https://doi.org/10.15480/882.19297

BETRIEBSKOSTENSCHÄTZUNG VON FLUGZEUGSYSTEMEN ALS BEITRAG ZUR ENTWURFSOPTIMIERUNG

D. Scholz

Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik

Technische Universität Hamburg-Harburg

1. ZUSAMMENFASSUNG

Flugzeugsysteme - auch bekannt als Grund- oder Ausrüstungssysteme - haben in modernen Transportflugzeugen einen hohen technischen und wirtschaftlichen Stellenwert erreicht. Ziel ist daher, den Entwurf neuer Flugzeugsysteme hinsichtlich ihrer Wirtschaftlichkeit für die Fluggesellschaften zu optimieren.

Bisher wurden Flugzeugsysteme nach einzelnen Kriterien beurteilt wie: Gewicht, Wartbarkeit, Zuverlässigkeit und Systempreis. Aufgabe der hier vorgestellten Methode *DOCsys* ist, diese und andere isolierte Bewertungsparameter zu einer Größe - den Betriebskosten - zusammenzufassen. Die Methode stellt damit eine auf Flugzeugsysteme zugeschnittene DOC-Methode dar. Dabei kommt *DOCsys* mit vergleichsweise wenigen Eingangsdaten aus und kann so bereits in der frühen Projektphase eingesetzt werden.

Die Methode wird am Beispiel des Flugsteuerungssystems der Airbus-Flugzeuge A320 und A340 demonstriert.

2. EINLEITUNG

Die Bewertung und Optimierung technischer Systeme ist abhängig von definierten Zielen. Die Definition der Ziele eines Unternehmens ist subjektiv. Generell gilt jedoch, daß unternehmerische Ziele am ökonomischen Prinzip ausgerichtet sind, welches besagt, daß vorgegebene Ziele mit den geringsten Mitteln zu erreichen sind. Die Unternehmung kann nun der Flugzeugbau oder der Flugzeugbetrieb sein. Eine Berechnungsmethode, die die Sicht des Flugzeugherstellers einnimmt, würde die Kosten der Flugzeugentwicklung, der Produktion und des Vertriebs erfordern. Solche Daten kann der Flugzeughersteller selbst - wenn überhaupt - nur mit größtem Zeitaufwand generieren. Eine derartige Sichtweise ist demnach für das frühe Projektstadium ungeeignet.

Die hier vorgestellte generelle Methode zur wirtschaftlichen Optimierung von Flugzeugsystemen erfolgt daher nicht aus der Sicht des Flugzeugherstellers, sondern aus der Sicht des Betreibers, der sich für die Betriebskosten eines Flugzeugsystems interessiert. Die Betriebskosten eines Flugzeugsystems sind jedoch ebenso für den Flugzeughersteller von zentraler Bedeutung, denn bekanntlich kann ein Flugzeughersteller nur bei kundengerechter Entwicklung der Produkte langfristig erfolgreich sein. Die Flugzeugsystementwicklung muß daher darauf ausgerichtet sein, eine für den Betreiber betriebskosten-optimale Lösung zu finden.

3. VORGEHENS- UND ANALYSEMODELLE ZUM ENTWURF TECHNISCHER SYSTEME IM FLUGZEUGBAU

Im frühen Projektstadium, in dem noch kaum technische Parameter verfügbar sind, oder dort, wo nach subjektiven Kriterien verglichen wird, kommt die Nutzwertanalyse zum Einsatz [1]. Die Wertanalyse nach DIN 69910, ebenso wie das Design to Cost [2], haben bereits einen festen Platz im Flugzeugbau. Der Entwurf nach Life Cycle Costs (LCC) ist im militärischen Bereich etabliert, wurde aber auch für zivile Unterschallflugzeuge eingesetzt [3]. Die LCC geben die Kosten des gesamten Flugzeugprojektes an [4] oder aber die Lebenszykluskosten eines einzelnen Flugzeuges [3],[5]. Cost of Ownership (COO) stellen eine Betrachtungsweise aus Betreibersicht dar. Einige Autoren bezeichnen mit COO diejenigen Kosten, die allein aus dem Besitz eines Produktes resultieren (Beschaffung und fixe Betriebskosten) [6], während andere auch die variablen Betriebskosten dazurechnen [5], [7]. COO-Modelle werden oft als Marketing- und Verkaufsinstrumente eingesetzt [7]. Ein Beispiel eines COO-Modells für Flugzeugkomponenten ist das COO-Modell der Firma Honeywell [8], welches erweitert auch bei der Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH eingesetzt wird [9]. Direct Operating Costs (DOC) sind die gesamten Betriebskosten des Flugzeugs. Im Flugzeugbau haben die DOC-Methoden - vor allen anderen Methoden - die größte Verbreitung gefunden. Es existieren DOC-Methoden von Flugzeugherstellern (z.B. [6], [10], [11]), Flugzeugbetreibern (z.B. [12]) und Vereinigungen (z.B. [13], [14], [15]). Mit Ausnahme der *NASA*-DOC-Methode [15], berücksichtigen die DOC-Methoden Flugzeugsysteme nur sehr wenig. DOC-Methoden sollten nur die flugzeugabhängigen Kosten enthalten [16]. DOC-Methoden dienen daher einerseits Luftverkehrsgesellschaften zur optimalen Auswahl ihres Fluggerätes und andererseits Flugzeug- oder Triebwerksherstellern zur Bewertung neuer Entwürfe [16]. Sie stellen damit die beste Ausgangsbasis für ein Modell zur Optimierung von Flugzeugsystemen dar. Eine Anpassung der Flugzeug-DOC-Methoden an Flugzeugsysteme ist jedoch erforderlich (vergl. Kap. 4). DOC müssen von Indirect Operating Costs (IOC) abgegrenzt werden:

Während DOC flugzeugabhängige Kosten sind, handelt es sich bei IOC um passagierabhängige Kosten. Ein technischer Vergleich kann sich auf DOC beschränken, weil IOC per Definition nicht vom Flugzeug abhängen [16]. Total Operating Costs (TOC) schließlich sind die Summe aus DOC und IOC. Ein ausführlicher Vergleich von Vorgenhens- und Analysemodellen zum Entwurf technischer Systeme im Flugzeugbau ist in [17] enthalten. Insbesondere wurden in dieser Arbeit die DOC-Methoden auf ihre Aussagen zu Flugzeugsystemen untersucht.

4. DEFINITION VON DIRECT OPERATING COSTS FÜR FLUGZEUGSYSTEME DOC_{sys}

Direkte Betriebskosten von Flugzeugsystemen DOC_{sys} sind ein Bestandteil der DOC des gesamten Flugzeugs. Dies macht deutlich, daß geringe DOC_{sys} dazu beitragen müssen, die DOC des gesamten Flugzeuges niedrig zu halten.

Nach Definition der *Air Transport Association of America* (ATA) [13] enthalten die DOC die flugzeugabhängigen Kosten durch

- Cockpitbesatzung,
- Kraftstoff (*Fuel*),
- Wartung (Direct Maintenance Costs)(*DMC*),
- Abschreibung (*Depr*),
- Versicherung.

Für Flugzeugsysteme sind die Kosten für die Cockpitbesatzung ein fester Betrag, solange nicht durch die Art der Systeme die Anzahl der Besatzungsmitglieder verändert wird. Die Kosten der Cockpitbesatzung werden daher hier nicht weiter berücksichtigt. Kosten für die Versicherung des Flugzeugs gegen Beschädigung oder Verlust sind abhängig vom Flugzeugpreis und damit auch vom Preis der Flugzeugsysteme. Nach [4] betragen sie nur etwa 2% der DOC und werden hier vernachlässigt. Damit können direkte Betriebskosten von Flugzeugsystemen DOC_{sys} im engeren Sinne definiert werden:

$$DOC_{sys} = Depr_{sys} + Fuel_{sys} + DMC_{sys} \quad . \tag{1}$$

Der Index "*sys*" bezeichnet dabei das jeweils betrachtete Flugzeugsystem gemäß ATA 100 [18]. Bei Flugzeugsystemen spielen über diese drei Kostenelemente hinaus, im Zusammenhang mit der Flugzeugwartung, auch

- Verspätungskosten (*Delay*),
- Ersatzteilbevorratungskosten (*SHC*, Spare Holding Costs)

eine Rolle. Damit können direkte Betriebskosten von Flugzeugsystemen DOC_{sys} im weiteren Sinne definiert werden:

$$DOC_{sys} = Depr_{sys} + Fuel_{sys} + DMC_{sys} + Delay_{sys} + SHC_{sys} \quad . \tag{2}$$

Als Einheit der DOC_{sys} wurden hier gewählt: US$ / (Flugzeug · Jahr). Eine Umrechnung in jede andere für DOC übliche Einheit ist natürlich möglich.

5. ABSCHREIBUNG $Depr_{sys}$

Technisch begründete Abschreibungskosten entstehen aus einer Mischung von zeitlicher und gebrauchsbedingter Abnutzung. In welchem Maße ein Flugzeugsystem zeitlicher bzw. gebrauchsbedingter Abnutzung unterliegt muß aus Wartungserfahrungen und dem Aufbau des Flugzeugsystems abgeschätzt werden und wird ausgedrückt durch einen Faktor K_N im Intervall von 0 bis 1, mit $K_N = 1$ für ausschließlich zeitliche Abschreibung und $K_N = 0$ für ausschließlich gebrauchsbedingte Abschreibung. Die zeitlich bedingte Abschreibung ergibt sich aus

- Systempreis *Price* ,
- Restwert *Residual* ,
- Nutzungsdauer *N* in Jahren.

Die gebrauchsbedingte Abschreibung folgt aus

- Gesamtnutzungsdauer *O* in Betriebsstunden,
- Nutzung *U* in Betriebsstunden pro Jahr.

Nach diesem Ansatz berechnet sich eine lineare, technisch begründete Abschreibung von Flugzeugsystemen nach

$$Depr_{sys} = \frac{Price - Residual}{N} \cdot K_N + \frac{Price \cdot U}{O} \cdot (1 - K_N) \quad . \tag{3}$$

(Der Index *sys* wird in dieser und den folgenden untergeordneten Formeln fallen gelassen.) Für $K_N = 1$ erhält man eine Formel, wie sie bereits in DOC-Rechnung vielfach zur Anwendung kommt.

6. KRAFTSTOFFKOSTEN $Fuel_{sys}$

6.1 Elemente der Kraftstoffkosten

Die für Flugzeugsysteme anteiligen Kraftstoffkosten werden hier getrennt entsprechend ihrer physikalischen Ursache (Index: *X*)berechnet. Diese getrennte Darstellung soll eine detailliertere Interpretation der DOC_{sys} ermöglichen. Es wird unterschieden zwischen Kraftstoffkosten durch

- den Transport von Systemmasssen konstanter Größe (feste Massen), Index: *mf* ;
- den Transport von variablen Systemmassen, Index: *mv* ;
- Wellenleistungsentnahme vom Triebwerk, Index: *P* ;
- Zapfluftentnahme vom Triebwerk, Index: *B* ;
- Stauluftbedarf, Index: *R* .

$$Fuel_{sys} = Fuel_{mf} + Fuel_{mv} + Fuel_P + Fuel_B + Fuel_R \quad . \tag{4}$$

Die einzelnen Kraftstoffkosten $Fuel_X$ sind abhängig vom jeweiligen Kraftstoffverbrauch pro Flug und Ursache $m_{fuel,X}$, dem Kraftstoffpreis *FuelPrice* und der Anzahl von Flügen pro Jahr *NFY* (Number of Flights per Year):

$$Fuel_X = m_{fuel,X} \cdot FuelPrice \cdot NFY \quad . \tag{5}$$

6.2 Berechnung des Kraftstoffverbrauchs getrennt nach Flugphase und Ursache

Der Kraftstoffverbrauch durch Wellenleistungsentnahme "X=P", Zapfluft "X=B" oder Stauluftbedarf "X=R" während einer Flugphase i besteht einerseits aus dem erforderlichen Kraftstoff für diese geforderten Leistungen (Index: f) $m_{fuel,i,X,f}$ und andererseits aus Kraftstoff der für den Transport dieser Kraftstoffmassen während vorangehender Flugphasen mitgeführt werden muß (Index: m) $m_{fuel,i,X,m}$.

$$m_{fuel,i,X} = m_{fuel,i,X,m} + m_{fuel,i,X,f} \quad . \tag{6}$$

Für feste und variable Systemmassen ("mf" und "mv") existiert ein $m_{fuel,i,X,f}$ nicht ($m_{fuel,i,X} = m_{fuel,i,X,m}$) und $m_{fuel,i,mf}$ bzw. $m_{fuel,i,mv}$ sind nach Gl. 30 bzw. Gl. 37 der Kraftstoff zum Transport der Systemmassen. Für "X = P, B, R" wird $m_{fuel,i,X,m}$ aus $m_{i,X}$ mit Gl. 31 berechnet und $m_{fuel,i,X,f}$ nach Gl. 41 (P), Gl. 43 (B), Gl. 45 (R). Dabei berücksichtigen diese Gleichungen schon, daß bereits <u>während</u> einer Flugphase neben dem direkten Kraftstoffverbrauch durch die Ursache "X" auch Kraftstoff zu dessen Transport erforderlich ist.

Folgende Flugphasen i sollen hier berücksichtigt werden:

1.) Start und Warmlauf des Triebwerkes,
2.) Rollen,
3.) Start,
4.) Steigflug,
5.) Reiseflug,
6.) Sinkflug,
7.) Landung, Rollen, Abstellen.

Die Masse am Ende der Flugphase Nr. 7 (Landung, Rollen, Abstellen) sei mit m_7 bezeichnet. Diese Masse ist genau die Masse des Flugzeugsystems m_{sys}, die den festen Flugzeugsystemmassen "mf" zugeordnet wird. Kraftstoff, der zum Transport der Systemmasse und Betrieb der Systeme mitgenommen werden mußte, ist zu diesem Zeitpunkt per Definition bereits verbraucht.

$$m_7 = m_{7,mf} = m_{sys} \tag{7}$$

Die Massen am Ende der Flugphase Nr. 6 (Sinkflug) für die jeweilige Ursache X ($m_{6,X}$) beinhaltet die Massen am Ende der nachfolgenden Flugphase Nr. 7 ($m_{7,X}$), sowie die Kraftstoffmasse, die für die nachfolgende Flugphase Nr. 7 für die jeweilige Ursachen "X" erforderlich ist ($m_{fuel,7,X}$):

$$m_{6,X} = m_{7,X} + m_{fuel,7,X} \tag{8}$$

Verabredungsgemäß ist (siehe oben) $m_{7,X} = 0$ für alle X ≠ "mf". Allgemein gilt für "mf", "P", "B" und "R"

$$m_{(i-1),X} = m_{i,X} + m_{fuel,i,X} \quad . \tag{9}$$

Für variable Flugzeugsystemmassen "mv" bei konstantem Verbrauch $\dot{m}_{i,mv}$ während der zeitlichen Länge τ_i der Flugphase i ist

$$m_{(i-1),mv} = \dot{m}_{i,mv} \cdot \tau_i + m_{fuel,i,mv} \quad . \tag{10}$$

Es wird deutlich, daß eine Berechnung des Kraftstoffverbrauchs am Ende des Fluges ($i=7$) beginnt und sich schrittweise zum Beginn des Fluges vorarbeitet ($i=1$). Der gesamte für eine Ursache "X" verbrauchte Kraftstoff während eines Fluges ist

$$m_{fuel,X} = \sum_{i=1}^{7} m_{fuel,i,X} \tag{11}$$

und kann in Gl. 5 eingesetzt werden. Die Größen

$$\frac{m_{i,X}}{m_{(i-1),X}} = \frac{m_{i,X}}{m_{i,X} + m_{fuel,i,X}} \tag{12}$$

werden in Anlehnung an z.B. [5] Missions-Segment-Massenverhältnis genannt (mission segment weight fractions). Die Größen m_i/m_{i-1} sind für $i=1,2,3,7$ und für den Transport von fixen Massen aus der Erfahrung des Flugzeugentwurfs bekannt. Diese Missions-Segment-Massenverhältnisse wurden hier vereinfachend auch für X=P,B,R verwandt:

<u>Flugphase 1:</u> $m_1/m_0 = 1$, weil die Anwesenheit von Massen der Flugzeugsysteme keinen zusätzlichen Kraftstoffverbrauch beim Anlassen und beim Warmlauf der Triebwerke verursacht.

<u>Flugphase 2:</u> Flugzeugsysteme verursachen eine Erhöhung der Rollreibung im gleichen Maße wie andere Massen des Flugzeuges. Demnach könnte nach [19] $m_2/m_1 = 0{,}99$ gesetzt werden. Bedenkt man jedoch, daß durch den Leerlaufschub der Triebwerke mehr Schub erzeugt als zum Rollen benötigt wird, so wird mit $m_2/m_1 = 1$ den Flugzeugsystemen kein Kraftstoffverbrauch angerechnet.

<u>Flugphase 3:</u> Die Massen der Flugzeugsysteme müssen ebenso wie die übrigen Massen des Flugzeugs beschleunigt werden und verursachen ebenso auftriebsbedingten Widerstand. Nach [19] gilt als Anhaltswert $m_3/m_2 = 0{,}995$.

<u>Flugphase 7:</u> Nach [19] ist $m_7/m_6 = 0{,}992$. Berücksichtigt man jedoch die Vorgänge beim Rollen entsprechend Flugphase 2 und die beim Abstellen entsprechend Flugphase 1, so gibt $m_7/m_6 = 0{,}996$ die Verhältnisse für Flugzeugsysteme besser wider.

Wenn keine genaueren Angaben vorliegen lassen sich mit den Missions-Segment-Massenverhältnissen die Kraftstoffverbräuche

für die Flugphasen $i=1,2,3,7$ abschätzen:

$$m_{fuel,i,x} = m_{i,x}\left(\frac{m_{(i-1),x}}{m_{i,x}} - 1\right) \quad . \tag{13}$$

Die Flugphasen 4,5 und 6 werden für jede Ursache "X" gemeinsam in einer Gleichung behandelt. Zur Berechnung wird ein Ansatz gemäß der Reichweitenformel nach *Breguet* (vergl. z.B. [5]) gemacht.

6.3 Kraftstoffverbrauch durch den Transport von festen Massen

Beim Transport von festen Massen - in diesem Zusammenhang also - $m_{i,f}$ bzw. allgemein $m_{i,x}$ während einer Flugphase i ist

$$dm = - SFC_i \cdot T_{i,x} \cdot dt \quad . \tag{14}$$

Die Masseänderung dm während einer Zeit dt berechnet sich also aus

- dem schubspezifischen Kraftstoffverbrauch SFC_i (Einheit: kg/(Ns)) und
- dem erforderlichen Schub zum Transport der Masse $m_{i,x}$: $T_{i,x}$.

Je Masseänderung dm kann eine Zeit

$$dt = - \frac{1}{SFC_i \cdot T_{i,x}}\, dm \tag{15}$$

geflogen werden. Für Steig-, Reise- und Sinkflug gilt allgemein

$$L_{i,x} = m_{i,x} \cdot g \cdot \cos\gamma_i \quad , \tag{16}$$

$$D_{i,x} = \frac{L_{i,x}}{L/D_i} = \frac{m_{i,x} \cdot g \cdot \cos\gamma_i}{L/D_i} \quad , \tag{17}$$

$$T_{i,x} = D_{i,x} + m_{i,x} \cdot g \cdot \sin\gamma_i \quad , \tag{18}$$

$$T_{i,x} = m_{i,x} \cdot g \cdot \left(\frac{\cos\gamma_i}{L/D_i} + \sin\gamma_i\right) \quad , \tag{19}$$

$$\sin\gamma_i = \frac{R/C_i}{V_{TAS,i}} \quad , \tag{20}$$

$$\cos\gamma_i = \sqrt{1 - \sin^2\gamma_i} = \sqrt{1 - \left(\frac{R/C_i}{V_{TAS,i}}\right)^2} \tag{21}$$

$T_{i,x}$, $D_{i,x}$ und $L_{i,x}$ sind Schub, Widerstand und Auftrieb, die durch Massen der Flugzeugsysteme verursacht werden. g ist die Erdbeschleunigung. Dabei ist in der jeweiligen Flugphase i: R/C_i die Steigrate (Rate of Climb), $V_{TAS,i}$ die wahre Fluggeschwindigkeit (True Air Speed), L/D_i die Gleitzahl und γ_i der Bahnneigungswinkel. Es gilt:

- Steigflug: $R/C_4 > 0$; $\gamma_4 > 0$;
- Reiseflug: $R/C_5 = 0$; $\gamma_5 = 0$;
- Sinkflug: $R/C_6 < 0$; $\gamma_6 < 0$.

Da Kraftstoff im Sinkflug nicht erzeugt werden kann, gilt Gl. 14 nur für erforderliche positive Triebwerksschübe $T \geq 0$ und somit nur für Bahnneigungswinkel

$$\gamma_i \geq \arctan\left(\frac{1}{L/D_i}\right) \quad . \tag{22}$$

Auch beim schnellen Sinken mit konstanter Geschwindigkeit ist diese Bedingung noch erfüllt, wenn korrekte Werte für L/D_i in Abhängigkeit von der jeweiligen Konfiguration vorliegen (z.B. L/D bei ausgefahrenen Spoilern). Bei

$$\gamma_i \approx \arctan\left(\frac{1}{L/D_i}\right) \tag{23}$$

also im Gleitflug (bei "minimum idle"), geht der erforderliche Schub gegen Null und der SFC-Wert gegen unendlich, weil zur Aufrechterhaltung des Triebwerkprozesses ein geringer Kraftstoffmassenstrom erforderlich ist. Dieser Kraftstoffmassenstrom sollte jedoch für den Kraftstoffverbrauch durch Flugzeugsysteme unberücksichtigt bleiben, weil er unabhängig von den Systemmassen anfällt. Liegen keine Triebwerksdaten für den Sinkflug vor, so kann hier zur Abschätzung des Kraftstoffverbrauchs für Flugzeugsystemmassen folgendermaßen vorgegangen werden:

$$\text{Für } \gamma_6 > \frac{1}{2}\arctan\left(\frac{1}{L/D_6}\right) : SFC_6 = SFC_5 \tag{24}$$

$$\text{Für } \gamma_6 \leq \frac{1}{2}\arctan\left(\frac{1}{L/D_6}\right) : SFC_6 = 0 \quad . \tag{25}$$

Mit der Abkürzung

$$K_{E,i} = SFC_i \cdot g \cdot \left(\frac{\cos\gamma_i}{L/D_i} + \sin\gamma_i\right) \tag{26}$$

erhalten wir aus Gl. 15 und 19

$$dt = - \frac{1}{m_{i,x} \cdot K_{E,i}} \, dm \quad . \tag{27}$$

Dies integriert über alle Masseänderungen durch Kraftstoffverbrauch während einer Flugphase i ergibt eine Dauer τ_i der Flugphase:

$$\tau_i = - \frac{1}{K_{E,i}} \int_{m_{i-1}}^{m_i} \frac{1}{m_{i,x}} \, dm \quad . \tag{28}$$

Massen von Flugzeugsystemen sind in der Regel feste Massen. Es können jedoch auch variable Systemmassen vorkommen (siehe Kapitel 6.4). Für feste Massen gilt

$$\tau_i = \frac{1}{k_{E,i}} \ln \left(\frac{m_{i-1}}{m_i} \right) \quad . \tag{29}$$

Der Kraftstoffverbrauch verursacht durch feste Flugzeugsystemmassen in der i-ten Flugphase ist mit Gl. 9:

$$m_{fuel,i,f} = m_{i,f} \cdot \left(e^{\tau_i \cdot k_{E,i}} - 1 \right) \quad . \tag{30}$$

Weiterhin ist ebenso

$$m_{fuel,i,x,m} = m_{i,x} \cdot \left(e^{\tau_i \cdot k_{E,i}} - 1 \right) \quad . \tag{31}$$

Die Dauer der jeweiligen Flugphase τ_i ergibt sich aus der Gesamtflugzeit FT, der durchschnittlichen Steig- bzw. Sinkrate R/C_i und der Reiseflughöhe h:

$$\tau_4 = \frac{h}{R/C_4} \quad , \tag{32}$$

$$\tau_6 = \frac{h}{- R/C_6} \quad , \tag{33}$$

$$\tau_5 = FT - \tau_4 - \tau_6 \quad . \tag{34}$$

Der Kraftstoffverbrauch durch den Transport von festen Flugzeugsystemmassen über einen Flug vom Start der Triebwerke bis zum Abstellen kann nun mit den Gleichungen 6, 13 und 30 bzw. 31 abgeschätzt werden.

Eine Überprüfung dieser einfachen Abschätzung mit verifizierten Entwurfsdaten von Airbus-Flugzeugen bei Kurz-, Mittel- und Langstreckenflügen ergab einen durchschnittlichen Fehler von 5% [20], wobei die erforderliche Kraftstoffmasse im Mittel weder zu groß noch zu klein abgeschätzt wurde. Die verbleibende Ungenauigkeit der Rechnung kann vor allem mit der geringen Genauigkeit gegebener SFC-Werte begründet werden. Die SFC-Werte wurden bei den durchgeführten Rechnungen aus [12] und [21] entnommen.

6.4 Kraftstoffverbrauch durch den Transport von variablen Massen

Die Massen von Flugzeugsystemen können nicht nur als feste Massen auftreten, sondern auch als variable Massen. Das Wasser/Abwassersystem (ATA 38) ist ein Beispiel für ein Flugzeugsystem mit variabler Masse: Das Frischwasser, welches einem befüllten Behälter entnommen wird, verläßt das Flugzeug nach Gebrauch in den Waschbecken über den sogenannten "drainmast" in die Umgebung. Kraftstoffverbrauch und der Verbrauch variabler Massen sollen vereinbarungsgemäß positive Werte annehmen. Es wird die Annahme getroffen, daß der Verbrauch $\dot{m}_{i,mv}$ konstant ist. Es sei $t=0$ zu Beginn jeder Flugphase i. Für die Masseänderung $dm_{i,mv}$ während der Zeit dt in der Flugphase i ist

$$dm_{i,mv} = \dot{m}_{i,mv} \, dt \quad . \tag{35}$$

Gl. 31 abgeleitet nach m_i und Gl. 35 eingesetzt in das Ergebnis führt auf

$$dm_{fuel,i} = \left[e^{t \cdot K_{E,i}} - 1 \right] \dot{m}_{i,mv} \cdot dt \quad . \tag{36}$$

Dies integriert über eine Flugphase i von $t = 0$ bis $t = \tau_i$ ergibt (vergl. [22]):

$$m_{fuel,i,mv} = \frac{\dot{m}_{i,mv}}{K_{E,i}} \left[e^{\tau_i \cdot K_{E,i}} - 1 \right] - \dot{m}_{i,mv} \, \tau_i \, . \tag{37}$$

6.5 Kraftstoffverbrauch durch Wellenleistungsentnahme

Flugzeugsysteme entnehmen über Generatoren und Hydraulikpumpen Wellenleistung vom Triebwerk. Die Auswertung der Daten verschiedener Triebwerke von Verkehrsflugzeugen ergab, daß sich der schubspezifische Kraftstoffverbrauch SFC durch die Wellenleistungsentnahme erhöht. Die Differenz aus dem SCF-Wert mit und ohne Wellenleistungsentnahme wird mit ΔSFC bezeichnet. Die Analyse ergab:

- ΔSFC ist proportional zur entnommenen Wellenleistung.
- Bei gleicher Wellenleistungsentnahme sinkt ΔSFC mit steigender Triebwerksgröße.

Trägt man nun das Verhältnis aus ΔSFC und SFC auf über einer relativierten Wellenleistungsentnahme je Triebwerk $P/(n \cdot T_{T/O})$ in der Einheit W/N ($T_{T/O}$ ist der Startschub und damit ein die Triebwerksgröße beschreibender Wert, n die Anzahl der Triebwerke am Flugzeug), so streuen die Daten nur geringfügig um eine Gerade durch den Ursprung mit der Steigung $K_P = 0{,}0115$ N/W [17]. Aus diesem Zusammenhang kann für Flugphase i ΔSFC_i abgeschätzt werden aus

$$\Delta SFC_i = SFC_i \cdot K_P \frac{P_i}{n \cdot T_{T/O}} \quad (38)$$

Der Kraftstoffverbrauch durch Wellenleistungsentnahme wird berechnet mit Hilfe eines leistungsspezifischen Kraftstoffverbrauchs $(SFC_i)_P$. Aus Gl. 38 und dem Ansatz

$$\begin{aligned} \dot{m}_{fuel,P,i} &= P_i \cdot (SFC_i)_P = \\ &\Delta SFC_i \cdot T_{req,i} = \\ &\Delta SFC_i \cdot m_{A/C} \cdot g \cdot \left(\frac{\cos\gamma_i}{L/D_i} + \sin\gamma_i \right) \end{aligned} \quad (39)$$

folgt

$$(SFC_i)_P = \frac{K_P \cdot SFC_i \cdot m_{A/C} \cdot g}{n \cdot T_{T/O}} \cdot \left(\frac{\cos\gamma_i}{L/D_i} + \sin\gamma_i \right) . \quad (40)$$

Ein Kraftstoffverbrauch stellt im Sinne von Gl. 37 eine variable Masse dar. Unter Berücksichtigung der Flugphase i ist

$$m_{fuel,i,P,f} = \frac{P_i \cdot (SFC_i)_P}{K_{E,i}} \left[e^{\tau_i \cdot K_{E,i}} - 1 \right] . \quad (41)$$

6.6 Kraftstoffverbrauch durch Zapfluftentnahme

Wird Zapfluft dem Triebwerk entnommen, so kann ein Kraftstoffmassenstrom ermittelt werden, der erforderlich ist, um konstanten Schub am Triebwerk beizubehalten. Nach [22] kann ein Kraftstoffmassenstrom durch Zapfluftentnahme gemäß

$$\dot{m}_{fuel,B} = k_B \cdot T_{tb} \cdot \dot{m}_B \quad (42)$$

abgeschätzt werden. Dabei ist $k_B \approx 3.015 \cdot 10^{-5}$ 1/K und T_{tb} die Turbineneintrittstemperatur. Analog zu Gl. 41 folgt unter Berücksichtigung der Flugphase i

$$m_{fuel,i,B,f} = \frac{k_B \cdot T_{tb} \cdot \dot{m}_{B,i}}{K_{E,i}} \left[e^{\tau_i \cdot K_{E,i}} - 1 \right] \quad (43)$$

6.7 Kraftstoffverbrauch durch Stauluftbedarf

Es wird die Annahme gemacht, daß der geforderte Stauluftvolumenstrom Q im flugzeugfesten Koordinatensystem vollständig abgebremst wird. Für den dadurch verursachten Widerstand ist ein Kraftstoffmassenstrom

$$\dot{m}_{fuel,R} = SFC \cdot \rho \cdot Q \cdot v_{TAS} \quad (44)$$

erforderlich. ρ und v_{TAS} sind die entsprechende Luftdichte bzw. Fluggeschwindigkeit. Wieder analog zu Gl. 41 ist unter Berücksichtigung der Flugphase i

$$m_{fuel,i,R,f} = \frac{\rho_i \cdot Q_i \cdot v_{TAS,i} \cdot L/D_i}{g} \left[e^{\tau_i \cdot K_{E,i}} - 1 \right] . \quad (45)$$

7. WARTUNGSKOSTEN

In der gleichen Art wie zwischen DOC und IOC unterschieden wird (siehe Kap. 3), wird auch zwischen direkten Wartungskosten (Direct Maintenance Costs), DMC und Indirekten Wartungskosten (Indirect Maintenance Costs), IMC unterschieden. DMC sind ein Bestandteil der DOC während IMC ein Bestandteil der IOC sind. Das *World Airlines Technical Operations Glossary* [23] definiert DMC:

> DMC are those maintenance labour and material costs directly expended in performing maintenance on an item or aircraft.

DMC erlauben daher eine technische Beurteilung von Flugzeugsystemen und können zur Entwurfsoptimierung dienen.

Drei Vorgehensweisen zur Bestimmung von DMC können unterschieden werden:

Parametrische Methoden basieren auf Gleichungen mit Wartungsparametern. [12], [15] beinhalten parametrische Methoden zur DMC Berechnung.

Analytische Methoden teilen eine Wartungsaufgabe in elementare Teilaufgaben für die Arbeitszeiten und Kosten bekannt sind. Analytische Methoden können nur für kleine im Detail bekannte Wartungsaufgaben eingesetzt werden.

Vergleichende Methoden berechnen Wartungskosten mit Hilfe bekannter Wartungskosten und berechneter oder geschätzter Vergleichsfaktoren. Vergleichende Methoden eignen sich insbesondere für die Ermittlung von Wartungskosten neuer Flugzeuge.

Eine vergleichende Methode ist die *Airbus Industrie Comparison Method* , AICM. Sie wird bei *Airbus Industrie* (AI) regelmäßig eingesetzt insbesondere bei neuen Flugzeugprojekten im Entwurfsstadium auf ATA-Kapitel-Ebene. Die AICM basiert auf Vergleichsmethoden wie sie auch bei anderen Flugzeugherstellern (z.B. Boeing) im Entwurfsstadium eingesetzt werden. Die AICM kann damit als eine geeignete Methode zur Ermittlung der DMC angesehen werden. Als integraler Bestandteil innerhalb der hier vorgestellten Methode *DOCsys* soll die AICM hier kurz beschrieben werden. Die Grund-

gleichungen der AICM wurden [24] entnommen.

$$DMC_{sys} = (MMH_{on} \cdot L_F + MMH_{off} \cdot L_W) \cdot LR + MC \cdot C_E \quad (46)$$

MMH_{on} sind die Maintenance Man Hours für On Aircraft Maintenance, L_F ist der zugehörige Vergleichsfaktor. MMH_{off} sind die Maintenance Man Hours für Off Aircraft Maintenance, L_W ist der zugehörige Vergleichsfaktor. LR (Labour Rate) sind die Lohnkosten pro Stunde. Für einen technischen Vergleich sollten die Lohnkosten ohne IMC-Anteil eingesetzt werden (unburdend labour rate). Die Lohnkosten sind bekanntlich von Land zu Land sehr verschieden und können damit die DMC_{sys} stark beeinflussen. MC sind die Materialkosten, C_E ist der entsprechende Vergleichsfaktor. Die AICM setzt voraus, daß MMH_{on}, MMH_{off} und MC des Referenzflugzeugs bekannt sind. Ebenso sind für die Ermittlung der Vergleichsfaktoren technische Detailkenntnisse über das Referenzflugzeug erforderlich.

Bei den Vergleichsfaktoren wird unterschieden zwischen
- o Konstruktionsfaktoren (design) D,
- o Zuverlässigkeit (reliability) R,
- o Wartbarkeit (maintainability) M mit u.a. M_3 (diagnostic capability) also den Möglichkeiten einen Fehler schnell zu finden,
- o Reparaturfaktor O, (overhaul and repair time factor) für unterschiede in Arbeitsanforderungen an eine Überholung des Systems,
- o S dem Materialkostenfaktor.

Damit ist

$$L_F = D \cdot R \cdot M \quad , \quad (47)$$

$$L_W = D \cdot R \cdot M_3 \cdot O \quad , \quad (48)$$

$$C_E = D \cdot R \cdot S \quad . \quad (49)$$

Es ist

$$D = D_1 \cdot D_2 \cdot D_3 \cdot D_4 \cdot D_5 \quad , \quad (50)$$

$$R = R_1 \cdot R_2 \quad , \quad (51)$$

$$M = M_1 \cdot M_2 \cdot M_3 \cdot M_4 \quad . \quad (52)$$

D_1 : Komplexitätsfaktor

$$D_1 = N(X)/N(V) \quad . \quad (53)$$

Das System des Referenz- b.z.w. des Vergleichsflugzeugs wird mit "V" bezeichnet, "X" gibt das projektierte oder zu untersuchende Flugzeugsystem an. N ist die geschätzte Anzahl der Komponenten des jeweiligen Systems.

D_2 : Faktor für den Stand der Entwicklung

$$D_2 = \frac{1}{LF(V)} \cdot \frac{1}{GF(V)} \cdot \frac{BF(X)}{1} \quad (54)$$

- o LF (Lernfaktor) ist Abhängig davon wie lange das Referenzflugzeug bereits in Service ist (**BILD 1**),
- o GF (Generationsfaktor) wird bestimmt durch die Erfahrung des Flugzeugherstellers und ist abhängig davon um die wievielte Flugzeuggeneration es sich bei dem Hersteller handelt (z.B. A300: 1, A320: 2, A340: 3) (**BILD 2**),
- o BF der Strukturaufbaufaktor: Systemstruktur
  - verbessert: $BF=1$,
  - beträchtlich verbessert: $BF=0,9$,
  - grundsätzlich verbessert: $BF=0,8$.

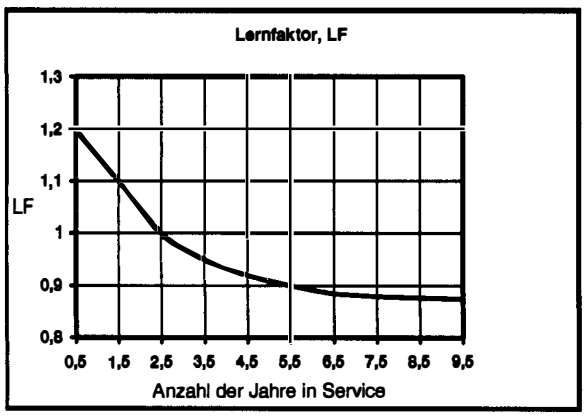


BILD 1: Lernfaktor (AI).

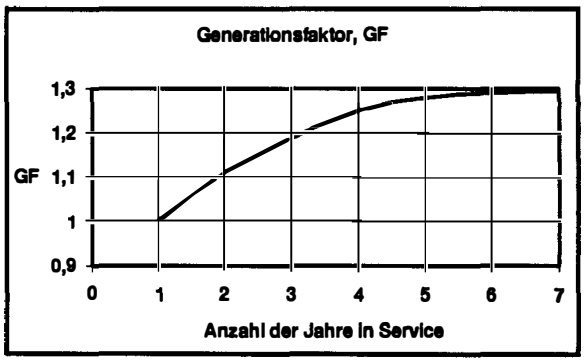


BILD 2: Generationsfaktor (AI).

D_3 : Umwelteinflüsse

In der Regel sind die Umwelteinflüsse auf die Flugzeugsysteme gleich dann ist $D_3 = 1$. Sonst muß eine Schätzung vorgenommen werden. Beispiel: Ungünstige Umwelteinflüsse auf das Referenzflugzeug: $D_3 < 1$.

ATA	a	b
21	0,50	0,50
22	0,75	0,25
23	0,60	0,40
24	0,80	0,20
25	0,25	0,75
26	0,25	0,75
27	0,40	0,60
28	0,80	0,20
29	0,40	0,60
30	0,30	0,70
31	0,90	0,10
32	0,00	1,00
33	0,60	0,40
34	0,80	0,20
35	0,60	0,40
36	0,50	0,50
38	0,30	0,70
49	0,00	1,00

TAB. 1: Einflußfaktoren (AI).

D_4 : Einfluß der Flugzeit je Flug

Flugzeugsysteme besitzen eine unterschiedliche Abhängigkeit von a) der Flugzeit und b) der Anzahl der Flüge. Die Gewichtungsfaktoren für die unterschiedlichen Systeme sind nach ATA-Kapiteln in **TAB. 1** aufgelistet. Die Angaben der **TAB. 1** beziehen sich auf eine Flugzeit von einer Stunde. Da die DMC basierend auf der Flugzeit berechnet werden, muß eine Korrektur in Bezug auf die zyklusabhängige Wartung vorgenommen werden:

$$D_4 = a + b \cdot \frac{FT(V)}{FT(X)} \quad . \qquad (55)$$

D_5 : Einfluß des Verhältnisses aus Flugzeit *FT* und Blockzeit *BT*

$$D_5 = \frac{BT(X) \;/\; FT(X)}{BT(V) \;/\; FT(V)} \quad . \qquad (56)$$

R_1 : Faktor für geplante Wartungsarbeiten

$$R_1 = \sqrt[n]{\frac{f_A(X)}{f_A(V)} \cdot \frac{f_B(X)}{f_B(V)} \cdot \frac{f_C(X)}{f_C(V)} \cdot \frac{f_D(X)}{f_D(V)} \cdot \ldots \cdot \frac{f_n(X)}{f_n(V)}} \qquad (57)$$

mit

n : Anzahl der verschiedenen Wartungsereignisse,

f : Wiederholungsrate der Wartungsereignisse für A, B, C, D ... Checks in Flugstunden,

A,B,C,D : Art des Wartungsereignisses.

R_2 : Faktor für ungeplante Wartungsarbeiten

$$R_2 = \frac{MTBUR(V)}{MTBUR(X)} \quad . \qquad (58)$$

MTBUR ist die Mean Time Between Unscheduled Removals. **TAB. 4** gibt Anhaltswerte für *MTBUR*. (Siehe auch Kap. 8).

M_1 : Erreichbarkeitsfaktor

Mit diesem Faktor wird die unterschiedliche Erreichbarkeit der Systeme bei Wartungsarbeiten bedacht. **BILD 3** zeigt M_1 (x-Achse!) als Funktion der Höhe (y-Achse!)

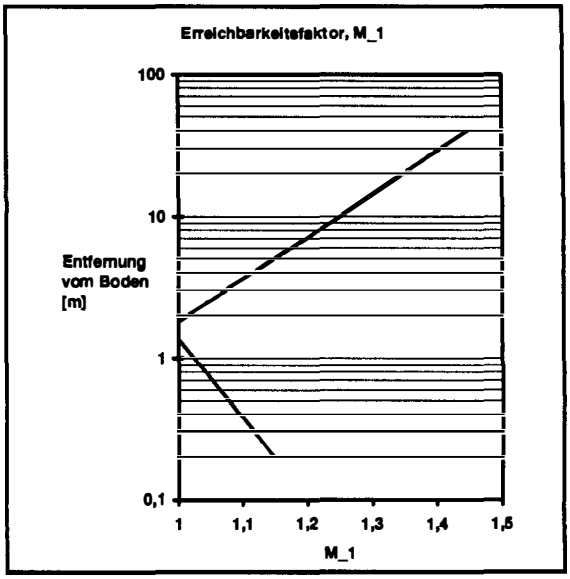


BILD 3: Ereichbarkeitsfaktor (AI).

des (Sub-)systems.

$$M_1 = M_1(X) \;/\; M_1(V) \qquad (59)$$

Wird die Betrachtung für alle einzelnen Subsysteme durchgeführt, so wird die gewichtete Summe der Einzelquotienten gebildet.

$$M_1 = p_1 \frac{M_{1,1}(X)}{M_{1,1}(V)} + p_2 \frac{M_{1,2}(X)}{M_{1,2}(V)} + \cdots + p_n \frac{M_{1,n}(X)}{M_{1,n}(V)} \qquad (60)$$

mit p_i der relativer Wartungshäufigkeit des jeweiligen Subsystems i und

$$p_1 + p_2 + \ldots + p_n = 1 \quad .$$

M_2 : Zugänglichkeitsfaktor

$$M_2 = M_2(X) \;/\; M_2(V) \qquad (61)$$

mit M_2 aus **TAB. 2.**

Zugänglichkeit	M_2
Direkt, an A/C-Außenseite	1,0
Direkt, im A/C	1,05
Schnell öffnende Tür, außen	1,05
Schnell öffnende Tür, innen	1,1
Verkleidung mit Schnellverschlüssen	1,1
Verkleidung mit Schrauben	1,3
Deckel mit Schrauben	1,3
Deckel Schrauben und Trockendichtung	1,4
Deckel mit nasser Dichtung	1,6
Zugang erst nach Ausbau von anderen Komponenten:	
o mechanisch / pneumatische Komp.	1,3
o hydraulische / Kraftstoffkomp.	1,5

TAB. 2: Zugänglichkeitsfaktoren (AI).

M_3 : Faktor für Diagnosemöglichkeiten

$$M_3 = M_3(X) \;/\; M_3(V) \qquad (62)$$

Diagnosefähigkeiten	M_3
direkt im Flug	0,9
direkt am Boden	1,0
Diagnose mit Geräten am Boden	1,05
Diagnose mit Geräten, die nur am Heimatflughafen vorhanden sind	1,1
kein Diagnosegerät für ein System, welches fast ausschließlich GO-items enthält	1,15
keine Diagnosegeräte für ein System, welches fast ausschließlich NO-GO-items enthält	1,3

TAB. 3: Faktor für Diagnosefähigkeit (AI).

Aus **TAB. 3** erhält man die Werte für die Zeitverluste durch Fehlersuche.

M_4 : Größenfaktor
Mit zunehmender Größe wird es aufwendiger an einem Flugzeug zu arbeiten. Für Flugzeuge gleicher Größe ist $M_4 = 1$. M_4 wird abgeschätzt. Ist das Referenzflugzeug z.B. kleiner, so ist $M_4 > 1$.

***O* : Reparaturfaktor**
O beschreibt die erforderliche Zeit für die Überholung und Reparatur sowie die Schwierigkeiten der Wartung und der damit verbundene Aufwand an Spezialisten und Maschinen. *O* wird abgeschätzt. Beispiel: $O < 1$ wenn das Referenzflugzeug schwerer wartbar ist.

***S* : Kostenfaktor für Ersatzteilpreise**
S gibt das Verhältnis der Ersatzteilpreise an. Hat z.B. das zu untersuchende Flugzeug "x" preiswertere Ersatzteile, so ist $S < 1$.

8. ERSATZTEILBEVORRATUNGSKOSTEN

Durch das gebundene Kapital von bevorrateten Flugzeugersatzteilen entstehen nicht unerhebliche Kosten. Die gesamten Lagerhaltungskosten gehören sachlich richtig zu den IOC und nicht zu den DOC. Dennoch sollte eine Verzinsung der Ersatzteile im Lager bei einer erweiterten Betrachtung zu den DOC von Systemen nicht unberücksichtigt bleiben.

Die "durchschnittlich erforderliche Anzahl an Flugzeug(teil)systemen" am Lager ist

$$RQS_{av} = RED \cdot TATR \cdot FS \cdot \frac{FT \cdot NFY}{MTBUR} \quad . \qquad (63)$$

Die Flugzeit ***FT*** und die Anzahl der Flüge pro Jahr ***NFY*** ergeben multipliziert mit der Rate ungeplanten Ersatzteilbedarf (*1/MTBUR*) die Anzahl der erforderlichen Systeme pro Jahr für ein Flugzeug. Mit ***MTBUR*** der "Mean Time Between Unscheduled Removals" werden nur unplanmäßige Wartungsaktivitäten berücksichtigt. Dies ist richtig, weil für eine geplante Wartung die Ersatzteile "just in time" bestellt werden können und somit kein Lager benötigt wird. **TAB. 4** enthält Anhaltswerte für MTBUR für Flugzeugsysteme nach [25]. Weiterhin gilt:

$$MTBUR = FTRR \cdot MTBF \quad . \qquad (64)$$

Mit *FTRR* : Failure to Removal Ratio; MTBF: Mean Time Between Failures (z.B. aus Spezifikation des Systems und Betriebserfahrung).

Ausrüstung	MTBUR [h]	FTRR
mechanisch	25000 - 40000	1,0
elektrisch	15000 - 25000	0,6-0,7
hydraulisch	6000 - 15000	0,8-0,9
elektronisch	1500 - 6000	0,3-0,4

TAB. 4: MTBUR und FTRR für Systeme [25].

Mit der Flottengröße ***FS*** steigt der Bedarf an Ersatzteilen proportional. Nun wird eine derartige Menge nicht benötigt, weil defekte Komponenten repariert werden und in das Ersatzteillager zurückfließen. Dies wird durch die ***TATR*** (Turn Around Time Ratio) angegeben: das Verhältnis aus Reparaturzeit und betrachtetem Zeitinterval (hier ein Jahr). Es muß ermittelt werden in welchem Maße das System Komponenten mehrfach enthält. Dies wird z.B. bei einem System, welches zweifach redundant mit identischen Teilen aufgebaut ist durch *RED = 2* ausgedrückt: Die Anzahl RQS_{av} jeweils eines bestimmmten Ersatzteiles steigt (z.B. Faktor 2). Demgegenüber sinkt entsprechend der Preis je verbleibendem Flugzeugteilsystem (z.B. Faktor 0,5) gegenüber dem vollständigen Flugzeugsystem (vergl. Gl. 67).

Φ(z)	z
0,900	1,282
0,950	1,645
0,975	1,960
0,990	2,326
0,999	3,090

TAB. 5: t=f(Φ(t))

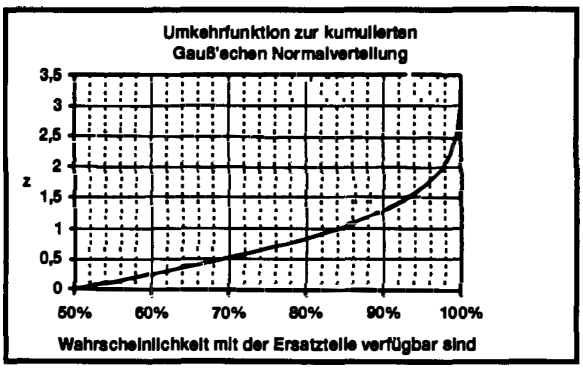


BILD 4: z aus Ersatzteiverfügbarkeit Φ(z).

Es ist $\mu = RQS_{av}$. Für große *MTBUR* und *FS* gilt: $\sigma = \mu^{1/2}$ ist die Standardabweichung. Man erhält die gewünschte Ver-

sorgungssicherheit $\Phi(z)$ bei einer Anzahl $x = \mu + z\,\mu^{1/2}$. Der Wert z, die Integrationsgrenze der kumulierten Gauß'schen Normalverteilungsfunktion,

$$\Phi(z) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{z} e^{\frac{-x^2}{2}}\, dx \qquad (65)$$

ist eine Funktion $z(\Phi(z))$, die in **BILD 4** und **TAB. 5** gezeigt ist. $\Phi(z)$ ist tabelliert. (Siehe z.B. [26]). Damit wird die erforderliche Ersatzteilmenge $RQS_{req} = x$:

$$RQS_{req} = RQS_{av} + z \cdot \sqrt{RQS_{av}} \quad . \qquad (66)$$

Mit
- o ***SPF*** dem Verhältnis aus Ersatzteilpreis zu Erstverkaufspreis,
- o ***SPR*** dem Anteil der Ersatzteilemenge am Gesamtsystem und
- o dem Lagerzins ***r*** in % p.a.

ergeben sich schließlich die Kapitalkosten für die Ersatzteilbevorratung eines Flugzeugsystems *sys* je Flugzeug in Betrieb pro Jahr

$$SHC_{sys} = \frac{SPF \cdot SPR}{RED} \cdot Price \cdot \frac{RQS_{req}}{FS} \cdot r \quad . \qquad (67)$$

9. VERSPÄTUNGSKOSTEN

Die Kosten für Abflugverspätungen (Delay) bzw. Flugabsagen (Cancellation) verursacht durch Flugzeugsystemen werden hier basierend auf der *NASA*-DOC-Methode [15] geschätzt:

$$Delay_{sys} = (D_I \cdot C_I + D_{II} \cdot C_{II} + D_{III} \cdot C_{III} + D_C \cdot C_C) \cdot NFY \; . \qquad (68)$$

Es werden vier Verspätungsklassen unterschieden: I, II, III, C (siehe **TAB. 6**). D_I, D_{II}, D_{III}, D_C sind die Abflugverspätungen bzw. Flugabsagen pro Flug. **TAB. 7** enthält Werte, die die Anzahl der Verspätungen bzw. Flugabsagen je 1000 Flüge aufgrund eines technischen Fehlers in einem bestimmten Flugzeugsystem darstellen. Diese Werte sind Durchschnittswerte ermittelt aus dem Betrieb der Flugzeuge B727, B707, B747, DC10 in den 70er Jahren. Die Werte sollen hier als Anhaltswerte für die Abschätzung entsprechender Werte für neue Systeme dienen. C_I, C_{II}, C_{III}, C_C (**TAB. 6**) sind die Kosten in 1995-US$ [20] für eine Verspätung der jeweiligen Verspätungsklasse.

i	Verspätung	C_i [1995 US$]
I	0-29 min.	229
II	30-60 min.	580
III	> 60 min.	2581
C	Flugabsage	3371

TAB. 6: Verspätungsklassen und -kosten.

ATA	DI/1000	DII/1000	DIII/1000	DC/1000
21	0,458	0,261	0,253	0,044
22	0,314	0,136	0,114	0,011
23	0,272	0,086	0,039	0,000
24	0,552	0,250	0,161	0,017
25	0,589	0,155	0,044	0,006
26	0,197	0,150	0,219	0,056
27	0,538	0,530	0,689	0,208
28	0,677	0,217	0,183	0,047
29	0,738	0,630	0,958	0,153
30	0,153	0,136	0,100	0,000
31	0,205	0,039	0,028	0,000
32	1,355	1,011	0,891	0,167
33	0,333	0,105	0,005	0,000
34	1,355	0,489	0,336	0,044
35	0,275	0,058	0,031	0,006
36	0,111	0,175	0,175	0,033
38	0,078	0,044	0,014	0,000
49	0,283	0,036	0,028	0,003

TAB. 7: Ausfälle pro Flug nach ATA100 [15].

10. ANWENDUNG DER METHODE

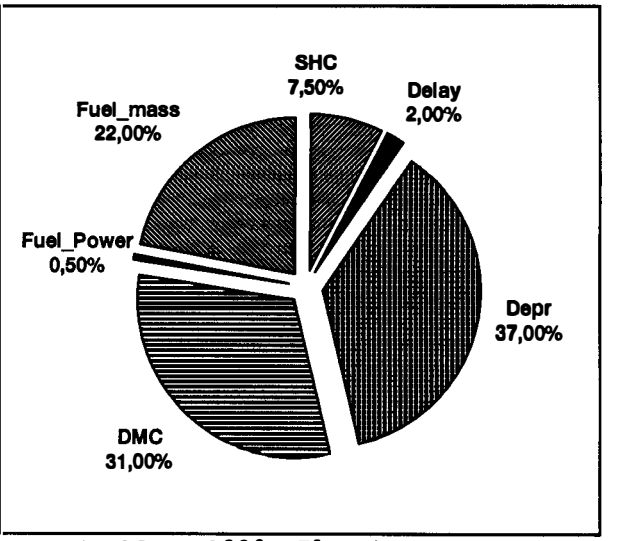


BILD 5:DOCsys A320, Flugsteuerung.

Die Methode *DOCsys* wurde angewandt zur Abschätzung der Betriebskosten ausgewählter Flugzeugsysteme. Eine Parametervariation kann die Sensitivität der DOC_{sys} auf einzelne Parameter zeigen. Auf diese Weise können Konstruktionsforderungen zur Systemoptimierung abgeleitet werden. Interessant ist vor allem ein relativer Vergleich einzelner DOC_{sys}-Anteile. **BILD 5** zeigt dies für das Flugsteuerungssystem (ATA 27) des Airbus A320. **BILD 6** zeigt die entsprechenden Werte für den Airbus A340. Als Eingabedaten wurden hier die Werte

nach **TAB. 8** gewählt.

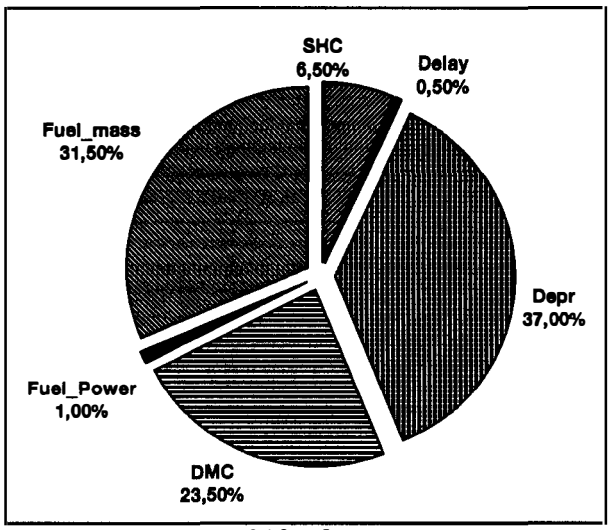


BILD 6: DOCsys A340 Flugsteuerung.

Variable	A320	A340
Residual	10%	10%
N	14	16
K_N	1	1
NFY	1000	358
FT	3,6 h	10,9 h
msys	948 kg	2144 kg
PriceFuel	0,25 US$/kg	0,25 US$/kg
P	7,2 kW	12,4 kW
LR	36,5 US$	36,5US$
MTBUR	18100 h	18100 h
FS	10	10
RED	1.5	1.5
SPF	3	3
SPR	0,5	0,5
r	8,5%	8,5%

TAB. 8: Eingabewerte für DOCsys-Rechnung.

Die Angaben über Abschreibungszeiten *N* und Restwerte *Residual* wurden [14] entnommen. Ein Anteil gebrauchsabhängiger Abschreibung wurden nicht berücksichtigt. Weitere erforderliche Eingabewerte können der Literatur und Firmenschriften entnommen werden. Preise von Flugzeugsystemen sowie Informationen über Wartungsstunden und Kosten sind evt. nicht öffentlich zugänglich. Ein Vergleich A320 mit A340 ergab auf der Basis der hier vorgenommenen Abschätzung:

$$DOC_{ATA27}(A320) \;/\; DOC_{ATA27}(A340) \approx 0{,}6 \;.$$

Fazit: Flugsteuerungssysteme moderner Passagierflugzeuge sollten vor allem preiswert (*Depr*) und leicht sein ($Fuel_{mf}$) und sollten geringe Wartungskosten (*DMC*) verursachen. Kosten durch den Kraftstoffverbrauch durch Wellenleistungsentnahme ($Fuel_P$) durch Flugsteuerungssysteme sind zu vernachlässigen. Die durchschnittlich entnommene Wellenleistung vom Triebwerk beträgt für die Flugsteuerung etwa 5% der installierten Leistung des Hydrauliksystems. Von dieser Leistung *P* wiederum entfallen nur 5% auf Leistung, die wirklich an Rudern und Klappen umgesetzt wird, 95% von *P* entstehen durch (interne) Leckagevolumenströme. rsatzteilbevorratungskosten sind durchaus von Bedeutung. Sie sinken mit zunehmender Flottengröße und bei Verwendung von Teilen mit gleicher Part Number (bei erforderlicher Redundanz: identische Teilsysteme vorsehen!). Verspätungskosten machen nur einen sehr kleinen Teil der DOC_{sys} aus, können jedoch mit hohem Prestigeverlust verbunden sein. **TAB. 9** zeigt einen Vergleich der einzelnen Kostenelemente zwischen A320 und A340.

Kostenelement	K(A320)/ K(A340) (für ATA 27)
Depr	0,62
Fuel,mf	0,43
DMC	0,82
SHC	0,71
Fuel,P	0,31
Delay	2,47

TAB. 9: Kostenvergleich: A320/A340.

Das kleinere Flugzeug hat höhere Kosten für Abflugverspätung, weil diese bei angenommenen gleichen Verspätungsraten lediglich von der Anzahl der Flüge pro Jahr abhängen. Das Langstreckenflugzeug verursacht dort hohe Kosten, wo Kraftstoff verbraucht wird ($Fuel_{mf}$, $Fuel_P$). Wartungskosten zeigen eine geringe Abhängigkeit von der Flugzeuggröße.

LITERATUR

[1] Zangemeister, C.: "Nutzwertananlyse in der Sytemtechnik", Berlin, 1976.

[2] MBB Transport- und Verkehrsflugzeuge (Hrsg.): "Design to Cost", Bildungsveranstaltung Hamburg / Bremen, 1989. - Firmenschrift.

[3] Johnson, V.S.: "Minimizing Life Cycle Cost for Subsonic Commercial Aircraft". In: Journal of Aircraft, Vol. 27, Nr. 2, 1990, S. 139 - 145.

[4] Roskam, J.: "Airplane Design", Part 8, Ottawa, Kansas, 1990. - Eigenverlag.

[5] Raymer, D.P.: "Aircraft Design: A Conceptual Approach", AIAA Education Series, Washington DC, 1989.

[6] Odell, T. T.: "Boeing HSCT OPCOST Methodology", Boeing Commercial Airplane Groupe, Seattle, 1993. - Firmenschrift.

[7] Carubba, E.R.: "Integrating Life-Cycle Costs and Cost-of-Ownership in the Commercial Sector" (Annual Reliability and Maintainability Symposium, Las Vegas, Nevada 1992), IEEE, 1992.

[8] Honeywell Inc. Commercial Flight Systems Group (Hrsg.): "Cost of Ownership Analysis", Phoenix, Arizona, 1991. - Firmenschrift.

[9] Deutsche Aerospace Airbus GmbH (Hrsg.): "CONSUL", Hamburg, 1994. - Firmenschrift.

[10] Airbus Industrie (Hrsg.): "Airbus Project D.O.C. Method" (AI/TA - P812.076/88 ISS.1), Toulouse, 1988. - Firmenschrift.

[11] Fokker Aircraft B.V. (Hrsg.): "DOC", Amsterdam, 1993. - Firmenschrift.

[12] Lufthansa (Hrsg.): "DLH Method 1982 for Definintion of the Performance and Direct Operating Costs of Commercial Fixed Wing Aircraft", Hamburg, 1982. - Firmenschrift.

[13] Air Transport Association of America (Hrsg.): "Standard Method of Estimating Comparative Direct Operating Costs of Turbine Powered Transport Airplanes", USA, 1967.

[14] Association of European Airlines (Hrsg.): "Short-Medium Range Aircraft AEA-Requirements" und "Long Range Aircraft AEA-Requirements", Brussels, 1989.

[15] American Airlines: "A New Method for Estimating Current and Future Transport Aircraft Operating Economics", National Aeronautics and Space Administration, Washington D.C., 1978 (NASA CR-145190). - Forschungsbericht.

[16] Van Bodergraven, G.W.: "Commercial Aircraft DOC Methods", (AIAA / AHS / ASEE Aircraft Design, Systems and Operations Conference, Dayton, Ohio, 1990). AIAA-90-3224-CP. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington D.C., 1990.

[17] Zimmermann, H.: "Entwicklung und Bewertung von Modellen zur Betriebskostenschätzung für Flugzeugsysteme in der Entwurfsphase", Hamburg, Technische Universität Hamburg-Harburg, Flugzeug-Systemtechnik, Diplomarbeit, 1994.

[18] Air Transport Association of America (Hrsg.): "Specification for Manufacturers' Technical Data, ATA Specification 100", Washington D.C., 1981.

[19] Roskam, J.: "Airplane Design", Part 1, Ottawa, Kansas, 1990. - Eigenverlag.

[20] Westphal, R.: "Betriebskostenschätzung von Flugzeugsystemen - Eine Darstellung an ausgewählten Beispielen", Hamburg, Technische Universität Hamburg-Harburg, Flugzeug-Systemtechnik, 1995. - Studienarbeit.

[21] Otis, C.E.; Vosburg, P.A.: "Aircraft Gas Turbine Engines of the World and Dictionary of the Gas Turbine", IAP, Casper, Wyoming, 1991.

[22] Society of Automotive Engineers: "Aircraft Fuel Weight Penalty Due to Air Conditioning", AIR1168/8, Warrendale, Pennsylvania, 1989.

[23] Air Transport Association of America (Hrsg.): "World Airlines Technical Operations Glossary (WATOG)", Washington D.C., 1992.

[24] Poubeau, J.: "Direct Maintenance Costs - Art or Sience?", Airbus Industrie, Blagnac, 1989. - Firmenschrift.

[25] Meinen, R.: "Betriebskostenvergleich": Vortrag, Deutsche Aerospace Airbus GmbH, 1994-04-12, Hamburg.

[26] O'Connor, D.T.: Practical Reliability Engineering", John Wiley, Chichester, 1991.