf bereits in der Vorentwurfphase erlaubt.

In einer allgemeinen Darstellung des prinzipiellen Vorgehens,

wurde auf die Vorteile und Besonderheiten dieser Methodik eingegangen, sowie eine Abgrenzung gegenüber bisher gebräuchlichen Verfahren vorgenommen.

Dazu wurde an verschiedenen Beispielen vorgestellt wie auf Basis physikalisch / technischer Ansätze Prognosemodelle entwickelt wurden, die auch auf neue Konfigurationen und Architekturen angewandt werden können.

Durch eine Verifikation und den Vergleich mit den bekannten Modellen wurde die Qualität der Funktionale aufgezeigt.

7. SCHRIFTTUM

- [1] Air Transport Association of America: *Manufacturers' Technical Data* (ATA-100, Chapter 1-2-1). Washington D.C.: ATA, 1994.
- [2] Arbeitskreis Masseanalyse (Hrsg.): *Luftfahrttechnisches Handbuch*, Band Masseanalyse. Koblenz: Industrieanlagen Betriebsgesellschaft, 1990.
- [3] Beltramo, Michael N.; et. al.: *Parametric Study of Transport Aircraft Systems Cost and Weight* (NASA CR151970). Los Angeles, California: Science Applications, 1977.
- [4] Dirks, Gregor A.: *Der Technologiennavigator: Ein Beitrag zur integrierten Entwicklung von Produktstrategien im Transportflugzeugbau*. DGLR-JT2000-046. DGLR Jahrestagung 2000, Leipzig, 2000.
- [5] Dirks, Gregor A.: *Selection of technologies for future aircraft family concepts*. AIAA Paper 1999-01-5632. World Aviation Congress, San Francisco, CA, USA, 1999.
- [6] Dirks, Gregor A.; Meller, Frank: *Multidisciplinary design optimization – enhanced methodology for aircraft and technology evaluation*. AIAA Paper 2000-4700. AIAA/USAF/NASA/ISSMO 8th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Long Beach, CA, USA, 2000.
- [7] 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
- [8] Neumann, Uwe: *Modellbildung, -verifikation und -optimierung von Systemkopplungen des hydraulischen Energieversorgungssystems für die primäre Flugsteuerung bei Verkehrsflugzeugen*. Hamburg: Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik der Technischen Universität Hamburg-Harburg, 2002. – Studienarbeit
- [9] Roskam, Jan: *Airplane Design*, Part V: Component weight Estimation. Ottawa, Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [10] Schröder, Kai: *Dokumentation und Analyse der in FAME-S verwendeten Berechnungsparameter und Gleichungen*. Stuttgart: IVM Automotive - Geschäftsbereich Aviation, 2000.
- [11] Stefansson, Stefan: *Evaluation of standard mathematical models for the prediction of aircraft system parameters and their comparison to data of built aircraft*. Hamburg: Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik der Technischen Universität Hamburg-Harburg, 2002. – Projektarbeit
- [12] Torenbeek, Egbert: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1982.