

Einfluss des Leistungsbedarfs von Flugzeugsystemen auf den Kraftstoffverbrauch

J. Dollmayer, U. B. Carl

Technische Universität Hamburg–Harburg
Arbeitsbereich Flugzeug–Systemtechnik, D-21071 Hamburg

ÜBERSICHT

Durch den zunehmenden Leistungsbedarf von Flugzeugsystemen bekommt die Leistungsentnahme in Form von Wellenleistung (Generatoren, Pumpen) und Zapfluft (Klimaanlage, Enteisierung) eine wachsende Bedeutung für den Kraftstoffbedarf. Durch die Entwicklung neuer Systemtechnologien werden hydraulisch und pneumatisch versorgte Systeme zunehmend durch elektrisch versorgte ersetzt.

Der vorliegende Artikel stellt Teilergebnisse eines im Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik durchgeführten Forschungsprogramms zum Einfluss von Systemleistungsbedarf auf den Kraftstoffverbrauch vor. Er analysiert qualitativ und quantitativ den Einfluss des Systemleistungsbedarfs auf den Kraftstoffverbrauch und bringt die Systemparameter Systemmasse, Wellenleistungsbedarf, Zapfluftbedarf und Widerstandserhöhung (beispielsweise durch zusätzlich benötigte Lufteinläufe) miteinander in Zusammenhang. Weiterhin wird der Einfluss verschiedener Flugmissionen aufgezeigt.

SCHLAGWORTE

Spezifischer Kraftstoffverbrauch (SFC); Flugzeugsysteme; All Electric Aircraft (AEA); More Electric Aircraft (MEA); Power Optimised Aircraft (POA); Wellenleistungsentnahme; Zapfluftentnahme

FORMELZEICHEN

A	Auftrieb
B	Zapfluft
c_i	Konstanten
c_K	spezifischer Kraftstoffverbrauch
C_A	Auftriebsbeiwert
C_W	Widerstandsbeiwert
C_{W0}	Nullwiderstandsbeiwert
e	Oswald-Faktor
F	Nettoschub je Triebwerk
F_α	Referenzschub für Wellenleistungsentnahme
F_β	Referenzschub für Zapfluftentnahme
g	Erdbeschleunigung
G	Gewichtskraft

h_{rel}	relative Enthalpie
K_0	Integrationskonstante
m	Masse
Ma	Flugmachzahl
n	Anzahl der Triebwerke
P	Wellenleistungsentnahme
S	Flügelfläche
t	Flugdauer
v	Fluggeschwindigkeit (<i>true air speed</i>)
α_i	Koeffizienten für die Änderung von c_K infolge P
β_i	Koeffizienten für die Änderung von c_K infolge B
γ	Bahnwinkel
ρ	Luftdichte
Λ	Flügelstreckung

1 EINLEITUNG

In den letzten Jahren ist der Leistungsbedarf moderner Flugzeugsysteme bezüglich der Gesamttriebwerksleistung kontinuierlich angestiegen. Flugzeugsysteme beziehen ihren Leistungsbedarf in Form von elektrischer, hydraulischer oder pneumatischer Energie über Generatoren, hydraulische Pumpen oder Zapfluft aus den Flugzeugtriebwerken. Auf Seiten der Kabinensysteme, aber auch für klassische Grundsysteme wie die Klimaanlage werden ständig höhere elektrische Leistungen benötigt. Ziel der Entwicklung neuartiger Flugzeug-Systemkonzepte des *All Electric Aircraft (AEE)* [8], beispielsweise durch das EU-finanzierte Forschungsprogramm *Power Optimised Aircraft (POA)* [6], ist der Ersatz traditionell hydraulisch oder pneumatisch versorgter Systeme durch Systeme mit elektrischer Antriebsleistung. Beispielfhaft sei hier das Konzept der *bleedless*-Klimaanlage genannt, die anstelle von Zapfluft mit Hilfe eines elektrisch versorgten Kompressors die nötige Druckluft erzeugt oder auch elektrisch versorgte Fahrwerke [7]. Ein wachsender Anteil des Kraftstoffverbrauchs für die Flugzeugsysteme, steigende Kraftstoffpreise sowie ein zunehmender Wettbewerbsdruck zwischen den Flugzeugbetreibern machen eine Analyse des Kraftstoffbedarfs und somit eines Teils der Betriebskosten

für die Flugzeugsysteme interessant. Laut [5] betragen 2003 die jährlichen Kraftstoffkosten für die Lufthansaflotte circa 1.4 Milliarden Euro pro Jahr, so dass eine Reduktion des Kraftstoffbedarfs von 1% schon 140 Millionen Euro für einen Luftfahrtkonzern dieser Größenordnung entspricht.

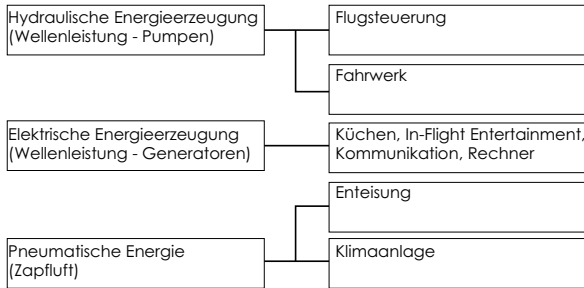


BILD 1: Konventionelle Energieversorgung ausgewählter Flugzeugsysteme

Arten der Leistungsabnahme

Der Trend zur Erhöhung der elektrischen gegenüber der hydraulischen beziehungsweise pneumatischen Versorgung der Systeme hat mehrere Gründe. Eine Vereinfachung der Systemwartung, zuverlässigere Systeme, eine Reduzierung der Arten der Leistungsentnahmen am Triebwerk (weniger Schnittstellen zwischen Flugzeug und Triebwerk) und eine Verringerung des Kraftstoffverbrauchs sind nur einige der in der Literatur auffindbaren Gründe, die ihren gedanklichen Ursprung teilweise in den 80er Jahren haben [4], [9]. Der vorliegende Artikel beschränkt sich auf den Einfluss der Flugzeugsysteme auf den Kraftstoffbedarf.

Die in heutigen Verkehrsflugzeugen am weitesten verbreitete Leistungsübertragung für Aktuatoren ist die Hydraulik. Da die Hydraulikpumpen über ein Getriebe von der Triebwerkswelle angetrieben werden, ist die verfügbare hydraulische Leistung von der Triebwerksdrehzahl abhängig. Der dimensionierende Fall ist oft die Betätigung

des Fahrwerks oder der Hochauftriebsklappen im Sinkflug, wo das Triebwerk nahe der Leerlaufdrehzahl arbeitet. Als Folge muss das Hydrauliksystem für diesen Fall ausgelegt werden, was für den Rest des Fluges im Allgemeinen überdimensioniert ist. Weiterhin werden konventionelle Hydrauliknetze mit einem konstanten Nenndruck beaufschlagt. Dieser Druck wird allerdings nur bei sehr großen Stellflächenlasten benötigt, so dass in vielen Betriebsbereichen ständig Leistung durch die Drosselsteuerung am Servoventil vernichtet wird. Elektrisch versorgte elektrohydraulische Aktuatoren mit ihren lokalen Motor-Pumpen-Paketen oder elektro-mechanische Aktuatoren können hingegen genau die benötigte Leistung bereitstellen und somit energieeffizientere Systeme bilden.

Ähnlich ist das Problem bei der Abnahme pneumatischer Leistung (Zapfluft). Da die Zapfluft an definierten Stellen des Hochdruckverdichters entnommen wird, ist der Druck und damit die Energie des entnommenen Luftmassenstroms meist höher als benötigt. Im Normalfall hat ein Triebwerk zwei Stellen für die Zapfluftentnahme, zwischen denen je nach anliegendem Druck im Hochdruckverdichter (der wiederum von der Triebwerksdrehzahl abhängt) umgeschaltet werden kann. Da der Mindestdruck für die Systemversorgung unabhängig von der Triebwerksdrehzahl gewährleistet sein muss, ist der jeweilige Entnahmeport für die niedrigste vorkommende Drehzahl ausgelegt und entnimmt der Verdichtersektion während der höheren Drehzahlen Zapfluft bei einem höheren Druck als benötigt.

2 TRIEBWERK

2.1 Triebwerksprozess

Moderne Triebwerke von Transportflugzeugen sind in der Regel mit einem zweistrahligen Turbofan mit hohem Bypassverhältnis ausgerüstet. Die Ausführung mit zwei oder drei Wellen ermöglicht einen effektiven Triebwerksprozess, da die Drehzahlen von Verdichter und Turbinen aufeinander abgestimmt werden können.

TAB 1: Vor- und Nachteile verschiedener Sekundärleistungsabnahmen am Triebwerk und Anwendungsbeispiele

Leistungsart	Vorteile	Nachteile	Anwendungsbeispiele
hydraulisch	einfache Endverbraucher	wartungsintensiv (Leckage) Leitungsgewicht Drosselverluste	Servoaktuatoren (EHS)
pneumatisch	einfache Endverbraucher	Leckage Zuverlässigkeit Leitungsgewicht Drosselverluste	konventionelle Klimaanlage Heissluft-Flügelenteisung
elektrisch	Wartbarkeit geringes Leitungsgewicht Zuverlässigkeit	komplexe Endverbraucher	elektro-hydrostatische Aktuatoren (EHA) elektro-mechanische Aktuatoren (EMA) elektrische Klimaanlagen elektrische Enteisungssysteme

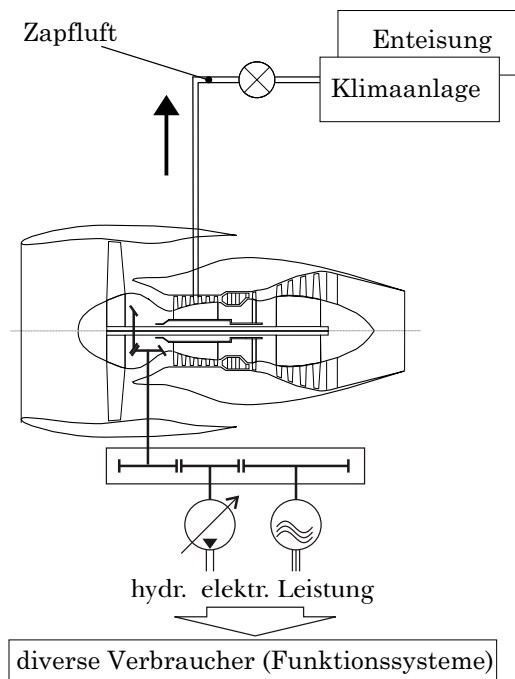


BILD 2: Prinzipskizze der Leistungsentnahme an einem Zweiwellen-Zweistromtriebwerk

Der einlaufende Luftmassenstrom wird vom Niederdruckverdichter, normalerweise als Fan ausgeführt, verdichtet und anschließend entsprechend dem Bypassverhältnis in einen äußeren und einen inneren Luftmassenstrom unterteilt. Während der äußere Luftmassenstrom fast ausschließlich zur Schuberzeugung dient, bildet der innere Luftmassenstrom das Arbeitsmedium für den Gasturbinenprozess, der das Triebwerk antreibt.

In der anschließenden Mittel- beziehungsweise Hochdruckverdichtersektion wird dem Luftmassenstrom Kühlluft für die Turbinensektion sowie Zapfluft für die Flugzeugsysteme entnommen. Nach der Kraftstoffzufuhr in der Brennkammer wird das Luft-Kraftstoffgemisch in der Turbinensektion unter Zumischung der zuvor entnommenen Kühlluft entspannt, um über Wellen die Verdichtersektion anzutreiben. Eine Entnahme von Wellenleistung führt dementsprechend zu einer Abnahme der Wellendrehzahl und damit zu einer Abnahme der Verdichterleistung, falls nicht durch Mehrzufuhr von Kraftstoff die Turbinenleistung erhöht wird.

2.2 Triebwerksmodelle

Der Einfluss von Wellenleistungsentnahme und Zapfluentnahme wurde für verschiedene Triebwerksmodelle untersucht. Hierzu wurden mit der Triebwerkssimulationssoftware *GasTurb* Triebwerksmodelle erstellt, die für ein zweistrahliges Langstreckentransportflugzeug ausgelegt und jeweils bezüglich des spezifischen Kraftstoffverbrauchs unter Einhaltung bestimmter Randbedingungen optimiert wurden.

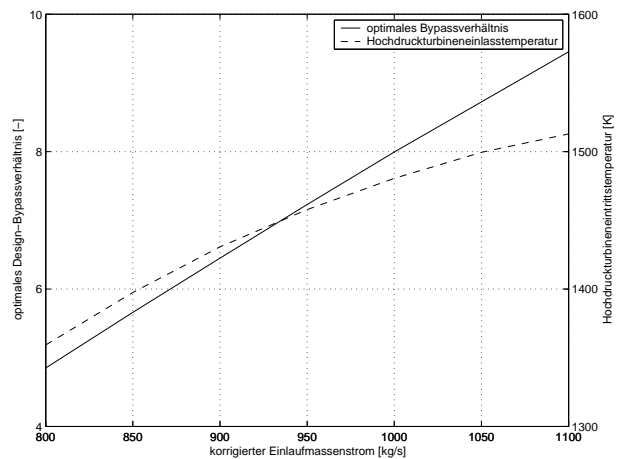


BILD 3: Optimales Bypassverhältnis bezügl. des Einlaufmassenstroms

Abbildung 3 zeigt, dass das optimal zu wählende Bypassverhältnis für eine Minimierung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs quasi linear mit dem Einlaufmassenstrom anwächst. Eine analytische Beschreibung hierfür kann in [3] gefunden werden. Gleichzeitig ist zu erkennen, dass die Hochdruckturbineneintrittstemperatur während des Reiseflugs, die als Parameter einen wichtigen Faktor für die Dauerbelastung und damit für die Lebensdauer der Turbine darstellt, bedeutend anwächst. Als Folge der Erhöhung von Einlaufmassenstrom und Bypassverhältnis lässt sich in Abbildung 4 die Verringerung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs erkennen. Durch das Potential an Kraftstoffeinsparung infolge Bypass- und Einlaufmassenstromerhöhung kann davon ausgegangen werden, dass zukünftige Triebwerksgenerationen größere Bypassverhältnisse als heutige Triebwerke besitzen.

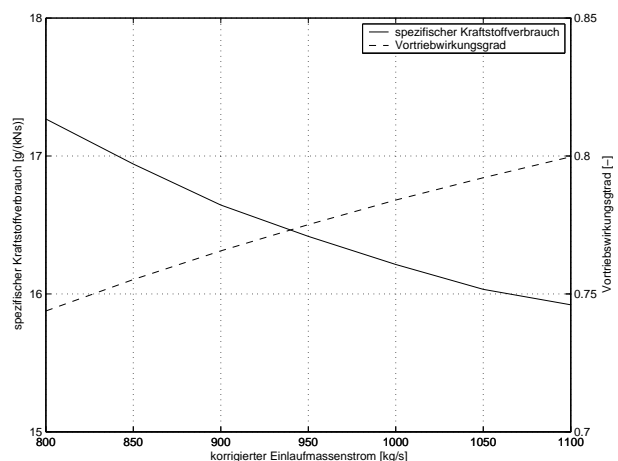


BILD 4: Spezifischer Kraftstoffverbrauch für Triebwerke mit unterschiedlichem Luftenlaufmassenstrom und Bypass

Abbildung 5 zeigt, wie sich der Einfluss von Sekundärleistungsentnahme auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch für steigende Bypassverhältnisse verändert. Die Spitzen

in den abgebildeten Verläufen sind auf Ungenauigkeiten in der numerischen Optimierung der Triebwerksmodelle zurückzuführen.

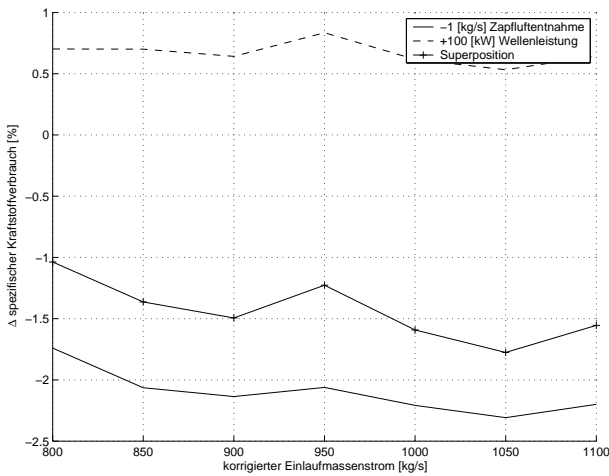


BILD 5: Änderungen des spezifischen Kraftstoffverbrauchs infolge Änderungen der Sekundärleistungsentnahmen

Es zeigt sich, dass bei Triebwerken mit relativ höherem Einlaufmassenstrom und angepasstem optimalen Bypassverhältnis das Konzept eines *all electric aircraft* größere Vorteile beim Kraftstoffverbrauch verspricht als bei Triebwerken mit relativ niedrigerem Einlaufmassenstrom und dementsprechend niedrigerem Bypassverhältnis. Je nach zusätzlichem elektrischen Leistungsbedarf als Ersatz für die nicht mehr entnommene Zapfluft können sich die Einsparungen im spezifischen Kraftstoffverbrauch stark verbessern. *All electric*-Konzepte, die bei Berechnungen für heutige Triebwerke beim Kraftstoffverbrauch nur geringe Vorteile oder sogar Nachteile aufgrund des hohen Bedarfs an elektrischer Energie oder aufgrund des zusätzlichen Systemgewichtes (höherer Schubbedarf) haben, können sich bei kommenden Triebwerksgenerationen als sehr vorteilhaft erweisen.

2.3 Wellenleistungsentnahme

Abbildung 6 zeigt einen typischen Verlauf der Änderung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs bei variablem Triebwerksschub. Innerhalb des für den Reiseflug relevanten Schubbereichs nimmt der Einfluss der Wellenleistungsentnahme auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch mit guter Näherung linear ab. Die Änderung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs infolge Wellenleistungsentnahme kann somit abgeschätzt werden durch

$$(1) \quad \frac{\delta c_K}{\delta P}(F)\Delta P = \alpha_1 (1 - \alpha_2 (F(t) - F_\alpha)) \Delta P$$

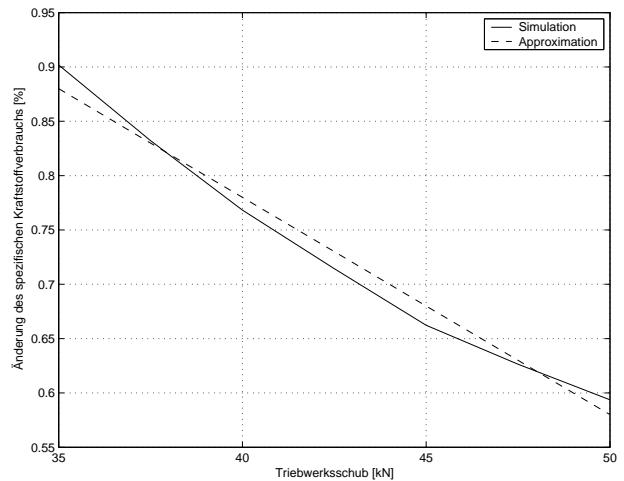


BILD 6: Approximation des Einflusses der Wellenleistungsentnahme auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch im Reiseflug

2.4 Zapfluentnahme

Neben der entnommenen Zapfluftmenge ist die Stelle der Zapfluentnahme von großer Bedeutung für den Triebwerksprozess und den spezifischen Kraftstoffverbrauch. Je später im Triebwerksprozess die Zapfluft entnommen wird, umso höher ist die relative Enthalpie der Zapfluft, die maximal den Wert 1 am Ende des Verdichters erreicht. Mit dem Schub ändert sich auch das Verdichtungsverhältnis und damit der Druck der entnommenen Zapfluft. Die untersuchten Triebwerke wurden so ausgelegt, dass jeweils beim Minimalwert des Reiseschubes, also zu Ende des Reisefluges mit nahezu ausgeflogenen Tanks und dementsprechend geringem Schubbedarf, ein Minimaldruck nicht unterschritten wird, was im übrigen Reiseflug bei höherem Triebwerksschub zur Entnahme von Zapfluft bei unnötig hoher Enthalpie führt.

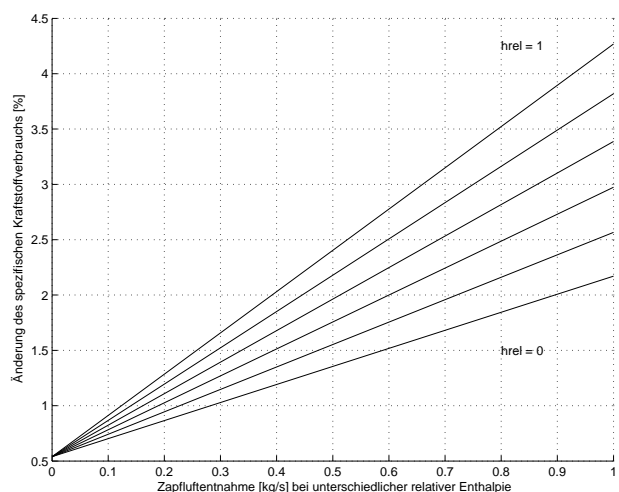


BILD 7: Approximation des Einflusses der relativen Enthalpie der Zapfluft auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch

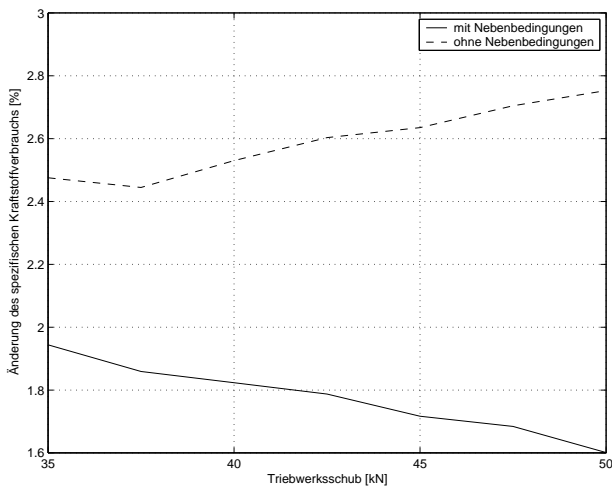


BILD 8: Änderung der Zapfluentnahme: Einfluss der Nebenbedingungen des Simulationsmodells

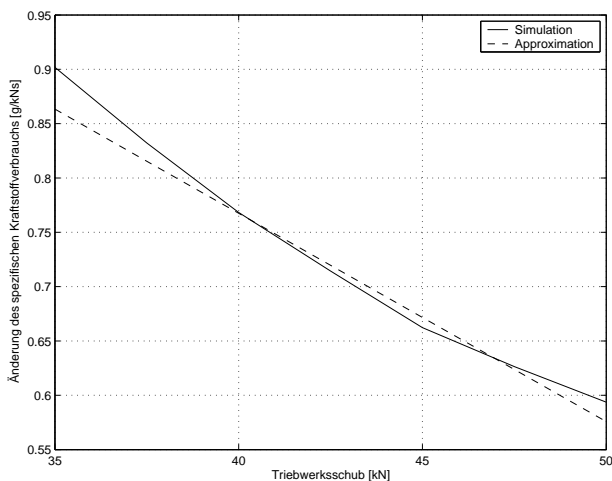


BILD 9: Approximation des Einflusses der Zapfluentnahme auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch bei unterschiedlichem Schub

Abbildung 8 zeigt den Einfluss der Nebenbedingungen auf die Änderungen des spezifischen Kraftstoffverbrauchs. Bei einfacher Veränderung der entnommenen Zapflutmenge verändern sich thermodynamische Kenngrößen innerhalb des Triebwerksprozesses. Wird das Triebwerk ansonsten nicht verändert, steigt der Einfluss der Zapfluentnahme mit zunehmendem Schub an; somit stellt sich in diesem Fall besonders auf Langstreckenflügen eine Kraftstoffersparnis ein, falls Systeme anstatt mit Zapflut elektrisch versorgt werden.

Geht man allerdings von identischen Nebenbedingungen für beide Triebwerksmodelle wie beispielsweise maximalen Turbinendruckverhältnissen oder Maximaltemperaturen beim Start aus, zeigt sich ein signifikant anderer Verlauf. Die vorliegenden Berechnungen wurden für Triebwerksmodelle mit identischen Nebenbedingungen durchgeführt.

Ebenso wie bei der Wellenleistungsentnahme kann der Einfluss der Zapfluentnahme auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch innerhalb des relevanten Schubbereichs als linear angenommen werden. Die Änderung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs infolge Zapfluentnahme wird abgeschätzt mittels

$$(2) \quad \frac{\delta c_K}{\delta B}(F) \Delta B = (\beta_1 + h_{rel} \beta_2) (1 - \beta_3 (F(t) - F_\beta)) \Delta B$$

2.5 Flugphasen

Obwohl das später vorgestellte mathematische Modell sich nur auf den Reiseflug bezieht, wird kurz auf die unterschiedlichen Auswirkungen von Wellenleistungs- und Zapfluentnahme während des Steig- beziehungsweise Sinkflugs eingegangen. Die Abbildungen 10 bis 14 zeigen die Änderungen des spezifischen Kraftstoffverbrauchs für zwei unterschiedlich optimierte Triebwerksmodelle. Während das erste Modell für eine reine Reduktion der Zapfluentnahme ausgelegt ist, ist das zweite Triebwerk für eine reine Erhöhung der Wellenleistung optimiert.

Die angegebenen Zahlenwerte beziehen sich auf Triebwerksmodelle der Schubklasse 300 [kN].

Steigflug

Während des Steigfluges ist die Triebwerksleistung aufgrund des hohen Schubbedarfs so groß, dass Leistungsentnahmen prozentual einen eher geringen Einfluss auf den Kraftstoffbedarf haben. Eine Verringerung der Zapfluentnahme bei typischem Druckbedarf kann den spezifischen Kraftstoffverbrauch je nach Flugzustand um bis zu 0.8% senken, eine Erhöhung der Wellenleistungsentnahme erhöht den spezifischen Kraftstoffverbrauch je nach Flugzustand in etwa um 0.3%-0.5%, siehe Abbildungen 10 und 11.

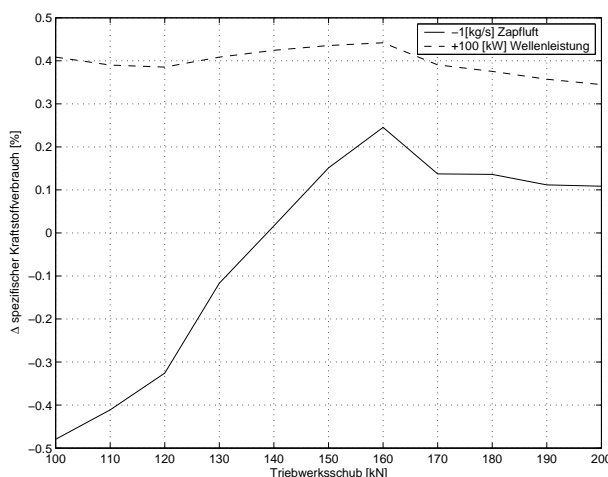


BILD 10: Einfluss von Wellenleistungs- und Zapfluentnahme auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch im Steigflug. alt=10'000 ft, Ma=0.54

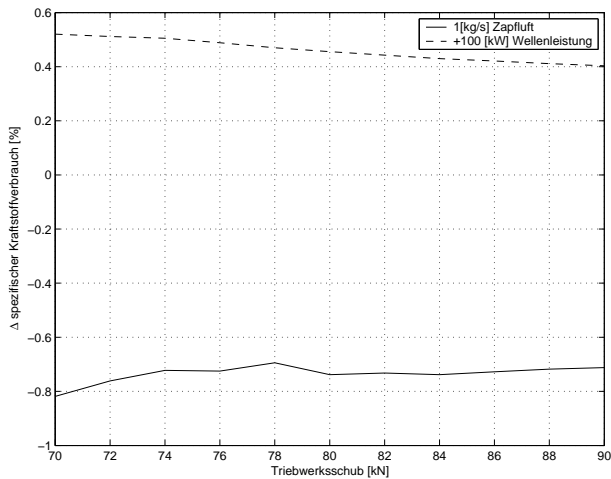


BILD 11: Einfluss von Wellenleistungs- und Zapfluentnahme auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch im Steigflug.
alt=30'000 ft, Ma=0.79

Reiseflug

Im Reiseflug, welcher auf Mittel- und Langstrecken die für den Kraftstoffverbrauch die entscheidende Flugphase ist, beträgt in den untersuchten Modellen der Anteil für Zapfluentnahme am spezifischen Kraftstoffverbrauch in etwa 1.6%-2.1%, eine Erhöhung des Wellenleistungsbedarfs um 100kW bewirkt eine Erhöhung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs zwischen etwa 0.6% und 1.1%.

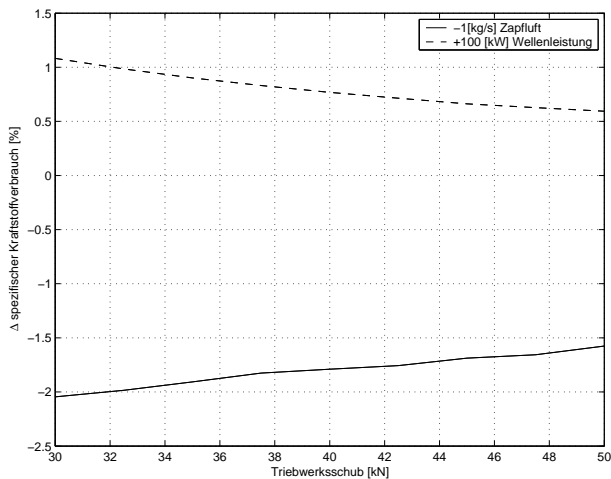


BILD 12: Einfluss von Wellenleistungs- und Zapfluentnahme auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch im Reiseflug.
alt=39'000 ft, Ma=0.82

Sinkflug

Das Triebwerk ist im Sinkflug bis auf wenige Schubphasen für Flugmanöver weitgehend im Leerlauf. Durch die niedrige Triebwerksleistung ist der prozentuale Anteil der Leistungsentnahme am spezifischen Kraftstoffverbrauch deutlich höher als im Steig- oder Reiseflug. Im Sinkflug wird

die Zapflutt bei höherer relativer Enthalpie im Hochdruckverdichter entnommen, da der Reiseflugport bei dem geringen Schubniveau nicht ausreichend komprimierte Luft bereitstellen kann. Weiterhin besteht im Sinkflug gegenüber Steig- und Reiseflug infolge des Druckaufbaus in der Kabine und der damit verbundenen Dichteerhöhung der Kabinenluft ein höherer Bedarf an Zapfluttmassenstrom, so dass bei einer Analyse mit konkreten Zahlen einer Klimaanlage der Einfluss des absoluten Zapfluttbedarfs im Vergleich zum Reiseflug noch größer ausfällt. Der Anteil an spezifischem Kraftstoffverbrauch für die Zapfluttentnahme liegt bei den untersuchten Modellen im Sinkflug zwischen 2.0%-9.0%, eine Erhöhung des Wellenleistungsbedarfs um 100kW bewirkt eine Erhöhung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs um etwa 3.0%-5.0%.

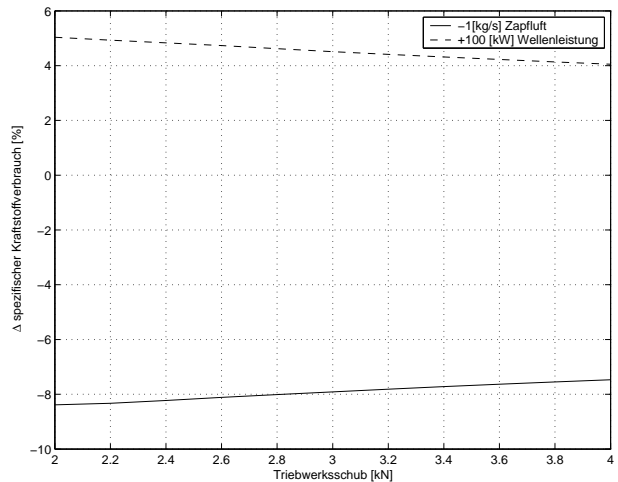


BILD 13: Einfluss von Wellenleistungs- und Zapfluentnahme auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch im Sinkflug.
alt=30'000 ft, Ma=0.79

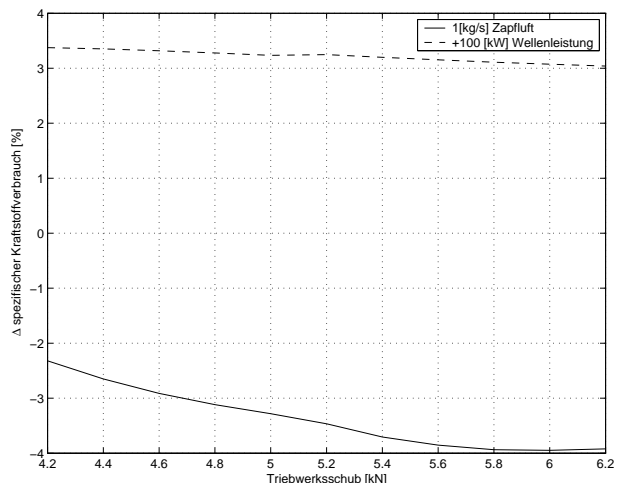


BILD 14: Einfluss von Wellenleistungs- und Zapfluentnahme auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch im Sinkflug.
alt=10'000 ft, Ma=0.54

TAB 2: Anhaltswerte für Änderungen des spezifischen Kraftstoffverbrauchs infolge Leistungsentnahme für unterschiedliche Flugphasen

Flugphase	Schubklasse	Δc_K für $1 \frac{kg}{s}$ Zapfluft	Δc_K für 100kW Wellenleistung
Steigflug	300kN	0%-0.8%	0.3%-0.5%
Reiseflug	300kN	1.6%-2.1%	0.6%-1.1%
Sinkflug	300kN	2%-9%	3.0%-5.0%
Steigflug	150kN	0%-1.5%	0.4%-0.8%
Reiseflug	150kN	3%-5%	0.7%-1.5%
Sinkflug	150kN	4%-12%	3.0%-7.0%

2.6 Wartungskosten

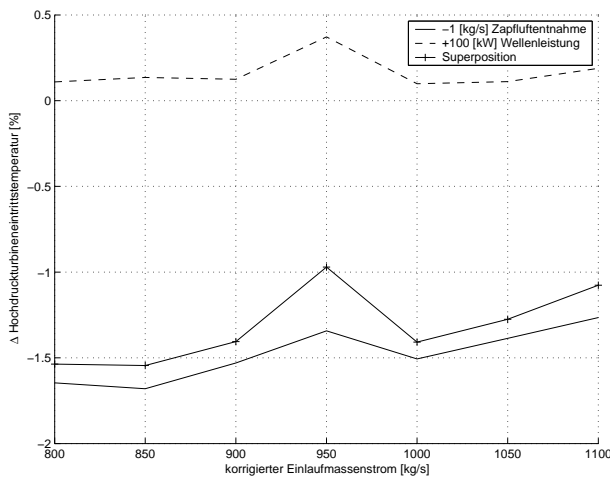


BILD 15: Änderungen der Hochdruckturbineneintrittstemperatur für Änderungen der Sekundärleistungsentnahmen

Einen weiteren Aspekt, der jedoch nur kurz angesprochen werden soll, stellt der Einfluss der Sekundärleistungsentnahme auf die Hochdruckturbineneintrittstemperatur (HTT) des Triebwerks dar. Laut [2] entspricht eine Erhöhung der HTT um 100 [K] einer Änderung der Triebwerkswartungskosten von +28% beziehungsweise -23%, was für ein zweimotoriges Transportflugzeug in etwa einer Erhöhung der direkten Betriebskosten (DOC) von 2% entspricht.

In Abbildung 15 ist zu erkennen, dass in den betrachteten Triebwerksmodellen eine Reduzierung der Zapfluentnahme um 1 [kg/s] einer Absenkung der HTT von etwa -1.3% bis -1.7% entspricht¹, eine Erhöhung der Wellenleistungsentnahme um 100 [kW] erhöht die HTT um etwa 0.1% bis 0.4%. Bei Größenordnungen von HTT im Reiseflug von etwa 1400 [K] bis 1600 [K] beschränkt sich der Einfluss somit auf in etwa maximal 25 [K] und somit etwa 7% Änderungen in den Triebwerkswartungskosten.

¹Die Änderung von HTT beinhaltet die bereits erfolgte Optimierung des Triebwerksprozesses infolge der veränderten Leistungsentnahmen

3 Flugmission

Tabelle 2 legt den Schluss nahe, dass eine Verlagerung von Zapfluentnahme hin zu Wellenleistungsentnahme vor allem im Sinkflug von Vorteil sein kann. Somit könnte die Neuentwicklung solcher Systeme, die anstelle von Zapfluft Wellenleistung zum Betrieb erfordern, vor allem für Kurzstreckenflüge von Vorteil sein, da bei Mittel- und Langstreckenflügen vor allem der Reiseflug die dominierende Flugphase ist. Diese Schlussfolgerung kann so allerdings nicht gezogen werden:

- Eine Verbesserung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs bedeutet nicht notwendigerweise eine Verbesserung des absoluten Kraftstoffverbrauchs, sondern nur unter der Voraussetzung, dass sich der Schubbedarf nicht ändert. Falls die zapfluftlosen Systeme eine höhere Masse als die Referenzsysteme besitzen oder einen höheren Nullwiderstand, beispielsweise durch Staulufteinläufe, verursachen, steigt der Schubbedarf und damit auch der Kraftstoffverbrauch bei gleicher Nutzlast an.
- Da der absolute Kraftstoffbedarf während des Sinkfluges sehr gering ist, sind auch bei großen prozentualen Verbesserungen des spezifischen Kraftstoffbedarfs nur relativ geringe Einsparungen an absoluter Kraftstoffmasse möglich, siehe hierzu Abbildung 16.
- Selbst geringe Verbesserungen des spezifischen Kraftstoffverbrauchs während des Reisefluges können starken Verbesserungen des spezifischen Kraftstoffverbrauchs während des Sinkfluges beim absoluten Kraftstoffverbrauch und für alle typischen Missionen überwiegen.
- Der Nachteil einer potentiellen Massen- oder Widerstandserhöhung kann mit einer Verbesserung des spezifischen Kraftstoffbedarfs möglicherweise erst ab einer bestimmten Kraftstoffersparnis, also ab einer bestimmten Flugdistanz kompensiert werden.

Um diese Aussagen qualitativ und quantitativ beurteilen zu können, wird im nächsten Abschnitt die Betrachtung auf Flugmissionen unterschiedlicher Strecken ausgeweitet. Neben der Schubabhängigkeit des Einflusses von Wellenleistungs- und Zapfluentnahme auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch werden somit auch Massen- und Widerstandserhöhungen mit berücksichtigt.

TAB 3: Daten der Missionen aus Abbildung 16

	Flugzeugtyp	Schubklasse	Flugdistanz
Kurzstrecke	2-strahlig	2·110 kN	2500 nm
Mittelstrecke	2-strahlig	2·300 kN	3500 nm
Langstrecke	4-strahlig	4·150 kN	7500 nm

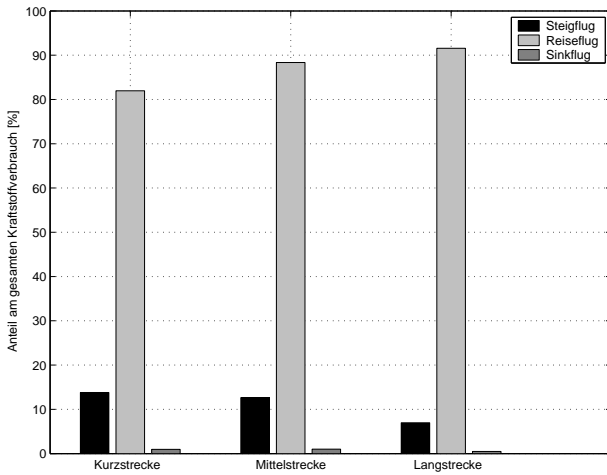


BILD 16: Typischer Kraftstoffbedarf für Flugmissionen getrennt nach Flugphase

3.1 Kraftstoffverbrauch

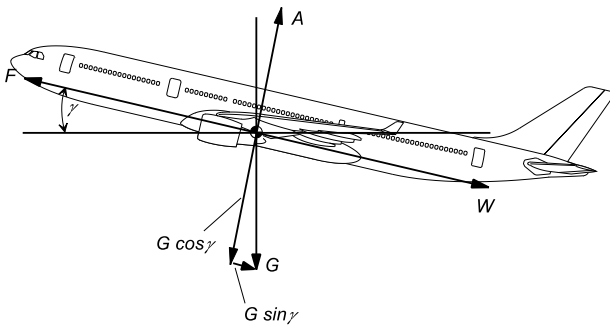


BILD 17: Vereinfachtes Kräftegleichgewicht am Flugzeug

Aus Abbildung 17 kann ein vereinfachtes Kräftegleichgewicht hergeleitet werden. Unter der Annahme, dass die Winkel γ sehr klein sind, was für den Reiseflug erfüllt ist, gelten nach [1] die Gleichungen

$$(3) \quad m(t)g = A = \frac{1}{2}\rho S C_A(t)v^2$$

und

$$(4) \quad F_{\text{ges}}(t) = n \cdot F(t) = \frac{1}{2}\rho S C_W(t)v^2$$

Der C_W -Wert kann mit Hilfe einer symmetrischen Polare abgeschätzt werden. Der Widerstandsbeiwert berechnet sich danach zu

$$(5) \quad C_W(t) = C_{W0} + \frac{C_A(t)^2}{\pi \Lambda e}$$

Der Kraftstoffverbrauch berechnet sich somit zu

$$(6) \quad \dot{m}(t) = n \cdot F(t) \cdot c_K$$

Für die weitere analytische Herleitung wird der spezifische Kraftstoffverbrauch vereinfachend als konstant angenommen.

Die Gleichungen (1) bis (6) lassen sich zusammenfassen und umformen zu einer Differentialgleichung der Form

$$(7) \quad \frac{dm(t)}{dt} = c_3 + c_4 m(t)^2 + c_5 m(t)^4$$

mit den Konstanten

$$(8)$$

$$c_1 = c_K + \alpha_1 (1 + \alpha_2 F_\alpha) \Delta P + (\beta_1 + h_{\text{rel}} \beta_2) (1 + \beta_3 F_\beta) \Delta B$$

$$(9) \quad c_2 = -\frac{1}{n} ((\beta_1 + h_{\text{rel}} \beta_2) \beta_3 \Delta B + \alpha_1 \alpha_2 \Delta P)$$

$$(10)$$

$$c_3 = \frac{1}{2} \rho S v^2 (C_{W0} + \Delta C_{W0}) \left[c_1 + \frac{1}{2} \rho S v^2 c_2 (C_{W0} + \Delta C_{W0}) \right]$$

$$(11) \quad c_4 = \frac{2g^2}{\pi \Lambda e} \left[\frac{c_1}{\rho S v^2} + c_2 (C_{W0} + \Delta C_{W0}) \right]$$

$$(12) \quad c_5 = \frac{4c_2 g^4}{\rho^2 S^2 v^4 \pi^2 \Lambda^2 e^2}$$

Eine Integration von Gleichung (7) liefert den Kraftstoffverbrauch während des Reisefluges in Abhängigkeit der Systemparameter Δm_{sys} , ΔC_{W0} , ΔP und ΔB :

$$(13) \quad t - \frac{2\sqrt{c_5} \arctan\left(\frac{\sqrt{2c_5}m(t)}{\sqrt{c_4 - \sqrt{c_4^2 - 4c_3c_5}}}\right)}{\sqrt{(c_4 - \sqrt{c_4^2 - 4c_3c_5})(2c_4^2 - 8c_3c_5)}} + \frac{2\sqrt{c_5} \arctan\left(\frac{\sqrt{2c_5}m(t)}{\sqrt{c_4 + \sqrt{c_4^2 - 4c_3c_5}}}\right)}{\sqrt{(c_4 + \sqrt{c_4^2 - 4c_3c_5})(2c_4^2 - 8c_3c_5)}} + K_0 = 0$$

Um Gleichung (13) numerisch lösen zu können, muss die Integrationskonstante K_0 aus den Randbedingungen ermittelt werden. Man erhält K_0 durch Einsetzen der Flugzeugmasse zu Ende des Reisefluges und der Bedingung $t=0$. Das Einsetzen der Reiseflugdauer t ergibt zusammen mit den Systemparametern die gesuchte Flugzeugmasse und durch die Differenz zur Flugzeugmasse zu Ende des Reisefluges den benötigten Kraftstoff.

3.2 Flugdauer

Einen wichtigen Parameter stellt wie bereits erwähnt die Missionsdauer dar. Selbst bei einer Erhöhung der Ausrüstungsmasse stellt sich eventuell ab einer gewissen Missionsdauer eine Verringerung des Kraftstoffverbrauchs ein, da der positive Effekt der Verringerung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs sich erst mit abnehmender Kraftstoffmasse einstellt. Durch den geringeren Verbrauch muss eine geringere Kraftstoffmasse mitgeführt werden,

was sich wiederum in einer Verringerung des Schubbedarfs und damit des Kraftstoffverbrauchs bemerkbar macht. Dieser Effekt gewinnt mit zunehmender Missionsweite an Bedeutung.

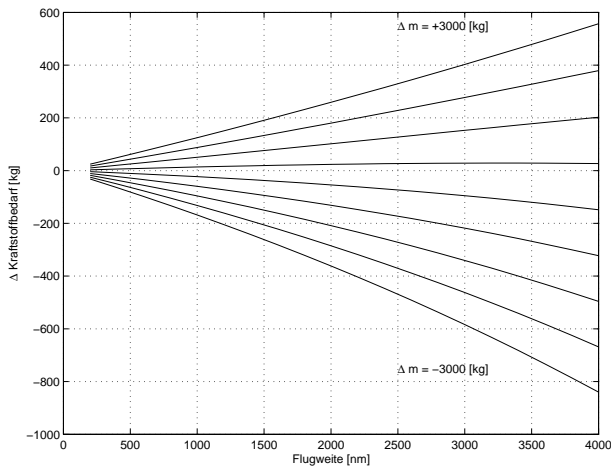


BILD 18: Beispielsrechnung für ein angepasstes Triebwerk mit Nebenbedingungen, vgl. Tabelle 4

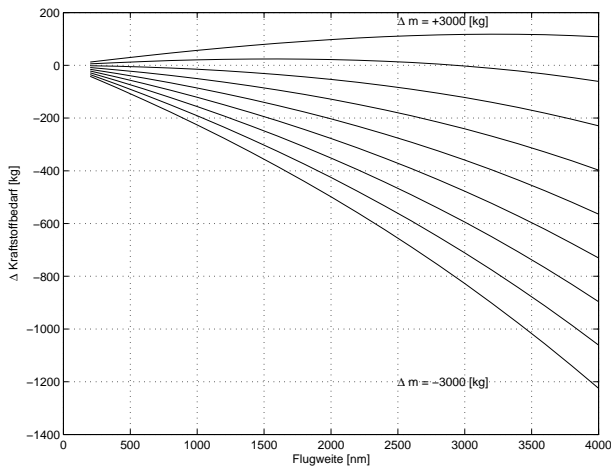


BILD 19: Beispielsrechnung für ein nicht angepasstes Triebwerk ohne Nebenbedingungen, vgl. Tabelle 4

Die Abbildungen 18 und 19 verdeutlichen den Einfluss der Missionsweite. Es ist zu erkennen, dass es Kombinationen der Systemparameter Masse, Leistungsbedarf und Nullwiderstandserhöhung geben kann, die abhängig von der Flugweite zwischen einer Kraftstoffersparnis und einem Kraftstoffmehrbedarf wechseln. Ebenfalls gut zu sehen ist der Einfluss der Systemmasse. Es zeigt sich, welchen Massenzuwachs ein neues System gegenüber einem Referenzsystem maximal erfahren darf, um noch eine Kraftstoffersparnis für eine bestimmte Flugdistanz zu erreichen. Die Systemdaten für die Beispielsrechnungen sind in Tabelle 4 aufgezählt.

TAB 4: Systemparameter für Abbildungen 18 bis 21

	Abb. 18 und 20	Abb. 19 und 21
Δm	-3000 bis +3000 kg	-3000 bis +3000 kg
ΔC_{w0}	0.0001	0.0001
ΔP	150 kW	150 kW
ΔB	-1 kg/s	-1 kg/s

3.3 Kraftstoffkosten

Für eine Bewertung des Einflusses der Sekundärleistungsentnahme auf die Betriebskosten können die Änderungen der Kraftstoffkosten je Flugstunde angegeben werden. Die Abbildungen 20 und 21 zeigen für die in den Abbildungen 18 und 19 gezeigten Änderungen des Kraftstoffbedarfs

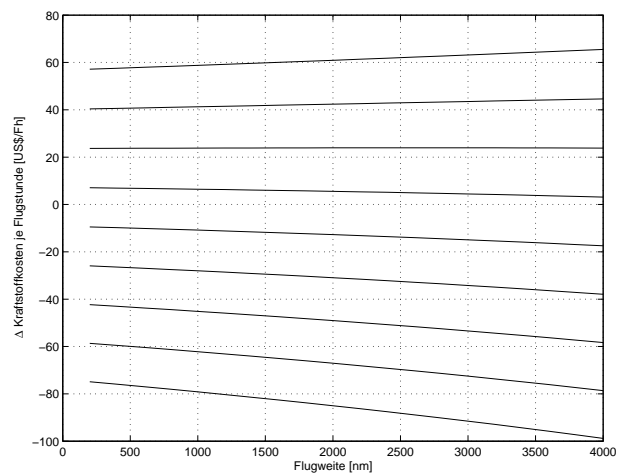


BILD 20: Änderungen der Kraftstoffkosten je Flugstunde, vgl. Tabelle 4

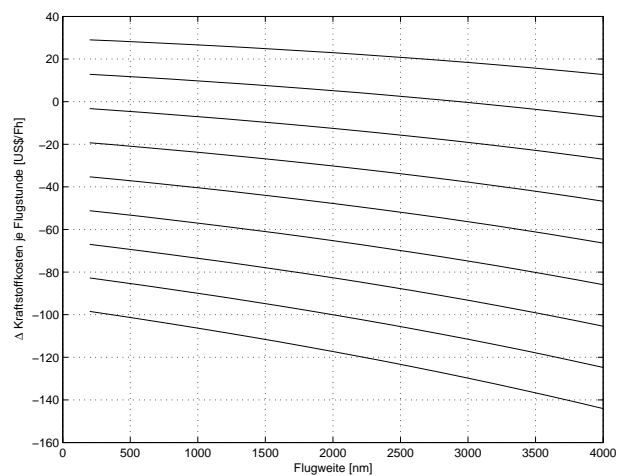


BILD 21: Änderungen der Kraftstoffkosten je Flugstunde, vgl. Tabelle 4

die entsprechenden Änderungen in den Kraftstoffkosten je Flugstunde. Für eine erste Abschätzung wurde von einem Marktpreis von etwa 1 $\frac{US\$}{kg}$ je Kilogramm Kraftstoff² ausgegangen.

4 ERGEBNISSE

Die Untersuchungen lassen sich wie folgt zusammenfassen:

- Veränderungen der Sekundärleistungsentnahme an einem unangepassten Triebwerksmodell können zu einem Überschreiten bestimmter Nebenbedingungen wie maximalen Temperaturen oder Druckverhältnissen führen. Die Ergebnisse solcher Berechnungen können signifikant von den Berechnungen abweichen, die unter Einhaltung dieser Nebenbedingungen durchgeführt werden.
- Mit zunehmender Verringerung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs, beispielsweise durch eine Erhöhung des Bypassverhältnisses, steigt der Einfluss der Sekundärleistungsentnahme auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch.
- Ein Ersetzen von pneumatischer Leistungsentnahme am Triebwerk durch Wellenleistungsentnahme kann Vorteile bezüglich des spezifischen Kraftstoffverbrauchs haben. Neben den Systemparametern Masse, Leistungsbedarf und Nullwiderstandserhöhung ist die Flugmission von grosser Bedeutung.
- Die gleiche Konfiguration von Leistungsentnahmen am Triebwerk kann auf unterschiedlichen Flugmissionen in Abhängigkeit der Fluglänge eine Kraftstoffverbrauchsreduktion in einen Zuwachs umschlagen lassen oder umgekehrt. Tendenziell hat Wellenleistungsentnahme gegenüber Zapfluftentnahme bei langen Flugstrecken desselben Triebwerks Vorteile.
- Aufgrund des geringen absoluten Kraftstoffbedarfs im Sinkflug haben Verbesserungen des spezifischen Kraftstoffverbrauchs in den untersuchten Größenordnungen in dieser Flugphase keinen nennenswerten Einfluss auf den gesamten Kraftstoffbedarf. Signifikante Verbesserungen werden nur durch Verbesserungen während des Steig- und vor allem Reisefluges erzielt.
- Für Erhöhungen der Systemmasse kann es unter bestimmten Randbedingungen eine kritische Flugdistanz geben, ab der ein Kraftstoffmehrerbedarf in einen Kraftstoffminderbedarf (oder umgekehrt) umschlägt.
- Für den Fall einer Reduzierung der Turbinentemperaturen durch verringerte Leistungsentnahme kann

der positive Effekt auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch durch zusätzliche Verringerung der benötigten Kühlluft verstärkt werden.

5 ZUSAMMENFASSUNG

Der vorliegende Artikel zeigt anhand von parametrisierten Triebwerksmodellen Abhängigkeiten des spezifischen Kraftstoffverbrauches von den Parametern Wellenleistungsentnahme und Zapfluftentnahme auf. Anhand exemplarischer Berechnungen wird der Einfluss der Systemparameter Leistungsbedarf, Systemmasse und Nullwiderstandsänderung für verschiedene Flugmissionen auf den absoluten Kraftstoffbedarf aufgezeigt. Es wird gezeigt, dass sich für bestimmte Kombinationen der genannten Systemparameter auf bestimmten Flugmissionen eine Kraftstoffersparnis durch sogenannte *All-Electric-Systemarchitekturen* ergeben kann. Weiterführende Arbeiten am Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik werden sich mit der Analyse der Flugmissionen für konkrete Systeme auf unterschiedlichen Flugzeugtypen befassen.

SCHRIFTTUM

- [1] ANDERSON, JOHN D.: *Introduction to flight*. McGraw-Hill International Editions, New York, USA, 2000.
- [2] BEER, PETER: The Suppliers of Commercial Aircraft Engine Programmes and Plans for the Future. *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 1989*, 2.-4. Oktober 1989.
- [3] BRAUNLING, WILLY J.G.: *Flugzeugtriebwerke*. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 2001.
- [4] CRONIN, MICHAEL J.: *The All-Electric Aircraft as an Energy Efficient Transport*. SAE Technical Paper Series, Vol. 801131, 1980.
- [5] DEUTSCHE LUFTHANSA AG: *Lufthansa Geschäftsbericht 2003*.
- [6] FALEIRO, LESTER: Power Optimised Aircraft - The Future of Aircraft Systems. *AIAA 2003-PP10127, AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Years*, Dayton, Ohio, USA, 2003.
- [7] GREISSNER, CARSTEN: Elektro-Hydrostatisches Betätigungskonzept für das Bugfahrwerk eines All Electric Aircraft. *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2003*, München, 17.-20. November 2003.
- [8] JONES, R.I.: *The more electric aircraft - assessing the benefits*. Journal Aerospace Engineering, Vol. 216, 2002.
- [9] SPITZER, CARY R.: *A new Direction in Energy Conversion - The All-Electric Aircraft*. SAE Technical Paper Series, Vol. 859357, 1984.

²Flugzeugkraftstoff JET-A1, Durchschnittspreis USA Mai 2004