

SYSFUEL⁺ - EINE BEWERTUNGSPLATTFORM FÜR EIN MULTIFUNKTIONALES BRENNSTOFFZELLENSYSTEM AUF GESAMTFLUGZEUGEBENE

H. Lüdders, F. Kirchner, F. Thielecke
Technische Universität Hamburg-Harburg, Institut für Flugzeug-Systemtechnik,
Nesspriel 5, 21129 Hamburg

ZUSAMMENFASSUNG

Die Integration von multifunktionalen Brennstoffzellensystemen in zukünftige Flugzeugmuster hat das Potential, die Umweltbelastungen durch die kommerzielle Luftfahrt deutlich zu reduzieren. Eine Herausforderung hierbei stellt die Bewertung von Brennstoffzellensystemen auf Flugzeugebene dar, um eine bestmögliche Integration zu erreichen. Dieser Artikel stellt eine solche Bewertungsmethodik vor. Basierend auf einem Referenzflugzeug werden die Auswirkungen des neuen Systemkonzeptes auf die Struktur und den Treibstoffverbrauch berechnet. Diese Methodik wird beispielhaft angewendet, um ein multifunktionales Brennstoffzellensystem zu bewerten.

SCHLAGWORTE

Brennstoffzelle; Struktur-Resize; SysFuel

1 Einleitung

Steigende Anforderungen an die Umweltverträglichkeit zukünftiger Verkehrsflugzeuge werden zunehmend zu einem Technologie-Treiber für Flugzeugkonzepte. Die ACARE 2020 Ziele bzw. der Flightpath 2050 [5] fordern eine signifikante Reduktion des Ausstoßes von Treibhausgasen wie CO₂ sowie eine deutliche Lärmreduktion durch neue Flugzeugkonzepte. Ein vielversprechender Ansatz stellt hierbei die Integration von Brennstoffzellen in die Flugzeugsystemarchitektur dar. Eine Brennstoffzelle kann durch das Prinzip der kalten Verbrennung elektrischen Strom mit einem hohen Wirkungsgrad zur Verfügung stellen, ohne dabei Lärm und klimaschädliche Abgase ausstoßen. Aufgrund des vergleichsweise niedrigen Leistungsgewichtes eines Brennstoffzellensystems ist es jedoch notwendig, ein solches System multifunktional zu integrieren. Das bedeutet, dass alle Vorteile dieser Technologie an Bord eines Flugzeuges genutzt werden sollen. Somit kann das Brennstoffzellensystem (MFFCS) nicht nur elektrische Leistung liefern, sondern zusätzlich soll das Abgas der Brennstoffzellen (welches aus Wasser und sauerstoff-reduzierter Abluft besteht) für die Treibstofftankinertisierung, die Feuerbekämpfung und für das Wassersystem genutzt werden. Zusätzlich besteht die Möglichkeit, die Abwärme des Systems gezielt zur Eisbekämpfung einzusetzen. Dieser multifunktionale Ansatz (Bild 1) bringt jedoch einen tiefen Einschnitt in die Systemarchitekturen zukünftiger Flugzeuge mit sich, der auf Gesamtflugzeugebene bewertet und analysiert werden muss.

Auf diese Weise wird es möglich, die ideale Integrationsstiefe eines solchen Systems zu ermitteln. Aus diesen Überlegungen heraus wurde die Bewertungsplattform SysFuel⁺ entwickelt. SysFuel⁺ bietet die Möglichkeit, den Einfluss des Systemgewichts, der Leistungsentnahme bzw. Leistungsentlastung der Triebwerke und des zusätzlich erzeugten Luftwiderstan-

des des Systems auf Flugzeugebene zu berücksichtigen. Durch das Simulieren einer Flugmission kann so der eingesparte bzw. zusätzlich benötigte Treibstoff für das modifizierte Flugzeug bestimmt werden. Der veränderte Treibstoffbedarf kann dann für die technische Bewertung der Systemkonfiguration herangezogen werden.

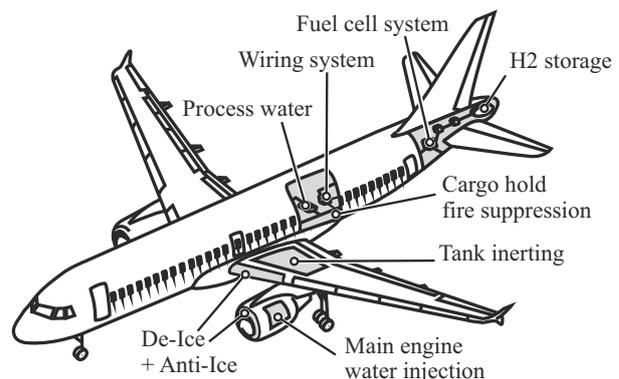


BILD 1: Integration des MFFCS [8]

Dieser Artikel stellt zunächst die Motivation zur Entwicklung von SysFuel⁺ dar, welches eine Weiterentwicklung des SysFuel Tools ist. Im darauffolgenden Abschnitt wird SysFuel⁺ vorgestellt. Hierbei wird der genaue Aufbau mit den zugrunde liegenden Theorien erläutert. Im vierten Abschnitt wird SysFuel⁺ exemplarisch verwendet, um ein multifunktionales Brennstoffzellensystem für ein zukünftiges Kurzstrecken-Flugzeug zu bewerten. Abschließen wird dieser Artikel mit einem Ausblick auf weitere Entwicklungen.

2 Motivation zur Entwicklung von SysFuel⁺

SysFuel, welches in [1] vorgestellt wurde, stellt eine Methodik und ein rechnergestütztes Tool dar, um den Einfluss von Flugzeugsystemen auf den

Treibstoffverbrauch von Flugzeugen zu analysieren. Der Austausch von konventionellen Systemen durch neue Systeme kann eine Veränderung des Systemgewichts, des Leistungsbedarfs, des Stauluftbedarfs bzw. der Drag Counts hervorrufen. Durch SysFuel werden diese Größen in nur einer Zielgröße, dem angepassten Missionstreibstoff, zusammengefasst.

Aufgrund von neuen Anforderungen an SysFuel wurde eine Weiterentwicklung notwendig. SysFuel stellt ein eigenständiges, in sich geschlossenes Programm dar, welches eine Kopplung mit anderen Systemsimulationen schwierig macht. Somit ist es notwendig, die Flugzeugsysteme, die bewertet werden, separat auszuwerten und dann diese Ergebnisse zu SysFuel manuell zu übertragen. Dies macht den Bewertungsprozess jedoch umständlich und erschwert die Untersuchung einer geeigneten Systemarchitektur. Für ein multifunktionales Brennstoffzellensystem sind die optimale Integrationstiefe und das optimale Operationszenario noch nicht definiert. Mit einer direkten Kopplung von der Systemsimulation und SysFuel würde somit die Möglichkeit bestehen, die Änderungen des Systems mit deren Auswirkung auf Flugzeugebene, in einem gemeinsamen Ansatz zu analysieren.

Ein weiterer Nachteil von SysFuel ist, dass es sich auf bereits bestehende Flugzeugmuster fokussiert. Es ist hiermit zwar möglich, Retrofit-Strategien von Systemen für am Markt befindliche Flugzeuge durchzuführen. Weniger aussagekräftig wird SysFuel jedoch bei der Untersuchung von Systemintegrationen für neue Flugzeugkonzepte, die sich noch in der Entwurfsphase befinden. Hierbei ist es wichtig, die Auswirkungen des Systems auf die Flugzeugstruktur zu berücksichtigen. Zu diesem sogenannten Resize hat Dollmayer in [2] zwar Bezug genommen, allerdings wurde der Resize nur in ersten Schritten umgesetzt.

Der Einsatz von multifunktionalen Brennstoffzellen ist nur in neuen Flugzeugmustern sinnvoll, bei denen die Systemarchitektur noch in großem Umfang variiert werden kann. In diesem Zusammenhang ist es für die Bewertung von großer Bedeutung, dass der Resize berücksichtigt wird, da dieser einen signifikanten Anteil auf das Ergebnis haben kann.

Aus diesen Überlegungen heraus wurde die Bewertungsplattform SysFuel⁺ entwickelt. SysFuel⁺ ist ein in Matlab/Simulink umgesetztes Tool, welches ermöglicht, parallel und gekoppelt mit einer Systemsimulation bzw. Systemoptimierung zu operieren. Durch die Blockstruktur von Simulink wird die Übersichtlichkeit des Programms gesteigert. Zudem können ohne großen Aufwand individuell benötigte Monitore implementiert werden, die für eine detaillierte Analyse gegebenenfalls notwendig sind.

Die wesentliche Erweiterung von SysFuel⁺ ist, den Resize der Struktur des betrachteten Flugzeuges zu ermitteln. Dieses ist auch dann möglich, wenn die einzelnen Massen der Strukturelemente nicht explizit gegeben sind.

Das Ergebnis von SysFuel⁺ zeigt, wie sich das Strukturgewicht des Flugzeuges verändert hat. Zudem wird ermittelt, wieviel Treibstoff durch das System auf der Auslegungsmission eingespart bzw. zusätzlich benötigt wird. Dieses Ergebnis stellt somit ein praktisches Bewertungsverfahren des untersuchten Systems auf Flugzeugebene dar, ohne den vollständigen Flugzeugentwurfsprozess zu durchlaufen. Im folgenden Kapitel wird der Aufbau von SysFuel⁺ im Detail erläutert.

3 Aufbau von SysFuel⁺

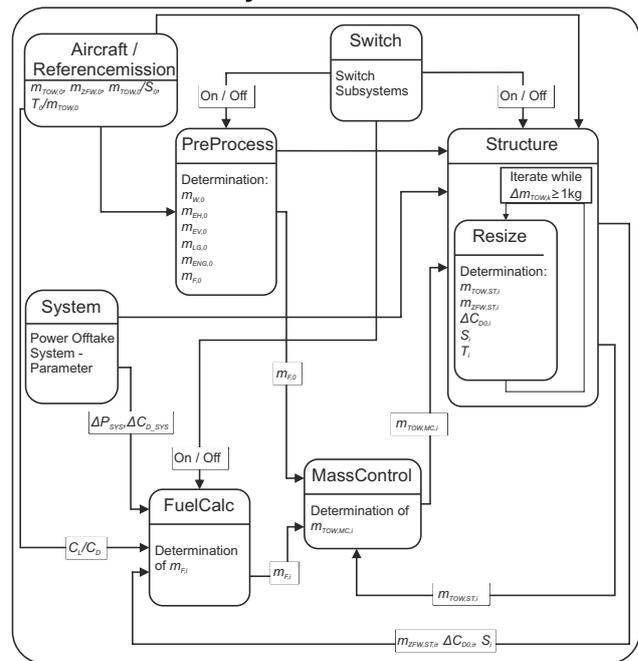


BILD 2: SysFuel⁺ Gesamtmodell

SysFuel⁺ ist eine in Simulink umgesetzte Bewertungsplattform für Flugzeugsysteme auf Gesamtflugzeugebene. Bild 2 zeigt die oberste Ebene in Simulink mit den ausgetauschten Variablen zwischen den einzelnen Blöcken. Es ist zu erkennen, dass Informationen über das Zielflugzeug, eine Referenzflugmission und Informationen über das zu betrachtende System zur Verfügung gestellt werden müssen. Die benötigten Informationen werden im Folgenden genauer erläutert.

Flugzeuggeometrie: Zwei wesentliche Größen in SysFuel⁺ sind das maximale Abfluggewicht m_{TOW} und das maximale Leertankgewicht m_{ZFW} des Referenzflugzeuges. Für die Strukturanpassung des Flugzeuges an das veränderte System- und Treibstoffgewicht müssen zudem einige Flugzeuggeometrieparameter bekannt sein. Es handelt sich dabei um die Elemente, die durch einen Resize verändert werden können. Dieses betrifft die Flügel, die Leitwerke, die Triebwerke und das Fahrwerkssystem. Vom Flügel müssen die folgenden Größen gegeben sein:

- die Flügelfläche S_W ,

- die Spannweite b ,
- die Zuspitzung $\lambda = \frac{l_a}{l_i}$,
- die Pfeilung ϕ_{25} ,
- sowie die relative Profildicke t_p/c .

Das Ziel des Resize ist, die Strukturelemente anzupassen ohne ihre eigentliche Formgebung zu verändern. Deutlich wird dieses in Bild 3.

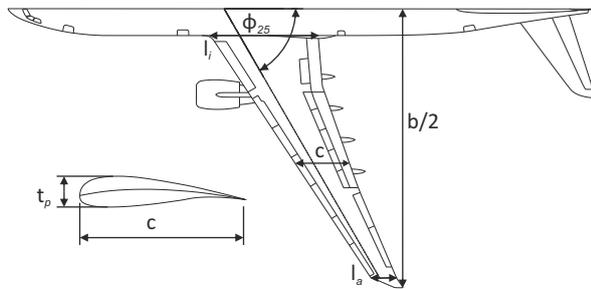


BILD 3: Flügel Geometrie

Lediglich die Größe S_W wird durch den Resize variiert. Alle anderen Geometriegrößen des Flugzeugs bleiben konstant. Somit steht für die Größenvariation des Flügels nur ein Freiheitsgrad zur Verfügung. Folgende Informationen müssen über die Leitwerke bekannt sein:

- Der Hebelarm des Höhenleitwerks x_{EH} ,
- der Hebelarm des Seitenleitwerks x_{EV} ,
- der Volumenkoeffizient des Höhenleitwerks V_{EH} ,
- sowie der Volumenkoeffizient des Seitenleitwerks V_{EV} .

Die Volumenkoeffizienten können für große Verkehrsflugzeuge nach [10] statistisch auf $V_{EH} = 1,0$ und $V_{EV} = 0,09$ abgeschätzt werden. Die Hebelarme x_{EH} und x_{EV} beschreiben die orthogonale Distanz zwischen dem Schwerpunkt des Flugzeugs und dem effektiven Kraftangriffspunkt am jeweiligen Leitwerk. Eine mögliche Schwerpunktverschiebung wird an dieser Stelle nicht berücksichtigt, da angenommen wird, dass veränderte Systemgewichte und -positionen auf den Schwerpunkt vernachlässigbare Auswirkungen haben. Folglich bleiben alle oben aufgeführten Größen für die Leitwerke in erster Näherung konstant. Die Fläche der Leitwerke variiert jedoch in Abhängigkeit von der Flügelfläche (siehe Kapitel 3.2).

Die Strukturanpassung des Fahrwerks erfolgt nach einem statistischen Ansatz nach [3] in Abhängigkeit vom maximalen Abfluggewicht. Aus diesem Grund müssen keine Geometriegrößen für das Fahrwerk gegeben sein.

Referenzflugmission: Das Ziel von Sysfuel⁺ ist, die Auswirkungen einer Systemintegration auf die Struktur und auf den Treibstoffverbrauch zu analysieren.

Aus diesem Grund ist es erforderlich, die Auslegungsmission des Flugzeugs zu kennen. Eine solche Auslegungsmission beschreibt die aktuelle Fluggeschwindigkeit, die Flughöhe, den Bahnneigungswinkel, die akkumulierten sekundären Leistungsflüsse an den Triebwerks-Generatoren sowie den Stauluftbedarf in Abhängigkeit von der Zeit. Zudem wird das Landegewicht des Referenzflugzeugs m_{LG} nach Durchfliegen der Referenzflugmission für die Berechnung benötigt.

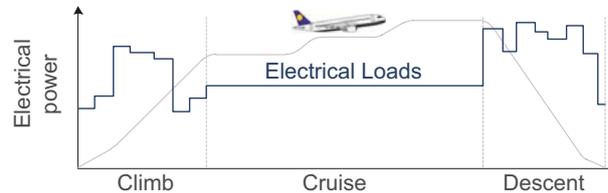


BILD 4: Flugmission

Die in Bild 4 gezeigte Flugmission kann einen stufenweisen Anstieg des Flugzeugs aufgrund der abnehmenden Treibstoffmasse berücksichtigen. Durch die Integration eines Brennstoffzellensystems wird die Flugzeugmasse variiert. Der hieraus resultierende Einfluss auf den stufenweisen Anstieg wird an dieser Stelle vernachlässigt. Diese Annahme ist speziell für Kurzstreckenflugzeuge akzeptabel.

Aerodynamik: Die Aerodynamik des Referenzflugzeugs wird hier durch eine C_L/C_D -Widerstandspolare beschrieben, um auf diese Weise den Zusammenhang zwischen Auftrieb und Widerstand abzubilden. Diese Widerstandspolare kann flugphasenabhängig variiert werden, um z.B. die sekundäre Flugsteuerung zu berücksichtigen. Zudem sollte diese den Mach-Zahl Einfluss berücksichtigen.

Leistungsdaten vom Triebwerk: Das Triebwerkverhalten wird für SysFuel⁺ mithilfe des Programms GasTurb [6] zur Verfügung gestellt. GasTurb bietet die Möglichkeit, durch bereits vordefinierte Triebwerkskonfigurationen mit relativ wenigen Eingangsparametern realitätsnahe Triebwerke zu modellieren. Liegen ausführlichere Informationen über das Triebwerk vor, können diese direkt in GasTurb berücksichtigt werden. Der Resize des Triebwerkes erfolgt zurzeit lediglich über den Schubbedarf. Somit sind für den Resize keine weiteren Parameter notwendig.

Brennstoffzellen-System inkl. Replacement-Strategie: Für das Brennstoffzellensystem müssen aus einer separaten Simulation Massen und Leistungsgrößen berechnet werden. Zusätzlich müssen Informationen über die eingesparten Massen und Leistungsflüsse der substituierten Systeme gegeben sein. Die sich hieraus ergebenden Differenz-Größen werden in SysFuel⁺ für die weiterführende Berechnung verwendet.

Mithilfe der oben aufgeführten Informationen sind alle Eingangsgrößen für SysFuel⁺ gegeben. Im Folgenden werden die einzelnen Elemente von SysFuel⁺ näher erläutert. Anschließend erfolgt eine Beschreibung

des Programmablaufs.

3.1 Berechnung des Missionstreibstoffes

Das im folgenden Abschnitt aufgeführte Vorgehen basiert weitestgehend auf den Ausführungen in [1], die mit einigen Modifikationen zu Simulink überführt wurden.

Die Aufgabe des *FuelCalc* Blocks (Bild 5) besteht darin, die Treibstoffmenge $m_{F,i}$ für eine bestimmte Flugzeugkonfiguration auf der Designmission zu ermitteln, indem diese rekursiv durchfliegen wird. Der Vorteil dieser Vorgehensweise ist, dass bei gegebenem Landegewicht $m_{LW,i}$ das Abfluggewicht $m_{TOW,i}$ in nur einem Berechnungsdurchgang bestimmt wird. Das Landegewicht bildet sich durch Subtraktion der Differenzmasse Δm_{DM} von der maximalen Leertankmasse $m_{ZFW,i}$. Die Differenzmasse der Design-Mission Δm_{DM} wird eingeführt, da bei Abflug mit $m_{ZFW,i}$ nicht die Design-Mission erfüllt werden kann. Eine Forderung an dieser Stelle ist, dass die Differenzmasse der Design-Mission Δm_{DM} konstant bleiben soll.

$$m_{LW,i} = m_{ZFW,i} - \Delta m_{DM}, \Delta m_{DM} = const. \quad (1)$$

Wie in Bild 5 zu sehen ist, besteht der *FuelCalc*-Block aus drei wesentlichen Modulen. Zum einen sind zwei Triebwerks-Module vorhanden, um den aktuellen Treibstoffbedarf zu bestimmen. Zum anderen gibt es ein Flugmechanik-Modul zur Bestimmung des aktuellen Schubs. Im Folgenden werden die beiden Elemente im Detail vorgestellt.

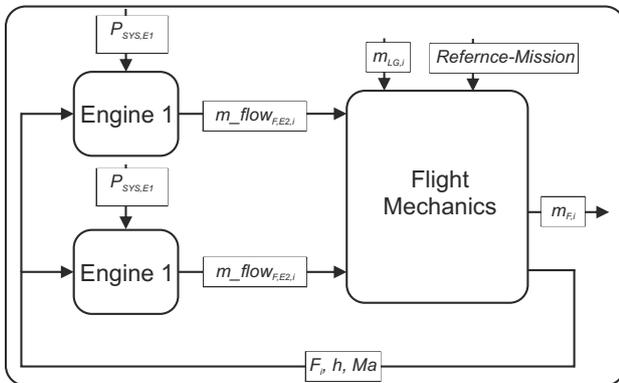


BILD 5: Aufbau des FuelCalc Blocks

Flugmechanik-Modul:

Im Flugmechanik-Modul wird der aktuell benötigte Schub des derzeitigen Missionszeitpunkts ermittelt. Die benötigten Informationen der Design-Mission werden mit Lookup-Tables eingelesen. Ausgangspunkt der Berechnung ist das aktuelle Flugzeuggewicht m_{AC} , das sich durch Integration des Treibstoffmassenstroms \dot{m}_F wie folgt berechnet:

$$m_{AC,i} = \int_0^t \dot{m}_{F,i}(\tau) d\tau + m_{LW,i}. \quad (2)$$

Aus dem aktuellen Gewicht m_{AC} , dem Bahnneigungswinkel γ und der True Air Speed v_{TAS} lässt sich der aktuelle Auftriebskoeffizient C_L berechnen:

$$C_{L,i} = \frac{2 \cdot m_{AC,i} \cdot g \cdot \cos(\gamma)}{\rho_\infty \cdot S_{W,i} \cdot v_{TAS}^2}. \quad (3)$$

Mithilfe der aktuellen Flugphase lässt sich mit der C_L/C_D -Polare der aktuelle Widerstandsbeiwert bestimmen. Bei Bedarf können dem Widerstandsbeiwert $C_{D,Pol}$ vom System verursachte Drag Counts dc_{SYS} addiert werden. Somit ergibt sich der Gesamtwiderstandsbeiwert $C_{D,i}$ zu:

$$C_{D,i} = C_{D,Pol} + dc_{SYS}. \quad (4)$$

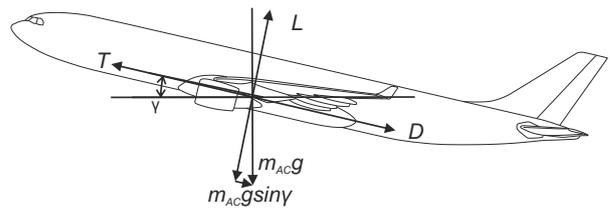


BILD 6: Kräftegleichgewicht am Flugzeug

Der erforderliche Schub ermittelt sich aus dem Impulssatz des Flugzeugs (Bild 6) in Längsrichtung und berechnet sich aus den Termen Luftwiderstand, Gewichtskraft, Beschleunigung und Stauluftbedarf wie folgt:

$$F_i = \underbrace{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot S_{W,i} \cdot C_{D,i} \cdot v_{TAS}^2}_{\text{drag}} + \underbrace{m_{AC,i} \cdot g \cdot \sin(\gamma)}_{\text{fraction of weight}} + \underbrace{m_{AC,i} \cdot \dot{v}_{TAS}}_{\text{mechanical inertia}} + \underbrace{\dot{m}_R \cdot v_{TAS}}_{\text{RAM air}} \quad (5)$$

Der berechnete Schub wird durch die Anzahl der Triebwerke geteilt und den beiden Triebwerks-Modulen inklusive der aktuellen Machzahl Ma und der aktuellen Höhe h übergeben.

Triebwerk-Modul:

Grundlage eines Triebwerk-Moduls sind Betriebspunkt-Matrizen, die mit dem von Kurzke entwickelten Programm GasTurb [6] erstellt werden. GasTurb ist eine Software zur numerischen Berechnung und Optimierung des Triebwerkszyklus vorgefertigter Triebwerksmodelle. Mit GasTurb lassen sich neben konventionellen Flugtriebwerkstypen wie Turbofan- und Turbopropmodellen auch zukünftige Modelle wie Geared Turbofans oder mit einem gewissen Mehraufwand Open Rotor Triebwerke beschreiben [9]. Für diese Arbeit wurde als Beispiel ein Geared Turbofan modelliert, das sich an den Kennwerten des PW1100G von Pratt & Whitney orientiert.

Innerhalb eines Triebwerk-Moduls werden Triebwerksbetriebspunkt-Matrizen für unterschiedliche Sekundärleistungsentnahmen am Triebwerk benötigt.

Diese Betriebspunkt-Matrizen werden in Lookup-Tables transformiert, welche den spezifischen Treibstoffverbrauch (SFC) bei einer gegebenen und konstanten Sekundärleistungsentnahme in Abhängigkeit der Ma -Zahl, der Flughöhe h und dem Schubbedarf F bestimmen. GasTurb bietet die Möglichkeit die benötigten Betriebspunkt-Matrizen automatisiert als Excel Tabellen auszugeben, welche dann wiederum automatisiert von Matlab/Simulink eingelesen werden. Die Auflösung und somit die Größe können hierbei beliebig angepasst werden, um die Genauigkeit bzw. die Geschwindigkeit der Berechnung je nach Bedarf anpassen zu können.

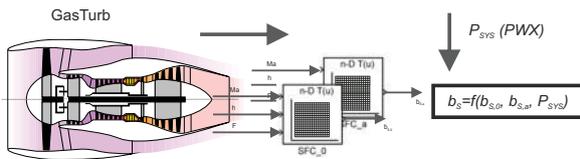


BILD 7: SFC Berechnung (b_s)

Das prinzipielle Vorgehen ist in Bild 7 abgebildet. Aus Veranschaulichungsgründen wird an dieser Stelle nur auf eine elektrische Sekundärleistungsentnahme eingegangen. Eine mögliche Zapfluentnahme wird nicht berücksichtigt. Mithilfe von GasTurb werden Triebwerksbetriebspunkt-Matrizen ohne Leistungsentnahme und für eine Sekundärleistungsentnahme von 200 kW bestimmt. Im Simulink *Engine*-Block werden diese Listen als Lookup-Tables verwendet, um den aktuellen flugzustandsabhängigen SFCs ohne ($b_{S,0}$) und mit einer Leistungsentnahme von 200 kW ($b_{S,a}$) zu bestimmen. Durch eine lineare Interpolation zwischen diesen Werten kann der aktuelle SFC b_S in Abhängigkeit der derzeit vorliegenden Sekundärleistungsentnahme nach Gleichung 6 berechnet werden. Hierbei wird zudem der Generatorwirkungsgrad η_{GEN} berücksichtigt.

$$b_S = b_{S,0} + \frac{PWXLPS}{\eta_{GEN} \cdot 100kW} \cdot (b_{S,a} - b_{S,0}). \quad (6)$$

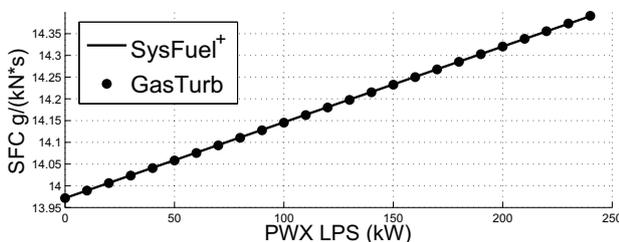


BILD 8: Vergleich Simulation und Interpolation Sekundärleistungsentnahme

Dieses Vorgehen lässt sich auch auf zusätzliche Sekundärleistungsentnahmen wie eine Zapfluentnahme erweitern. In diesem Fall muss die Gleichung 6

entsprechend um einen weiteren Term ergänzt werden. Somit werden für die lineare Interpolation vier Lookup-Tables benötigt.

Bild 8 zeigt die Berechnung des SFC in Abhängigkeit einer elektrischen Sekundärleistungsentnahme. Es wird die lineare Interpolation von SysFuel⁺ mit einzelnen Berechnungsergebnissen von GasTurb verglichen. Die lineare Interpolation zwischen den verschiedenen SFC stellt eine sehr gute Näherung des realen Betriebspunktes dar [1]. Auf diese Weise ist es möglich, das Triebwerksverhalten einfach zu SysFuel⁺ zu übertragen, ohne dass eine Co-Simulation zwischen Simulink und einem Triebwerkssimulationsprogramm notwendig ist. Aus b_S und F_i lässt sich der Treibstoffmassenstrom $\dot{m}_{F,i}$ bilden:

$$\dot{m}_{F,i} = F_i \cdot b_S. \quad (7)$$

3.2 Berechnung der Strukturmassen

Innerhalb des *Structure*-Blocks findet die Berechnung des Resize der Flugzeugstruktur statt. Ziel des Resize ist, die Nutzlast des Transportflugzeuges konstant zu halten. Da sich die Transportaufgabe nicht verändert, bleibt die Geometrie des Rumpfes unverändert. Lediglich die Tragflächen, die Leitwerke, die Triebwerke und das Fahrwerksystem werden angepasst. Durch die Veränderung des maximalen Abfluggewichts $m_{TOW,i}$ müssen diese Strukturelemente angepasst werden. Diese Veränderung bewirkt aber wiederum eine Veränderung von $m_{TOW,i}$. Der so entstehende Schneeballeffekt verlangt nach einem iterativen Vorgehen, welches im *Structure*-Block durch eine Schleife mit Indizes k berücksichtigt wird.

Grundlage der Strukturangepassung ist die Annahme, die Flächenbelastung und das Schub-Gewichtsverhältnis des Referenzflugzeuges konstant zu halten:

$$\frac{m_{TOW,0}}{S_{W,0}} = const, \quad (8)$$

$$\frac{T_0}{m_{TOW,0}} = const. \quad (9)$$

Eine Veränderung der Systemmasse bewirkt nach Gleichungen 8 und 11 eine Veränderung der Flügelfläche und des Schubes:

$$S_{W,k} = \frac{m_{TOW,k} + \Delta m_{SYS}}{\frac{m_{TOW,0}}{S_{W,0}}}, \quad (10)$$

$$T_k = (m_{TOW,k} + \Delta m_{SYS}) \cdot \frac{T_0}{m_{TOW,0}}. \quad (11)$$

Flügel-Resize: Da die Spannweite b in der Regel durch die Parkposition des Flugzeugs am Gate beschränkt und aufgrund einer optimalen Aerodynamik vollständig ausgenutzt ist, wird diese beim Resize konstant gehalten. Somit wird die Streckung wie folgt variiert:

$$\Lambda_k = \frac{b^2}{S_{W,k}}. \quad (12)$$

Die Modifikationen der Parameter $S_{W,k}$ und Λ_k erzeugen direkt eine Veränderung der Massen der Tragflächen.

Nach [3] ist das Flügelgewicht $m_{W,k}$ wesentlich von der Flügelfläche $S_{W,k}$ und dem maximalen Abfluggewicht $m_{TOW,k}$ abhängig. Zudem fließen verschiedene Geometriefaktoren mit ein:

$$m_{W,k} = m_{TOW,k} \cdot (m_{C,k} + m_{r,k}). \quad (13)$$

Die Parameter des Flügelkastens $m_{C,k}$ und der Rippen $m_{r,k}$ lassen sich wie folgt berechnen:

$$m_{C,k} = \frac{1920 \cdot \Lambda_k^{1,5} \cdot S_{W,k}^{0,5} \cdot \bar{N}_k \cdot r \cdot (1 + \lambda)}{(\cos \phi_{25})^2 \cdot \frac{t_p}{c} \cdot f_{a,k}}, \quad (14)$$

$$m_r = \frac{3 \cdot S_{W,k}^{1,25} \cdot \left(\frac{t_p}{c}\right)^{0,5}}{m_{TOW,k} \cdot \Lambda_k^{0,25}} \cdot \left[(1 - 0,34\lambda + 0,44\lambda^2) + 2,2 \cdot \frac{t_p}{c} \cdot \left(\frac{S_{W,k}}{\Lambda_k}\right)^{0,5} \cdot (1 - \lambda + 0,72\lambda^2) \right]. \quad (15)$$

Der Koeffizient der zulässigen Betriebsspannung des Airframes $f_{a,k}$, der Böenlastfaktor \bar{N}_k und die maximale Sturzfluggeschwindigkeit V_D werden nach [3] wie folgt bestimmt:

$$f_{a,k} = 1,12 \cdot \left[\frac{\bar{N}_k \cdot r_k \cdot \Lambda_k^{1,75} \cdot m_{TOW,k}}{S_{W,k}^{0,75} \cdot \left(\frac{t_p}{c}\right)^{1,5}} \cdot (1 + \lambda)^{2,5} \cdot \left(\frac{1}{\cos \phi_{25}}\right) \right]^{0,5} \times \frac{N}{m^2}. \quad (16)$$

$$\bar{N}_k = 1,65 + \frac{6,45 \cdot V_D \cdot S_{W,k}}{m_{TOW,k}} \cdot \left(\frac{2}{\Lambda_k} + \frac{1}{\cos \phi_{25}} \right), \quad (17)$$

$$V_D = 1,25 \cdot a \cdot Ma_D. \quad (18)$$

Der Faktor der Flügelwurzelentlastung r_k ist von der Anzahl der Triebwerke, die unter dem Flügel angebracht sind, abhängig:

- Keine Triebwerke unter den Flügeln:

$$r_k = 1 - \left[0,12 + \left(1 - \frac{m_{ZFW,k}}{m_{TOW,k}} \right) \right]. \quad (19)$$

- Zwei am Flügel angebrachte Triebwerke:

$$r_k = 1 - \left[0,20 + \left(1 - \frac{m_{ZFW,k}}{m_{TOW,k}} \right) \right]. \quad (20)$$

- Vier am Flügel angebrachte Triebwerke:

$$r_k = 1 - \left[0,22 + \left(1 - \frac{m_{ZFW,k}}{m_{TOW,k}} \right) \right]. \quad (21)$$

In der Regel sollte an dieser Stelle die Geometrie des Flügels insofern überprüft werden, ob das Volumen des Flügels ausreicht, um die erforderlichen Treibstofftanks aufzunehmen. An dieser Stelle wird hierauf verzichtet, da als Referenzflugzeug ein Mittel- bzw. Kurzstreckentransportflugzeug betrachtet wird. Es kann davon ausgegangen werden, dass das für den Treibstoff minimal erforderliche Volumen des Flügels für diesen Flugzeugtyp durch den Resize nicht unterschritten wird.

Leitwerk-Resize: Die Massen des Höhenleitwerks (Empennage Horizontal) $m_{EH,k}$ und des Seitenleitwerks (Empennage Vertical) $m_{EV,k}$ bestimmen sich nach [3] folgendermaßen:

$$m_{EH,k} = 0,047 \cdot V_D \cdot S_{EH,k}^{1,24}, \quad (22)$$

$$m_{EV,k} = 0,065 \cdot k_{12} \cdot V_D \cdot S_{EV,k}^{1,15}. \quad (23)$$

Dabei werden die Flächen nach [10] in Abhängigkeit von der Flügelfläche $S_{W,k}$ abgeschätzt:

$$S_{EH,k} = \frac{S_{W,k} \cdot V_{EH} \cdot l_{\mu,k}}{x_{EH}}, \quad (24)$$

$$S_{EV,k} = \frac{S_{W,k} \cdot V_{EV} \cdot b}{x_{EV}}. \quad (25)$$

Der Faktor k_{12} berücksichtigt die Strukturaufhängung des Höhenleitwerks. Es gilt $k_{12} = 1$ bei einer Anbringung des Höhenleitwerks am Seitenleitwerk bzw. $k_{12} = 1,5$ für ein T-Leitwerk. Die Bezugsflügeltiefe $l_{\mu,k}$ lässt sich durch die Zuspitzung λ , die Spannweite b und Flügelfläche $S_{W,k}$ bestimmen:

$$l_{\mu,k} = \frac{4 \cdot S_{W,k}}{3 \cdot b \cdot (\lambda - 1)} \cdot \left[\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right]. \quad (26)$$

Die Hebelarme x_{EH} und x_{EV} der Leitwerke werden konstant gehalten.

Fahrwerk-Resize: Für das Fahrwerkssystem existieren einfache Approximationen, die für die Abschätzung des Resize als ausreichend angesehen werden. Die Fahrwerkssystemmasse wird nach [3] mit 4% der maximalen Abflugmasse angegeben:

$$m_{LG,k} = 0,04 \cdot m_{TOW,k}. \quad (27)$$

Triebwerk-Resize: Die Triebwerksmasse wird durch eine Abschätzung proportional zum Maximalschub angegeben:

$$m_{ENG,k} = 1,56 \cdot \frac{T_k}{6,5 \cdot g}. \quad (28)$$

Aerodynamik: Die Anpassung der Strukturelemente verändert nicht nur das Strukturgewicht des Flugzeugs. Speziell durch die Variation der Flügelfläche wird die Aerodynamik des Flugzeugs verändert, was an dieser Stelle berücksichtigt wird. Diese Rückwirkungen auf die Aerodynamik zeigen sich im Nullwiderstand $C_{D0,k}$ des Flugzeugs. Die Veränderung von $C_{D0,k}$ in Abhängigkeit von der Flügelfläche lässt sich nach [3] wie folgt bestimmen:

$$\Delta C_{D0,i+1} = C_{D0,i+1} - C_{D0,i}, \quad (29)$$

$$C_{D0,i+1} = 0,005 \cdot \left(1 - \frac{2 \cdot c_{lam}}{R_W}\right) \cdot \tilde{\tau} \cdot \left[1 - 0,2 \cdot Ma + 0,12 \cdot \left\{\frac{Ma \cdot (\cos \phi_{25})^{0,5}}{A_f - \frac{t_p}{c}}\right\}^{20}\right] \cdot R_W \cdot T_f \cdot S_{W,i+1}^{-0,1} \quad (30)$$

$$\tilde{\tau} = \frac{R_W - 2}{R_W} + \frac{1,9}{R_W} \left[1 + 0,526 \cdot \left(\frac{t_p}{0,25}\right)^3\right] \quad (31)$$

Wie eingangs in diesem Abschnitt erwähnt, benötigt der Resize der Struktur einen iterativen Prozess (Bild 9), da eine Variation der Strukturelemente wiederum zu einer Gewichtsveränderung des Flugzeugs führt. Aus diesem Grund wird innerhalb des *Structure*-Blocks der *Resize* solange durchlaufen, bis die Änderung zwischen zwei Durchläufen unter einen Grenzwert von 0,01 kg gefallen ist und somit die Lösung konvergiert ist. Innerhalb des *Structure*-Blocks wird unterstellt, dass die verbrauchte Treibstoffmasse vorerst konstant bleibt. Eine Konvergenz tritt in der Regel nach zehn bis elf Durchläufen auf. Die konvergierte Lösung wird verwendet, um den veränderten Nullwiderstandsbeiwert zu bestimmen. Die Ergebnisse des *Structure*-Blocks $m_{TOW,ST,i+1}$, $m_{ZFW,ST,i+1}$ und $\Delta C_{D0,i+1}$ werden dann dem *FuelCalc*-Block übergeben, um die Auswirkungen auf den benötigten Missionstreibstoff zu ermitteln.

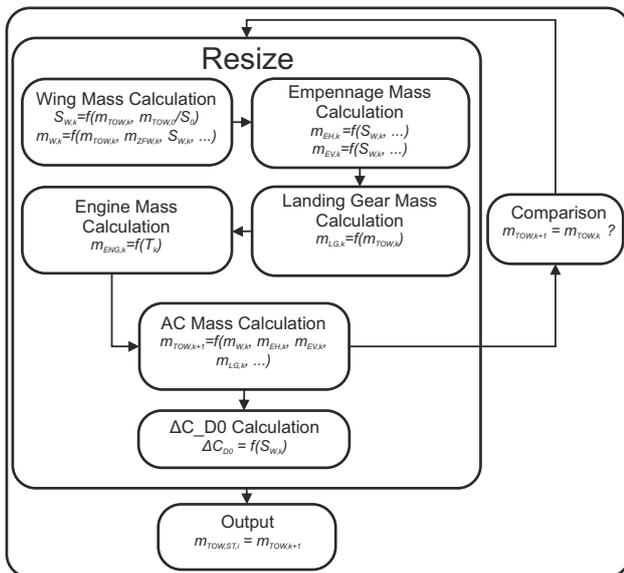


BILD 9: Flussdiagramm der Structure Iteration

3.3 Datenverarbeitung im PreProcess

Sowohl der Block *Structure* als auch der Block *FuelCalc* benötigen Informationen über die Strukturmassen der betrachteten Komponenten bzw. den benötigten Treibstoffbedarf des Flugzeugs vor der Integration des Brennstoffzellensystems. Diese Größen werden benötigt, um so durch Differenzenbildung die Auswirkungen der Integration zu bestimmen. Prinzipiell könnten hierfür die exakten Größen des betrachteten

Flugzeugs verwendet werden. An dieser Stelle wird hierauf bewusst verzichtet. Stattdessen werden mit den tooleigenen Methoden die relevanten originären Gewichte des Flugzeugs bestimmt. Auf diese Weise wird verhindert, dass Fehler durch Abweichungen zwischen den Berechnungsvorschriften und den realen Gewichtsgrößen die Aussage des Ergebnisses verfälschen können. Bei SysFuel⁺ handelt es sich um eine Methodik, die lediglich die relativen Auswirkungen auf die Struktur und den Treibstoffverbrauch durch eine Brennstoffzellensystemintegration bestimmen soll. SysFuel⁺ dient somit nicht dazu, absolute Aussagen zum Strukturgewicht des Flugzeugs bzw. zum Gesamttriebstoffbedarf zu treffen. Aus diesem Grund erscheint das gewählte Vorgehen als akzeptabel.

Im Block *PreProcess* sind deshalb der Block *FuelCalc* und das Modul *Resize* des *Structure*-Blocks enthalten. Mit den Daten des unveränderten Referenzflugzeugs wird hier im *FuelCalc*-Block nach den Gleichungen 2 bis 6 ohne Veränderung der Sekundärleistungsentnahme, des Stauluftbedarfs und des Widerstandes die Treibstoffmasse $m_{F,0}$ für die Referenzflugmission bestimmt. Ebenso wird das *Resize*-Modul verwendet, um nach den Gleichungen 13 bis 29 die Massen des Flügels $m_{F,0}$, der beiden Leitwerke $m_{EH,0}$ und $m_{EV,0}$, des Fahrwerks $m_{LG,0}$ und des Triebwerks $m_{ENG,0}$ des unveränderten Flugzeugs zu ermitteln. Darüber hinaus wird ein Referenzwert nach Gleichung 30 für den Nullwiderstandsbeiwert $C_{D0,0}$ des Flügels berechnet. Der Block *PreProcess* wird einmalig zu Beginn durchlaufen. Die bestimmten Werte werden entsprechend den Blöcken *FuelCalc* und *Structure* für deren ersten Durchlauf übergeben. Im folgenden Abschnitt wird der vollständige Ablauf von SysFuel⁺ erläutert.

3.4 Gesamtmodell

Die oberste Simulink-Programmebene von SysFuel⁺ ist in Bild 2 gezeigt. In Bild 10 ist ein vereinfachtes Ablaufdiagramm dargestellt. Durch den Block *Aircraft* werden den Blöcken *Structure*, *PreProcess* und *FuelCalc* die notwendigen Flugzeugparameter zur Verfügung gestellt. Der Block *System* liefert SysFuel⁺ die Massen Δm_{sys} und die Leistungsbedarfsveränderungen ΔP_{sys} in Abhängigkeit von der Missionszeit für das integrierte Brennstoffzellensystem. An dieser Stelle wird jeweils immer die Differenz mit den durch das Brennstoffzellensystem substituierten Systeme gebildet.

Zudem existiert ein *Switch*-Block, der den logischen Ablauf von SysFuel⁺ steuert. Zu Beginn führt der *Switch*-Block den *PreProcess*-Block aus. Nach dessen Durchlauf schaltet der *Switch*-Block den *Structure*-Block ein und übergibt ihm in der ersten Iteration die Eingangswerte vom *PreProcess*. Nach Beendigung des Struktur-Resize-Prozesses wird *FuelCalc* gestartet und somit die benötigte Missionstreibstoffmasse nach dem ersten Resize-Prozess ermittelt.

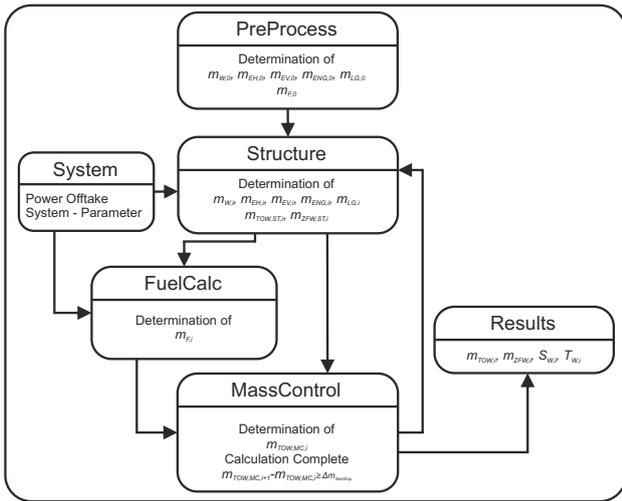


BILD 10: Ablaufdiagramm von SysFuel+

Der zusätzlich benötigte *MassControl*-Block stellt einen erweiterten Memory-Block dar, welcher die Aufgabe besitzt, wichtige Zwischenergebnisse zu speichern und die Konvergenz der Berechnung zu überwachen. Dieser Block besitzt die Aufgabe, die Ergebnisse des *Structure*-Blocks und des *FuelCalc*-Blocks zusammenzuführen. Hier wird das aktuelle maximale Abfluggewicht $m_{TOW,MC,i}$ aus dem aktuellen Landegewicht, der aktuell benötigten Missionstreibstoffmasse $m_{F,i}$ und der Differenzmasse der Design-Mission Δm_{DM} gebildet:

$$m_{TOW,MC,i} = m_{ZFW,ST,i} + m_{F,i} - \Delta m_{DM} \quad (32)$$

Dieses Ergebnis wird dann wiederum dem *Structure*-Block übergeben, welcher dann vom *Switch*-Block erneut gestartet wird. Diese Prozedur wiederholt sich so lange, bis im *MassControl*-Block die Änderung des $m_{TOW,MC,i}$ zwischen zwei Durchläufen unter eine gegebene Schranke von 0.1 kg gefallen ist. Die Endergebnisse werden dann vom *Switch*-Block in eine Ausgabe-Datei geschrieben, die entsprechend visualisiert wird.

4 Bewertung eines Beispielsystems

In diesem Kapitel soll beispielhaft bewertet werden, ob die Integration eines multifunktionalen Brennstoffzellensystems in ein Referenzflugzeug vorteilhaft ist. Es wird ausdrücklich darauf hingewiesen, dass die hier dargestellten Zahlen abgewandelt sind und sich auf keine zukünftige oder existierende Flugzeugentwicklung beziehen. Sie dienen lediglich der Demonstration der in diesem Artikel vorgestellten Methodik.

Beim Referenzflugzeug handelt es sich um ein neuartiges Mittel-/Kurzstreckenflugzeug, welches für eine Design-Mission von 3000 nm ausgelegt ist. Das Flugzeug ist ein More Electric Aircraft ohne Zentralhydrauliknetze oder Bleed Air-Versorgung. Als Triebwerke kommen Geared Turbo-Fans zum Einsatz. Es soll eine Nutzlast von ca. 16 Tonnen transportieren.

Für dieses Flugzeug wird ein Brennstoffzellensystem untersucht, welches die Energieversorgung des Flugzeugs am Boden übernimmt. Das Brennstoffzellensystem soll zudem die Notenergieversorgung des Flugzeugs gewährleisten. Heutige Flugzeuge müssen über Tankinertisierungssysteme verfügen, um sicher zu stellen, dass der Sauerstoffgehalt der Luft in den Treibstofftanks während der Flugmission stets unter einem Grenzwert von 10 % liegt [4]. Dieses soll mit der getrockneten sauerstoffarmen Abluft der Brennstoffzelle realisiert werden.

Diese vorgestellten Funktionen, die das Brennstoffzellensystem übernehmen soll, führen dazu, dass gewisse Systeme nicht mehr in dem Referenzflugzeug benötigt werden, wie die Hilfsgasturbine (APU), die Stauluftturbine (RAT) sowie das Inertisierungssystem (FTIS). In Tabelle 1 sind die Massen dieser Systeme dem multifunktionalen Brennstoffzellensystem gegenüber gestellt. Es ist zu erkennen, dass das multifunktionale Brennstoffzellensystem ca. 20 kg schwerer ist als die sublimierten Referenzsysteme.

TABELLE 1: Annahmen zum Gewichtsvergleich

Referenzsysteme	Brennstoffzellensystem
$m_{APU} = 335 \text{ kg}$	$m_{FCS} = 580 \text{ kg}$
$m_{RAT} = 160 \text{ kg}$	
$m_{FTIS} = 65 \text{ kg}$	
$\sum m_{SYS} = 560 \text{ kg}$	$\sum m_{SYS} = 580 \text{ kg}$ $\Delta m_{SYS} = +20 \text{ kg}$

Während die APU und die RAT keinen Leistungsbedarf während der Flugmission aufweisen, benötigt das FTIS System elektrische Leistung. Im Vergleich dazu produziert die Brennstoffzelle elektrische Leistung, welches ein Sekundäreffekt der Inertgaserzeugung ist (Bild 11 oben). Für die Kühlung der Brennstoffzelle wird durch das gewählte Kühlkonzept zusätzlicher Luftwiderstand erzeugt. Das FTIS-System verwendet Stauluft zur Kühlung (Bild 11 unten).

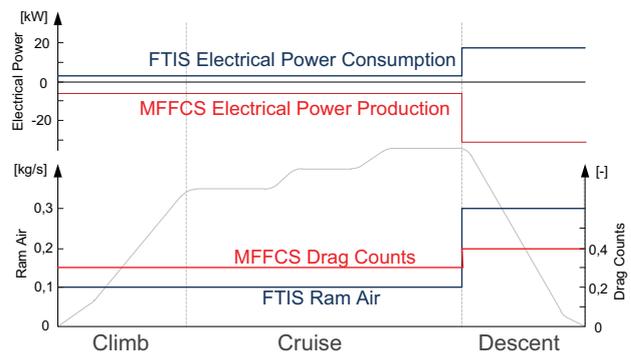


BILD 11: Elektrischer Leistungsbedarf bzw. Ram Air Bedarf des sublimierten FTIS und Drag Counts des MFFCS

In einer ersten Studie (Ergebnis siehe Diagramm 12) wird zuerst nur die Auswirkung des veränderten Systemgewichts von 20 kg untersucht. Das veränderte Systemgewicht führt eine Strukturanpassung von 6,8

kg mit sich. Es ist zu erkennen, dass hier die zusätzlichen Triebwerk- und Flügelgewichte den Hauptanteil umfassen. Das Flugzeug benötigt für die Referenzmission einen zusätzlichen Treibstoffbedarf von 4,7 kg. Insgesamt steigert sich somit das maximale Abfluggewicht des betrachteten Flugzeugs durch die Integration des Brennstoffzellensystems um 31,5 kg.

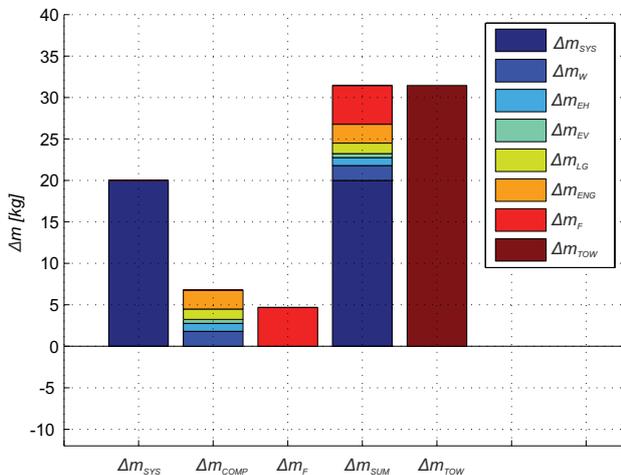


BILD 12: Differenzmassen mit Resize ohne Sekundärleistungs-, Stauluft- und Widerstandseinfluss

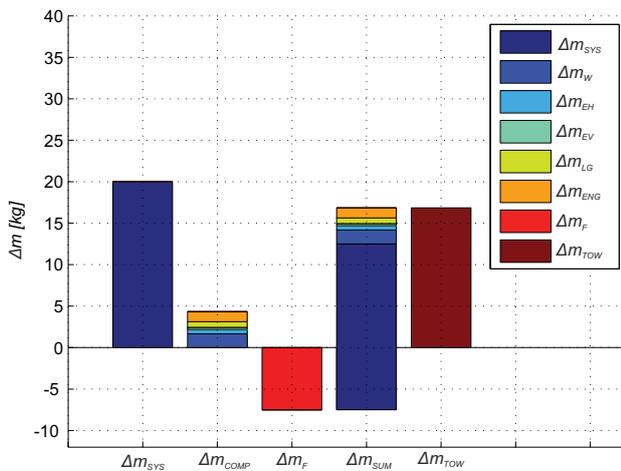


BILD 13: Differenzmassen mit vollwertigem Resize

Anders sieht die Beurteilung für das Brennstoffzellensystem aus, wenn alle Effekte berücksichtigt werden. Das Ergebnis ist in Bild 13 gezeigt. Es wird deutlich, dass für die Strukturanpassung lediglich 4,3 kg zusätzliches Gewicht notwendig ist. Durch Entlastung der Triebwerke und Wegfall des Stauluftbedarfs mithilfe der Brennstoffzelle, kann auf der Referenzflugmission Treibstoff von 7,5 kg eingespart werden. Insgesamt wird somit das maximale Abfluggewicht des Referenzflugzeugs um nur 16,8 kg schwerer und reduziert sich im Vergleich zur Vorstudie um 14,7 kg. Bei dem hier dargestellten Zahlenbeispiel stellt das Brennstoffzel-

lensystem eine Verbesserung für das Referenzflugzeug dar.

Bild 14 zeigt in blau den Differenztreibstoffmassenstrom Δm_F zwischen dem Referenzflugzeug ohne Brennstoffzellensystem und dem Flugzeug mit Brennstoffzellensystem über die Designmission.

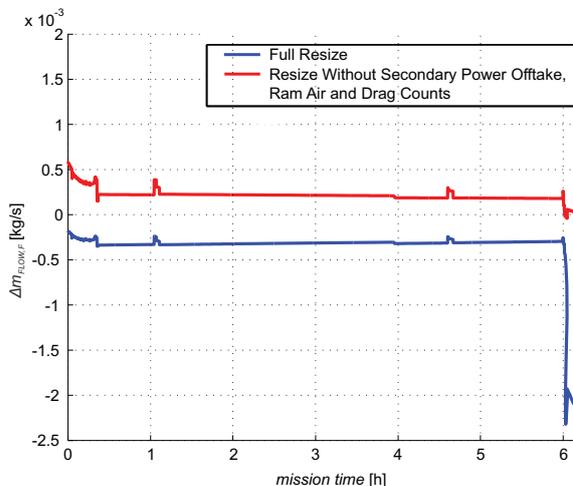


BILD 14: Differenzmassenströme bei fehlender und bei Integration des Brennstoffzellensystems

Es ist zu erkennen, dass das Referenzflugzeug mit Brennstoffzellensystem unmittelbar nach dem Start eine Treibstoffersparnis aufzeigt, welche mit dem Beginn des Descent (ca. 6h) besonders groß wird. Zum Vergleich ist in Bild 14 auch der Differenzmassenstrom der ersten Studie dargestellt (rot), in der lediglich die Systemmasse betrachtet wurde. Dieser Wert liegt immer über 0. Deutlich wird, dass die Sekundärleistungsentnahme am Triebwerk mit berücksichtigt werden sollte, wenn ein Brennstoffzellensystem auf Flugzeugebene bewertet wird.

Als Ergebnis lässt sich ableiten, dass die negativen Auswirkungen durch ein höheres Systemgewicht des Brennstoffzellensystems über die Berücksichtigung der erzeugten elektrischen Leistung abgemildert bzw. aufgehoben werden können. Somit liegt es nahe, Brennstoffzellensysteme aktiver während der Flugmission zu nutzen, um die Triebwerke weiter zu entlasten. Für eine weitere Untersuchung dieses Aspekts sind Auslegungsmethodiken wie in [7] notwendig, um wiederum die Auswirkungen auf das Brennstoffzellensystem zu bestimmen.

SysFuel⁺ berücksichtigt bisher nicht die Bodenphase des Flugzeugs. Gerade in dieser Phase wird das Brennstoffzellensystem jedoch einen wesentlichen Beitrag zur Umweltverträglichkeit des Flugzeugs liefern, welches in der hier gezeigten Studie nicht detailliert untersucht wurde.

5 Zusammenfassung und Ausblick

Der vorliegende Artikel beschreibt die Bewertungsplattform SysFuel⁺, welche auf den Grundlagen

der in [1] vorgestellten Methodik SysFuel basiert. SysFuel⁺ bietet die Möglichkeit, unter Simulink komplexe System-Integrationskonzepte auf Flugzeugebene zu bewerten. Hierbei wird eine durch Gewichtsveränderungen notwendige Strukturanpassung berücksichtigt. Demonstriert wurde die Integration eines multifunktionalen Brennstoffzellensystems mit der Aufgabe, im Flug die Hilfsgasturbine, die Notenergieversorgung und das Inertisierungssystem im Referenzflugzeug zu ersetzen.

Mithilfe von SysFuel⁺ konnte mit den gewählten Zahlenbeispielen gezeigt werden, dass sich die Integration bisher nur leicht positiv auf die Missionstreibstoffmasse auswirkt. Durch das erhöhte Systemgewicht vergrößert sich dennoch das Abfluggewicht. Um die Missionstreibstoffmasse weiterhin zu verringern bzw. Einsparungen am Systemgewicht vorzunehmen, sind weitere Verbesserungen am Brennstoffzellensystem bzw. zusätzliche Funktionen für das System notwendig. Eine Idee könnte beispielsweise sein, das Brennstoffzellensystem für die Cargofeuerbekämpfung zu verwenden oder die Abwärme des Systems zur Unterstützung des Enteistungssystems zu verwenden.

Derzeit wird der Triebwerk-Resize lediglich mit einer Abschätzungsformel nach [3] berücksichtigt. GasTurb bietet die Möglichkeit, das Gewicht der Triebwerke relativ präzise zu ermitteln. Aus diesem Grund sollen verschiedene Triebwerksmodelle mit unterschiedlichen Schubklassen in SysFuel⁺ mithilfe von GasTurb hinterlegt werden. In Abhängigkeit vom aktuellen Schubbedarf könnte dann, ähnlich wie bei der Mittelung bei verschiedenen Sekundärleistungsentnahmen, zwischen den hinterlegten Triebwerksmodellen interpoliert werden. Damit könnte zum einen das Gewicht der Triebwerke genauer bestimmt und zum anderen auch die direkte Auswirkung auf die Treibstoffberechnung berücksichtigt werden.

In der jetzigen Version von SysFuel⁺ werden die Systeme zur Flugsteuerung nicht in die Flügelanpassung miteinbezogen. Es wäre sinnvoll, hierfür Funktionen zu hinterlegen, die diese Auswirkungen auf den Leistungsbedarf und das Systemgewicht berücksichtigen können.

Das Primärziel von SysFuel⁺ ist die Bewertung multifunktionaler Brennstoffzellensysteme auf Flugzeugebene. Aus diesem Grund soll SysFuel⁺ in eine Gesamtmethodik zur modellbasierten Entwicklung und Bewertung von multifunktionalen Brennstoffzellensys-

temen integriert werden.

LITERATUR

- [1] DOLLMAYER, J., "Methode zur Prognose des Einflusses von Flugzeugsystemen aus Missionskraftstoffmasse" *Dissertation, Technische Universität Hamburg-Harburg, Institut für Flugzeugsystemtechnik, Hamburg: Verlag Shaker, 2007*
- [2] DOLLMAYER, J., "Consideration of Fuel Consumption Caused by Aircraft Systems in Aircraft Design", *25th International Conference of the Aeronautical Sciences, Hamburg 2006*
- [3] HOWE, D., "Aircraft Conceptual Design Synthesis" *London: Professional Engineering Publishing Limited 2000*
- [4] US DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, "Fuel Tank Flammability Minimization AC No.: 25.981-2", *Federal Aviation Administration, 2001*
- [5] KALLAS, S., "Directorate-General for T.: Flight path 2050 - Europe's Vision for Aviation", *Publications of the European Union, Luxembourg 2011*
- [6] KURZKE, J., "GasTurb 11 - Design and Off-Design Performance of Gas Turbines" *Manual, www.gasturb.de/Free/Manuals/Gasturb11.pdf, Abruf: 21.Jan. 2011, Dachau 2007*
- [7] LÜDDERS, H., "A Methodology for Rapid Evaluation and Sizing of Fuel Cell System Architectures for Commercial Aircraft", *SAE AeroTech Congress & Exhibition, Toulouse 2011 (will be published)*
- [8] MODEST, C., "A Model-based Development Approach for a Diagnostic System for a Multifunctional Fuel Cell System", *SAE AeroTech Congress & Exhibition, Toulouse 2011 (will be published)*
- [9] SEITZ, A., SCHMITT, D., DONNERHACK, S., "Emission Comparison of Turbofan and Open Rotor Engines under Special Consideration of Aircraft and Mission Design Aspects", *Second CEAS European Air & Space Conference, Manchester 2009*
- [10] RAYMER, D. P., "Aircraft Design: A Conceptual Approach" *Reston: AIAA 2000*