

PROGNOSE DES LEISTUNGSBEDARFS UND DER MASSE ELEKTRISCHER BORDNETZE IM FLUGZEUGENTWURF

D. Calinski, U. B. Carl, C. Koeppen

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

1. ÜBERSICHT

Heutige Verkehrsflugzeuge benötigen für eine Vielzahl von Anwendungen elektrische Energie. Diese Anwendungen schließen neben der energetischen Versorgung von Systemen auch die Kontrolle und Steuerung von Systemen ein. Da in allen Bereichen der Systeme zunehmend elektrische Komponenten ablösen und die Zahl elektrischer Verbraucher weiterhin steigt, nimmt der Einfluß des elektrischen Systems auf das gesamte Flugzeug zu und muß bei zukünftigen Entwürfen berücksichtigt werden. Der Haupteinfluß des elektrischen Systems auf das Gesamtflugzeug entsteht durch die Leistung, die es generieren muss, und dessen Masse, die durch die von anderen Systemen benötigte Leistung dimensioniert wird.

Da mit Hilfe von Modellen zur Abschätzung der Masse von Flugzeugsystemen, die auf statistischen Analysen beruhen, die Masse des elektrischen Systems nur mit großen Ungenauigkeiten prognostiziert werden kann, wird in diesem Bericht ein Modell auf Basis physikalischer/technischer Zusammenhänge vorgestellt. Der Vorteil dieses Modells ist zum einen, daß die Parameter, wie zum Beispiel Leistung und Masse, neuer Vorentwürfe im Vergleich zu bestehenden Flugzeugen abgeschätzt werden können. Zum anderen besitzt das Modell den Vorteil technische Neuerungen bei bestehenden Flugzeugtypen bewerten zu können.

In diesem Bericht wird die Anwendung des neuen Modellkonzeptes auf das elektrische Bordnetzsystem vorgestellt und das Ergebnis der Berechnung der Masse sowie der verbrauchten Leistung präsentiert.

2. STAND DER TECHNIK

Im folgenden wird ein kurzer Überblick über das elektrische System in Verkehrsflugzeugen gegeben. Weiterhin werden bekannte Verfahren, sowie ein neues Modellkonzept zur Bestimmung der Masse des elektrischen Systems vorgestellt.

2.1 Das elektrische Bordnetzsystem

In den meisten Flugzeugtypen wird sowohl Gleich- als auch Wechselstrom verwendet. Bei Verkehrsflugzeugen heutiger Bauart wird Drehstrom (mit 115/200V AC Spannung und einer Frequenz von 400 Hz) durch triebwerksgetriebene Hauptgeneratoren [7] gewonnen. Um eine konstante Drehzahl bzw. Frequenz zu erhalten, wird zwischen das Triebwerk und den Generator ein Getriebe mit konstanter Ausgangsdrehzahl (*Constant Speed Drive* - CSD) geschaltet [7]. Diese Einheit aus CSD und Generator wird *Integrated Drive Generator* IDG genannt. Darüber hinaus kann Hilfsenergie über einen Generator, der sich bei der Hilfsgasturbine (*Auxiliary Power Unit* - APU) befindet, erzeugt werden. Für den Notfall stehen ein hydraulisch getriebener Generator (*Constant Speed Motor/Generator* - CSM/G) sowie Batterien zur Verfügung, aus denen sowohl Gleich- als auch über einen Inverter Wechselstrom

erzeugt werden kann. Für die Versorgung am Boden ist der Anschluß einer externen Versorgungsmöglichkeit vorgesehen [7].

Der Gleichstrom (mit 28V DC Spannung) wird im allgemeinen aus dem Wechselstrom über Transformator Gleichrichtereinheiten erzeugt. Die Verteilung der Leistung erfolgt über AC & DC Bussysteme, die redundant ausgelegt sind, damit bei Ausfall einer Systemkomponente die Verfügbarkeit des gesamten Systems ausreichend hoch ist [7]. Dabei kann zum einen ein Split-Bus Aufbau eingesetzt werden, bei denen unabhängige Systeme vorliegen, die durch getrennte Generatoren versorgt werden. Im Fall eines Generatorfehlers kann eine neue Verschaltung der Bussysteme erfolgen, wobei eine Abschaltung von Verbrauchern erfolgt, falls die verbleibende Leistung nicht ausreicht [7]. Zum anderen kann die Redundanz über ein paralleles Bussystem realisiert werden, bei dem die Leistung gleichzeitig über parallele Systemkomponenten zugeteilt wird. Bei Verlust eines Generators wird die Last automatisch auf die verbleibenden Generatoren verteilt [7]. Dieses allgemeine Prinzip der Leistungserzeugung und Bereitstellung sowie Verteilung an die Verbrauchersysteme wird in Bild 1 aufgezeigt.

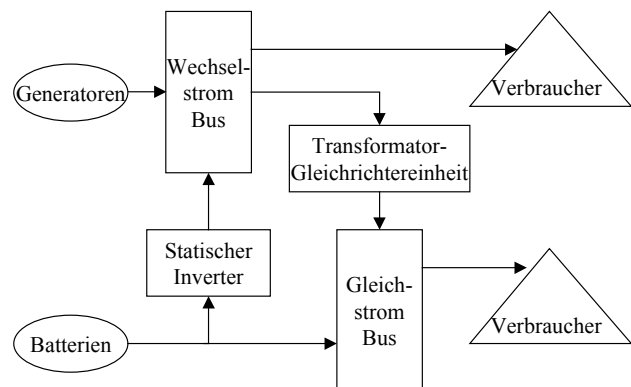


BILD 1 Allgemeines Prinzip des elektrischen Systems

In Bild 2 wird beispielhaft für ein Splitbussystem das elektrische Bordnetzsystem der A320 dargestellt. Zu sehen sind die oben beschriebenen Generatoren, Umformer und Busse, sowie deren Verschaltung.

Die Verteilung der elektrischen Last auf die einzelnen Busse und die Versorgung dieser durch die jeweiligen Generatoren erfolgt während der verschiedenen Flugphasen weitgehend gleichmäßig.

Die Basis für die hier dargestellten Untersuchungen bilden zwei Flugzeugtypen der Airbus Familie, die A340 und die A320, da sie die Urmodelle innerhalb ihrer Familien darstellen, während die weiteren Varianten auf diesem Familienkonzept aufbauen und aufgrund dieser Abhängigkeit für die Untersuchung keine weiteren Beiträge leisten.

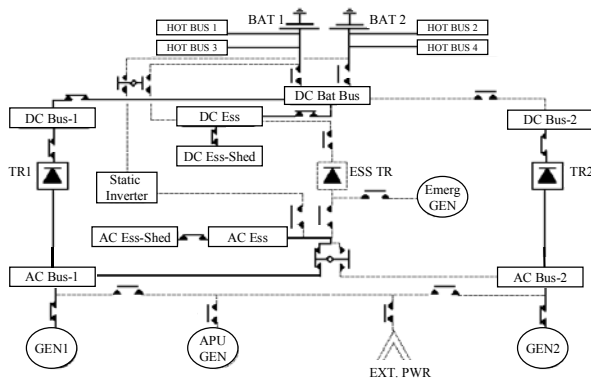


BILD 2 Elektrisches System der A320, gemäß [1]

2.2 Modellkonzepte

Die gängigen Modelle, die zur Berechnung der Masse von Systemen des Flugzeugs (hier im speziellen für das elektrische System) herangezogen werden können, basieren alle auf einer Regressionsanalyse. So wird auf Basis einer bestimmten Anzahl von Flugzeugen eine Funktion entwickelt, um die einzelnen Systemmassen abzubilden. Da diese Modelle auf statistischen Ansätzen, die sich auf Typen der Gleichung (1) reduzieren lassen, beruhen, sind diese Funktionen mit großen Unsicherheiten behaftet.

$$(1) \quad m_{elek} = k_1 * a^{k_2} + k_3$$

Aufgrund der statistischen Koeffizienten k_i , die auf Basis von real existierenden Flugzeugdaten ermittelt werden, ist zu erwarten, daß die Modelle vor allem bei neuen Technologien wie zum Beispiel Systemarchitekturänderungen in zukünftigen Flugzeugtypen große Abweichungen aufweisen werden. Die bekannten Verfahren nach Roskam [14] und Torenbeek [20] sind in der angegebenen Literatur zu finden und dort im einzelnen beschrieben. Ein auf diese aufbauendes Modell, FAME-S (Fast and Advanced Mass Estimation), ist ein von Airbus Industries aus der eigenen Flugzeugfamilie heraus entwickeltes Verfahren, das ausführlich in [13] und [17] beschrieben wird. Für die genauen Berechnungsvorschriften hinsichtlich der Masse der Leistungserzeugung und Verteilung sei auf [14], [20], [17] und [13] verwiesen, da deren Darstellung den Rahmen dieser Einführung überschreiten würde.

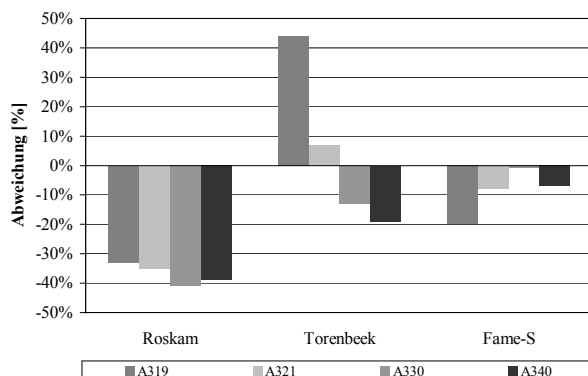


BILD 3 Genauigkeit der bekannten Konzepte, gemäß [17]

Werden die oben aufgeführten Masseprognosemodelle nach Roskam, Torenbeek und FAME-S für verschiedene Typen der betrachteten Flugzeugfamilien A320 / A340 von Airbus ausge-

wertet und mit den real eingebauten Systemmassen verglichen, so ergibt sich für das elektrische System das in Bild 3 präsentierte Ergebnis [17]. Es ist deutlich zu erkennen, daß alle Modelle erhebliche Abweichungen aufweisen. Die besten Werte werden vom FAME-S Modell erreicht, da dieses anhand der hier betrachteten Flugzeugtypen entwickelt wurde. Jedoch ist durch die statistisch erstellte Basis bei Änderung der Architektur oder Technologie einzelner Subsysteme zu erwarten, daß erhebliche Änderungen auftreten.

Daher wird mit der hier auf das elektrische System angewandten Methode der Ansatz verfolgt, diese Unzulänglichkeiten der rein statistischen Ansätze bei Berechnung von Systemparametern, durch Bildung von Funktionalen auf Basis physikalisch / technischer Abbildungen der realen Systeme zu vermeiden [11].

Die neu entwickelte Systematik soll im Rahmen des Flugzeugvorentwurfs angewandt werden, so daß eine Basis für den Vergleich neuer Entwürfe, Architekturen und Technologien geschaffen wird, anhand derer die verschiedenen Möglichkeiten bewertet werden können. Da der Einfluß der Ausrüstungssysteme eine zunehmende Rolle beim Entwurf von Flugzeugen spielt und bei den Wirtschaftlichkeitsbetrachtungen nicht mehr zu vernachlässigen ist, sollen diese Auswirkungen mit in die Bewertung aufgenommen werden. Nähere Ausführungen zu diesem neuen Modellkonzept können [11] entnommen werden.

3. ZIEL DER UNTERSUCHUNG

Wird die in [11] ausführlich beschriebene Vorgehensweise auf das elektrische System angewandt, so werden zunächst die Komponenten des Systems gesucht, die in Hinblick auf den zu untersuchenden Parameter Masse einen gesamten Beitrag von ca. 80 % leisten. Wie in Kap. 2.1 beschrieben besteht das elektrische System zum einen aus Komponenten zur Erzeugung von Leistung, die im Weiteren als Generation bezeichnet werden. Zum anderen wird diese Leistung zu den jeweiligen Endverbrauchern transportiert. Die dazu erforderlichen Komponenten werden unter Distribution zusammengefaßt. Anhand von Bild 4 wird deutlich, daß alleine die Distribution über 70 % der Gesamtmasse einnimmt. Die Teilsysteme sind im weiteren Verlauf ihrerseits in dominante Komponenten zu untergliedern, die auf physikalisch / technischer Basis zu analysieren sind (siehe Abschnitt 5).

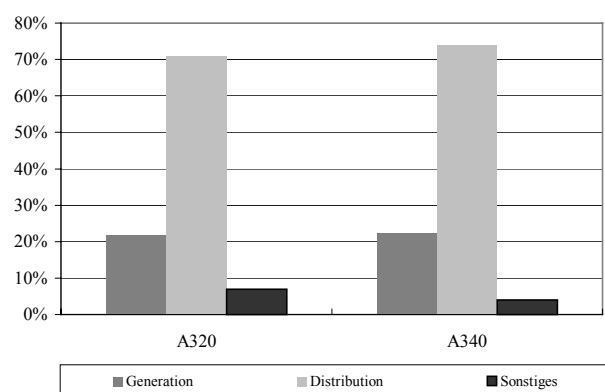


BILD 4 Anteil an der Gesamtmasse der Teilsysteme

Erste Analysen zeigen, daß für die Prognose der Masse der dominanten Elemente deren Leistung bekannt sein muß, da diese sowohl die Dimensionierung der Generatoren als auch der Kabel bestimmt.

Auch für den Parameter Leistung sind jene Systeme zu ermitteln, die in Summe ca. 80 % der gesamten maximalen

Nennleistung in Anspruch nehmen. Die Analyse ist zunächst über alle Flugphasen durchzuführen, um den dimensionierenden Fall der Flugzeugzustände zu ermitteln. Im einzelnen erfolgt die Analyse und die Auswahl der Leistungsverbraucher in Abschnitt 4.

Um die Verknüpfung der zu entwickelnden Funktionen zu verdeutlichen, werden in Bild 5 die Zusammenhänge zwischen den Funktionalen zur Berechnung der Verbraucherleistung und zur Berechnung des gesuchten Parameters Masse dargestellt. Anhand des ersten Blockes wird die Leistung der dominanten Leistungsverbraucher berechnet (Abschnitt 4). Auf Basis der Summe dieser einzelnen Verbräuche wird mit Hilfe eines Adaptionfaktors die gesamte Leistung, die sämtlichen Verbrauchersystemen in der dominierenden Flugphase zur Verfügung gestellt werden muß, berechnet.

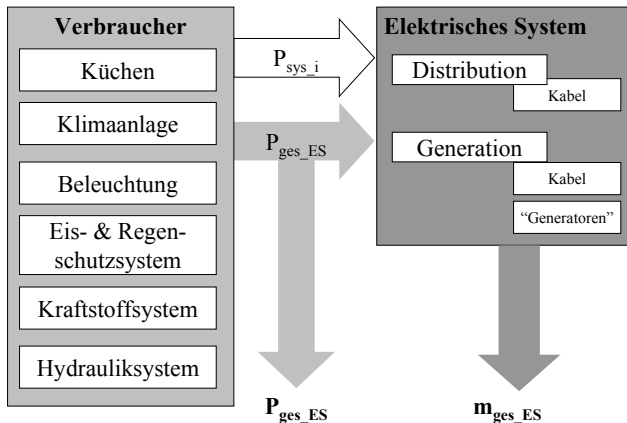


BILD 5 Zusammenhänge zwischen den Funktionalen zur Berechnung der Leistung und der Masse

Die Leistung der Einzelsysteme wird jeweils durch Analyse der physikalisch / technisch Zusammenhänge bestimmt und der systematische Fehler des Modells wird durch Bildung eines Mittelwertes über verschiedene Flugzeugtypen korrigiert. So ergibt sich die adaptierte Leistung eines Verbrauchersystems j für einen Flugzeugtyp i aus Gl. (2) und die gesamte Leistung aus der Summe über m dominante Verbrauchersysteme aus Gl. (3) mit der Mittelwertbildung des je nach System unterschiedlichen bzw. des gesamten Adaptionfaktors Gl. (4).

$$(2) \quad P_{adap_sys(j)} = k_{adap_sys(j)} * P_{sys(j)_Typ(i)}$$

$$(3) \quad P_{adap_ges} = k_{adap_ges} * \sum_{j=1}^m P_{adap_sys(j)}$$

$$(4) \quad k_{adap} = \frac{\sum_{Typ(i)=1}^n k_{Typ(i)}}{n}$$

Diese aus dem linken Modellblock (Bild 5) hervorgehenden Einzelsystemleistungen sowie die Gesamtleistung sind im Weiteren Eingangsparameter für das im rechten Block (Bild 5) repräsentierte Modell zur Berechnung der gesamten Masse des elektrischen Systems (Abschnitt 5). Die Vorgehensweise verläuft analog der für die Leistung aufgezeigten. Zunächst werden die Massen der dominanten Systeme ermittelt, auf deren Basis anschließend durch Summierung und mit Hilfe eines Adaptionfaktors die gesamte Masse berechnet wird, so daß sich den Gl. (2) bis (4) entsprechende Massenaussagen ergeben. Dieses Vorgehen der Modellbildung und Ermittlung mathematischer Funktione zur Berechnung der einzelnen Leistungs-

verbräuche und Massen der dominanten Untersysteme des elektrischen Systems werden im Folgenden vorgestellt und erläutert.

4. MODELL ZUR PROGNOSE DES ELEKTRISCHEN LEISTUNGSBEDARFS

Die Grundlage für die Berechnung der Masse des elektrischen Bordnetzes bildet die Modellierung der Leistungsnehmerseite. Bei Betrachtung der Gesamtleistung aller Verbrauchersysteme sind im wesentlichen die dimensionierende Flugphase und die Hauptverbraucher zu untersuchen.

4.1 Ermittlung der dimensionierenden Flugphase und der Hauptverbraucher

Anhand der Auswertung von Meßdaten zum Leistungsverbrauch der verschiedenen Systeme in der A320 und A340 lassen sich sechs Systeme erkennen, deren Einzelleistungen in Summe ca. 95 % der gesamten verbrauchten Leistung ausmachen. Diese Verbraucher sind die Küchen, die Klimaanlage, das Eis- und Regenschutzsystem, die Beleuchtung, das Hydraulik- und das Kraftstoffsystem. Bei der Betrachtung der Summenleistung dieser Hauptverbraucher über alle Flugphasen ergibt sich die Take-off Phase für die A320 und für die A340 als dimensionierender Fall für das elektrische Bordnetz [6].

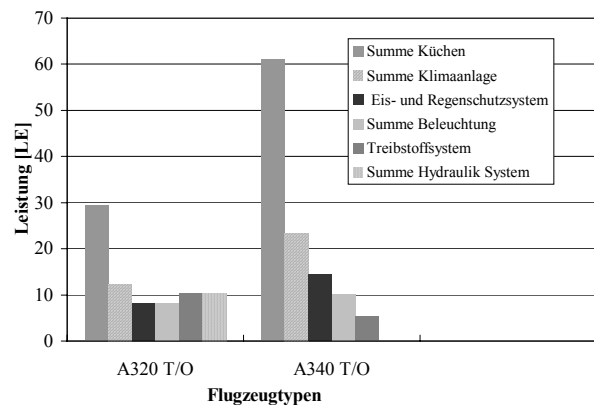


BILD 6 Vergleich der Hauptsysteme in der T/O-Phase

Eine genauere Betrachtung (Bild 6) der sechs identifizierten Systeme in der Take-off Phase zeigt, daß diese gesamten Verbrauch unterschiedlich stark beeinflussen. Außerdem ist zu erkennen, daß einzelne Systeme große Unterschiede des relativen Leistungsanteils an der elektrischen Gesamtleistung für verschiedene Flugzeugtypen besitzen (Bild 6).

Die Analysen und Modelle der in Bild 6 aufgeführten Systeme werden im Folgenden beispielhaft anhand der Küchen, des Eis- und Regenschutzsystems und der Beleuchtung dargestellt. Dabei werden lediglich die Subsysteme ausführlich erläutert, deren Beitrag relevant oder deren Modellbildung charakteristisch für das gesamte Hauptverbrauchersystem ist. Die Klimaanlage wird hier nicht betrachtet, da sie Gegenstand einer eigenständigen Untersuchung ist [12].

4.2 Küchen

Für die Zubereitung der Speisen und heißen Getränke können die Küchen mit elektrischen Öfen und Kaffeemaschinen ausgestattet werden. Da diese Ausstattung sowie die tatsächlich

eingebaute Anzahl der Küchen sehr kundenspezifisch ist und je nach Kabinenlayout stark variiert, sind lediglich theoretisch maximale Leistungsverbräuche für Kücheninstallationsbereiche bekannt, die nicht weiter auf einzelne Küchen oder Geräte heruntergebrochen werden können [6]. Bei der A320 liegen die Küchenbereiche im vorderen und hinteren Kabinenbereich, während bei der A340 zusätzlich in der Mitte der Kabine Küchenbereiche vorhanden sind.

Als weitere Information steht im allgemeinen aus einer Standardspezifikation die Anzahl der maximal zur Verfügung stehenden Einbaumöglichkeiten für die Küchen (sieben im Fall der A340 und zwei für die A320) zur Verfügung. Stellvertretend für typische Küchenkonfigurationen wurde ein Standard-Layout für A320 und A340 [8] als Grundlage der weiteren Analyse festgelegt. Hieraus geht hervor, daß in der A320 sowohl eine vordere als auch eine hintere Küche vorhanden ist, während in der A340 lediglich fünf der maximal sieben möglichen Küchen eingebaut sind, siehe Bild 7.

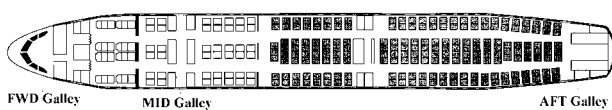


BILD 7 Kabinenlayout A340 mit Küchen, gemäß [8]

Da einzelne Leistungsverbrauchsdaten nicht spezifischen Küchen selbst zugeordnet werden können [6], ist zu untersuchen, von welchen Eingangsparametern der Leistungsverbrauch einer Küche tatsächlich abhängt. Wie in einer Analyse zur Entwicklung neuer Energiemanagement Konzepte [15] dargestellt wird, sind in den herkömmlichen Küchen sowohl die Öfen als auch die Kaffeemaschinen die Hauptverbraucher. Da jedoch weder die Anzahl der Öfen noch der Kaffeemaschinen in den Küchen bekannt ist oder plausibel abgeschätzt werden kann, ist eine Leistungsmodellierung für die Küchen über eingebauten Geräte nicht möglich. Daher wird angenommen, daß die Leistung direkt von der Anzahl der Passagiere abhängig ist, und daß sich ein Parameter verbrauchte Leistung pro Passagier definieren läßt. Im Weiteren wird eine zusätzliche Unterteilung der Passagiere in First sowie Business Class und Economy Passagiere (beispielhaft an der A340 anhand grau gefärbter Sitze in Bild 7 deutlich gemacht) mit der Überlegung begründet, daß Aufwand und Anzahl und damit die verbrauchte Leistung für die Zubereitung der Essen in der First und Business Class höher liegt, als bei der Zubereitung der Economy Essen. Es wird angenommen, daß sich First und Business Class Essen nicht derartig signifikant unterscheiden, wie im Vergleich zu den Economy Menüs, so daß diese beiden Passagierklassen in der Betrachtung zusammengefaßt werden, wie durch [19] bestätigt wurde. Daher ist im folgenden zu klären, aus welchen Küchenbereichen die Passagiergruppen ihre Essen beziehen.

Da die Aufteilung der A320 in Economy und Business Passagierbereiche variabel ist [8], werden verschiedene Extremfälle für die Küchenverteilung auf die unterschiedlichen Passagierklassen angenommen. Auch für die Aufteilung der mittleren und vorderen Küchen der A340 sind verschiedene Fälle denkbar. Es wird hierbei davon ausgegangen, daß eine Versorgung der First und Business Class Passagiere aus den hinteren Küchen der A340 unwahrscheinlich ist und damit ausgeklammert wird.

Eine Variante für die A340 wird derart gewählt, daß aus dem hinteren Bereich zu 100 % eine Versorgung von Economy Passagieren erfolgt und aus den vorderen Küchen nur First und Business Class Passagiere bedient werden. Die mittleren

Küchen werden zu 2/3 für die Versorgung von Economy Passagieren und zu 1/3 für die der First und Business Class Passagiere genutzt. Entsprechende Varianten lassen sich für die A320 definieren.

Nach Auswertung sämtlicher Verteilungsvarianten ergibt sich ein Mittelwert pro Economy Passagier (P_1). Der Wert des Leistungsverbrauchs pro Business und First Class Passagier liegt bei dem ca. Zweifachen dieses Mittelwertes ($k_1 \cdot P_1$). Obgleich festzuhalten bleibt, daß das Modell der Küchen mit großer Unsicherheit behaftet ist, da es zum einen ein stark kundenspezifisches System ist, und zum anderen eine genaue physikalische Abhängigkeit des elektrischen Verbrauchs aufgrund der Datenlage nicht ausgemacht werden kann, läßt sich das System mit den oben getroffenen Annahmen als Funktion der Anzahl der Passagiere (N_{Pax}) und in Abhängigkeit deren Sitzklasse (*Eco, F und Bus*) darstellen, so daß sich bei Einbeziehung des Adaptionfaktors k_{galley} folgende Funktion ergibt.

$$(5) \quad P_{galley} = k_{galley} * (N_{Pax_Eco} * P_1 + (N_{Pax_F} + N_{Pax_Bus}) * P_1 * k_1)$$

Nach Berechnung des Leistungsverbrauchs der Küchen anhand Gl. (5) ergibt sich im Vergleich mit der theoretisch maximal verbrauchten Leistung eine Abweichung von ca. $\pm 6\%$.

4.3 Eis- und Regenschutzsystem

Das Eis- und Regenschutzsystem dient im allgemeinen zum Schutz vor Vereisung und läßt sich in die Untersysteme Fensterheizung im Cockpit, Beheizen des Wassersystems, der Sensoren und der Notrutschen gliedern, die den Leistungsverbrauch maßgeblich beeinflussen und somit zu modellieren sind.

Für den Fall, daß die Triebwerks- und Flügelenteisung nicht wie üblich mit heißer Luft, sondern elektrisch erfolgen würde, müßte diese Leistung ebenfalls mit berücksichtigt werden. Im folgenden wird lediglich das Modell für die Fensterbeheizung vorgestellt, da es repräsentativ für die Modelle der anderen Subsysteme ist und desweiteren das im Bereich Eis- und Regenschutz dominante System darstellt.

FENSTERHEIZUNG DES COCKPITS

In der Frontscheibe sowie in den festen und beweglichen Seitenfenster des Cockpits sind Temperatursensoren und Heizelemente eingebaut. Die Anforderung an die Heizung der Fenster ist die Überbrückung der Temperaturdifferenz zwischen Außentemperatur und der Raumtemperatur des Cockpits, so daß es an der Frontscheibe weder zu Vereisung noch zu Beschlagen und an den Seitenfenstern nicht zu Beschlagen kommt, [1] und [2].

Die Heizelemente bestehen aus einem in die Scheiben geklebten Heizfilm. Die Temperaturverteilung in den Scheiben läßt sich mit Hilfe des Wärmeübergangs beschreiben. Die dem Heizdraht zuzuführende Leistung ergibt sich aus der Energiebilanz am Fenster und entspricht der Wärmeabgabe (Q_{ab}), die sich aus einem Anteil der Wärmeleitung durch das Fensterglas vom Heizfilm bis zu den Oberflächen, sowie aus einem Anteil der Konvektion an der Fensteroberfläche zusammensetzt.

Der Wärmeübergang pro Front- bzw. Seitenfenster nach innen und nach außen hin kann wie folgt gemäß [5] berechnet werden, wobei die Variablen δ (geometrische Abmessung der Fensterdicke vom Heizdraht aus bis zur jeweiligen Fensteroberfläche innen bzw. außen), T_u (Umgebungstemperatur) und A (Fensterfläche) der Konfiguration entsprechend zu wählen sind. Die

Variablen für die Wärmeleitfähigkeit des Glases (λ_{glas}) und die Temperatur des Heizdrahtes (T_{heiz}) sind für Seiten- sowie Frontscheiben identisch. Die durch Wärmeleitung und Konvektion abgegebene Wärme ergibt sich aus folgender Formel:

$$(6) \quad Q_{ab} = \left(\frac{\delta}{\lambda_{\text{glas}} * A} + \frac{1}{A * \alpha} \right)^{-1} * (T_{\text{heiz}} - T_u)$$

Die Berechnung des Wärmeübergangskoeffizienten (α) erfolgt gemäß [5] durch

$$(7) \quad \alpha = \frac{Nu * \lambda}{h}$$

wobei h die von Luft überströmte Höhe des Fensters und λ die Wärmeleitfähigkeit der Luft ist. Zu beachten ist, daß die Nußelt Zahl (Nu) für die beiden Fälle des Wärmeübergangs (nach innen und außen) gesondert berechnet werden muß [5], da die Wärmekonvektion an der Scheibeninnenseite bei laminarer Luftströmung und auf der Scheibenaußenseite bei turbulenter Strömung stattfindet. Der Zustand der Umgebungsluft sowie der Luft im Cockpitinneren wurde mit einem Berechnungsprogramm der Fachhochschule Lübeck ermittelt [9].

Zur Überprüfung des gewählten Ansatzes wird mit Hilfe der berechneten Wärmeabgaben das Temperaturprofil der Frontscheibe sowie der Seitenfenster analysiert, um zu kontrollieren, ob das Modell die real gegebenen Verhältnisse liefert. Es zeigt sich, daß der sich ergebende Temperaturverlauf die Anforderung des Schutzes vor Vereisen und Beschlagen erfüllt. Des weiteren stimmt die sich aus dieser Berechnung ergebende elektrische Leistung der Fensterheizung in guter Näherung sowohl mit den gemessenen Daten der A320 als auch der A340 überein.

Der Temperaturverlauf eines Objektes mit interner Wärmequelle kann für verschiedene Standardgeometrien nach [5] mit der folgenden Differentialgleichung (8) berechnet werden:

$$(8) \quad \frac{\partial^2 \vartheta}{\partial r^2} + \frac{n}{r} \frac{\partial \vartheta}{\partial r} + \frac{W_0}{\lambda} = 0$$

Für das Fenster als ebene Platte wird $n=0$ und als Randbedingung die mittlere Solltemperatur des Heizdrahtes ($\vartheta=35^\circ\text{C}$) bei Radius $r=0$ gewählt [3]. Weiterhin gilt, daß der Gradient an der Stelle $r=0$ Null beträgt. Durch zweimalige Integration ergibt sich folgende Lösung:

$$(9) \quad \vartheta(r) = -\frac{W_0}{2 * \lambda} * r^2 + C_1 * r + C_0$$

Aus den Randbedingung folgt $C_0 = 35^\circ\text{C}$ und $C_1 = 0$. Die konstante Leistungsdichte W_0 berechnet sich aus der abgegebenen Wärme über das Volumen des Fensters ($W_0 = \frac{Q_{ab}}{V}$).

Somit berechnet sich die Temperaturverteilung aus der folgenden Gleichung:

$$(10) \quad \vartheta(r) = -\frac{Q_{ab}}{2 * \delta * A * \lambda_{\text{Glas}}} r^2 + 35^\circ\text{C}$$

mit der je nach Betrachtungsfall abgeführten Wärme Q_{ab} , die mit Hilfe des Wärmeübergangs berechnet wurde.

Für die Frontscheibe und die Seitenfenster ergeben sich bei der Auswertung von Gl. (10) Temperaturprofile, die in Bild 8 am Beispiel der A320 dargestellt werden. Die Ordinatenachse repräsentiert den Heizdraht, so daß negative Abzissenwerte die

Abmessungen der Fensterdicke im Abstand vom Heizdraht nach außen hin und positive Abszissenwerte den Abstand ins Cockpitinnere widerspiegeln.

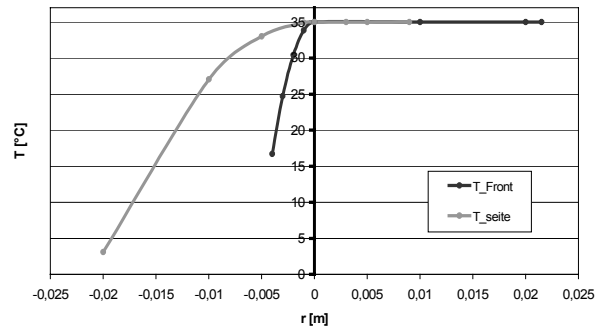


BILD 8 Temperaturverteilung der Cockpitfenster der A320

Es ist zu sehen, daß die Temperatur zum Innenraum des Cockpits aufgrund des geringen Temperaturunterschieds zwischen Heizdraht und Cockpittemperatur kaum abfällt, während die Temperatur nach außen hin stark sinkt. Die Temperatur der Frontscheiben fällt dabei auf ein Temperaturniveau, bei dem ein Schutz vor Vereisen gewährleistet ist, während die Temperatur der Seitenfenster auf ein wesentlich niedrigeres Niveau fällt. Dieses reicht jedoch für einen Schutz vor Beschlagen aus. Die Leistung für die Fensterheizung ergibt sich als Summe der Wärmeabgaben (Q_{ab}) der einzelnen Fenster (Index i) jeweils nach innen bzw. außen (Index j).

$$(11) \quad P_{\text{heiz_fenster}} = k_{\text{heiz}} * \sum_{i,j} Q_{ab_i_j}$$

GESAMTLEISTUNG EIS- UND REGENSCHUTZ-SYSTEM

Die gesamte Leistung des Eis- und Regenschutzsystems ergibt sich aus der Addition der einzelnen Heizleistungen. Im Vergleich der berechneten mit der tatsächlich maximal verbrauchten Leistung des Systems ergibt sich eine Abweichung von + 4 % bis - 9 %.

4.4 Beleuchtung

Das Beleuchtungssystem läßt sich zunächst in die Innen- und Außenbeleuchtung aufteilen, wobei die Innenbeleuchtung weiter in Cockpit- und Kabinenbeleuchtung unterteilt werden kann. Für die gesamte Beleuchtung ergibt sich bei einer Analyse der Anteile der einzelnen Untersysteme, daß insbesondere die interne Kabinenbeleuchtung zu modellieren ist. Da diese darüber hinaus repräsentativ für die anderen Modelle ist, wird im folgenden lediglich dieses Modell vorgestellt.

KABINENBELEUCHTUNG

Der Leistungsbedarf der Kabinenbeleuchtung kann gemäß [18] mit Hilfe der Gl. (12) berechnet werden und steht in einem eindeutigen Zusammenhang zur Größe der Kabine und deren Geometrie, wie die Berücksichtigung der beleuchteten Fläche A zeigt.

$$(12) \quad P_{\text{light_ceiling}} = \frac{E * A}{\eta_{\text{ges}}}$$

Dabei werden hier die in [18] einzeln aufgeführten Planungsfaktoren und Wirkungsgrade zu einem Faktor η_{ges} zusammen-

gefaßt, da sie viele Faktoren, wie zum Beispiel das Raumdesign berücksichtigen (beispielhaft anhand der A340 in Bild 9 gezeigt) berücksichtigen, die einzeln im Vorentwurf nicht bekannt sind.

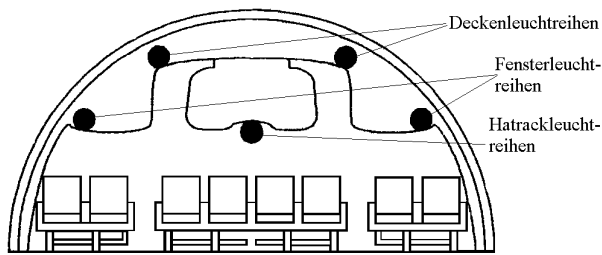


BILD 9 Kabinenquerschnitt der A340, gemäß [4]

Bei der Berechnung der Leistung ist zu beachten, daß die Eingangs-, Küchen- und Toilettenbereiche von der gesamten Kabinenfläche auszusparen sind. Für die Beleuchtungsstärke E werden keine Vorgaben gemacht, so daß als Richtwert 300 lm/m^2 gewählt werden, da dieses einer empfohlenen Mindestbeleuchtungsstärke für z.B. Bibliotheken, Sitzungsräume, Mehrzweckräume u.a. entspricht [10]. Bei der Analyse des Faktors η_{ges} anhand von Meßdaten für die Leistung der Kabinenbeleuchtung der A320 und der A340 zeigt sich, daß Verbesserungen nicht alleine auf fortgeschrittene Leuchtstoffröhrentechnik zurückgeführt werden können, sondern daß auch andere Faktoren wie beispielsweise ein verbessertes Raumdesign einen wesentlichen Beitrag zur Steigerung des gesamten Wirkungsgrades leisten [6]. Um diese Entwicklung abbilden zu können, wird für die Berechnung des Wirkungsgrades eine Funktion in das Modell integriert, die den Entwicklungszeitpunkt berücksichtigt.

GESAMTLEISTUNG BELEUCHTUNGSSYSTEM

Die gesamte Leistung des Beleuchtungssystems setzt sich in Folge dessen aus der Summe der verbrauchten Einzelleistungen der Innenraumbeleuchtung (Kabinen-, Toiletten-, Eingangs-, Passagier- und Cockpitbeleuchtung) sowie der externen Beleuchtung zusammen. Bei Vergleich mit der maximal verbrauchten Leistung des Systems ergibt sich eine Abweichung von + 2 % bis – 8 %.

4.5 Gesamtleistung der Verbraucher

Die Gesamtleistung, die den elektrischen Verbrauchern zur Verfügung gestellt werden muß, ergibt sich aus der Summe der Leistungsverbräuche der Hauptverbrauchersysteme.

$$(13) \quad P_{ges} = k_{P_{ges}} * (P_{galley} + P_{ice\&rain} + P_{lights} + P_{fuel} + P_{hydr})$$

In Bild 13 wird die anhand von Gl. (15) berechnete der Nennleistung gegenübergestellt. Es ist zu erkennen, daß sich die Abweichung im Rahmen einer 10 %-igen Abweichung befindet.

5. MODELL ZUR PROGNOSE DER MASSE DES ELEKTRISCHEN SYSTEMS

Die Dimensionierung des elektrischen Bordnetzsystems wird wesentlich durch die Leistung, die es generieren und den Verbrauchersystemen bereitstellen muß, bestimmt. So lassen sich im folgenden bei der Modellierung der Masse zwei charakteristische Bereiche unterscheiden, die Erzeugung und die Verteilung elektrischer Leistung.

5.1 Komponenten zur Erzeugung elektrischer Leistung

Wie in Abschnitt 3 beschrieben wird der Bereich der Erzeugung als Generation und der Bereich der Verteilung als Distribution definiert. Die Generation elektrischer Leistung besteht aus Geräten wie Generatoren (GEN), Batterien (BAT), Transformatoren (TRU) und Static Inverter (SI), die aus mechanischer oder elektrischer Energie die Energie erzeugen, die im folgenden als Gesamtleistung über die jeweiligen Busse (AC-Bus, DC-Bus) in das Wechsel- bzw. Gleichstromnetz eingespeist und den Verbrauchern (VB) zugeführt wird (Bild 10).

Die Masse der Generatoren hängt, wie auch die der Kabel von der zu generierenden bzw. zu verteilenden Leistung ab, so daß hier physikalische Zusammenhänge für das Modell zu suchen sind. Da die Generatoren und deren Kabel in Summe ca. 90 % der gesamten Generationsmasse ausmachen, kann das Zubehör wie Schalter und ähnliches vernachlässigt werden.

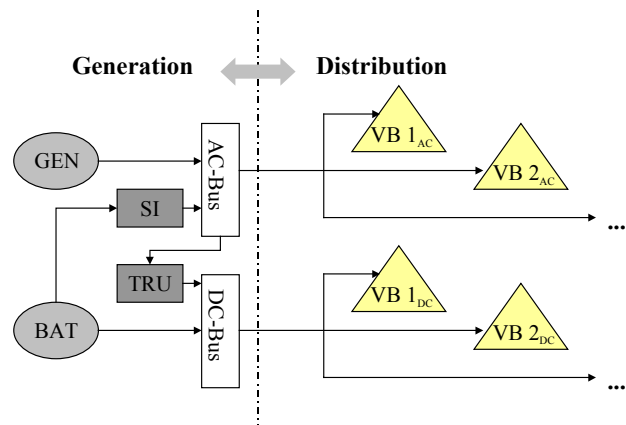


BILD 10 Abgrenzung Distribution und Generation

Die gesamte elektrische Leistung, die mit Hilfe des Modells für den Verbrauch elektrischer Leistung berechnet wurde (siehe Abschnitt 4), muß von den Hauptgeneratoren (Abschnitt 2.1) anteilig zur Verfügung gestellt und in das Wechselstromnetz eingespeist werden. Eine Datenanalyse ergibt, daß die IDG zusammen mit den Batterien und den APU- sowie Notstromgeneratoren (CSM/G) ca. 82 bis 83 % der gesamten Masse ausmacht und damit die Transformatoren vernachlässigt werden können.

Zwischen der Masse eines Generators und der Leistung, die er zu generieren hat, besteht ein linearer Zusammenhang [6], der über einen weiten Leistungsbereich anhand gebauter Generatoren überprüft und bestätigt wurde [6]. Anhand von Daten verschiedener IDG, die [7] entnommen werden können, kann die Abhängigkeit der Masse von der zu generierenden Leistung beschrieben werden. Für APU- und Notstromgenerator kann aus bekannten Daten nach [1] und [2] ein entsprechender Zusammenhang formuliert werden.

Mit den so ermittelten linearen Verläufen lassen sich aus der zu generierenden Leistung (P_{GEN}) und der Anzahl der Generatoren (N_{GEN}) die Masse der IDG und der übrigen Generatoren (GEN) bestimmen.

$$(14) \quad m_{GEN} = (s_i * P_{GEN} + y_i) * N_{GEN}$$

Für die Modellierung der Batterien kann von Datenblättern der Hersteller [16] eine breite Datenbasis über verschiedene Flugzeugtypen und Flugzeughersteller hinsichtlich der Abhängigkeit der Batteriemasse von deren Kapazität (Q_{eBAT}) gewonnen werden. Daraus ergibt sich für die Gesamtmasse typischer

Nickel-Cadmium Batterien in Abhängigkeit der Kapazität und der Anzahl (N_{BAT}) der Batterien:

$$(15) m_{BAT} = (s * Q_{eBAT} + y) * N_{BAT}$$

Die Masse der Komponenten zur Erzeugung elektrischer Leistung ergibt sich dann aus der Summe der Einzelmassen.

$$(16) m_{Gen} = (s_1 * P_{IDG} + y_1) * N_{IDG} + (s_2 * P_{APU} + y_2) * N_{APU} + (s_3 * P_{CSM/G} + y_3) * N_{CSM/G} + (s_4 * Q_{eBAT} + y_4) * N_{BAT}$$

5.2 Komponenten zur Verteilung elektrischer Leistung

Die Dimensionierung der Kabel ist von der zu transportierenden Leistung abhängig, da die erforderliche Querschnittsfläche von der Stromstärke, die durch den Leiterquerschnitt fließt, bestimmt wird. Die Masse eines Kabels der Leitermaterialdichte ρ , mit der Länge l und der Querschnittsfläche A des Kabels ergibt:

$$(17) m_{Kabel} = \rho * l * A(I)$$

Zweckmäßigerweise wird eine mittlere Kabeldichte pro Strombelastung (Ampere) und Länge (m) definiert, die im folgenden mit ψ [kg/Am] bezeichnet wird. Diese „Dichte“ berücksichtigt dann auch gleichzeitig die Beiträge von Isolation, Kabelhaltern und Trennstücken. So berechnet sich die Kabelmasse aus der „Dichte“ in Multiplikation mit der Länge und der Stromstärke, die aus der jeweils generierten bzw. verbrauchten Leistung und der Spannungsvorgabe für das Netz berechenbar ist.

$$(18) m_{Kabel} = \psi * I * l = \psi * I * \frac{P}{N_{Phasen} * U_{Strang}}$$

Bei der Eingangsgröße Kabellänge muß beachtet werden, daß im Vorentwurf keine einzelnen Kabelführungen und damit keine konkreten Kabellängen bekannt sind. So werden für das Modell charakteristische Größen gesucht.

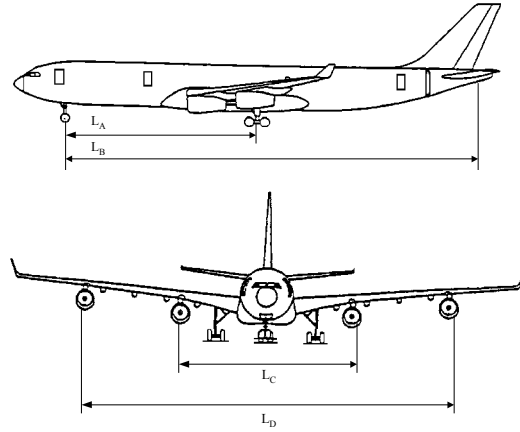
Ein Teil der Kabel des elektrischen Bordnetzes sind dem Bereich der Generation zuzurechnen. Diese sind Kabel, die von den einzelnen Generatoren zur Verteilungsstelle im Avionikkompartment führen. Die Analyse ergibt, daß die gesamte Kabelmasse der Generation durch die Kabel für die Hauptversorgung, die zur Einspeisung der von den Hauptgeneratoren gelieferten Leistung in das Netz benötigt werden, und durch Kabel für die Hilfsversorgung bestimmt wird. Im Falle der Kabel der Generation kann die Strecke zwischen dem Ort des jeweiligen Generators und dem Avionikkompartment als charakteristische Länge verwendet werden (siehe Bild 11). Details zu den Berechnungsvorschriften der einzelnen Längen können [6] entnommen werden. Die gesamte Kabelmasse für die Generation (m_{Kabel_gen}) ergibt sich demnach analog zu (18):

$$(19) m_{Kabel_gen} = \psi_{Kabel_Gen} * \sum_i I_i^{Gen} * l_i$$

Hinsichtlich der Verteilung elektrischer Leistung sind nur Kabel, die Leistung zu den einzelnen Verbrauchersystemen transportieren zu berücksichtigen und zu modellieren, da diese bereits über 90% der gesamten Kabelmasse der Distribution ausmachen.

Zur Berechnung der Kabelmasse ist für die Leistung die jeweils von dem Verbrauchersystem benötigte Leistung einzusetzen. Es ist wichtig, anzumerken, daß sich die Systeme in zwei Gruppen aufteilen lassen. Systeme, in denen elektrische Leistung in

großen Mengen und überwiegend im Drehstrombereich verbraucht wird, und Systeme, die wenig Leistung überwiegend im Gleichspannungsbereich verbrauchen und vorwiegend Steuerungsaufgaben (Übertragung von Steuerungs-, Überwachungs- und Schaltsignalen) haben. Diese waren bei der Modellierung der Leistung als Verbraucher zu vernachlässigen, nehmen hier allerdings einen wesentlichen Anteil an der gesamten Kabelmasse ein. Bei ersteren bestimmt der Stromfluß, bei letzteren im wesentlichen ihre räumliche Ausdehnung die Kabelmasse.



L_A = Abstand Avionikkompartment bis Fahrwerkschacht	L_C = Abstand der inneren Triebwerke
L_B = Abstand Avionikkompartment bis APU	L_D = Abstand der äußeren Triebwerke

BILD 11 Charakteristische Längen (A340), gemäß [4]

Die Einzelleistungen der dominanten Verbrauchersysteme werden aus den Funktionen zur Leistungsberechnung gewonnen (siehe Abschnitt 4). Für die anderen Niedrigleistungs- und Steuerungssysteme werden die Leistungswerte anteilig aus den Leistungen der Hauptverbraucher ermittelt, wobei die Berechnung der Anteile auf statistischer Basis beruht. Bei der Wahl der Längen lassen sich hinsichtlich der Leistungsverbraucher analog zu den Kabeln der Generation charakteristische Längen definieren. Diese berücksichtigen die Entfernung des Systems vom Avionikkompartment, sowie die Ausdehnung des Systems an sich, soweit dieses im Vorentwurf möglich ist. Die Modellierung der Systeme, die wenig Leistung verbrauchen, gestaltet sich schwieriger, da diese Systeme so stark verzweigt sind, daß große Kabellängen auftreten, die allerdings im Vorentwurf nicht allein anhand der Flugzeuggeometrie mit ausreichender Genauigkeit abgebildet werden können. Daher wird die charakteristische Länge der Steuersysteme mit einem statistischen Faktor versehen, der diese Verteiltheit der Systeme abbildet.

Auf die Darstellung der einzelnen Berechnungen der charakteristischen Längen wird an dieser Stelle aufgrund der zahlreichen Systeme, für die unterschiedliche Längen zu ermitteln sind, verzichtet und für nähere Ausführungen auf [6] verwiesen. Die gesamte Kabelmasse der Distribution ergibt sich somit analog zu (18):

$$(20) m_{Kabel_distr} = \psi_{Kabel_distr} * (\sum_i I_{sys_i}^{HauptVB} * l_i + \sum_j I_{sys_j}^{Steuer} * l_j)$$

5.3 Gesamtmasse des elektrischen Systems

Die gesamte Masse des elektrischen Systems berechnet sich aus der Summe der Massen des Distributions- und des Generations-systems.

$$(21) m_{ges_ES} = k_{m_ges} * (m_{Gen} + m_{Kabel_gen} + m_{Kabel_distr})$$

Die aus Gl. (21) berechnete Masse wird in Bild 12 der tatsächlich installierten gegenübergestellt. Es ist zu erkennen, daß eine Abweichungen von + 5 % bzw. - 11 % vorliegt.

6. VERIFIKATION

Im folgenden soll eine Überprüfung der in den vorherigen Abschnitten vorgestellten Prognosemodelle erläutert werden. Eine wünschenswerte Voraussetzung zur Verifikation wäre eine große Anzahl verschiedener Flugzeugtypen und -konfigurationen von möglichst unterschiedlichen Herstellern, um eine große unabhängige Datenbasis zur Verfügung zu haben. Weiterhin müßten diese bei der Verifikation betrachteten Flugzeugtypen den gleichen Technologiestand besitzen, da andernfalls die Funktione in ihrer Gültigkeit eingeschränkt sind. Da die benötigten Daten nur für die Flugzeugtypen A340, A320 und A310 zur Verfügung stehen und zudem das Modell auf Basis des Technologiestands der Modelle A320 und A340 erstellt wurde, soll hier zumindest das Ergebnis der Prognosemethode für die A310 dargestellt werden. Eine Verifikation anhand von Baumustern innerhalb einer Flugzeugfamilie liefert keine schlüssige Überprüfbarkeit, da die Unterschiede aufgrund der Kommunalität sehr gering ausfallen. Das Ergebnis der Analyse der A310 bietet zwar lediglich einen Anhaltspunkt für die Genauigkeit der Methode, ist jedoch die beste zur Verfügung stehende Möglichkeit, das Modell an einem weiteren Flugzeugtyp zu überprüfen.

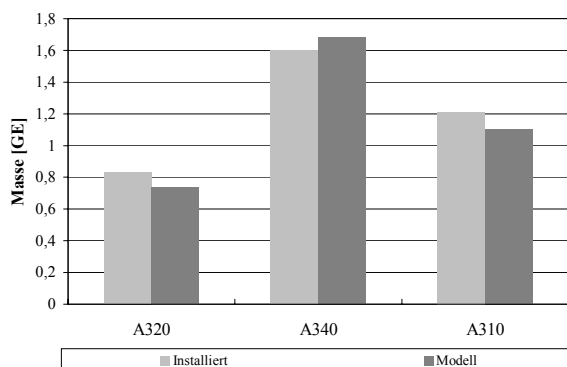


BILD 12 Installierte und berechnete Gesamtmassen des elektrischen Systems

In Bild 12 ist die Abweichung der berechneten Parameter für die gesamte Masse des elektrischen Systems für die beiden Basisflugzeugtypen A320 und A340 sowie für die Überprüfung des Modells anhand der A310 dargestellt. In Bild 13 wird zum einen der berechnete elektrische Verbrauch der Nennleistung der Generatoren gegenübergestellt. Zum anderen wird er mit dem theoretisch maximalen Verbrauch (der anfallen würde, wenn alle Verbraucher gleichzeitig angeschaltet wären) verglichen, wobei hier nur Daten zur A320 sowie A340 vorliegen. Es wird deutlich, daß sich für alle drei Flugzeugtypen das Ergebnis im Bereich von etwa $\pm 10\%$ um die tatsächlich installierte Masse bewegt. Für die Leistung ist zu erkennen, daß die für die A320 und die A340 berechnete ebenfalls weniger als $\pm 10\%$ von dem theoretisch maximalen Verbrauch abweicht. Zum Vergleich der Werte der A310 ist zu sagen, daß zum einen der theoretisch maximale Verbrauch wie oben erwähnt nicht bekannt ist und daher geeignet abgeschätzt wurde. Zum anderen sei angemerkt, daß ein Teil der Modelleingangsparameter für die A310 nicht bekannt ist und somit ebenfalls geschätzt wurde.

Diese Unsicherheiten wurden bei der Berechnung der Werte mit berücksichtigt und sind in Bild 13 durch die schraffierten Flächen gekennzeichnet.

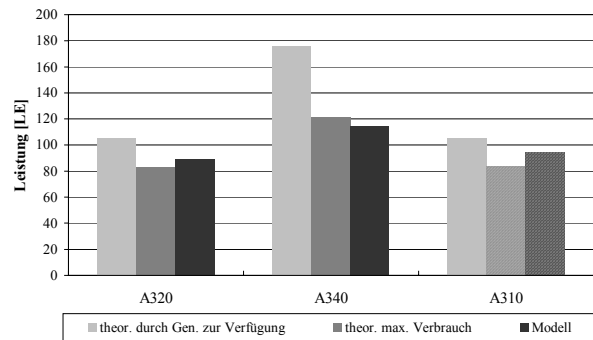


BILD 13 Installierte und berechnete Gesamtleistung aller Systeme

Unter Berücksichtigung der zuvor erläuterten Unsicherheiten liegt der Fehler der berechneten zu der theoretisch maximal verbrauchten Leistung in einer Größenordnung von 15 %. Trotz dieser Unsicherheiten kann dennoch festgestellt werden, daß die Leistung mit Hilfe des Modells ausreichend gut abgebildet werden kann. Zudem sei darauf hingewiesen, daß diese berechnete Leistung den Eingangsparameter für die Berechnung der Masse darstellt, die, wie oben dargestellt, sehr gut mittels des Modells abzubilden ist, so daß vorgenommene Annahmen und Eingangsdatenunsicherheiten die Methode nicht einschränken.

Aus diesen Ergebnissen läßt sich schließen, daß das Modell unter den in den vorhergehenden Kapiteln aufgezeigten Bedingungen nicht nur eine Gültigkeit für die Flugzeugtypen A320 und A340 besitzt, sondern auch die gesamte Masse des elektrischen Systems der A310 gut abbildet. Daher ist zu erwarten, daß sich der Modellfehler auch für elektrische Systeme neuer Flugzeugtypen in einem entsprechenden Fehlerband bewegt, sofern die Randbedingungen eingehalten werden.

7. ZUSAMMENFASSUNG

In diesem Bericht wird nach einem Überblick über bestehende statistische Modelle zur Abschätzung von Flugzeugsystemparametern, wie zum Beispiel der Masse, ein Modell zur Abschätzung dieser Parameter auf Basis physikalisch / technischer Zusammenhänge vorgestellt. Diese Methode wurde auf die Abschätzung der Masse des elektrischen Systems sowie des elektrischen Leistungsverbrauchs angewandt. Dabei werden in diesem Bericht beispielhaft die repräsentativen Untersysteme der jeweiligen Hauptverbraucher vorgestellt und die Modellierung der Masse hinsichtlich der generierenden sowie verteilenden Komponenten des Systems dargestellt. Abschließend wird das Modell anhand der Basisflugzeuge A320 und A340 sowie anhand eines von der Modellerstellung unabhängigen Flugzeugtypes der A310 überprüft.

Der Vorteil der in diesem Bericht anhand des elektrischen Bordsystems vorgestellten physikalisch / technischen begründeten Prognosemethode für Systeme gegenüber rein statistischen Ansätzen liegt darin begründet, daß die Systeme, soweit dies innerhalb des Vorentwurfes möglich ist, diskretisiert werden und somit zur Berechnung eines Parameters verschiedene Funktione vorliegen. So können bei gleichem Technologiestand die Systemparameter aus Flugzeugentwurfsdaten für völlig neue Konfigurationen ermittelt werden wie auch Änderungen hinsichtlich der Architektur und der Verknüpfung

bekannter Komponenten in ihrer Wirkung auf die Parameter bewertet werden. Sofern sich darüber hinaus Änderungen innerhalb der unteren Diskretisierungsebenen ergeben, können die Funktionalen den Änderungen gemäß angepaßt werden, so daß auch der technische Fortschritt einzelner Untersysteme berücksichtigt und abgebildet werden kann. Dies wäre bei den statistischen Ansätzen nur über einen komplett neuen Ansatz und erweiterte neue Regressionsanalysen lösbar.

8. SCHRIFTTUM

- [1] Airbus Industrie (Hrsg.): System Description Note A320. Airbus Industrie, Toulouse, 1991.
- [2] Airbus Industrie (Hrsg.): System Description Note A340. Airbus Industrie, Toulouse, 1991.
- [3] Airbus Industrie (Hrsg.): Vertrauliche, technische Informationen. Airbus Deutschland GmbH, Hamburg-Finkenwerder, 2002.
- [4] Airbus Industrie (Hrsg.): General Familiarization A340-200/-300. Hamburg- Finkenwerder, 2002. – Schulungsunterlagen
- [5] Baehr, Hans Dieter; Stephan, Karl: Wärme und Stoffübertragung. Berlin: Springer, 1998.
- [6] Calinski, Daniela: Modellbildung, -verifikation und -optimierung von Systemkopplungen für das elektrische Bordnetz bei Verkehrsflugzeugen. Arbeitsbereich Flugzeugsystemtechnik der TU Hamburg - Harburg, 2001. – Studienarbeit
- [7] Carl, Udo: Flugzeugsysteme I. Arbeitsbereich Flugzeugsystemtechnik der TU Hamburg-Harburg, Hamburg, 2001. – Vorlesungsskript
- [8] Deutsche Lufthansa AG (Hrsg.): Flugplan, Juli bis Oktober 2000, Köln, 2000.
- [9] Kümmel, Wolfgang (Hrsg.): Stoffdaten Luft gemäß Normatmosphäre. Fachbereich Maschinenbau und Wirtschaftsingenieurwesen der Fachhochschule Lübeck, Lübeck: 2002 – Programm zur Berechnung der Stoffdaten von Luft, Labor für Strömungslehre und Strömungsmaschinen (www.fh-luebeck.de/mw/studiengänge/m/m-index.html)
- [10] Hirt, Norbert: Energieeinsparung bei Innenraumbeleuchtung. Renningen-Malmsheim: expert-Verlag, 1994.
- [11] Koeppen, Carsten; Carl, Udo: Erfassung und Bewertung von Systemen im Flugzeugentwurf. (DGLR-2002-190) Bonn: Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, 2002. - Präsentation auf dem Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2002, Stuttgart
- [12] Krol, Sebastiaan: Modellbildung, -verifikation und -optimierung von Systemkopplungen der Klimaanlage in Verkehrsflugzeugen. Arbeitsbereich Flugzeugsystemtechnik der TU Hamburg- Harburg, Hamburg, in Bearbeitung. – Studienarbeit
- [13] Lohn, Carsten: Entwicklung eines Verfahrens zur Abschätzung der Systemmassen für das Passagierflugzeug A3XX. Fakultät für Maschinenwesen der TU Braunschweig, Braunschweig, 1998. – Diplomarbeit
- [14] Roskam, Jan: Airplane design: Layout design of landing gear and systems. Band 4, Ottawa, Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corp., 1989.
- [15] Schirmann, Arnd; Tieck, Stephan: Simulation von Betreiberprozessen im Rahmen der Entwicklung neuer Powermanagementkonzepte für die Kabinensysteme des A380. (DGLR-JT2002-145) Bonn: Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, 2002. - Präsentation auf dem Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2002, Stuttgart
- [16] SAFT (Hrsg.): Dimensionierung, elektrische Charakteristik und Anwendung von Si-Cad Flugzeugbatterien. Hauptsitz SAFT, Blagnac, 2003. – Datenblätter, www.saftbatteries.com (>Aviation >Aircraft >Products >main batteries)
- [17] Stefansson, Stefan: Evaluation of standard mathematical models for the prediction of aircraft system parameters and their comparison to data of built aircraft. Arbeitsbereich Flugzeugsystemtechnik der TU Hamburg- Harburg, 2001. – Studienarbeit
- [18] Theiß, Erik: Beleuchtungstechnik: neue Technologien der Innen- und Aussenbeleuchtung. München: Oldenbourg-Industrieverlag, 2000.
- [19] Tieck, Stephan: Persönliche Mitteilung. Airbus Deutschland GmbH, Hamburg-Finkenwerder, 2002.
- [20] Torenbeek, Egbert: Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance. Dordrecht: Kluwer, 1990.