

HYBRIDES TURBO COMPOUND FAN TRIEBWERK

Ein ökoefizientes Antriebskonzept für die Luftfahrt

H. P. Berg¹, A. Himmelberg¹, U. Malenky¹, M. Meincke², T. Soontornpasatch³
Brandenburgische Technische Universität, Lehrstuhl Verbrennungskraftmaschinen u. Flugantriebe¹,
Professor Dr. Berg & Kießling GmbH², KMUT-NB Bangkok/Thailand³

Zusammenfassung

Der Weg zum elektrischen Fliegen ist abhängig von der Entwicklung hochleistungsfähiger, kompakter und vor allem leichter Energiespeicher. Als mittelfristige, umweltschonende Übergangslösung bieten sich, insbesondere für Flugtriebwerke mittlerer Leistungsklassen, Hybridsysteme aus Turbo-Compound-Kreiskolbenmotoren und Elektromaschinen für die Start- und Steigphasen an.

Vorgestellt werden auf dem HSD-Konzept (HSD=Hybrid Super-Drive, vgl. [1]) beruhende luftfahrttechnische Anwendungen für unterschiedliche parallelhybride Flugantriebe. Die Basistechnologie stützt sich auf eine in der Produktion befindliche, vielstofffähige Wankeltriebwerksfamilie. Das HSD-Konzept legt hierbei ein Kammerolumen von 650ccm zu Grunde. Der Leistungsbereich (0,8 bis 1,36MW) wird mit einem innovativen elektrischen parallel-hybriden Turbo-Compound-Konzept abgedeckt. Hierbei kommt zur Aufladung der Kreiskolben-Verbrennungsmaschine eine neuartige luftgelagerte Turbomaschine mit integrierter E-Maschine zum Einsatz. Als Vortriebstechnologie trägt das Counter-Rotating-Fan (CRF)-Konzept, welches am Beispiel eines Flugzeugtechnologieträgers (Light-Jet) dargestellt wird, zur weiteren Steigerung der Wirtschaftlichkeit des Gesamtsystems bei.

Der vorliegende Artikel basiert auf den in [1] beschriebenen Grundlagen und stellt eine weiterführende Diskussion im Rahmen des DLRK dar.

1. ELEKTRISCHES UND HYBRID-ELEKTRISCHES FLIEGEN

Um die Folgen des Klimawandels zu reduzieren hat die EU-Kommission in ihrem Fahrplan für den Übergang zu einer wettbewerbsfähigen CO₂-armen Wirtschaft bis 2050 [4], [18] Grenzwerte für die Schadstoffemissionen, insbesondere auch für den Verkehrssektor, festgelegt. Im Rahmen dieser Festlegungen wurde die Gültigkeit der Grenzwerte für den CO₂-Ausstoß auch auf den Luftfahrtbereich ausgedehnt. Effizienzpotentiale aktueller Triebwerkssysteme wurden dazu bereits in umfangreichen Studien ausgelotet [48]. Um dem gerecht zu werden, wollen viele Hersteller aus der Luftfahrtbranche, neben neuen Entwicklungen für innovative Triebwerke (z.B. aus gekoppelten Turbo- und Kolbenmotoren [20]) Gesamtkonzepte für das elektrische Fliegen auf den Weg bringen [3]. Das Bauhaus Luftfahrt, als Forschungseinrichtung mit Unterstützung u.a. von Airbus, Liebherr Aerospace und der MTU, hat in diesem Zusammenhang mit dem CE-Liner ein Konzeptflugzeug entwickelt, mit dem elektrisches Fliegen bis zum Jahr 2035 mit einem Großjet möglich sein soll [5]. Zurückhaltende Stimmen halten dieses Ziel für sehr ehrgeizig und geben zu bedenken, dass ein solcher radikaler Systemwechsel nur schwierig durchzusetzen ist [3].

Vor allem bedingt das elektrische Fliegen Gesamtkonzepte für neue Technologien. So wird für die Batterietechnik, die Brennstoffzellentechnik, die Betankung, die Aufladung und insbesondere für die Flughafen-Infrastruktur noch ein enormer Entwicklungsaufwand erforderlich sein [3], [22].

In einer Übergangsphase (Etappenziel im Rahmen der CO₂-Minderung) haben, wie auch in der Automobilindustrie, hybride Energiesysteme aus Verbrennungskraftma-

schine, Generator und E-Motor eine Chance einen Beitrag zu leisten. Problematisch erscheint vor allem die Bereitstellung der erforderlichen Energieleistung für einen entsprechenden Flug, sowie die Realisierung des Leistungsgewichtes und der Sicherheit des erforderlichen Antriebs.

In modernen Flugzeugsystemen wird dazu immer mehr versucht, aus Effizienz- und Gewichtsgründen Subsysteme mit elektrischen Antrieben einzusetzen [6]. Mit dem in diesem Artikel vorgeschlagenen Hybridsystem aus Wankelmotoren und E-Maschinen wird angeregt, einen Teil der benötigten Vortriebsleistung durch elektrische Antriebe zu ersetzen. In Erweiterung zu einem System für einen Turboprop-Antrieb [1] wird vorgeschlagen, das HSD-Basissystem auch für schnellere Geschäftsreiseflugzeuge (Ma bis 0,75) in Verbindung mit einem gegenläufigen Fan-Konzept (Counter Rotating Fan) einzusetzen.

2. TECHNOLOGIEN FÜR DEN HYBRIDEN ANTRIEB

Die vorgestellte Antriebstechnologie ist ein Hybridantrieb, bestehend aus einem Hochleistungs-Turbo-Compound-Wankeltriebwerk (HSD) und einem effizienten und kompakten Elektromotor. Für den Vortrieb ist die Adaption eines modernen gegenläufigen Fans angedacht, welcher über ein Getriebe angetrieben wird. Die Vorteile des Einsatzes eines Turbo-Wankelmotors als Hybrid-Triebwerk, in Kombination mit einem geeigneten E-Motor, konnten in [1] bereits am Beispiel eines Regional-Zubringerflugzeugs mit Propellerantrieb demonstriert werden.

2.1. Der Wankel-Turbomotor als Verbrennungskraftmaschine für Flugantriebe

Das Basiskonzept für die gewählte Verbrennungskraftmaschine beruht auf einer Grundarchitektur der KKM500-Familie der Cottbuser Firma WankelSupertec GmbH (www.wankelsupertec.de, [7]). Diese hat das Kreiskolbentriebwerk in den letzten Jahren erfolgreich weiterentwickelt. Die elektrische luftgelagerte Turbomaschine, die zur Aufladung des Motors eingesetzt wird, basiert auf einer Technologie der Cottbuser Firma Euro-K (www.euro-k.de [8]) und auf eigenen grundlegenden Arbeiten [9].

Die Wankeltriebwerkstechnologie mit luftgelagerter E-Turbomaschine (BILD 13) liefert neben einer einfachen Bauraumanpassung, einer hohen Leistungsdichte, der Vibrationsarmut und der Modulbauweise eine Möglichkeit für die Entwicklung neuartiger Antriebskonzepte auch für die allgemeine Luftfahrt der Zukunft. Für das System selbst wurde in der Vergangenheit das Potential für die luftfahrttechnisch geforderten TBO-Zeiten durch den Einsatz in Nischenmärkten nachgewiesen.

Der grundlegende technologische Stand in der Entwicklung des Motorenkonzeptes insbesondere für die Diesel- und Kerosinanwendung kann verschiedenen Veröffentlichungen ([10], [11], [12]) entnommen werden. Die hohe Zuverlässigkeit des Motorenkonzeptes in der Dieselanwendung konnte dabei durch einen NATO-Zyklustest und einen FAR-Zyklustest schon in frühen Untersuchungen belegt werden. Ebenso konnte der Nachweis einer Kerosintauglichkeit ähnlicher Motorenfamilien mit Rotationskolben bereits nachgewiesen werden [15].

Das Brennverfahren wurde in der Vergangenheit ausführlich untersucht, weiterentwickelt und ist heute im serienmäßigen Einsatz zu finden [13]. Das für die Luftfahrttechnik so wichtige Leistungsgewicht erreicht beim Wankeltriebwerk bis zu 3kW/kg. Dieses lässt sich im Bereich zwischen den Gasturbinen (bis 5kW/kg) und der im Betrieb befindlichen Flugmotoren (1kW/kg) ansiedeln.

Durch die Hochaufladung mit dem sogenannten MTiG-System (Mikroturbine mit integriertem Generator), welches im Prinzip ein Abgasturbolader mit hohem Druckverhältnis, integriertem Generator und einer Luftlagerung ist, kann ölfreie Kabinenluft gewährleistet werden. Dieses System wurde ursprünglich als Powerhead für eine automotiv, serielle Hybridanwendung vorgesehen und befindet sich zurzeit mit einem externen Generator in der Industrialisierungsphase.

Der Stand der Entwicklung des Wankel-HSD-Systems stellt sich bis zum heutigen Tag folgendermaßen dar (BILD 1):

- Die Basistechnologie wurde weitestgehend entwickelt und validiert [7], [15].
- Die Basistechnologie hat ihre Nischenmärkte außerhalb der Luftfahrtbranche gefunden und steht auf einem soliden Fundament.
- Die Forschungs- und Entwicklungsinfrastruktur wurde geschaffen und könnte für ein zukünftiges Luftfahrtprojekt eingesetzt werden.
- Eine detaillierte Diskussion mit Akteuren aus der Luftfahrtbranche hat bis heute nicht stattgefunden. Der DLRK könnte hierzu die richtige Plattform bieten.

- Der technologische Stand ist bis heute größtenteils Wissen (BTU/ Lehrstuhl Verbrennungskraftmaschinen und Flugantriebe) ohne wesentliche Schutzrechtsauflagen.

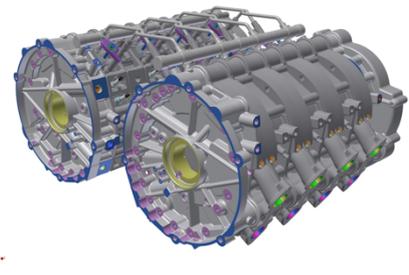


BILD 1. links: 4 Scheiben Wankeltriebwerksbank (industrialisierte Technologie, [7]), rechts: Beispiel der Anordnung von 2 Triebwerksbänken des Wankel-HSD-Konzeptes ohne Sammelgetriebe, E-Maschine, MTiG (Zentralturbo), La-deluftkühler und weiteren Anbauteilen

2.2. Elektrische Antriebe für die Darstellung des Hybridanteils

Siemens entwickelt bereits leichte und leistungsstarke Flugmotoren für luftfahrttechnische Anwendungen. Mit dem Elektroantrieb SP260D, mit einer Leistung von 260kW und einem Leistungsgewicht von 5,2kW/kg bei einer max. Dauerdrehzahl von 2500U/min und einem max. Drehmoment von 1000Nm, konnte bereits ein Erprobungsflugzeug elektrisch starten und betrieben werden [16], [19]. Ein solcher Flugantrieb kann auch als hybride Erweiterung mit einer Verbrennungskraftmaschine verwendet und angepasst werden. Gleichzeitig ist im Flugbetrieb eine Nutzung als Generator erforderlich. Für diesen E-Flugmotor wird eine Effizienz von 95% angegeben.

Das Bauhaus Luftfahrt geht bei einer Dimensionierung des CE-Liners davon aus, dass ab einer Speicherkapazität von 2000Wh/kg leichte Batterien gebaut werden können, so dass auch für größere Flugzeuge das elektrische Fliegen möglich wird [5], [29]. Das KIT in Karlsruhe hat dagegen schon Batteriematerialien mit einer Speicherkapazität von 450Wh/kg entwickelt [23], [24], [25]. Mit einem solchen System können das Batterievolumen und die Batteriemasse soweit reduziert werden, dass ein Einbau in ein Zubringerflugzeug möglich wird, ohne das Gewichts-/Volumenverhältnis des Flugzeugs zu erhöhen.

Weitere Untersuchungen zeigen, dass Batterien mit höheren Speicherkapazitäten möglich sind, der Entwicklungsaufwand ist jedoch enorm [25], [26], [27]. Ein entscheidender Schritt wird dabei sein, Speichermaterialien mit Konversionsmaterialien zu verbinden, die es erlauben, eine höhere Packungsdichte zu generieren [28].

Für die Leistungselektronik kann in Anlehnung an leistungsfähige und kompakte Systeme aus der Automobilindustrie auf fortschrittliche Produkte des Herstellers Continental [30] zurückgegriffen werden. Dabei sind insbesondere die Probleme beim Einsatz entsprechender Konverter für hybride Antriebssysteme zu beachten [31]. Für die Leistungselektronik können Wirkungsgrade bis zu 97% erreicht werden [33].

2.3. Hybride Systeme als Luftfahrtantrieb

In [1] wurde bereits neben dem seriellen Antriebssystem auch das parallelhybride System am Beispiel einer Beechcraft 1900D diskutiert. Dabei wurden auch das modulare Konzept und der Einsatz im unteren Leistungsklassenbereich ausführlich besprochen. Im vorliegenden Beitrag soll der Schwerpunkt auf dem oberen Leistungsklassenbereich für den HSD-Antrieb liegen. Hier könnte mittel- bis langfristig ein neuer Markt auf dem Gebiet der parallelen Hybridsysteme im Bereich bis 1500kW entstehen. Diese Antriebssysteme könnten als Mild- bzw. Medium-Hybrid oder als Voll-Hybrid realisiert werden. Aus diesem Grund wird das Konzept einer weiterführenden HSD-Triebwerksfamilie im Folgenden behandelt. In [1] wurde das HSD-Konzept am Beispiel einer Propellertriebwerksfamilie dargestellt (siehe BILD 2).



BILD 2. HSD-Konzept für eine Propelleranwendung (links), HSD 8650E-10 (rechts), nach [1]

Es basiert auf der beschriebenen Wankeltechnologie in Verbindung mit einer luftgelagerten MTiG. BILD 3 zeigt die im Rumpf liegenden Triebwerksbänke. Im vorliegenden Beitrag wird das HSD-Konzept am Beispiel eines ummantelten gegenläufigen Propfans (CFR) visualisiert. Gewählt wurde dieses Konzept, da der mögliche Geschwindigkeitsbereich auch für Businessjets in einem Flugmachzahlbereich bis 0,75 interessant ist. Weiterhin wäre eine Demonstratoranwendung der gewählten hybriden Antriebstechnologie in diesem Flugzeugklassenbereich einfacher zu realisieren, als im Verkehrsflugzeugbereich. Das ummantelte Konzept wurde gewählt, da „Open Rotor Konzepte“ nicht alle Ziele gleich gut erfüllen können. Bei diesen Konzepten ist der Lärm deutlich zu hoch, die „psychologische Wirkung“ auf den Betreiber und Passagier negativer und die Realisierung des Sicherheitskonzepts komplexer. Im gewählten Flugzeugkonzept ergab sich eine gute Integrierbarkeit des HSD-Antriebes im Rumpf mit einem Winkel von $\alpha_{HSD\ 1-2} = 90^\circ$ (siehe BILD 3). Bei einer Skalierung zu leistungsstärkeren oder leistungsschwächeren Anwendungen in Verbindung mit einer realen Flugzeugrumpfkfiguration kann von einem Winkelbereich von $80^\circ < \alpha_{HSD\ 1-2} < 100^\circ$ ausgegangen werden. Da der HSD kürzer baut als vergleichbare Wellentriebwerke, gestaltet sich die Drehmomenten-Transmission vom Haupttriebwerk zum CFR einfacher. So kann die Drehmomentenübertragung bis zum Winkel-Getriebe (siehe BILD 4) mit Motordrehzahl n_{Motor} mit einer direkten Welle erfolgen (L-Anordnung). Bei Nutzung eines Wellentriebwerks würde man ein Planetengetriebe und, wegen der größeren Triebwerkslänge, eine Z-Anordnung des Antriebsstrangs benötigen. Im Winkelgetriebe wird dann die erforderliche CFR-Drehzahl $n_{CFR,a,b}$ realisiert. Da weiterhin die Rotorbänke des jeweiligen HSD-Triebwerkes im Sammelgetriebe ohne Untersetzung oder Übersetzung gekoppelt sind, besitzen die Triebwerke einen Abgang für Links- oder Rechtslauf.

Dies hat den Vorteil, dass man mit Gleichteilen auch einen links und rechtsdrehenden Fan realisieren kann (siehe BILD 3). Dies ist allerdings für eine CFR-Anwendung weniger relevant.

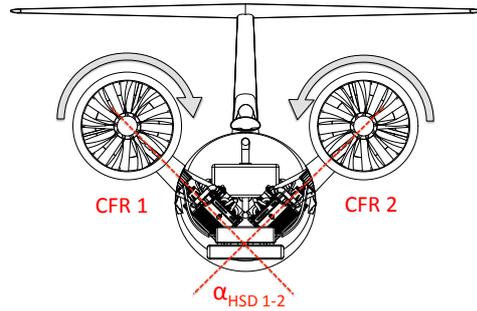


BILD 3. HSD-Antriebskonzept für den Businessjet MariE-1 mit einem Triebwerkswinkel von $\alpha_{HSD\ 1-2} = 90^\circ$

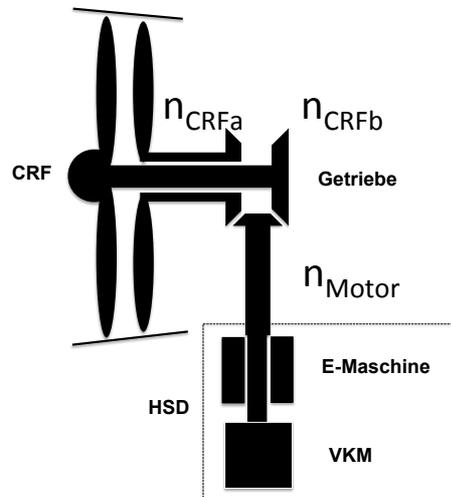


BILD 4. Transmissions-Konzept des HSD-CRF-Antriebs $n_{CFRa}/n_{Motor} = -n_{CFRb}/n_{Motor} = 1:4$ bis $1:2$

Der bekannte Begriff „HYBRID“ hat beim HSD eine doppelte Bedeutung. So handelt es sich bei dem luftverdichtenden Wankeltriebwerk um ein hybrides Brennverfahren mit Ladungsschichtung. Über eine Hochdruckdirekteinspritzung wird der Brennstoff eingebracht und gezündet. Die komplexen Effekte bei der Entflammung und Verbrennung sind in [13] eingehend beschrieben. Das Brennverfahren in Kombination mit einer Hochaufladung ermöglicht einen verhältnismäßig niedrigen Brennstoffverbrauch.

Bezüglich der Triebwerksarchitektur handelt es sich aber auch um ein Hybridkonzept. Da der Wankelmotor keine oszillierenden Massenkräfte besitzt, sehr kompakt ist und eine hohe Drehgleichförmigkeit aufweist, ist er für die Kombination mit elektrischen Antriebssystemen sehr gut geeignet. Hybridantriebe auf dieser Basis bestehen aus den Strukturen „Verbrennungskraftmaschine(n), E-Maschine(n), Generator(en), Batterie(n) und ggf. Getriebe(n)“ und können folgendermaßen eingeteilt werden:

- Seriellhybride Systeme
- Parallelhybrid Systeme
- Gemischthybride Systeme

Der Einsatz des Wankelmotors für serielle Hybridanwen-

dungen wurde in [12], [14], [34] eingehend dargestellt. Für diese Hybridarchitektur gibt es auch einige erfolgreiche Anwendungsbeispiele, wie z. B. das seriell-hybride Elektroflugzeug von Diamond Aircraft [46]. Die Vor- und Nachteile des seriellen Prinzip für die Luftfahrttechnische Anwendung wurden in [1], [34] diskutiert. Für eine Anwendung im höheren Leistungsbereich haben sie aber derzeit noch Nachteile. Der serielle Hybrid besteht aus der Verbrennungskraftmaschine (Gasturbine oder Verbrennungsmotor), welche mit einem Generator gekoppelt ist. Der Antriebsmotor ist stets ein Elektromotor. Es besteht keine mechanische Verbindung, d.h. die Energie muss elektrisch über Umrichter transportiert werden. Sie kann aber auch in einem elektrischen Speicher „abgelegt“ werden und somit bedarfsorientiert gemanagt werden (Vorteil). Der Nachteil besteht allerdings im erhöhten Gewicht und in der erhöhten Wirkungsgradkette der Komponenten. BILD 5 illustriert die Verlustkette des inneren Wirkungsgrades $\eta_{Innerer}$ eines seriellen Luftfahrtantriebes.

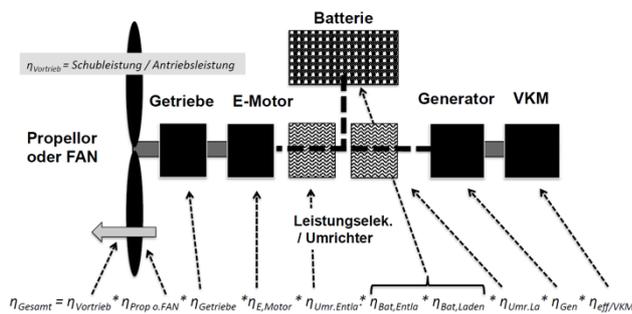


BILD 5. Verlustkette beim seriellen Luftfahrtantrieb

Beim parallelhybriden Luftfahrtantrieb können E-Maschine und Verbrennungskraftmaschine gleichzeitig betrieben werden. Durch diese Addition der Antriebsenergie können die einzelnen Antriebsmaschinen schwächer ausgelegt werden. Dies führt zu einer Reduktion des Bauraums und des Gewichtes. Die Reduktion wird allerdings durch den Energiespeicher (Batterie) und die Leistungselektronik teilweise getilgt. Dies ist abhängig vom gewählten Hybridisierungsgrad H_{Hybrid} des Antriebes:

$$H_{Hybrid} = \frac{P_{Elektro}}{P_{eff/HSD} + P_{Elektro}}$$

Dabei gilt die folgende Einteilung:

- Mild Hybrid: $H_{Hybrid} < 0,23$
- Semi-Hybrid: $0,23 < H_{Hybrid} < 0,38$
- Full-Hybrid: $0,38 < H_{Hybrid}$

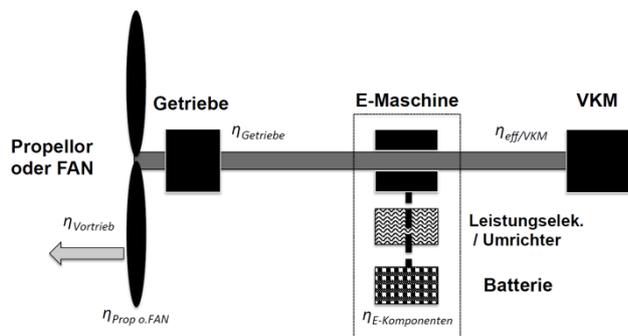


BILD 6. Prinzipieller Aufbau des parallelhybriden Antriebsstrangs

BILD 6 zeigt den prinzipiellen Aufbau des Antriebsstrangs. Durch eine Trennkupplung (die im einfachsten Fall ein Freilauf ist) kann der Verbrennungsmotor theoretisch abgeschaltet werden, um reines elektrisches Fliegen zu ermöglichen. Dies wäre allerdings erst ab einem Hybridisierungsgrad von ca. 60% denkbar (Reiseflug). Hierbei müsste allerdings ein großer E-Energiespeicher (Batterie) gewählt werden, so dass Bauraum- und Gewichtsnachteil beim derzeitigen Stand der Technik überwiegen würden.

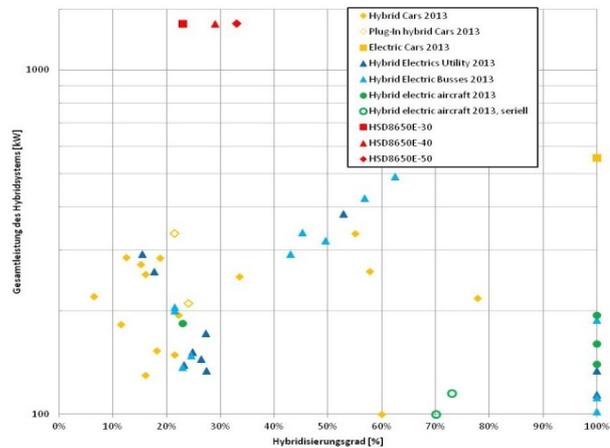


BILD 7. Einordnung verschiedener, realisierter Hybridisierungskonzepte nach Hybridisierungsgrad und Einordnung des HSD 8650E-40 nach [45]

Zur Zeit erscheinen deshalb Hybridisierungsgrade von 30% bis 40% als sinnvoll. Im Falle dieses Hybridisierungsgrades wird die E-Energiespeicherkapazität nach dem „Take-Off-Modus“ ausgelegt. E-Maschine(n) und Verbrennungskraftmaschine(n) (VKM) arbeiten beide bei maximaler Leistung (Boosten, siehe BILD 8). Im Reiseflug arbeitet die VKM und die E-Maschine kann unterstützen. Die E-Maschine belastet dabei mit hohem Moment die VKM (Lastpunktanhebung) und lädt den Energiespeicher. Die VKM wird hierdurch in einen verbrauchsgünstigeren Betriebspunkt gebracht.

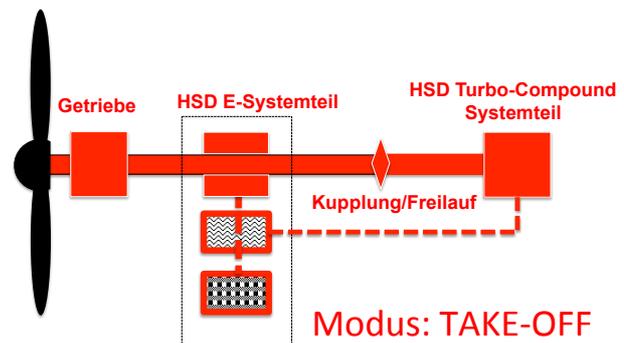


BILD 8. Boostfunktion beim Take-Off. E-Maschine und VKM (rot) geben maximale Leistung ab.

Ein rein elektrisches Fliegen (BILD 9) ist hier nur zeitweise, nach einer Beladung des Energiespeichers, realisierbar. Dies ist z.B. im Falle eines VKM-Triebwerksausfalls und zur Verbesserung des Energiemanagements (insbesondere vor dem Landeanflug) sinnvoll. Im Falle des hier beschriebenen Konzeptes (2 hybride Fantriebwerke) kann auch durch Abschalten von Rotorbänken der Betriebspunkt der laufenden VKM sinnvoll gewählt werden. So können beispielsweise beide Fantriebwerke beim Aus-

fall eines kompletten VKM-Twin-Packes (HSD) laufen, da beide Seiten E-Maschinen besitzen.

Im Sinkflug arbeitet hauptsächlich die E-Maschine, die VKM unterstützt. Die E-Maschine kann dabei größtenteils als Generator wirken, da der Antrieb nun potentielle Energie rekuperiert.

Bei der Landung arbeiten die E-Maschine und die VKM. Dies ist erforderlich um die Schubumkehrung wirkungsvoll zu gestalten und ggf. genügend Leistung für ein Durchstarten bereitzustellen.

Beim anschließenden „Taxi-Betriebspunkt“ arbeite nur die E-Maschine (BILD 9).

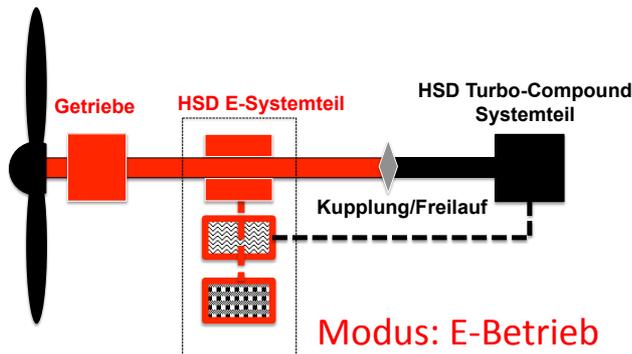


BILD 9. Elektrischer Betrieb (ohne HSD-VKM-Teil / schwarz, rechts)

Bei einem gemischthybriden Antrieb handelt es sich um ein leistungsverzweigtes System, welches eine Kombination zwischen dem seriellen und dem parallelen Konzept darstellt. Für die luftfahrttechnische Realisierung könnten Anwendungen auf dem Gebiet der Luftschiffe oder der Flugzeuge mit hohem Elektronikanteil (Drohnen, Überwachungsflugzeuge...etc.) sinnvoll sein. Auch könnte sich in der fernen Zukunft ein Bedarf entwickeln. Zur Zeit ergeben sich aber noch zu große Gewichtsnachteile.

Bei dem gewählten System wurde aus den genannten Gründen ein Einwellen-Parallelhybridsystem gewählt (vergleiche auch BILD 15)



BILD 10. *MariE-1* als Technologieträger für die 2 HSD-CRF-Triebwerke

3. EINSATZ EINES HSD8650-40 IN EINEM BUSINESSJET

Um die Einsatzfähigkeit der hybriden Triebwerksanwendung in einem realitätsnahen System zu untersuchen, wurde ein Businessjet für bis zu 14 Passagiere und einer 2-Mann-Crew ausgelegt (*MariE-1*). Dazu wurden Spezifikationen und Randbedingungen aufgestellt, welche sich an im Betrieb befindlichen Flugzeugen orientieren.

Im Gegensatz zum in der Konferenz von 2015 vorgestellten Konzept zum Antrieb eines Turboprop-Regionalliners [1] wurde ein Fan-Konzept realisiert, das es erlaubt, Reisegeschwindigkeiten von $Ma=0,75$ zu erreichen. Die höhere Reisegeschwindigkeit gegenüber Propellermaschinen erlaubt es eine höhere Geschwindigkeit beim An- und Abflug sicher zu stellen, so dass das Flugzeug in das normale Anflugmanagement der großen Verkehrsflughäfen eingereiht werden kann [17].

Fortschrittliche Triebwerksentwicklungen werden auf hohe Bypassverhältnisse abgestimmt, da diese einen wirtschaftlicheren Flugbetrieb durch die Verbesserung des äußeren Wirkungsgrades erlauben. So sind Triebwerke in der Entwicklung, die Bypassverhältnisse von bis zu 1:24,5 wie z.B. bei einer ANEA-Konfiguration [32] vorsehen. Den Hauptanteil für die Generierung des Vortriebs übernimmt dabei der Fan mit dem Nebenstrom.

Mit dem MTU CRISP-Konzept eines Counter Rotating Fans (CRF) wurde ein effektives Antriebskonzept entwickelt, mit dem Betriebskosten gesenkt werden können und ebenso eine signifikante Minderung des Fluglärms erreicht werden kann [47].

Wird nun ein solches Konzept nicht mit einer Gasturbine, sondern mit dem erläuterten HSD angetrieben, werden die Vorzüge eines effektiven Turbo-Compound-Konzepts mit einem modernen Vortriebssystem vereint.

Im Rahmen der Entwicklung zu „Turbo-Triebwerken mit verbessertem Vortriebswirkungsgrad“ werden heute insbesondere Techniken mit verbessertem Bläseranteil ins Visier genommen. Bei Fandruckverhältnissen von 1,25 bei MTU Crisp bis zu 1,75 bei modernen Turbofantriebwerken [36] werden derzeit Triebwerke entwickelt, die ein Bypassverhältnis von bis zu 25 aufweisen. Hierbei wird bei kleinerem Geschwindigkeitsverhältnis zwischen Reisegeschwindigkeit und Strahlggeschwindigkeit bei gleicher Schubanforderung mehr Luftmasse durch den Fan beschleunigt.

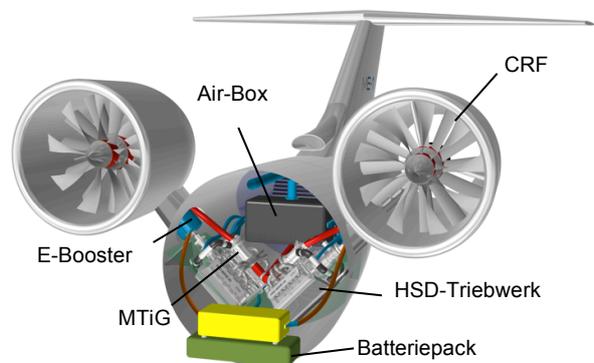


BILD 11. Anordnung von Triebwerken, Airbox und elektrischer Versorgungseinheit im Heck des Technologieträgers

Durch gekoppelte, gegenläufige Laufschaufelanordnungen (Counter Rotating Propfan = CRF) wird weiter die Umsetzung des Restdralls in Vortriebsenergie erreicht. Damit steigt der Wirkungsgrad weiter und kann bis zu 93% erreichen [39]. Bei diesem Konzept wird weiterhin die Schaufelzahl je Einzelrad verringert.

Wird nun der Rotor noch von einem Mantel umgeben, ergeben sich weiter gute Möglichkeiten zur Schallverringern. In der Bauart CRF ergibt sich gegenüber der nicht ummantelten Bauart eine Durchmesserverringern. Aus diesen Gründen soll der Technologieträger mit Hybridantrieben CFR-HSD 8650E-40 ausgestattet werden.

3.1. Flugzeug als Technologieträger

Für die Analyse der Verwendbarkeit des CFR-HSD Triebwerk-Systems wurde ein Flugzeug der Klasse „Light Jets“ nachempfunden (BILD 10). Dabei wurde darauf geachtet, dass fortschrittliche Leistungsparameter eingehalten wurden [21]. Zusätzlich soll das vorgesehene HSD-Triebwerk mit allen notwendigen Aggregaten in zweifacher Ausführung im Rumpf untergebracht werden (Redundanz).

Bezeichnung	Symbol	Größe
Eigenschaften		
Länge	L	18,49m
Max. Startgewicht	MTOW	9.300kg
Spannweite	S	15,137m
Flügelfläche	A	28,472m ²
Passagiere		14
Crew		2
Höhe	h	6,20m
Zellendurchmesser	d	2,10m
Performance		
Triebwerke	P	2x 1,365MW
Typ		Wankel-Hybrid
Reichweite	R	3.300km
Max. Reisegeschwindigkeit	Ma	Mach 0,75
Reise Flughöhe	h_{Cruise}	11.000m

TAB 1. Auslegungsgrößen des Businessjets MariE-1

3.2. Flugzeug-Triebwerkssystem-Architektur

Eine stimmige Gesamtarchitektur (BILD 10) konnte durch die Integration der HSD-Triebwerke im hinteren Rumpfbereich (BILD 11) realisiert werden.

Hierdurch erhalten die Triebwerke den nötigen Bodenabstand. Weiterhin ist die Vibrations- und Lärmbelastung in der Kabine als günstig einzustufen. Durch die V-Bauart (BILD 12) ergeben sich große strukturelle Vorteile. Die V-Bauart erlaubt eine Prinzip bedingte, kompakte und kraftflussgerechte Gestaltung (Einleitung der Kräfte und Momente).

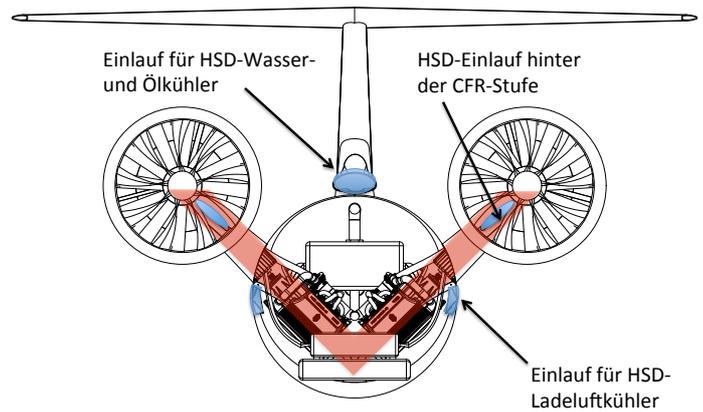


BILD 12. Kompakte V-Bauart und Lufteinläufe

Weiterhin wird der sich verjüngende Rumpfabschnitt sinnvoll für das HSD-Wärmemanagement und die Kabinenklimatechnik genutzt. So sind auch die Kanalstrecken für die Kabinenluftentnahme an der MTiG und hinter dem Ladeluftkühler und die anschließende Konditionierung in der Airbox sehr kompakt. Die Luftversorgung der HSD-Antriebe erfolgt hinter der CRF-Stufe über einen Schlitzkanal im Staupunkt der Hauptstrebe. Somit wird die Vorverdichtung mit π_{CFR} gewährleistet. Die Ladeluftkühler (2 pro HSD-Einheit) werden durch 2 NACA-Einläufe unterhalb der jeweiligen CRF-Einheit versorgt, währenddessen die Wasserkühler und die 2 Ölkühler über den zentralen Einlauf am Leitwerk mit Kühlluft versorgt werden. Das HSD-Kühlwasser wird weiter über einen Wärmetauscher in der Luftkonditionierungs-Box (Air-Box) für Heizzwecke bereitgestellt. BILD 11 und BILD 12 zeigen die jeweiligen Aggregate-Positionen. Die einströmenden Kreisprozess- und Kühlmassenströme verlassen zusammen mit der umgesetzten Brennstoffmasse über ein Mischrohr den hinteren Heckrumpfbereich.

3.3. Wankelmotor als Fan-Antrieb

Aufbauend auf den Erfahrungen der Basis-Triebwerksfamilie (Kammervolumenklasse 500ccm) wurden eigene Voruntersuchung (wie bereits in [1] vorgestellt) zum Flugmotor 2030 mit der Projektbezeichnung HSD (Hybrid-Super-Drive) mit verbreiterten Kolben (Kammervolumenklasse 650ccm), paralleler E-Maschine, E-Turbolader (Basis MTiG) und E-Speicher durchgeführt.

Verglichen mit Hubkolbenmotoren besitzen Wankeltriebwerke bei gleicher Leistung ein geringeres Systemgewicht und können ebenfalls auf gute spezifische Kraftstoffverbräuche, die durch ein ausgeklügeltes Schichtladeverfahren möglich sind, optimiert werden [14]. Dieses neuartige Flugmotorenkonzept deckt den Bereich nach oben bis 1500kW durch den konzipierten HSD 8650E-50 (50% der Maximalleistung durch die E-Maschinen) ab und nutzt die Vorteile der Wankeltriebwerkstechnologie in Verbindung mit einer Hochaufladung (MTiG-Technologie = Mikro Turbine mit integriertem Generator = luftgelagerter E-Turbolader [34]).

Im vorgestellten Technologieträger sollen zwei Twin-Packs HSD8650E-40 mit je 1365kW zwei CRF-Fan-Triebwerke antreiben. Die Größe der Systeme wurde danach ausgelegt, dass die erforderlichen Leistungsparameter erreicht werden können. Dazu wurde je ein Twinpack aus 2 Rotorbänken mit jeweils 4-Scheiben bestückte Wankelmotoren gebildet (siehe BILD 1, BILD 13). Die Kopplung

erfolgt über ein Sammelgetriebe und die CFR-Drehzahl wird über das Winkelgetriebe eingestellt (siehe BILD 4 zum Transmissionskonzept). Mit einem Kammervolumen von 650ccm je Rotor und einer Aufladung mit einem Druckverhältnis von $\pi=3$ (bis 4,5 im Höhenbetrieb) kann in Bodennähe eine Leistung von bis zu 975kW für den Anteil Verbrennungskraftmaschine erreicht werden. Zur Steigerung der Triebwerksleistung in den Start- und Steigphasen wird ein E-Motor mit 390kW mit dem Antriebsstrang gekoppelt.

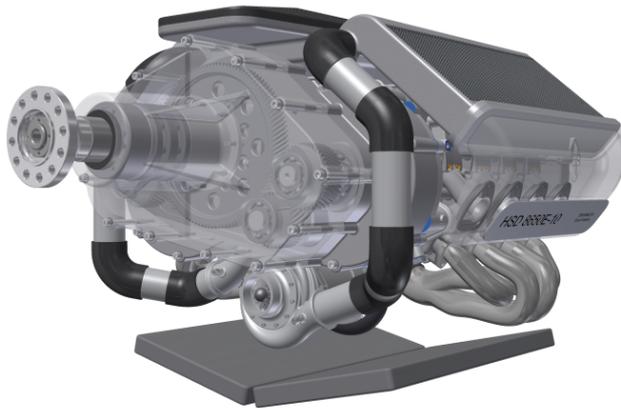


BILD 13. „Flugmotor 2030“/ HSD-Konzept: hybrides Turbo-Wankel Twin-Pack-Triebwerk [35]

Parameter	Symbol	Größe
Kammervolumen	V_H	650ccm
Anzahl Scheiben/Bank	N	4
Anzahl Blänke/ Tandem	$n_{\text{Bänke}}$	2
Gesamt-Kammervolumen	$V_{H, \text{ges}}$	5200ccm
Effektive VKM-Leistung	P_{eff}	975kW
E-Booster-Anteil	X_{Boost}	40%
Max. Leistung E-Maschine	P_{EBoost}	390kW
Druckverhältnis Turboaufladung	π_{Turbo}	3
Erhöhung Aufladung im Reiseflug	$\pi_{\text{Turbo,R}}$	4
Gesamtleistung HSD am Boden	$P_{\text{eff}} + P_{\text{EI}}$	1365kW
CRF (Counter Rotating Fan)	d_{Fan}	1,3m
Wirkungsgrad Getriebe	η_{Getriebe}	0,922
Approximierter Fan-Wirkungsgrad	η_{CRF}	0,85
Effektiver Wirkungsgrad HSD-VKM	η_e	0,45
Batteriekapazität	Q_{Bat}	112kWh

TAB 2. Auslegungsgrößen des Flugtriebwerkes CFR-HSD 8650E-40 incl. Energiespeicher

3.3.1. Das Fan-Konzept

Moderne Triebwerke setzen derzeit auf den "Geared Turbofan" bei dem über ein Untersetzungsgetriebe die Drehzahlen von Bläser und Niederdruckturbine entkoppelt werden. Beide Komponenten arbeiten mit einem Untersetzungsverhältnis von 3:1 in ihren optimalen Bereichen [36][37].

Damit größere Fan-Durchmesser realisiert werden können, kann das Nebenstromverhältnis auf bis zu 1:12 vergrößert werden. Damit kann der gleiche Vortrieb bei weniger Verbrauch realisiert werden.

Durch den Einsatz eines Counter Rotating Fans (CRF) kann dieses Verhältnis weiter gesteigert werden. Nach Entwicklung des CRISP durch die MTU [39], [40], wurden weiterführende Untersuchungen beim DLR durchgeführt. Eine Realisierung eines solchen Triebwerks am Flugzeug fand mit dem Kusnezow NK-93 statt [41]. Dieses bildet ein Nebenstromverhältnis 1:16,6 ab. Weiterentwicklungen werden derzeit beim DLR durchgeführt ([39],[40],[42]).

Andere Überlegungen gehen dazu über, unabhängig vom Fan beliebige Kerntriebwerkskonzepte zu untersuchen. Kolbenmaschinen zur Erhöhung des Druckverhältnisses eines Turbofantriebwerks spielen dabei ebenso eine Rolle [20], wie auch rein elektrische Antriebe [2].

Ein CRF kann Wirkungsgrade von bis zu 93% erreichen und dabei Fan-Druckverhältnisse von mehr als 1,3 sinnvoll abbilden [39]. Der hier ausgewählte CRF besitzt eine Größe von 50 Zoll und liefert Schubleistungen von mehr als 17kN im Climb-Modus.

3.3.2. Die Betriebsweise des Hybridtriebwerks

Das Hybrid-Triebwerk arbeitet mit einer fest verbundenen E-Maschine im Abtrieb zum Fan-Triebwerk. Die Antriebsbänke werden über das Sammelgetriebe in der HSD-Einheit wie beim Antrieb ohne E-Maschine gekoppelt und zum Antrieb der Triebwerkswelle (CRF) genutzt. Der Elektromotor ist auf der Welle des Antriebs angeordnet und liefert bei Bedarf eine Leistungsunterstützung (siehe BILD 4, BILD 6, BILD 8).

In der Start- und Climb-Phase liefert das System so gemeinsam ausreichend Energie, um die Flughöhe und letztlich auch die Reisegeschwindigkeit zu erreichen. Mit der in der Batterie gespeicherten Energie können beide Triebwerke des Technologieträgers dann bis zu 15min im Vollastbetrieb eingesetzt werden. Dabei kann die E-Maschine gezielt Energie zuführen, wenn die Verbrennungskraftmaschine aufgrund des verringerten Luftdrucks auf höheren Flugebenen weniger Energie liefert.

Eine weitere Regelungsmöglichkeit bietet der elektrische Turbolader, dessen Verdichter-Druckverhältnis gesteigert und an den jeweiligen Bedarf angepasst werden kann.

Im Reiseflug liefert nun die E-Maschinen als Generator aus der überschüssigen Leistung des Verbrennungsmotors Energie zum Laden des E-Speichers (Batterie). Nach Erreichen der maximalen Ladung des Speichers kann die Leistung des Verbrennungsmotors heruntergefahren werden und die Last verbrauchsoptimal eingeregelt werden. Hierbei wird auch der Ladedruck durch die MTiG auf den erforderlichen Wert angepasst. Damit wird eine ökoeffiziente Betriebsweise garantiert.

Anhand eines Beispielfluges von ca. 1700km Reichweite kann die Fahrweise des Systems demonstriert werden (BILD 14). Eigene Simulationen ergaben, dass der Verbrauch bei einem solchen System je nach Flugmanagement bis zu 50% unterhalb des Verbrauchs eines Turbofan-Triebwerks liegen kann.

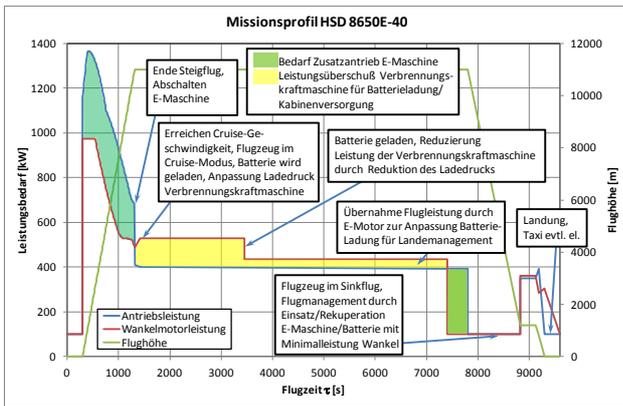


BILD 14. Missionsprofil für einen ca. 2,5-stündigen Reiseflug (1700km) des CRF-HSD –Triebwerkes über den Flugzeitraum

3.4. Auswahl der Hybridisierungsstufe

Analysiert man weiter die Größe der E-Maschine, kann man auch bei Reduzierung der Leistung der Verbrennungsmaschine und Erhöhung der elektrischen Maschinenleistung auf 50% der VKM-Leistung den Zyklus erfolgreich abfliegen. Damit wäre eine zusätzliche Kraftstoffersparnis von ca. 3% möglich.

Allerdings dauert das Laden des Batteriesystems aufgrund der höheren Batteriekapazität und niedrigeren Leistung des VKM-Systems länger, so dass abzuwägen ist, ob ein solches System genügend Sicherheit für ausreichend Reserveleistung darstellen kann.

Eine weitere Erhöhung des Hybridisierungsgrades würde dazu führen, dass die Batterie während des Reiseflugs nicht mehr vollständig geladen werden kann.

4. LEISTUNG, WIRKUNGSGRAD UND BRENNSTOFFVERBAUCH (VERGLEICH CRF-HSD-TWK /GETRIEBE-TURBOFAN-TWK)

Zur Erzeugung der Wellenleistung wird pro Triebwerk ein HSD 8650 mit einem Elektromaschinenanteil, der zusätzlich 40% der VKM-Leistung als Zusatzenergie zur Verfügung stellen kann, eingesetzt (BILD 13). Dieser ist über eine Transferantriebswelle mit dem Getriebe der CRF-Einheit verbunden. Die zur Verfügung stehende Antriebsleistung ergibt sich zu:

$$P_A = (P_{eff/HSD} + P_{Elektro}) * \eta_{Getriebe} * \eta_{CRF}$$

Mit dem Hybridisierungsgrad folgt:

$$P_A = \frac{P_{eff/HSD} * \eta_{Getriebe} * \eta_{CRF}}{(1 - H_{Hybrid})}$$

Hier ist neben der Wirkungskgradkette des HSD-VKM

$$\eta_{eff/HSD} = \eta_{Ausbrand} * \eta_{th,VP} * \eta_{HD} * \eta_{LW} * \eta_{Mech}$$

(HD=Hochdruckschleife, LW=Ladungswechselschleife, Mech.=Mechanisch) vor allem die Wirkungskgradkette des elektrischen Anteils zu beachten:

$$\eta_{Elektro} = \eta_{Elektro,La} * \eta_{Elektro,Entl.}$$

(La=Laden, Entl.=Entladen)

Für den Wirkungsgrad des elektrischen Systems beim Laden durch die E-Maschine im Generatorbetrieb kann folgende Beziehung aufgestellt werden.

$$\eta_{Elektro,La} = \eta_{E,Gen} * \eta_{Umr,La} * \eta_{Bat,La}$$

(Gen.=Generator, Umr.=Leistungselektronik/Umrichter, Bat.=Batterie)

Analog ergibt sich für den Entladevorgang (E-Maschine im Motorbetrieb):

$$\eta_{Elektro,Entla} = \eta_{E,Motor} * \eta_{Umr,Entla} * \eta_{Bat,Entla}$$

Wird Elektroenergie vom „Boden“ durch die Batterie mitgeführt oder hat man diese durch Rekuperation im Sinkflug gewonnen (sozusagen „kostenfrei“) so gilt für diesen Energieanteil:

$$\eta_{Elektro} = \eta_{Elektro,Entla}$$

Unter der Annahme, dass die Elektroenergie ausschließlich durch die bordeigene Verbrennungskraftmaschine erfolgt, und dass die Wirkungsgrade der Elektrokomponenten beim Laden und Entladen in erster Näherung gleich sind, ergibt sich der Zusammenhang:

$$\eta_{Elektro} \approx \eta_{E-Maschine}^2 * \eta_{Umr.+Leistungselek.}^2 * \eta_{Batterie}^2$$

Bei der Antriebsleistung P_A ist allerdings zu beachten, dass in diesem Fall die Elektroenergie durch die Verbrennungskraftmaschine erzeugt wurde. Bei der Bestimmung des inneren Wirkungsgrades $\eta_{innerer}$ muss deshalb der Hybridisierungsgrad $H_{Hybrid} = 0$ gesetzt werden. Da weiterhin im Relativsystem des Flugzeuges die Brennstoffmasse die Energie $\dot{E}_{Brennstoff}^{rel}$ (inkl. der kinetischen Energie) einbringt, kann für das gesamte System (inkl. Abgasaustritt am Heck) der innere Wirkungsgrad $\eta_{innerer}$ unter der Annahme einer angepassten CFR-Düse in der allgemein bekannten Form formuliert werden.

$$\eta_{innerer} = \frac{P_A}{\dot{E}_{Brennstoff}^{rel}} = \eta_{eff/HSD} * \eta_{Getriebe} * \eta_{CRF}$$

Mit dem Fluggeschwindigkeits- zu Strahlaustritts-Geschwindigkeitsverhältnis $\zeta = \frac{C_{Flugzeug}}{W_{Düse}}$ folgt mit dem Gütekriterium für die Umsetzung der Antriebsleistung in Schubleistung (äußerer Wirkungsgrad $\eta_{äußerer}$) der Gesamtwirkungsgrad:

$$\eta_{Gesamt} = \frac{Schubleistung}{\dot{E}_{Brennstoff}^{rel}} = \eta_{innerer} * \eta_{äußerer}$$

$$\eta_{Gesamt} \approx \eta_{eff/HSD} * \eta_{Getriebe} * \eta_{CRF} * \left(\frac{2 * \zeta}{1 + \zeta} \right)$$

Da es sich bei dem beschriebenen Wellentriebwerkskonzept um ein Turbo-Compound-Triebwerk mit hohem effektivem Wirkungsgrad $\eta_{eff/HSD}$ handelt, werden mit steigender Flughöhe die Abgas-Exergieverluste gemindert. Dies geschieht durch das Zusammenspiel des Wankeltriebwerkes mit dem E-Zentralturbo (MTiG, vgl. BILD 15). Die überschüssige Energie aus der Nachexpansion über die Turbine (über 7000m Flughöhe 20% bis 25% Anteil an der HSD-Gesamtleistung der Basismaschine, vgl. [1]) wird über die integrierte E-Maschine (siehe BILD 15) des Turbosatzes elektrisch zur Verfügung gestellt.

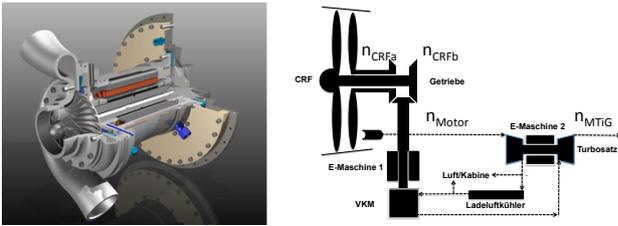


BILD 15. MTiG (links), elektrisch gekoppelte MTiG im Turbo-Compound-Gesamtsystem als Zentralturbo ($n_{MTiG} = 70.000$ bis 80.000 U/min) (rechts)

Da im Falle der beschriebenen Anwendung die MTiG vom CRF mit einem Druckverhältnis von $\pi_{CFR} = 1,3$ aufgeladen wird, wird die Elektroenergieabgabe bei der MTiG gegenüber der Basisversion (siehe [1]) in folgendem Verhältnis gesteigert:

$$\frac{P_{MTiG,CRF}}{P_{MTiG,Basis}} \approx \frac{(\pi_{Basis} * \pi_{CFR})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{(\pi_{Basis})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}$$

Der Ladedruck kann wie bereits beschrieben beim HSD-Konzept so eingestellt werden, dass der effektive Wirkungsgrad (Grenzdrücke: Verdichtungsdruck 70bar, Verbrennungsmaximaldruck 102 bar) in Kombination mit der höhenbedingten Temperaturabnahme über dem Bodenwert liegt:

$$\eta_{eff/HSD_Höhe} > \eta_{eff/HSD_Boden}$$

Bedingt durch die vergleichsweise geringere Drehzahl des Wankelmotors ($n_{max} = 8000$ Umin⁻¹) und durch die einmalige 90° Umlenkung im CFR-Getriebemodul ist der Getriebewirkungsgrad kleiner als der eines turbomaschinenbasierten Triebwerkes. So gilt:

$$\eta_{Getriebe,CFR-HSD} > \eta_{Getriebe,Turbomaschine}$$

Weiterhin ist in dem beschriebenen Leistungsklassenbereich der effektive Wirkungsgrad des HSD-Antriebes verglichen mit einem kleinen Gasturbinenantrieb in folgendem geschätzten Verhältnis besser:

$$\xi_{eff} = \frac{\eta_{eff/HSD}}{\eta_{eff/Gasturbine}} \approx (1,0) 1,15 \text{ bis } 1,2$$

Der Wert von ca. 1 kann nur mit einer rekuperierten Gasturbine erreicht werden, welche aber zu große Gewichtsnachteile mit sich bringt. Seitens des Vortriebseffektivitätsgrades ergeben sich beim CFR-Konzept gegenüber einem Getriebefan (vgl. auch BILD 16) im gewählten Auslegungspunkt (Ma=0,75) einen abgeschätzten Vorteil im Verhältnis von:

$$\xi_{Vortrieb} = \frac{\eta_{Vortrieb,CFR}}{\eta_{Vortrieb,Getriebefan}} \approx 1,06 \text{ bis } 1,09$$

Vergleicht man das vorgestellte Konzept mit einem kleinen fiktiven Getriebe-Turbofantriebwerk so ergibt sich folgendes Wirkungsgradverhältnis:

$$\frac{\eta_{Gesamt,CFR}}{\eta_{Gesamt,Getriebefan}} \approx$$

$$\xi_{eff} * \frac{\eta_{Getriebe/HSD}}{\eta_{Getriebe/Gasturbine}} * \frac{\eta_{CRF/HSD}}{\eta_{FAN/Gasturbine}} * \xi_{äußerer}$$

Hierbei ist der isentropen Wirkungsgrade des CRF η_{CRF} verglichen mit dem des einfachen FANs η_{FAN} größer. Da

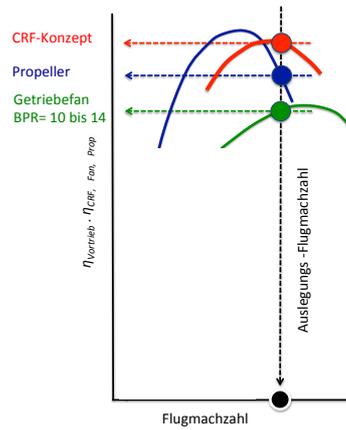


BILD 16. Konzeptvergleich in Abhängigkeit von der Flugmachzahl. Abschätzung für: Ma=0,75

auch der Wirkungsgrad des HSD-Getriebes verglichen mit dem Wirkungsgrad des Getriebes der Gasturbine größer ist, ergibt sich folgender geschätzter Vorteil:

$$1,05 < \frac{\eta_{Getriebe/HSD}}{\eta_{Getriebe/Gasturbine}} * \frac{\eta_{CRF/HSD}}{\eta_{FAN/Gasturbine}} < 1,1$$

Damit ergibt sich für den besten Gesamtwirkungsgrad des CFR-HSD-Systems

$$\eta_{Gesamt,CFR} \approx \eta_{Gesamt,Getriebefan} * 1,1 * 1,09 * 1,2$$

und für den schlechtesten Gesamtwirkungsgrad

$$\eta_{Gesamt,CFR} \approx \eta_{Gesamt,Getriebefan} * 1,05 * 1,05 * 1,15$$

D.h. es gilt näherungsweise ohne die Brennstoff-Verbrauchsminderung in den einzelnen Flugphasen einzurechnen:

$$1,27 * \eta_{Ges,Getriebefan} < \eta_{Ges,CFR} < 1,44 * \eta_{Ges,Getriebefan}$$

Durch die parallelhybride Systemtechnik bei gleichzeitiger Gewichtung der unterschiedlichen Flugphasen kann eine weitere Aufwertung des Wirkungsgrades erfolgen. Die Darstellung erfolgt sinnvollerweise in Form des Brennstoffverbrauchsverhältnisses über den gesamten Flug (BILD 17).

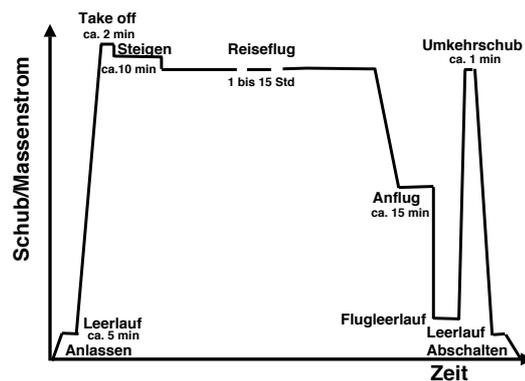


BILD 17. Flugphasen mit einem Turbofan-Triebwerk [44]

Der Wert muss in folgenden Bereich liegen:

$$0,78 = \frac{1}{1,27} > \frac{B_{HSD,CFR}}{B_{Getriebefan}} > \frac{1}{1,44} = 0,7$$

Der gesamte Aufwertungsfaktor δ_{gesamt} ergibt sich als Summe der Aufwertungsfaktoren δ_i der einzelnen Flug-

phasen multipliziert mit dem Verhältnis des erforderlichen Energiebedarfs in der jeweiligen Flugphase zum mittleren Energiebedarf über den gesamten Flug. Es gilt für den Gewichtungsfaktor

$$\psi_i = \frac{E_i}{E_m} = \frac{P_i}{P_m} * \frac{\Delta\tau_i}{\Delta\tau_{Flug}}$$

und für den gesamt Aufwertungsfaktor

$$\delta_{gesamt} = \sum_{Phase\ 1}^{Phase\ n} \delta_i * \psi_i = \sum_{Phase\ 1}^{Phase\ n} \delta_i * \frac{P_i}{P_m} * \frac{\Delta\tau_i}{\Delta\tau_{Flug}}$$

mit $\delta_i = \frac{\eta_{Gesamt,CFR,Aufwertung}}{\eta_{Gesamt,CFR}}$

Somit gilt für den Bereich des Brennstoffverbrauchsverhältnisses für einen Flug bei gleichem Missionsprofil:

$$\frac{0,78}{\delta_{gesamt}} > \left(\frac{B_{HSD,CFR}}{B_{Getriebefan}} \right)_{\text{minimal}} > \frac{0,7}{\delta_{gesamt}}$$

In Beispielrechnungen konnten für den Einsatz des Elektromotors maximale Aufwertefaktoren δ_{gesamt} von bis zu 1,08...1,15 und höher aufgezeigt werden. Dies würde bedeuten, dass ein HSD-CFR nur ca. 60% des Brennstoffverbrauches (bei einem Aufwertefaktor von 1,15) eines fiktiven Getriebefantriebwerkes benötigen würde. Dieser sehr gute Wert stellt sicherlich die theoretische Grenze dar. Erklären lässt sich dieser Wert durch 3 Effekte. Wenngleich im Reiseflug eigentlich durch den phasenweisen Einsatz des Elektroanteiles der gemittelte innere Wirkungsgrad etwas schlechter wird, überwiegt hier der Effekt der verbrauchsgünstigeren Betriebsweise durch Lastanpassung der HSD-Verbrennungskraftmaschine (Effekt 1). Der zweite Effekt ist von der Steigflugphase abhängig. Die Energie der geladenen Batterie erhöht den Aufwertungsfaktor in der Flugphase des elektrisch unterstützten Fluges deutlich. Der dritte Effekt kommt durch den Sinkflug. Hier kann der HSD im Verhältnis zum herkömmlichen Triebwerk in einen sehr niedrigen Lastpunkt (theoretisch ausgeschaltet) gebracht werden, da hier die E-Maschine notwendige Ausregelungs- und Rekuperationsfunktionen übernimmt. Diese Flugphase kann theoretisch ohne Verbrauch realisiert werden, wenn der HSD-Verbrennungskraftmaschinenanteil abgeschaltet wird und nur die E-Maschine arbeitet.

Eine hohe Gesamtaufwertung im Wirkungsgrad erhält man bei kurzen Gesamtflugzeiten, da sich hier die guten einzelnen Aufwertefaktoren stärker gewichten. Bei langen Flugzeiten (3300km maximale Reichweite) strebt der Wert immer mehr gegen $\delta_{gesamt} = 1,08$. D.h. für das Brennstoffverbrauchsverhältnis gilt als Ergebnis des beschriebenen Beispiels:

$$0,72 > \left(\frac{B_{HSD,CFR}}{B_{Getriebefan}} \right)_{\text{minimal}} > 0,68$$

Im Mittel ist deshalb eine bestmögliche Verbrauchsminde- rung (über die gesamte Flugdauer) des CFR-HSD-Triebwerkes im Vergleich zu einem fiktiven Getriebefantriebwerk in der unteren Schubklasse (wie es in einem vergleichbaren Jet eingesetzt wird) von 30% durchaus möglich.

$$\left(\frac{B_{HSD,CFR}}{B_{Getriebefan}} \right)_{\text{min. Mittelwert}} \approx 0,7$$

5. FAZIT

Über den Betrieb eines Businessjets der Klasse Light Jet konnte nachgewiesen werden, dass der parallel hybride CRF-HSD-Antrieb ein ökoeffizientes Fliegen ermöglicht. Durch Koppelung innovativer Einzeltechniken konnte dabei ein System erstellt werden, dass eine Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs je nach Flugmanagement von bis zu 30% gegenüber derzeitigen Triebwerken ermöglicht.

Das System kann als Übergang zum rein elektrischen Fliegen und als Technologiebrücke ab 2030 helfen, die Ziele der EU-Kommission zur Schadstoffreduktion in der Luftfahrt einzuhalten.

6. LITERATURVERZEICHNIS

- [1] H. P. Berg, U. Malenky, A. Himmelberg, M. Mykhalyuk: Turbowinkel-Triebwerksfamilien: Neuartige Antriebskonzepte für die allgemeine Luftfahrt der Zukunft, DGLR-Tagung, Rostock 2015
- [2] Askin T. Isikveren, Clément Pernet, Patrick C. Vratny, Michael Schmidt, Optimization of Commercial Aircraft Utilizing Battery-based Voltaic-Joule/Brayton Propulsion, Journal of Aircraft, December 2016
- [3] Gerd Hegemann: Elektrisch fliegen, Die Welt v. 09.09.15, Online-Version, abger. am 17.08.16 www.welt.de/print/die_welt/wirtschaft/article146171897/Elektrisch-fliegen.html
- [4] Europäische Kommission: Fahrplan für den Übergang zu einer wettbewerbsfähigen CO₂-armen Wirtschaft bis 2050, Mitteilung der Kommission an das Europäische Parlament, den Rat, den Europäischen Wirtschafts- und Sozialausschuss und den Ausschuss der Region, Brüssel, 8.3.2011, Dokument COM_2011_0112
- [5] A.T. Isikveren, A. Seitz, P.C. Vratny, C. Pernet, K. O. Plötner, M. Hornung: Germany Conceptual Studies of Universally-Electric Systems Architectures Suitable for Transport Aircraft, Bauhaus Luftfahrt e.V., Munich, DGLR Conference Berlin 2012
- [6] I. Chakraborty, D. N. Mavris, M. Emeneth, A. Schneegans: A methodology for vehicle and mission level comparison of More Electric Aircraft subsystem solutions: Application to the flight control actuation system
- [7] Internetpräsentation der Wankelsupertec GmbH, Cottbus www.wankelsupertec.de, abger. am 18.08.16
- [8] Internetpräsentation der EURO-K GmbH Cottbus, www.euro-k.de, abger. am 18.08.16
- [9] H.P. Berg: Entwicklung einer wirkungsgradoptimierten Mikrogasturbine für eine KWK - Schlussbericht zum Zuwendungsnachweis F&E-große Richtlinie OP18 Auftragsnummer: 80140661, Cottbus 2014
- [10] O. Antoshkiv, A. Himmelberg, H. P. Berg, Optimierung der Zündkerzenposition in einem Wankelmotor, Motorische Verbrennung, Heft 7.1, S: 351 - 360, BEV, Motorische Verbrennung, März. 2007
- [11] H. Izweik: Interner Bericht zur numerischen Berechnung der Gasströmung in einem rotierenden Modell mit AVL Fire am LS VFA/BTU Cottbus-Senftenberg
- [12] T. Poojitganont, H. P. Berg, H. T. Izweik, A. Himmelberg, BTU Cottbus-Senftenberg, Germany - Multi-fuel Wankel Engine for Small Aircrafts and UAVs Applications: Strategies of the Engine Development, ISABE-2007-1128
- [13] H.P. Berg, O. Antoshkiv, et. al.: Brennverfahrensentwicklung für eine neuartige Kreiskolbenmotorenfamilie

- lie, ATZ/MTZ-Konferenz Virtual Powertrain Creation 2008
- [14] H. P. Berg: Entwicklung eines neuartigen, vielstofffähigen Range-Extenders für zukünftige Elektrofahrzeuge, ATZ/TÜV Süd Konferenz, Engine.Tech 2009, Wolfsburg, Germany, June 2009
- [15] Klotz, Eiermann, Kolossow: Abschlussbericht zum Projekt „Untersuchung der Tauglichkeit des WANKEL-Kerosin-Kreiskolbenmotors für den Einsatz in der allgemeinen Luftfahrt“ der Wankel-Rotary GmbH 1999
- [16] Siemens AG: Factsheet Rekord-Motor SP260D und Extra 330LE, Erstflug am 24.06.16, www.siemens.com/presse/elektromotorflugzeug, abger. am 09.08.16
- [17] Wikipedia: Dornier328, de.wikipedia.org/wiki/Dornier_328, abger. am 19.08.16
- [18] EUROPEAN COMMISSION, Directorate General for Research and Innovation: Flightpath 2050 – Europe’s Vision for Aviation, European Union, Brüssel 2011
- [19] P. C. Vratny, C. Gologan, C. Pomet, A. T. Isikveren, M. Hornung: Battery Pack Modeling Methods for Universally-Electric Aircraft, 4.CEAS 2013 The International Conference of the European Aerospace Societies, Linköping
- [20] S. Kaiser, A. Seitz, S. Donnerhack, A. Lundbladh: A Composite Cycle Engine Concept with Hecto-Pressure Ratio, 51st AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference, Propulsion and Energy Forum, (AIAA 2015-4028), Orlando, FL 2015
- [21] A. Filippone: Data and performances of selected aircraft and rotorcraft, Progress in Aerospace Sciences 36 (2000) 629-654
- [22] DLR: Emissionsarm elektrisch Fliegen: Was sind die Herausforderungen für elektrische Antriebe in der Luftfahrt? - Interview mit Prof. J. Kallo, Institut für Thermodynamik, Universität Ulm, www.dlr.de, abger. am 18.08.2016
- [23] R. Chen, S. Ren, M. Knapp, D. Wang, R. Witter, M. Fichtner, H. Hahn: Disordered Lithium-Rich Oxide as a Stable Host for Enhanced Li+ Intercalation Storage
- [24] KIT Karlsruhe, M. Landgraf: Forscher steigern Energiedichte von Lithiumspeichermaterialien, Pressemitteilung des KIT Karlsruhe, 16.03.2015
- [25] S. Ren, R. Chen, E. Maawad, O. Dolotko, A. A. Guda, V. Shapovalov, D. Wang, H. Hahn, M. Fichtner: Improved Voltage and Cycling for Li+ Intercalation in High-Capacity Disordered Oxide Cathodes, Adv. Sci. 2015, 1500128, 1-6
- [26] P. Bieker, M. Winter: Was braucht man für eine Super-Batterie? Teil 1 von 2, Chem. Unserer Zeit, 2016, 50, 26-33
- [27] P. Bieker, M. Winter: Lithium-Ionen-Technologie und was danach kommen könnte, Teil 2 von 2, Chem. Unserer Zeit, 2016, 50, 172-186
- [28] M. Fichtner: Konversionsmaterialien für die Energiespeicherung, Chem. Unserer Zeit, 2013, 47, 230-238
- [29] D. Empl, L. Lorenz, C. Jeßberger, K.O. Plötner: Essential Raw Materials for the Electrification of Aircraft, DLRK 2014, Berlin, DocumentID 340117
- [30] K. Pudenz: Continental Leistungselektronik wird kompakter und leistungsfähiger, Springer für Professionals, Nachrichten aus der Branche - Automobil- und Motorentechnik vom 27.04.2015
- [31] O. C. Onar: Power Electronics and Regenerative Energy Storage Systems Matching, in Annual Progress Report for the Advanced Power Electronics and Electric Motors Program, DOE, Energy Efficiency and Renewable Energy Vehicle Technologies Office 2013
- [32] M. C. Schwarze; T. Zold: Angepasste Flugzeugkonfigurationen für die energieeffiziente Open-Rotor Integration auf zukünftigen Kurzstrecken-Verkehrsflugzeugen, DGLR Conference Stuttgart 2013, Doc.Id. 301447
- [33] M. März: Leistungselektronik für e-Fahrzeuge-Konzepte und Herausforderungen, DRIVE-E Akademie Erlangen, 8.-12. März 2010
- [34] H. P. Berg, U. Malenky, O. Antoshkiv, R. Mattke: Kompakte hocheffektive Mikrogesturbinen mit integriertem Generator (MTiG), DLRK 2015, DocumentID 370070
- [35] H. P. Berg, U. Malenky: Designstudie zum HSD-Flugmotorenkonzept, Vorarbeiten zum Flugmotor 2030, LS VFA/ BTU Cottbus-Senftenberg August 2015
- [36] Willy J.G. Bräunling: Flugzeugtriebwerke, Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2009/41
- [37] H. Grieb: Verdichter für Turbo-Flugtriebwerke, Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2009
- [38] S.M. Yahya: Turbines, Compressors, Fans, 4th edition, McGraw Hill Education (India) Privat Ltd, New Delhi 2014
- [39] A.K. Aulich, D. Goerke, M. Blocher, E. Nicke, F. Kocian: Multidisciplinary automated optimization strategy on a Counter Rotating Fan, ASME TURBO Expo 2013, GT2013-94259
- [40] B. Kaplan, E. Nicke, C. Voss: Design of a highly efficient low-noise FAN for Ultra-High Bypass Engines, ASME Turbo Expo 2006, GT2006-90363
- [41] Wikipedia: Kusnezow NK-93, https://de.wikipedia.org/wiki/Kusnezow_NK-93, abger. am 25.08.16
- [42] DLR: Projektbeschreibung Gegenläufige ummantelte Fans (CRTF), Institut für Antriebstechnik, Abteilung Fan und Verdichter, DLR Köln 2013, www.dlr.de/at/desktopdefault.aspx/tabid-9123/15735_read-38877/
- [43] T. Lengyel-Kampmann, C. Voß, E. Nicke, K.-P. Rüd, R. Schaber: Generalized Optimization of Counter-Rotating and Single-Rotating Fans, ASME-Turbo Expo 2014, GT 2014-26008
- [44] D. K. Hennecke, K. Wörrlein: Flugantriebe und Gasturbinen, Skript im Fachgebiet Gasturbinen und Flugantriebe, Technische Universität Darmstadt, 2. Auflage WS 2000 / 2001
- [45] L. Lorenz, A. Seitz, H.Kuhn, A. Sizmann: Hybrid Power Trains for Future Mobility, DLRK 2013, DocID: 301316
- [46] Diamond Aircraft: Diamond präsentiert das erste seriell-hybride Elektroflugzeug der Welt “DA36 E-Star”, Pressemitteilung vom 23.06.11
- [47] G. Küffner: Spitzentechnik in Deutschland, 10. Kapitel: Ein Triebwerk mit verbessertem Vortriebswirkungsgrad und hoher Wirtschaftlichkeit (MTU Motoren- und Turbinen-Union), Frankfurter Allgemeine; Wiesbaden: Gabler, 1987
- [48] T.C. Gmehlin, G. Hüttig, O. Lehmann: Zusammenfassende Darstellung der Effizienzpotenziale bei Flugzeugen unter besonderer Berücksichtigung der aktuellen Triebwerkstechnik sowie der absehbaren mittelfristigen Entwicklungen, Untersuchungsbericht im Auftrag des Bundesministerium für Umwelt, Naturschutz und Reaktorsicherheit IG I 5, 11055 Berlin, 25.03.2008, FKZ UM 07 06 602/01