Biowasserstoff-Magazin

Energie für neues Denken

37. Ausgabe • 15. Januar 2013

Aktualisiert 15.06.2016

Themen in dieser Ausgabe:

- Trends im Strahltriebwerkbau ***(akt. 15.06.2016)***
  - Advanced Turbofan
  - Geared Turbofan
  - Dreiwellen-Triebwerk - Beispiel Trent
  - Counter Rotating Shrouded Fan
  - Intercooled Gas Turbine
- Propfan (Open Rotor) - Konzept *(akt. 15.03.2013)*
- Cryoplane - Flugzeuge mit Wasserstoffantrieb *(akt. 15.09.2013)*
- Green Freighter *(akt. 15.06.2013)*
  - Blended Wing Body
  - Flügel-Rumpf Konzept
- Wettbewerb der Leichtbauwerkstoffe *(akt. 15.10.14)*
- Hydro- und E-Genius
- ICARÉ II
- Leichtflugzeuge mit Akkumulatoren
  - Electra One Solar *(akt. 15.06.2013)*
  - Elektra One UAS *(ergänzt 15.07.2014)*
- Serielle Hybridantriebe und innovative Elektromotoren
- Diamond HK36 "Super Dimona" *(ergänzt 15.07.14)*
- Strategie für Brennstoffzellen an Bord
- Neue Brennstoffzellen-Allianz - Asiaten bündeln Interessen *(akt. 15.07.2014)*

Impressum: Seite 49

Trends im Strahltriebwerkbau

Torsten Pörschke + Manfred Richey *(Aktualisiert 15.06.2016)*

Die Flugzeugfamilie von AIRBUS mit den Typen A 319, A 320 und A 321 ist neben den Varianten der Boeing 737 das am meisten gebaute Zivilflugzeug der Welt. Für den Antrieb können die Luftfahrtgesellschaften zwischen dem Strahltriebwerk CFM-56 von CFMI (SNECMA/General Electric) und dem konkurrierendem Modell IAE V2500 wählen. Nach dem Programmstart im Januar 1984 durch Pratt & Whitney (32,5 %), Rolls-Royce (32,5 %), Japanese Aero Engine Corporation (23 %), MTU Aero Engines (12 %) und Fiat Avio erfolgte der Erstlauf auf dem Prüfstand im Dezember 1985. Nach erheblichen Umkonstruktionen am Niederdruckverdichter mit zwei zusätzlichen Stufen und anderen Verbesserungen konnte das IAE V2500-A1 seine Zulassung im Juni 1988 erhalten und am 28. Juli 1988 den ersten Start eines AIRBUS A-320 durchführen.

Abb. 1 - Strahltriebwerk V2500 an einem MD-90-30 Testflugzeug am Mojave Airport
Bildquelle: http://de.wikipedia.org, Urheber Alan Radecki (1993)

(Fortsetzung auf Seite 2)

(Fortsetzung von Seite 1)

Die Endmontage erfolgt vertragsgemäß immer noch bei Rolls-Royce Deutschland (Dahlewitz bei Berlin) und bei Pratt & Whitney (Middletown/USA). Die verbesserte Version V2500 SelectOne bekam am 17. Dezember 2007 die FAA-Zulassung. Erreicht werden konnte eine magere Treibstoffeinsparung von 1 %. Mit dem SelectTwo-Programm soll durch Änderungen an der Software der Triebwerkssteuerung eine zusätzliche Treibstoffeinsparung von 0,58 % ab 2013 erzielt werden.

Gebaut wurden/werden folgende Leistungsstufen:

Typ	Schub	Ø	NSV	GDV	Einsatz
V2522-A5	97,86 kN	1,613 m	4,9	26,5	Airbus A 319
V2524-A5	106,75 kN	1,613 m			Airbus A 319
V2527-A5	117,88 kN	1,613 m	4,75	27,4	Airbus A 320
V2530-A5	139,67 kN	1,613 m	4,6	31,6	Airbus A 321
V2533-A5	146,80 kN	1,613 m	4,5	33,4	Airbus A 321
V2525-D5	111,21 kN	1,613 m	4,8	27,2	MDD 90-30

Die heute in der Zivilluftfahrt eingesetzten Strahltriebwerke sind Zweistrom-Turbinen-Luftstrahltriebwerke (ZTL, Turbofan). Dabei ummantelt der äußere Luftstrom den inneren Kernstrom vom eigentlichen Gasturbinenprozess. Der Mantelstrom liefert bei modernen Triebwerken meist den Großteil der Schubkraft (> 80 %). Das Kerntriebwerk dient vereinfacht dargestellt als Motor für Bläser (Fan) und Mantelstrom. Der Mantelstrom bewirkt eine signifikante Verringerung des Schalls des ausgestoßenen Abgasstrahles. Dadurch verringern sich der Treibstoffverbrauch und die Schallemissionen gegenüber einem Einstrom-Turbinen-Luftstrahltriebwerk gleicher Schubkraft.

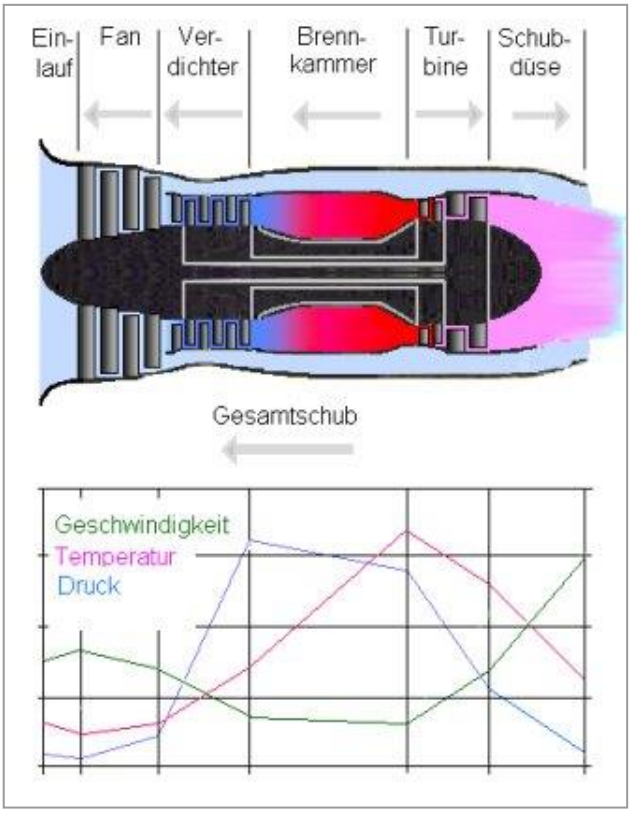

Abb. 2
Mantelstromtriebwerk (Turbofan)
Quelle: http://de.wikipedia.org,
Urheber: Kino at de.wikipedia

(Fortsetzung auf Seite 3)

(Fortsetzung von Seite 2)

Advanced Turbofan - Beispiel GEnx

General Electric befasst sich mit dem Advanced Turbofan. Zum Einsatz kommen Fanschaufeln aus Verbundwerkstoffen mit Vorderkanten aus Titan, Triebwerksgehäuse aus Verbundwerkstoffen und ein Hochdruckverdichter mit einem Verdichtungsverhältnis von 23:1. Das Nebenstromverhältnis wird je nach Variante bis auf 9,6:1 erhöht. Die Wellensysteme N1 (Niederdruck) und N2 (Hochdruck) drehen entgegengesetzt und die Brennkammer wurde verbessert.

Beim Modell für die Boeing 787 gibt es keine Zapfluftabnahme mehr für die Druckkabine und andere Verbraucher, nur noch für das Enteisungssystem des Triebwerkseinlasses. Gegenüber dem technischen Stand des Jahres 2000 liegen die Einsparungen bei 8 bis 10 % beim Kraftstoff und bei 15 bis 17 dB beim Lärmpegel (Referenz: ICAO, stage 4).

Es werden folgende Modelle entwickelt und gebaut:

Typ	Schub	Ø	NSV	GDV	Einsatz
GEnx-1B-54	255,40 kN	2,822 m	9,6	36,1	Boeing 787-3
GEnx-1B-58	271,50 kN	2,822 m			Boeing 787-3/8
GEnx-1B-64	298,00 kN	2,822 m	9,2	41,4	Boeing 787-8/9
GEnx-1B-67	308,80 kN	2,822 m			Boeing 787-8/9
GEnx-1B-70	321,60 kN	2,822 m	9,1	44,3	Boeing 787-8/9/10
GEnx-2B-67	299,80 kN	2,667 m	8,6	43,0	Boeing 747-8

Abb. 3
General Electric GEnx an 747-8I Prototype.
Bild: http://de.wikipedia.org, Urheber: Olivier Cleynen

Geared Turbofan (GTF)

Die derzeit (Dezember 2012) modernsten Turbofans wie das Rolls-Royce Trent 900 erreichen ein Nebenstromverhältnis (NSV/BPR = bypass ratio) von etwas größer als 8. Je größer das Verhältnis wird, umso mehr Kraftstoff kann gespart werden. Deshalb arbeiten alle großen Triebwerkshersteller an neuen Konzepten, die hier kurz angerissen werden.

Als serienreife Lösung steht ab dem Jahr 2013 der Geared Turbofan (GTF) zur Verfügung. Die neuen Turbofantriebwerke besitzen zwei Wellen mit einem Untersetzungsgetriebe (etwa 3:1 bis 4:1) zwischen Fan und Niederdruckturbine. Durch die Absenkung der Drehzahl des Fans und die gleichzeitige Erhöhung der Drehzahl der Niederdruckturbine arbeiten beide Komponenten in ihrem jeweiligen opti-

(Fortsetzung auf Seite 4)

(Fortsetzung von Seite 3)

malen Drehzahlbereich. Verbrauchswerte und Geräuschpegel sinken dadurch deutlich. Erwartet werden im Zusammenspiel mit den neuen Sharklets ein um ca. 15 % geringerer Kraftstoffkonsum und eine Lärmreduktion von 20 bis 24 dB gegenüber dem Referenztriebwerk IAE V2500 (Stand 2000; ICAO stage 4). Die 75 dB Lärmkontur (beschallte Fläche) soll sich um über 70 Prozent verringern.

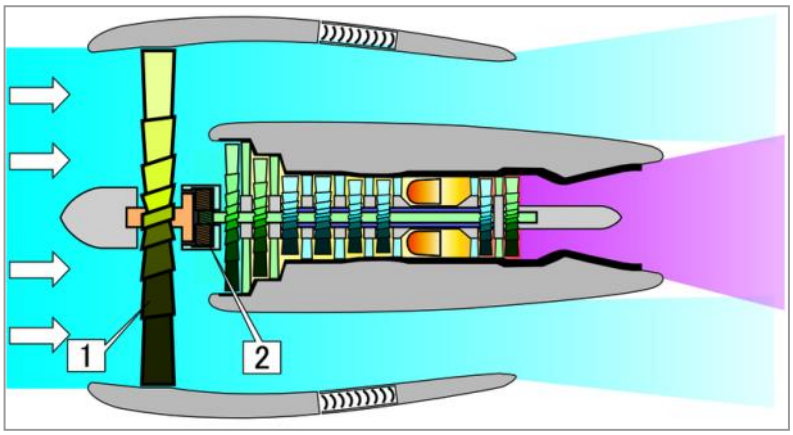

Abb. 4
Schema eines Getriebefans mit Fan (1) und Getriebe (2)
Bildquelle: http://de.wikipedia.org, Urheber: K. Tosaka

Abb. 5 - A320 Enhanced (A320E) Prototyp (F-WWIQ) mit Sharklets, auf der ILA Berlin Air Show 2012,
Bild: http://de.wikipedia.org, Urheber: Julian H.
more photography by Julian Herzog http://artificialflight.org/photography/

Neue Flügelenden (Sharklets) des AIRBUS A 320 sollen 3,5 % Kraftstoff sparen.

(Fortsetzung auf Seite 5)

(Fortsetzung von Seite 4)

Erkauft werden die Vorteile durch die zusätzliche Masse des Getriebes, die durch eine geringere Masse der schnell laufenden Niederdruckturbine teilweise wettgemacht werden kann. Pratt & Whitney und MTU Aero Engines, Partner von IAE, stellten 1992 bzw. 2001 die Demonstrationstriebwerke (Advanced Ducted Prop bzw. Advanced Technology Fan Integrator) vor. Ein weiteres Demonstrationstriebwerk auf Basis des Pratt & Whitney PW6000 testete man im Jahre 2008 an einer firmeneigenen Boeing 747SP und zusammen mit Airbus an einer A340-600. Der GTF-Demonstrator führte zur Entwicklung des Pratt & Whitney PW1000G, das unter dem Beinamen PurePower angeboten wird.

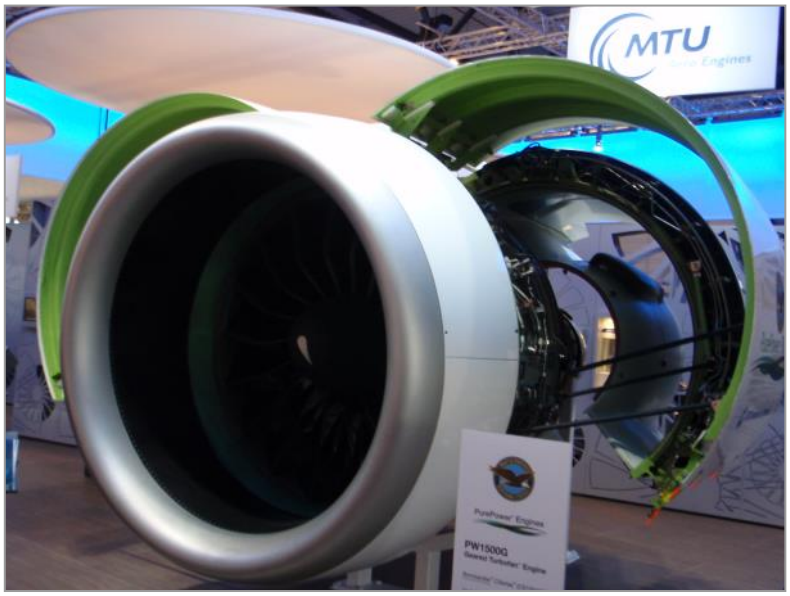

Abb. 6 - Triebwerk mit Getriebe-Fan auf der ILA 2014
Bild: Torsten Pörschke

Folgende Triebwerke stehen derzeit vor dem Beginn der Fertigung:

Typ	Schub	Ø	NSV	GDV	Einsatz
PW1124G	110,0 kN	2,10 m	12,5	42	AIRBUS A 319neo (ab 2015)
PW1127G	120,0 kN	2,10 m	12,5		AIRBUS A 320neo (ab 2015)
PW1133G	150,0 kN	2,10 m	12,5		AIRBUS A 321neo (ab 2016)
PW1135G	160,0 kN	2,10 m	12,5		AIRBUS A 321neo (ab 2016)
PW1215G	66,6 kN	1,40 m	9		Mitsubishi MRJ 70 (ab 2016)
PW1217G	75,5 kN	1,40 m	9		Mitsubishi MRJ 90 (ab 2016)
PW1428G	124,4 kN	2,10 m	12		Irkut Jak 242-200 (ab 2016)
PW1431G	137,7 kN	2,10 m	12		Irkut Jak 242-300 (ab 2016)
PW1519G	84,4 kN	1,90 m	12		Bombardier CS 100 (ab 2013)
PW1521G	93,3 kN	1,90 m	12		Bombardier CS 100/300 (ab 2013)
PW1524G	103,5 kN	1,90 m	12		Bombardier CS 100/300 (ab 2013)
PW1715G	75,7 kN	1,40 m	9		Embraer E 170 E2 (ab 2018)
PW1919G	85,0 kN	1,90 m	12		Embraer E 190 E2 (ab 2018)
PW1921G	93,0 kN	1,90 m	12		Embraer E 190 E2 (ab 2018)
PW1922G	98,0 kN	1,90 m	12		Embraer E 195 E2 (ab 2018)
PW1922G	100,0 kN	1,90 m	12		Embraer E 195 E2 (ab 2018)

Im Juli 2012 wurde bekannt, dass Pratt & Whitney an einer größeren Version arbeitet, dem PW1095G bzw. dem PW10100G. Dieses Triebwerk wurde für die Boeing 777-8/9X vorgeschlagen, aber vom Flugzeughersteller nicht bestellt. Das angestrebte Übersetzungsverhältnis lag bei 3,5:1 und das Nebenstromverhältnis bei mehr als 15:1.

(Fortsetzung auf Seite 6)

(Fortsetzung von Seite 5)

Advanced Turbofan - Beispiel LEAP

Die Konkurrenz ist auch schon sehr aktiv, geht es doch um beachtliche Marktanteile im Bereich der Mittelstrecken-Verkehrsflugzeuge. Im Jahr 2005 begann CFMI mit der Weiterentwicklung der erfolgreichen CFM56-Triebwerksserie unter der Bezeichnung LEAP56. Die Erprobung des neuen Triebwerks hat Anfang 2013 begonnen.

Abb. 7
CFM LEAP-X;
Bild: http://de.wikipedia.org,
Urheber: KGG1951

Ab 2016 plant man den Einsatz des LEAP-X im Airbus A320neo und in der chinesischen Comac C919. Zulassung und Erstflug mit der C919 sind für Ende 2014 abgekündigt, die A320-Zulassung soll im Jahr 2015 folgen. Boeing möchte ab 2017 die nächste Generation der Baureihe 737 (die 737-MAX) ausschließlich mit LEAP-X-Triebwerken ausstatten. Wegen des wesentlich niedrigeren Fahrwerks muss Boeing mit einem kleineren Fan und deshalb mit einem Nebenstromverhältnis von max. 9:1 auskommen.

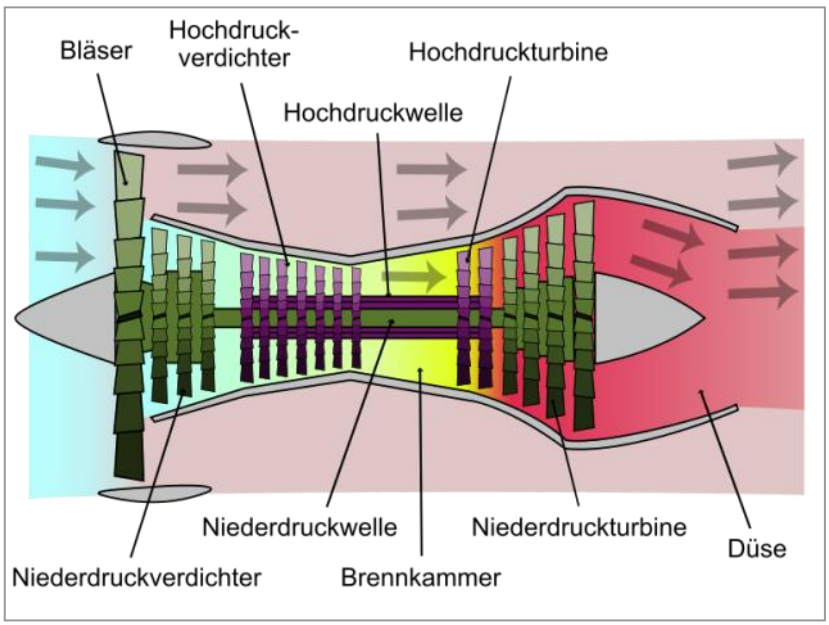

Abb. 8
Schemazeichnung eines Zweiwellen-Mantelstromtriebwerks mit hohem Nebenstromverhältnis.
Bild: http://de.wikipedia.org,
Urheber: File:Turbofan operation.svg: K. Aainsqatsi;
derivative work: PM3 (talk)

(Fortsetzung auf Seite 7)

(Fortsetzung von Seite 6)

Das LEAP-X ist wie das CFM56 und das PW1000G ein Zweiwellentriebwerk. AIRBUS bietet dieses Triebwerk als Alternative auch seinen Kunden an. Für die Turbinenschaufeln der Niederdruckstufen werden erstmalig TiAl-Legierungen verwendet. Die Turbineneintrittstemperatur konnte erhöht und der spezifische Kraftstoffverbrauch durch Erhöhung des Gesamtdruckverhältnisses (GDV/OPR = overpressure ratio) gesenkt werden. Der Fan wird aus Kohlefaser-Verbundwerkstoff mit Vorderkanten aus Titanblechen gefertigt. Der Werkstoff CFK findet auch für die Ummantelung des Fans Anwendung. Aufgrund des Zuwachses bei den Außenabmessungen wird das neue Triebwerk etwas schwerer ausfallen, als das alte Modell. Das Triebwerk verfügt nicht über ein spezielles Getriebe für den Fan und sollte zuerst nur über ein Nebenstromverhältnis von 10:1 verfügen. In Entwicklung befinden sich folgende Varianten:

Typ	Schub	Ø	BPR	OPR	Einsatz
LEAP-1A	109,0-146,0 kN	1,98 m	11	50	Airbus A320neo
LEAP-1B	100,0-120,0 kN	1,70 m	9	50	Boeing 737 MAX
LEAP-1C	124,5-133,4 kN	1,98 m	11	50	Comac C919

Dreiwellen-Triebwerk - Beispiel Trent

Bei den Baureihen RB 211 und Trent werden drei anstelle der sonst üblichen zwei Triebwerkswellen verwendet. Diese Bauform ist eine Spezialität des Herstellers Rolls Royce. Vorteilhaft wirkt sich dieses aufwendige und teure Konzept vor allem bei Triebwerken großer Leistung aus. Wegen der Drehzahlunterschiede zwischen den drei Wellen läuft der Antrieb insgesamt stabiler über einen größeren Schubbereich. Dadurch lassen sich die Drehzahlen der Niederdruck-, Mitteldruck- und Hochdruckstufen besser an den optimalen Betriebszustand der verschiedenen Komponenten anpassen. Das führt zu einem sparsameren Verbrauch gegenüber herkömmlichen Zweiwellentriebwerken.

Hier eine Auswahl der entwickelten Varianten:

Typ	Schub	Ø	NSV	GDV	Jahr	Einsatz
Trent 553	249,0 kN	2,47 m	7,5	34,8	2002	Airbus A 340-500
Trent 556	267,0 kN	2,47 m	7,6	36,3	2002	Airbus A 340-600
Trent 600	289,0 kN	2,47 m				Prototypen für MD-11
Trent 768	300,0 kN	2,47 m	5,1	33,7	1994	Airbus A 330
Trent 772 B	316,0 kN	2,47 m	5,1	35,5	1997	Airbus A 330
Trent 875	331,9 kN	2,79 m	6,2	34,5	1995	Boeing 777-200
Trent 892	407,5 kN	2,79 m	5,8	40,8	1997	Boeing 777-200 ER/300
Trent 895	422,6 kN	2,79 m	5,8	41,6	1999	Boeing 777-200 ER
Trent 970	311,0 kN	2,95 m	8,1	38,5	2005	Airbus A 380-841
Trent 972	320,0 kN	2,95 m				Airbus A 380-842
Trent 977	340,0 kN	2,95 m	8,0	41,1		Airbus A 380-800 F
Trent 980	356,0 kN	2,95 m				Airbus A 380-900
Trent 1000 A	236,0 kN	2,85 m	10,0	52,0	2009	Boeing 787-8
Trent 1000 D	310,1 kN	2,85 m	10,8	52,0		Boeing 787-9
Trent 1000-10	338,0 kN	2,85 m	11,0	52,0	2016	Boeing 787-10
Trent XWB-75	330,0 kN	3,00 m	9,3	50,0		Airbus A 350-800
Trent XWB-79	351,0 kN	3,00 m	9,3	50,0		Airbus A 350-900
Trent XWB-84	374,5 kN	3,00 m	9,6	50,0		Airbus A 350-900
Trent XWB-97	431,0 kN	3,00 m				Airbus A 350-1000
Trent 7000	320,0 kN	2,85 m	10,0	50,0		Airbus A 330-800/900neo

(Fortsetzung auf Seite 8)

(Fortsetzung von Seite 7)

Bei der Triebwerksfamilie Trent 1000 für die Boeing 787 erfolgt nur noch eine Entnahme von Zapfluft für das Enteisungssystem des Antriebs. Für den Airbus A 350 XWB sind Varianten vorgesehen, die über eine herkömmliche Entnahme von Zapfluft verfügen. Sie erreichen 334 bis 431 kN Schub. Der Fan hat einen Durchmesser von 3 Metern und das Nebenstromverhältnis liegt bei 9,3. (Abb. 9)

Abb. 9 – Triebwerk Rolls Royce TRENT XWB
Bild: Torsten Pörschke

Counter Rotating Integrated Shrouded Propfan (CRISP)

Dieses Triebwerkskonzept umfasst zwei sich gegenläufig drehende ummantelte Fans vor dem Verdichter, die mittels Getriebe oder einer gegenläufig arbeitenden Niederdruckturbine bewegt werden. Das Nebenstromverhältnis lässt sich damit auf 25:1 und mehr erhöhen. Durch die beiden rotierenden Fans gelangt eine größere Luftmenge (erhöhter Druck!) in den Mantelstrom des Triebwerks. Die Kraftstoffeinsparung soll nach vorläufigen Berechnungen von MTU bei Verwendung des bisherigen Kerntriebwerkes 17 % (Startschub 133,0 kN) und bei Verwendung eines neu zu entwickelnden Kerntriebwerkes 21 % (Startschub 120,7 kN, NSV = 26, GDV = 38) gegenüber dem Referenztriebwerk IAE V2500 (Stand 2000) betragen.

Ein Triebwerk in dieser Bauform wurde mit dem NK-93 durch den russischen Hersteller Kusnezow präsentiert. Der Erstflug erfolgte am 29. Dezember 2006 mit einer Iljuschin Il-76 LL. Es konnten ein NSV von 16,6 und ein GDV von 37 (29 ?) erreicht werden. Der Schub betrug 176-180 kN und der Fan hatte einen Durchmesser von 2,90 m. Insgesamt 11 Prototypen des NK-93 wurden gefertigt. Die projektierte Reisegeschwindigkeit lag bei 810 km/h in einer Höhe von 11.000 m. Das Triebwerk war für die Verkehrsflugzeuge Tupolew Tu-204/214 und Iljuschin 96 bestimmt. Das Programm wurde endgültig zugunsten der Entwicklung der neuen Triebwerksfamilie Awiadwigatel PD-14 eingestellt (siehe Biowasserstoff-Magazin Nr. 49).

Das derzeit in Deutschland laufende Projekt CRISP II baut auf dem Programm CRISP I auf. Dieses Gemeinschaftsprojekt von DLR und MTU aus den Jahren 1985 bis 2000 soll mit neuen Technologien endlich Früchte tragen. Eingebunden sind das DLR-Institut für Antriebstechnik in Köln, das Institut für Aeroelastik in Göttingen und das Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung in Stuttgart. Die CFK-Bauweise für die Fertigung der einzelnen Schaufeln der Rotoren in Verbindung mit optimierter 3-D-Modellierung könnte den Durchbruch bringen. Ein Demonstrator soll noch 2013 fertiggestellt und auf dem Axialverdichterprüfstand der DLR getestet werden. Vor dem Jahr 2025 wird nicht mit der Serienreife gerechnet.

(Fortsetzung auf Seite 9)

(Fortsetzung von Seite 8)

Abb. 10 - Engine KN-93 installed on a Ilyushin IL-76LL (RA-76492); Bild: it.wikipedia.org, Autore: Igor Bubin

Zusammenfassung:

Verbessert werden soll mit den vorgestellten Technologien der Vortriebswirkungsgrad von ZTL-Triebwerken, der heute bei 0,65 bis 0,7 liegt. PTL-Triebwerke erreichen Wirkungsgrade von 0,85, aber nur bei Geschwindigkeiten bis Mach 0,6.

[1)] ZTL = Zweistrom-Turbinen-Luftstrahltriebwerk
[2)] PTL = Propeller-Turbinen-Luftstrahltriebwerk

Verbesserte Gasturbine

Die Verbesserung des thermischen Wirkungsgrades gegenüber dem heute angewandten einfachen Gasturbinenprozess erfordern zusätzliche Bauelemente. Mögliche Varianten sind:

a) Triebwerk mit Zwischenkühler

b) Triebwerk mit Zwischenkühler und Wärmetauscher

c) Triebwerk mit Zwischenkühler, Zwischenüberhitzung und Wärmetauscher

d) Turbinenblätter aus keramischen Werkstoffen

a und b) Gasturbine mit Zwischenkühler/Zwischenkühler und Wärmetauscher

Gegenüber einem Triebwerk mit konventionellem Fan (IAE V2500/Stand 2000) sind beim Einsatz eines Zwischenkühlers zwischen Niederdruck- und Hochdruckverdichter Kraftstoffeinsparungen von 20 % möglich. Dabei ist das Gesamtdruckverhältnis im Triebwerk größer als 70. Der Einsatz dieser Technik ist nach MTU Aero Engines ab dem Jahr 2025 vorstellbar. Mit dem Einbau eines zusätzlichen Abgaswärmetauschers lässt sich die Einsparung auf 30 % Prozent erhöhen. Dabei sinkt das Gesamtdruckverhältnis in der Turbine auf ca. 25. Ein Kompromiss zwischen niedrigem spezifischen Kraftstoffverbrauch und hohem spezifischen Schub ist bei dieser Bauart nicht ganz einfach zu finden. Vor dem Jahr 2035 soll ein solches Triebwerk nicht serienreif sein. Die Schwerpunktverlagerung im Triebwerk durch die im hinteren Bereich angebrachten Wärmetauscherpakete könnte dazu führen, dass die gesamte Flugzeugzelle neu konstruiert werden muss. Das Konzept wird auf dem Höhenprüfstand der Technischen Universität Stuttgart derzeit ausgiebig getestet.

(Fortsetzung auf Seite 10)

(Fortsetzung von Seite 9)

c) Gasturbine mit zusätzlicher Zwischenüberhitzung

Die Anwendung einer Zwischenüberhitzung im Gasturbinenprozess soll weitere Treibstoffeinsparungen bringen. Dazu wird die teilentspannte Luft hinter der Hochdruckturbine noch einmal in einer zweiten Brennkammer erhitzt und anschließend in der Niederdruckturbine entspannt. Die Herausforderung ist, dieses Bauteil in ein mehrwelliges Triebwerk zu integrieren. Außerdem müssten dann die ersten Stufen der Niederdruckturbine ebenfalls mit Zapfluft gekühlt werden, falls keine neuen Werkstoffe zur Verfügung stehen. Das kostet einen Teil der zusätzlich gewonnenen Effizienz.

d) Turbinenblätter aus keramischen Werkstoffen (Ceramic Matrix Composite)

Am 10 November 2010 testete General Electric erstmals ein modifiziertes Triebwerk des Typs F414 mit Turbinenblättern aus keramischen Verbundwerkstoffen. Das Material ist leichter als bisher verwendete metallische Hochtemperaturlegierungen und kann bei einem Triebwerk von der Größe eines GE 90 noch einmal 455 kg einsparen. Denkbar sind Turbinenblätter aus diesen Werkstoffen für höhere Eintrittstemperaturen oder nicht gekühlte Varianten, die die Zapfluftentnahme aus dem Verdichter wesentlich verringern und so den thermischen Wirkungsgrad der Gasturbine auf bis zu 55 % steigern helfen. GE Aviation erprobt aktuell im Triebwerk GE 9X für die Boeing 777-8/9X nicht gekühlte Schaufeln aus CMC in der zweiten Stufe der Hochdruckturbine, während CFMI das Material möglicherweise nur für die Deckbänder beim LEAP-X nutzen will. Der japanische Hersteller IHI hat verkündet, ab dem Jahr 2015 die Herstellung dieser Materialien großtechnisch beherrschen zu können und erste Serienteile für das Jahr 2020 angekündigt. Bereits in den Jahren 1988 bis 1998 wurde in Japan an Gasturbinen mit Keramik-Bauteilen geforscht.

Neue Antriebe

Verpuffungstriebwerke, Triebwerke mit variabler Luftstromführung und Dreistrom-Turbinen-Luftstrahltriebwerke (DTL) sind in Entwicklung. Turbomaschinen/Niederdrucksystem mit Freikolben-Gaserzeuger oder Turbomaschinen/Niederdruck-system mit Pulse-Detonation-Gaserzeuger, die zur Stromerzeugung dienen und mehrere kleine elektrische Fans antreiben, werden ebenfalls als mögliche Technologien gesehen. Damit sollen Einsparung an Kraftstoff von 40 % möglich sein. Angeblich kommen solche Triebwerkskonzepte erst ab 2050 zum Einsatz.

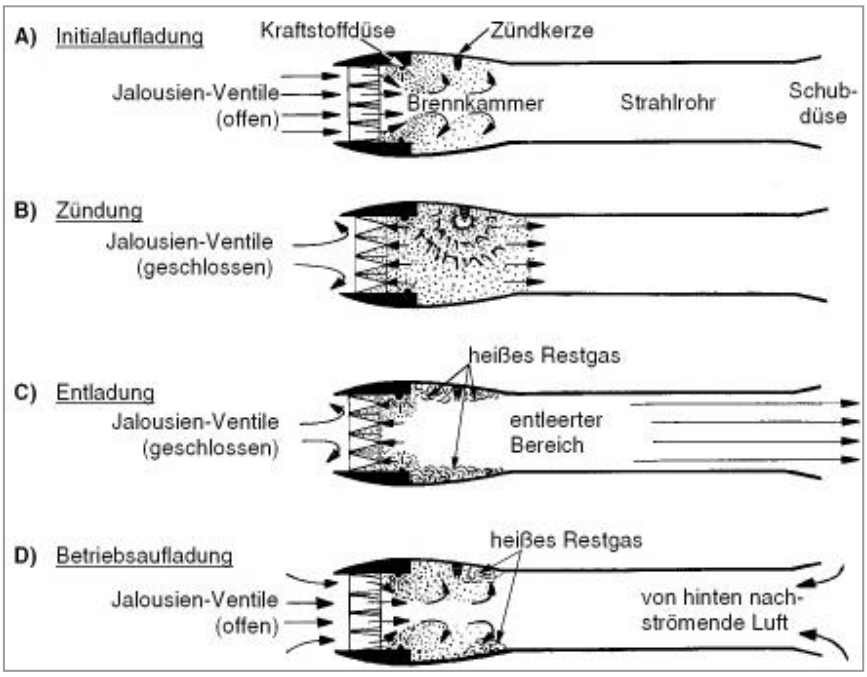

Abb. 11 - Arbeitsprinzip eines Puls- oder Verpuffungsstrahltriebwerks

Quelle: de.wikipedia.org; Bild entnommen aus: Bräunling - "Flugzeugtriebwerke" - 2. Auflage, Seite 18, Springer-Verlag 2004
Urheber: Der Autor hat das Bild hier selbst eingestellt.

(Fortsetzung auf Seite 11)

(Fortsetzung von Seite 10)

Hinter der Verpuffungszone des hier dargestellten Argus-Schmidt-Schubrohres könnten auch Turbinenstufen installiert werden, die dann Propeller (Open Rotor-Prinzip) antreiben. Theoretisch sind damit thermische Wirkungsgrade von bis zu 67 % und Gesamtwirkungsgrade von 64 % möglich. Ungelöst sind hier allerdings Fragen der Lärmreduzierung und der Materialermüdung (Dauerbruchgefahr) durch die erzeugten Detonationswellen mit einer Frequenz von 50 bis 100 Hertz.

Zusammenfassung:

Verbessert werden soll mit den vorgestellten Technologien der thermische Wirkungsgrad der Gasturbine. Der heute angewandte einfache Kreisprozess und der einfache Fan führen dazu, dass 2/3 die im Kraftstoff enthaltene Energie als meist ungenutzte Abwärme und Verlustleistung an die Umgebung abgegeben wird. Auf Reiseflughöhe (8.000 bis 10.000 m) kann eine moderne Gasturbine ohne die hier genannten Maßnahmen aufgrund der einströmenden minus 50 bis 70 Grad Celsius kalten Luft einen thermischen Wirkungsgrad von bis zu 50 % erreichen.

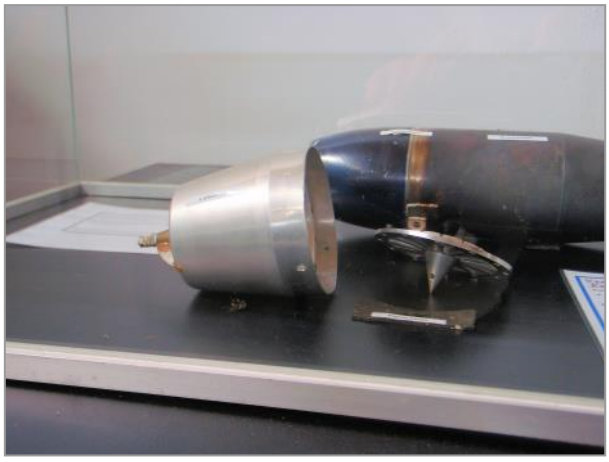

Abb. 12 + 13 - Argus-Schmidt- Schubrohr der Fiseler Fi-103 B, Bilder: Torsten Pörschke

Ausblick

Bei kombinierter Anwendung der Technologien für den Bläser (Fan) und die Gasturbine ergeben sich sehr hohe Einsparpotentiale bei Flugzeugtriebwerken. Das reduziert den benötigten Raum für Wasserstoff-Tanks gegenüber den bisher untersuchten Varianten in den Projekten Cryoplane und Green Freighter (in diesem Heft) erheblich. Deshalb sind die dort genannten Zahlen nur in diesem Kontext interpretierbar.

Bilder von de.wikipedia.org, en.wikipedia.org und it.wikipedia.org stehen unter der GNU-Lizenz für freie Dokumentation. Hinweis zu Abb. 11: Quelle: https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Datei:Verpuffungsstrahltriebwerk_%28arbeitsprinzip%29.jpg&filetimestamp=20040906090141&

Alle Rechte an diesem Artikel liegen bei Torsten Pörschke, Pirna und Manfred Richey, Nürtingen sowie bei den benannten Quellen. Nutzung bzw. Veröffentlichung nur nach vorheriger schriftlicher Zustimmung durch die Autoren. Anfragen bitte an: kontakt@bio-wasserstoff.info

Propfan (Open Rotor) - Konzept - Torsten Pörschke *(Aktualisiert 15.03.2013)*

Counter-Rotating Open-Rotor (CROR) oder Geared Open Rotor (GOR) nennt sich eine Technologie für Propfans (Strahltriebwerke mit speziellen Propellern). Nach der Ölkrise im Jahr 1973 begannen die Preise für Kerosin drastisch zu steigen. Daraufhin entwickelten und bauten US-amerikanische Firmen Turbinenantriebe, die einen wesentlich höheren Wirkungsgrad aufwiesen. Der einfache Gasturbinenprozess konnte nur marginal verbessert werden. Der Fortschritt bestand im mit 0,9 deutlich verbesserten Vortriebswirkungsgrad gegenüber 0,7 bei herkömmlichen ZTL-Triebwerken. Das Sparpotential an Kerosin wird von MTU Aero Engines mit 20 % gegenüber einem vergleichbar starken IAE V2500 (Stand 2000) angegeben. Mit zusätzlichen Verbesserung des Open Rotor-Konzeptes sollten auch noch weitere Einsparungen möglich sein. Der offene gegenläufige Fan kann mit Zug- oder Druckpropellern ausgerüstet werden. Für Passagiermaschinen kommt wegen des Reisekomforts (Kabinengeräusche) nur die letztere Variante in Betracht.

Der Erstflug des Boeing 727-100 Demonstrators mit einem rechts angebauten Open Rotor UDF 36 von General Electric fand am 20.08.1986 statt. Der Konkurrent McDonnell Douglas folgte mit einem links am MD-80 Demonstrator angebauten Open Rotor des gleichen Typs mit etwas geringerem Schub des Triebwerks. Dabei erfolgte der Antrieb über eine siebenstufige Freilaufturbine.

Abb. 1 - MDD MD 80 mit GE UDF 36
Bild: http://www.b-domke.de/AviationImages.html

Der vordere Rotor wurde mit den Turbinenrotoren und der hintere Rotor mit den Statoren der Freilaufturbine verbunden. Beide drehten entgegengesetzt zueinander über die dadurch entstandenen 14 Turbinenstufen.

Auf der Luftfahrtmesse in Farnborough im Jahr 1988 wurde das Muster von MDD mit zwei UDF 36 am Heck vorgeflogen. Die Höchstgeschwindigkeit lag bei Mach 0,75.

Am 13.04.1989 konnte die Firma die Erprobungsmaschine des Werkes mit zwei Allison/Pratt & Whitney 578-DX in die Luft bringen. Ein spezielles Getriebe sorgte hier für den Antrieb der gegenläufigen Rotoren.

(Fortsetzung auf Seite 13)

(Fortsetzung von Seite 12)

Abb. 2 - Boeing 727-63 mit GE UDF 36, Bild: Brian Lockett, http://www.air-and-space.com/

Der Open Rotor setzte sich nicht durch, weil die Kerosinpreise wieder zu sinken begannen und die Technik wesentlich lauter war, als die damals modernsten Turbofans. Nach der Fusion mit Boeing im Jahr 1997 wurden die meisten Baureihen von MDD nicht mehr weiterproduziert und am 23.05.2006 liefen die letzten beiden Maschinen des Typs Boeing 717 (MD 95) am Fertigungsstandort Long Beach vom Band. Damit endete vorerst die Produktion von Boeing-Flugzeugen mit am Heck befestigten Triebwerken.

Abb. 3 - QantasLink Boeing 717-200 Bild: http://de.wikipedia.org , Urheber: planegeezer

(Fortsetzung auf Seite 14)

(Fortsetzung von Seite 13)

Die Firma Rolls-Royce entwickelt derzeit das Triebwerk RB3011 (vorher RB2011) mit dem Open Rotor-Konzept. Es soll für den Antrieb von Passagiermaschinen mit 180 bis 300 Sitzen zum Einsatz kommen. Rolls-Royce ist nach dem Kauf von Allison im Jahr 1995 im Besitz der Unterlagen des damals getesteten Propfans. Die Langzeitstrategie des Triebwerksherstellers geht von stufenweisen Einsparungen an Kerosin von 15 bis 50 % aus. Die beiden Propeller des RB3011 drehen sich gegenläufig, wobei der vordere einen größeren Durchmesser hat. Das Triebwerk wurde bereits bei der Aircraft Research Association in Bedford, Bedfordshire getestet. Windkanaluntersuchungen fanden ebenfalls schon bei DNW in Marknesse in den Niederlanden statt. Gegenüber herkömmlichen Turbofans sollen 25 bis 30 % Kerosin gespart werden können. Die Zulassung des Triebwerks ist bei positiver Beurteilung durch Rolls Royce für 2017/2018 vorgesehen. Erste Maschinen könnten so ab dem Jahr 2020 damit ausgerüstet sein.

Die europäischen Forschungsprogramme SAGE 1 – Open Rotor und SAGE 2 – Geared Open Rotor laufen derweil auf Hochtouren. Ein Teststand von Rolls-Royce und AIRBUS wurde im Jahr 2011 aufgebaut und im Rahmen von SAGE 1 in Betrieb genommen. AIRBUS nahm auch an entsprechenden Windkanaltests im Jahr 2012 teil. In der Zwischenzeit arbeitet der Triebwerksproduzent SNECMA am Geared Open Rotor (vgl. Turbinentechnik Geared Turbofan). Ein Testtriebwerk für das Labor soll im Jahr 2016 fertig sein. General Electric möchte zu diesem Projekt die Kompetenzen seiner Tochterfirma Dowty Propellers im Bereich Verstellsysteme für die Propeller einbringen. Mit SAGE 6 – Lean Burn werden verbesserte Gasturbinenkonzepte untersucht. Erste Komponententests an einem Triebwerk könnten in den Jahren zwischen 2014 und 2016 stattfinden.

Derweil schätzt die Firma MTU Aero Engines die technischen Möglichkeiten nicht so günstig ein und fährt ihr Alternativprogramm. Die Lärmemissionen/Schwingungen für Umgebung und Kabine werden kritisch gesehen. Bei hohen Fluggeschwindigkeiten sinkt der Vortriebswirkungsgrad. Die Blattverstellung stellt eine Herausforderung dar. Bei Vogelschlag an den Propellern gibt es keinen Schutz durch ein Fangehäuse. Umherfliegende Propellerteile sind eine Gefahr für das Flugzeug, die Passagiere und die Mitarbeiter am Flughafen. Erste Fluggesellschaften dagegen fordern bereits neue Maschinen mit Open Rotor ab dem Jahr 2015 und stellen ihre Visionen von einem Flugzeug der Zukunft den Medien vor. Ein neues Seitenleitwerk und darin eingelassene V-förmige Triebwerkshalter sollen das Lärmproblem lösen. Die dargestellten Entwicklungen dürften Boeing dazu veranlassen, alte nicht verwirklichte Flugzeugprojekte der Firma McDonnell Douglas wie die MDD 94-X aus den Panzerschränken zu holen.

Airbus möchte zumindest einen praktischen Test durchführen und wird dazu einen Airbus A 340 als Versuchsplattform umbauen. Der Open Rotor soll am hinteren Rumpfteil befestigt werden. Für den Erstflug wird das Jahr 2016 angepeilt. Ultimativer Traum der beteiligten Triebwerkshersteller ist die Endstufe der Technologie, der Direct Drive Open Rotor. Die Realisierung kann aber noch dauern.

Bilder von http://en.wikipedia.org stehen unter der GNU-Lizenz für freie Dokumentation.

Alle Rechte an diesem Artikel liegen bei Torsten Pörschke, Pirna und Manfred Richey, Nürtingen sowie bei den benannten Quellen. Nutzung bzw. Veröffentlichung nur nach vorheriger schriftlicher Zustimmung durch die Autoren. Anfragen bitte an: kontakt@bio-wasserstoff.info

Cryoplane - Flugzeuge mit Wasserstoffantrieb - Manfred Richey *(Akt. 15.09.2013)*

Begriffsklärung

Das Wort „Cryo“ kommt vom altgriechischen κρύος (kryos) und bedeutet Frost, bzw. Eis. Kryotechnik ist die Wissenschaft und Technik zur Erzeugung und Nutzung physikalischer Effekte (Joule-Thompson-Effekt) bei tiefen Temperaturen. Die Kryotechnik deckt den Temperaturbereich unterhalb etwa -100°C ab.

Mit Cryoplane werden im Allgemeinen unkonventionelle Luftfahrzeuge bezeichnet, die im Gegensatz zum herkömmlichen Kerosin flüssige Gase wie Methan oder Wasserstoff als Treibstoff verwenden.

Wie wir bereits in unserer letzten Ausgabe Nr. 36 im Artikel ‚Fliegen mit Wasserstoff‘ dargestellt haben, gehen die ersten Versuche, Wasserstoff als Treibstoff für Flugturbinen zu verwenden bis ins Jahr 1937 zurück. Einen ersten Flug mit Flüssigwasserstoff absolvierte die Tu-155 (die auf einer umgebauten Serien TU-154B basiert) am 15. April 1988. Am 18 Januar 1989 folgte dann der erste Flug mit Erdgasantrieb (Flüssigerdgas) am 18. Januar 1989; somit ist sie laut Tupolew das erste erdgasgetriebene Flugzeug der Welt.

Cryoplane 1990 - deutsch-russisches Gemeinschaftsprojekt

Im Jahr 1990 startete ein Cryoplane-Projekt in deutsch-russischer Zusammenarbeit, wie der folgende Beitrag der Ludwig Bölkow Systemtechnik (http://www.lbst.de) zeigt.

Zitat Quelle: http://www.lbst.de/publications/books__d/co2/Teil3/11_2.html
Hinweis: Die im Originaltext als Link enthaltenen [*Anmerkungen*] wurden hier im Klartext eingefügt.

"Cryoplane" ist ein in 1990 gegründetes deutsch-russisches Gemeinschaftsprojekt von Daimler-Benz Aerospace/Tupolew/Trud u. a.. Untersucht wird, wie aussichtsreich es ist, flüssigen Wasserstoff (LH2) [Anmerkung: L für Liquid.] als Energieträger von Flugzeugen einzusetzen. Flüssiger Wasserstoff hat eine Temperatur von 20° Kelvin (- 253° Celsius). Die Wärmeisolation der Tanks soll zunächst so ausgelegt werden, dass erst nach zwölf Stunden ein Überdruck von rd. 1 atü entsteht [*Anmerkung: Zur Zeit werden für den Schiffstransport Tanks entwickelt, die einen vorgegebenen Maximaldruck auch nach zwei Monaten nicht überschreiten.*].

Die Grundüberlegung in aller Kürze: Bei gleichem Energiegehalt verhalten sich

- das Gewicht von LH2 und Kerosin wie 1 : 2,8
- das Volumen von LH2 und Kerosin wie 4 : 1.

Per Saldo ist der Vorteil des geringeren Gewichts von LH2 größer als der Nachteil aus den erheblich voluminöseren und auf Druck auszulegenden Tanks. Je größer die Reichweite des Flugzeugs ist, desto günstiger fällt die Schätzung des Saldos aus: bei der Reichweite eines Airbusses A 321 rund 7 %, bei einem Langstreckenflugzeug, wie der A 340, rund 20 %. Dadurch sinkt der spezifische Energieverbrauch [*Anmerkung: Klug, H. G. et. al.: Cryoplane - Quantitative Comparison of Contribution to Anthropogenic Greenhouse Effect of Liquid Hydrogen Aircraft versus Conventional Kerosene Aircraft. Daimler-Benz Aerospace Airbus: Cryoplane Do 328 Wasserstoff-Demonstrator, Berlin, 5/1996.*].

Es fliegt bereits eine umgebaute dreistrahlige russische Tupolew 154 mit einem Erdgas- und zwei Kerosintriebwerken. In 1997 werden weitere Tupolews zur Verfügung stehen, die ausschließlich mit Erdgastriebwerken betrieben werden können [*Anmerkung: Das russische Interesse am Einsatz von Erdgasturbinen in Flugzeugen resultiert aus den großen Erdgasvorkommen in Sibirien. Flüssiges Erdgas ist je Energiegehalt jedoch schwerer als flüssiger Wasserstoff. Für die Verbesserung der Kombination*

(Fortsetzung auf Seite 16)

(Fortsetzung von Seite 15)

Nutzlast/Reichweite dürfte Erdgas weniger attraktiv sein. Aus russischer Sicht dürfte der Preisaspekt für Flugtreibstoff im Vordergrund stehen.]. Sie werden zunächst im Frachtflug eingesetzt. In der Testphase befinden sich die Tanks noch im Heck des Rumpfes, schmälern also das Nutzvolumen. Wird ein Erdgas- oder später ein LH2-Flugzeug für den Markt produziert, werden sich zylindrische Tanks über den oberen Teil des Rumpfes erstrecken. Der Rumpf erhält einen durchgehenden aerodynamisch angepassten Buckel. Zur Zeit wird im Cryoplane-Projekt der Einsatz von Wasserstofftriebwerken untersucht.

Um einer CO2-Steuer zu entgehen, könnte es gleichgültig sein, ob ein LH2-Flugzeug etwas mehr oder weniger spezifische Energie verbraucht als ein Kerosinjet, weil die verwendete Energie keinen Kohlenstoff enthält, der zu CO2 verbrennt. Gegen diese Sicht gibt es zwei Einwände:

1. Ein Entwickler von LH2-Flugzeugen würde ein großes Investitionsrisiko eingehen, wenn sich sein Produkt nur unter Anlastung einer drastischen CO2-Steuer für die Fluggesellschaft rechnen würde. Angenommen, es zeichne sich ab, dass die Europäische Union zur Tat schreiten würde, dann besteht immer noch ein großes Investitionsrisiko, weil die Produktion ausschließlich für den europäischen Binnenmarkt viel zu klein wäre, um den für neue Flugzeuggenerationen nötigen großen Entwicklungsaufwand wieder "hereinzubekommen".

   Der wirtschaftliche Nutzen eines LH2-Jets aufgrund seiner potentiell besseren Kombination aus Nutzlast/Reichweite schafft möglicherweise Spielraum, mit Wasserstoff wirtschaftlicher zu fliegen, obwohl der Energiepreis von Wasserstoff derzeit noch höher als der von Kerosin ist.

2. Wie bereits in Abschnitt 5.22 ausgeführt, nutzt der Einsatz von Wasserstoff als Energiebasis nur dann zur Reduktion von CO2, wenn regenerative Ressourcen zur Erzeugung von Wasserstoff ohne den Einsatz von LH2-Jets ungenutzt blieben. Das wäre dann der Fall, wenn z. B. kanadische Wasserkraftpotentiale ungenutzt bleiben müssten, weil der Stromtransport in den Süden zu verlustreich bzw. zu teuer wäre. Es deutet sich aber an, dass auch andere Nutzer auf die Wasserstoffpotentiale zurückgreifen werden, z. B. die Kraftfahrzeugproduzenten [*Anmerkung: Vgl. Euro-Quebec-Hydro-Hydrogen-Pilot-Projekt.*]. Sie würden dadurch fossile Energien substituieren. Damit ergibt sich die logische Kette: Wasserstoff, den ein Jet aus natürlichen, aber zur Zeit noch begrenzten Ressourcen verbraucht, steht an anderer Stelle, wo fossile Energien substituiert werden könnten, nicht zur Verfügung [*Anmerkung: Erst wenn die Produktion von Wasserstoff aus beliebig vermehrbaren Potentialen, wie der Solarenergie, wirtschaftliche wird, gilt diese Logik nicht mehr.*]. Die Entwicklung eines LH2-Jets verdient also nur deshalb das uneingeschränkte Prädikat "umweltfreundlich bezogen auf CO2-Emission", weil die Aussicht besteht, dass der Wasserstoffeinsatz in einem LH2-Jet eine rationellere Verwendung darstellt.

In der vorliegenden Untersuchung wird das LH2-Flugzeug nur einseitig aus Sicht des absoluten Umfangs der CO2-Emission behandelt. Es gibt aber bedeutende andere Umweltaspekte, die zu berücksichtigen sind:

- Es zeichnet sich ab, dass LH2-Triebwerke über größere Potentiale zur Senkung der NOx-Emission verfügen als Kerosintriebwerke. Die Emission von NOX in typischer Reiseflughöhe ist schädlicher für die Atmosphäre als die Emission am Boden [*Anmerkung: Insbesondere bezüglich der Ozonbildung.*].
- Kerosin verbrennt zu CO2 und H2O. Aufgrund nie ganz vollständiger Verbrennung von Kohlenstoff entstehen Kristallisationskerne für Wassergas. Es entstehen Kondensstreifen. Bei Einsatz von Wasserstoff als Energieträger entsteht Wassergas als Verbrennungsprodukt. Kristalli-

(Fortsetzung auf Seite 17)

(Fortsetzung von Seite 16)

sationskerne werden nicht erzeugt. Erste Simulationsergebnisse zeigen, dass auch hinter einem LH2-Triebwerk Kondensstreifen entstehen. Sie bilden sich an den (relativ wenigen) Kondensationskernen in der freien Atmosphäre. Sie sind aber optisch sehr dünn und könnten deshalb vergleichsweise weniger klimarelevant sein [*Anmerkung: Vgl. Daimler-Benz Aerospace Airbus: Cryoplane... a. a. O.: Tragen die ersten Erkenntnisse nicht ausreichend, so kann durch zeitweilige Reduktion der Flughöhe der gewünschte Effekt herbeigeführt werden. Zu beachten ist, dass Wassergas auch in gasförmigem Zustand schädlich für die Atmosphäre ist, wenn es in Höhen jenseits 12 km emittiert wird.*]

Die Entwicklung eines LH2-Jets ist bereits aus isolierter Betrachtung der CO2-Emission interessant. Noch interessanter wird sie jedoch unter Einbeziehung aller Aspekte, die zur Zeit noch erforscht werden. Geduld ist allerdings angesagt: Auch in einem Szenario "Crash Transition" (weltweit erkannte Dringlichkeit der CO2-Reduktion, die zu radikalen Maßnahmen führt), würde die kumulierte CO2-Emisson aus Flugzeugen erst ab dem Jahr 2015 merklich zurückgehen [*Anmerkung: Vgl. Daimler-Benz Aerospace Airbus: International Colloquium - Impact of Aircraft Emissions upon the Atmosphere, Paris, Okt. 1996.*].

Zitat-Ende

Das europäische Cryoplane-Projekt

Der folgende Text stammt aus eigenen Recherchen und teilweise aus http://de.wikipedia.org.

Unter dem Namen Cryoplane (dtsch. Kälteflugzeug) lief im Zeitraum 2000 bis 2002 (Projektdauer: 26 Monate) ein Großprojekt von 36 Firmen, Hochschulen und Behörden unter der Führung von Airbus, mit dem Ziel die technische und wirtschaftliche Machbarkeit, sowie Sicherheitsaspekte und die Umweltverträglichkeit von flüssigem Wasserstoff als Flugzeugkraftstoff zu untersuchen, sowie Strategien für einen möglichst reibungslosen Wechsel zu diesem neuen Treibstoff zu erarbeiten. Der Name des Projektes leitet sich aus der Notwendigkeit ab Wasserstoff auf mindestens −253 °C abzukühlen um es in flüssigem Zustand zu halten.

Die folgende Nennung von Vor- und Nachteilen basiert größtenteils auf bisher bekanntgegebenen Erkenntnissen aus diesem Projekt.

Vorteile

Da Wasserstoff bei gleicher Masse das 2,8-fache an Energie enthält wie Kerosin würde ein Wasserstofflugzeug bei gleicher Reichweite erheblich weniger Treibstoff benötigen als eine heutige Maschine und würde somit den Transport höherer Nutzlasten ermöglichen.

Wasserstoff verbrennt ohne Emission von Kohlendioxid, Kohlenmonoxid und Kohlenwasserstoffen, daher hätten Wasserstofflugzeuge deutlich geringere schädliche Auswirkungen auf die Umwelt. Ein möglicher wirtschaftlicher Vorteil ergibt sich hieraus, wenn Regierungen – z. B. zur Umsetzung der Vereinbarungen des Kyoto-Protokolls – Förderungsmaßnahmen für emissionsarme Technologien beschließen. Allerdings entstehen weiterhin Wasserdampf (Kondensstreifen, bei gleicher Turbinenleistung sogar intensiver) und Stickoxide.

Im Brandfall wird die Tatsache als Vorteil angesehen, dass Wasserstoff bei Temperaturen über −252,882 °C gasförmig und leichter als Luft ist. Die Bildung von Brandteppichen, wie sie bei auslaufendem Kerosin auftritt, wäre somit ausgeschlossen, da austretender Wasserstoff schnell nach oben entweichen würde. Im Ergebnis könnten Rettungskräfte leichter zu einer am Boden havarierten Maschine vordringen.

(Fortsetzung auf Seite 18)

(Fortsetzung von Seite 17)

Nachteile

Das Volumen von Wasserstoff ist auch im flüssigen Zustand noch viermal größer, als es bei Kerosin der Fall ist. Das hat zur Folge, dass entweder weniger Raum für Nutzlasten verbleibt oder dass die Rümpfe von Wasserstoffflugzeugen entsprechend größer ausgelegt werden müssten. Darüber hinaus müssen Tanks, in denen flüssiger Wasserstoff transportiert werden soll, beim heutigen Stand der Technik Kugel- oder Zylinderform haben. Damit ist eine Unterbringung der Tanks in den Tragflächen – wie es heute bei Kerosintanks der Fall ist – nur noch begrenzt möglich. Dies führt dazu, dass neue Positionen für die Unterbringung der Treibstofftanks gefunden werden müssen. Diskutiert wird derzeit z. B. über einen Einbau im Rumpf oberhalb der Passagier- bzw. Frachtkabine.

Der Einsatz von Wasserstoff als Treibstoff bedingt neue Konstruktionen für Tanks, Kraftstoffsysteme und Triebwerke der Maschinen, sowie eine neue Technik der Betankung an Flughäfen. Die für die Automobiltechnik entwickelten Konzepte, z. B. leichte Drucktanks, können abgewandelt auch in der Flugzeugtechnik eingesetzt werden.

Wasserstoff muss selber hergestellt werden, dabei können weitere Nachteile auftreten. Derzeit geschieht dies aus Erdgas unter Kohlendioxid-Freisetzung. Die Herstellung aus Biomasse, die nur begrenzt zur Verfügung steht, ist im Versuchsstadium. Eine Herstellung durch Elektrolyse aus Solarstrom ist bei Überkapazitäten wirtschaftlich (Windgas, wir berichten darüber im Biowasserstoff-Magazin Nr. 25 vom 15. April 2011).

So weit das europäische Cryoplane-Projekt.

Zusammenfassung

Zum Einsatz von Wasserstoff in den Turbinentriebwerken sind auf Grundlage des Projektes folgende Änderungen/Neuerungen notwendig:

a) Hochdruck-Kraftstoffpumpe
b) Wärmetauscher zur Entnahme von GH2 aus dem LH2-Tank
c) Kraftstoff-Fluss-Kontrollventil
d) andere Kraftstoffleitungen
e) andere Kraftstoffdüsen
f) Modifizierung der Verbrennungskammer
g) Modifizierung der Turbinensteuerung
h) Ölkühler

Eventuell wird auch ein System zur Nutzung von Purgegasen[1)] (wegen Boil-Off-Effekt) notwendig werden. Vor allem voll aufgetankte Maschinen, die wegen der Störung betrieblicher Abläufe auf der Rollbahn stehen bleiben müssen, bekommen ohne diese Technik sonst Probleme.

[1)] Purgegas und Boil-off-Effekt
Der Erhalt der tiefen Speichertemperatur über einen längeren Zeitraum ist schwierig. Wenn an Tankstellen H2 flüssig bereitgehalten wird, ist man bemüht, den Boil-off-H2 aufzufangen und als Gas zum Tanken zur Verfügung zu stellen. Der Boil-off-Effekt bezeichnet eine Freisetzung von Wasserstoff durch den bei Erwärmung entstehenden Druck, der sonst zur Zerstörung des Behälters führen könnte. Das z.B. über Sicherheitsventile (Überdruckventile) entströmende Gas wird auch als Purgegas bezeichnet.

Der Wärmetauscher zur Kraftstoffentnahme aus dem Tank könnte mit zur Kühlung der Ladeluft und/oder Kühlung der Turbinenstufe verwendet werden. Bei einer Anordnung zwischen Fan und Hochdruckverdichter dürfte sich die Leistungsentnahme der Turbine um 3 % verringern und so den Verbrauch zusätzlich reduzieren.

(Fortsetzung auf Seite 19)

(Fortsetzung von Seite 18)

Die untersuchten Maschinen mit Turbinentriebwerken und LH2-Tanks im Projekt lassen sich wie folgt charakterisieren:

- Geschäftreise-Jet - 12 Sitze - 6.482 km - Tank im Rumpfheck (Entwurf ?)
- kleiner Regionaljet - 44 Sitze - 2.778 km - Tanks im Rumpfheck (Entwurf Dornier, Referenz Dornier Do 428)
- Regionaljet - 70 Sitze - 3.704 km - Tanks im Rumpfheck/Rumpfrücken (Entwurf Alenia, Referenz ?)
- Mittelstreckenjet - 185 Sitze - 7.408 km - Tanks im Rumpfheck/Rumpfrücken /28,5 m3 + 33,5 m3 + 30,0 m3 + 68,0 m3 = 168,0 m3/ (Entwurf HAW Hamburg, Referenz AIRBUS A 321)
- Langstreckenjet - 380 Sitze - 15.742 km - Tanks Rumpf vorn und im Heck (Entwurf Universität Delft, Referenz ?)
- Langstreckenjet - 550 Sitze - 15.742 km - Tanks Rumpf vorn und im Heck (Entwurf Universität Delft, Referenz AIRBUS A 380)

Die Anordnung der LH2-Tanks auf dem Rumpfrücken erscheint als die eleganteste Lösung des Raumproblems. Natürlich muss sich das neue Design so widerstandsarm wie möglich im Windkanal erweisen. Durch das niedrigere Treibstoffgewicht kann das Abfluggewicht reduziert werden. Ein Teil der Einsparung wird durch die zusätzliche Masse am Rumpf und den Mehrverbrauch durch den erhöhten Luftwiderstand aufgehoben.

Abb. 1 - AIRBUS A300-600ST "Beluga", Bild: http://en.wikipedia.org, Urheber: Xeper

Der AIRBUS A300-600ST "Beluga" zeigt, dass der Bau von Flugzeugrümpfen mit anderer Form technisch machbar ist. Die 5 gebauten Maschinen transportieren sperrige Flugzeugteile zwischen den europäischen AIRBUS-Werken. Diese "extreme" Bauform ist beim Cryoplane nicht notwendig.

Boeing

Auch der Flugzeugbauer Boeing setzt Spezialmaschinen zum Transport von sperrigen Bauteilen zwischen den Zulieferern im In- und Ausland sowie dem eigenen Werk in Everett ein. Derzeit sind 4 Maschinen unter der Bezeichnung Boeing 747 LCF „Dreamlifter“ im Betrieb.

(Fortsetzung auf Seite 20)

(Fortsetzung von Seite 19)

Abb. 2 – Boeing 747 LCF „Dreamlifter"; Quelle: http://en.wikipedia.org; Source: 7LCF_Dreamlifter_takeoff.jpg, Autor Yamaguchi Yoshiaki from Japanderivative work: Altair78 (talk)

Nicht nur in Europa wird an Wasserstoffflugzeugen geforscht. Im Februar 2008 testete Boeing ein bemanntes Flugzeug, das durch eine Brennstoffzelle und einen Elektromotor angetrieben wurde. Einen Bericht darüber brachten wir bereits im Biowasserstoff-Magazin Nr. 6 vom 10.03.2008.

Abb. 3
Boeing Fuel Cell Demonstrator AB1.
Bild: http://de.wikipedia.org, Urheber: Adambro

(Fortsetzung auf Seite 21)

(Fortsetzung von Seite 20)

Boeing Phantom Eye

Im Juli 2010 stellte Boeing den Wasserstoff getriebenen Phantom Eye vor, ein ausdauerndes, unbemanntes Aufklärungsflugzeug für große Höhen. Das Antriebssystem besteht aus zwei Verbrennungsmotoren die mit Wasserstoff angetrieben werden. Die folgenden Informationen stammen aus einer Pressemeldung von Boeing.

Abb. 4
Boeing Phantom Eye
Bild und Copyright: Boeing
http://boeing.com/

Der Jungfernflug von Boeings Drohne Phantom Eye erfolgte am 1. Juni 2012. Das unbemannte Fluggerät (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) ist erstmals von der US-Luftwaffenbasis Edwards im US-Bundesstaat Kalifornien aus gestartet, heißt es in der Pressemeldung. Der Start erfolgte von einem speziellen Schlitten, ein Gestell mit vier Rädern, auf das die Drohne gelegt wird (im Bild unten vor dem Truck sichtbar). Der erste Flug der Drohne begann um 6:22 a.m. Pacific time und dauerte 28 Minuten. In der Zeit stieg die Phantom Eye bis auf eine Höhe von knapp 1.250 Metern auf. Die Reisegeschwindigkeit betrug 62 Knoten, knapp 115 Kilometer pro Stunde.

Landung mit Schaden

Für die Landung ist das Fluggerät mit einem Bugrad und einer Kufe unter dem Rumpf ausgestattet. Bei der Landung soll sich dieses Fahrwerk in den Boden gegraben haben und dadurch sollen einige Schäden entstanden sein. Das System ist also noch verbesserungswürdig.

Motoren verbrennen Wasserstoff

Angetrieben wird die Drohne von zwei großen Propellern, die wiederum von Verbrennungsmotoren angetrieben werden. Jeder der beiden Motoren, die von Ford stammen hat vier Zylinder, einen Hubraum von 2,3 Liter und leistet 150 PS. Die Motoren wurden für den Betrieb mit Wasserstoff modifiziert. Der Wasserstoff wird in flüssiger Form in zwei Treibstofftanks mitgeführt. Diese sind nicht in den Tragflächen, sondern im Rumpf untergebracht. Um den flüssigen und tief gekühlten Wasserstoff verbrennen zu können, muss er in den gasförmigen Aggregatzustand überführt werden. Das erfolgt über mehrere Wärmetauscher, wo er etwa auf Zimmertemperatur erwärmt und dann in die Motoren geleitet wird.

(Fortsetzung auf Seite 22)

(Fortsetzung von Seite 21)

Langzeiteinsatz in großer Höhe

Die Drohne ist für autonome Langzeiteinsätze in großer Höhe konzipiert und kann z.B. als fliegende Kommunikationsstation oder für Aufklärungs- und Überwachungsmissionen eingesetzt werden. Das Fluggerät soll dabei bis zu vier Tage lang in einer Höhe von 65.000 Fuß, also rund 20 Kilometern kreisen und dabei gut 200 Kilogramm Nutzlast an Bord haben können. Als Geschwindigkeit werden 150 Knoten, knapp 278 km/h angegeben.

Fazit

Es wird geforscht - und das schon seit vielen Jahren. Doch bisher haben das noch immer reichlich vorhandene und billige Kerosin sowie die noch nicht endgültig gelösten (Wasserstoff-)Speicherprobleme einen raschen Systemwechsel immer wieder verzögert. Die Technologien sind bereits heute bekannt und weitestgehend vorhanden.

Verbesserungen gibt es immer, doch das ist kein Grund, endlos zu warten. Besonders, wenn man die langen Vorlaufzeiten vom Beginn einer Entwicklung über die Erprobungsphase bis zur Serienreife von neuen Antriebstechnologien bedenkt, dann wird es höchste Zeit, die neuen Antriebe mit Wasserstoff so schnell wie möglich auf den Weg und zur Serienreife zu bringen. Bevor das billige Erdöl alle ist und die Preise drastisch steigen. Und bevor unsere Umwelt weiter zerstört wird.

Alle Rechte an diesem Artikel liegen bei Manfred Richey, Nürtingen und bei den benannten Quellen.
Nutzung bzw. Veröffentlichung nur nach vorheriger schriftlicher Zustimmung durch die Autoren.
Anfragen bitte an: kontakt@bio-wasserstoff.info

Green Freighter (Grüne Frachter) - Manfred Richey *(Aktualisiert 15.06.2013)*

Der "Grüne Frachter" war ein Forschungsverbundvorhaben mit einer Dauer von nominell 3 Jahren. Das Projekt startete am 1. September 2006 und endete am 30. April 2010.

Titel des Forschungsvorhabens

Entwurfsuntersuchungen zu umweltfreundlichen und kosteneffektiven Frachtflugzeugen mit unkonventioneller Konfiguration („Der Grüne Frachter“)

Projektpartner

- Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW) – Federführer
- Institut für Flugzeugbau und Leichtbau (IFL) an der Technischen Universität Braunschweig
- Airbus in Hamburger mit dem Future Project Office (FPO)
- Bishop GmbH

Projektziele

Ziel war, konventionelle und unkonventionelle Frachtflugzeugkonfigurationen zu erforschen. Die Untersuchungen basieren auf einem angenommenen Jahr der Indienststellung um 2025. Im Mittelpunkt standen umweltfreundliche Flugzeuge mit ökonomischem Flugbetrieb. Das schließt folgende technische Aspekte ein:

- geringer Kraftstoffverbrauch
- zukünftige Kraftstoffarten (LH2, LPG, synthetische Kraftstoffe, ...)
- geringer Fluglärm (Nachtflug)
- geringe Emissionen (CO2, NOx, ...)
- geringe Betriebskosten auch durch reduzierte Besatzung (pilotenloser Flug)

Ausgangssituation bei Projektbeginn / praxisrelevante Problemstellung

Aufgabe der Projektpartner war es, konventionelle und unkonventionelle Flugzeuge zu untersuchen, die speziell für den Frachtluftverkehr ausgelegt sind und einen umweltfreundlicheren und preiswerteren Betrieb im Vergleich zu heute eingesetzten Frachtflugzeugen erlauben. Die wissenschaftlich und technisch herausfordernden Themen hierbei waren:

1. Unkonventionelle Flugzeugkonfigurationen (sog. Blended-Wing-Body, BWB)
2. Flugzeugantriebe mit unkonventionellen Kraftstoffen (Wasserstoff)
3. Erstellung bzw. Erweiterung von Entwurfsverfahren und Softwarewerkzeugen für unkonventionelle Flugzeugkonfigurationen und Flugzeugantrieben mit unkonventionellen Kraftstoffen
4. Ein-Mann-Cockpit / unbemannter Frachter
5. Wasserstoff-Kraftstoffsystem

Methoden und Werkzeuge

"Aircraft preliminary sizing" wurde mit einem Tabellenkalkulationsprogramm der HAW durchgeführt. Vertiefte Arbeiten zum Flugzeugentwurf, der Analyse und Optimierung wurden mit dem Programm PrADO (Preliminary Aircraft Design and Optimisation program) des IFL durchgeführt. PrADO wurde im Hinblick auf die neuen Features der Frachtflugzeuge weiter entwickelt. Einige Arbeitspakete des Projektes (Untersuchungen zur Fracht, zum LH2-Kraftstoffsystem, zum pilotenlosen Flug, ...) wurden im Wesentlichen mittels Literaturrecherchen und theoretischer Überlegungen durchgeführt. Aus dem Tabellenkalkulationsprogramm der HAW entwickelte sich das Projekt PreSTo (Preliminary Sizing Tool).

(Fortsetzung auf Seite 24)

(Fortsetzung von Seite 23)

Mitarbeiter und Finanzen

Der HAW-Anteil am Grünen Frachter wurde mit 234 000 EUR finanziert durch das FH3 Programm des Bundesministeriums für Bildung und Forschung. Die finanzielle Abwicklung hatte die Arbeitsgemeinschaft industrieller Forschungsvereinigungen "Otto von Guericke" e.V. (AiF) als Projektträger übernommen. Dipl.-Ing. Kolja Seeckt arbeitete Vollzeit an der HAW Hamburg am GF-Projekt. Die TU Braunschweig arbeitete - finanziert durch Airbus - am Projekt im Umfang von etwa einem Mitarbeiter. Insgesamt waren rechnerisch 2.6 Mitarbeiter am Projekt beteiligt - unterstützt von sehr vielen Studenten. Das Gesamtvolumen des GF Projektes betrug 646 000 EUR.

Einfache Erkenntnisse aus dem Projekt

Das Ende fossiler Kraftstoffe bedeutet nicht das Ende des Fliegens. Wasserstoff kann als Energieträger genutzt und in Strahltriebwerken verbrannt werden. Wasserstoff ist sicher und lässt sich durch Elektrolyse einfach herstellen. Mit verschiedene innovative Methoden, die derzeit noch erforscht werden, soll Wasserstoff noch effizienter als durch Elektrolyse hergestellt werden. Die Energie die zur Wasserstoffproduktion erforderlich ist würde idealerweise oder nach dem Ende fossiler Kraftstoffe aus regenerativen Energiequellen kommen. Das große Volumen des Wasserstoffs erfordert eine Speicherung im Flugzeug unter hohem Druck oder in verflüssigtem (extrem kaltem, kryogenem) Zustand. Die Verwendung von flüssigem Wasserstoff (LH2) ist davon bei großen Flugzeugen die praktikablere und sichere Variante.

Vorteile von LH2 sind:

1. Fliegen bleibt auch nach dem Ende fossiler Kraftstoffe möglich. Bereits heute ist die LH2-Technologie im Flugzeug bekannt und anwendbar.
2. Die Verbrennung von Wasserstoff ist (nach Abwägung aller Umstände) erheblich umweltfreundlicher als die von Kerosin.
3. Falls zur Erzeugung von Sekundärenergien im Flug (hier: Elektrik) die Brennstoffzelle (aufgrund hoher Wirkungsgrade) zum Einsatz kommt, dann wäre für deren Einsatz der optimale Kraftstoff (Wasserstoff) bereits an Bord verfügbar.

Nachteile von LH2 sind:

1. Herkömmliche Flugzeuge können nicht genutzt werden. Um die gleiche Nutzlast über die gleiche Reichweite zu transportieren müssen neue größere Unterbringungsräume für die (nahezu) zylindrischen LH2-Tanks gefunden werden.
2. LH2-Flugzeuge sind aufgrund der großen Tanks größer und zeigen damit einen höheren Nullwiderstand. Positiv wirkt sich jedoch aus, dass der Kraftstoff leichter ist, damit sinkt der induzierte Widerstand. Insgesamt gesehen zeigen alle untersuchten LH2-Konfigurationen (nur) leicht höhere Betriebskosten im Vergleich mit Flugzeugen, die mit Kerosin betrieben werden (bei gleichem Kraftstoffpreis pro Energieeinheit).
3. Es ist eine neue Infrastruktur am Flughafen erforderlich, um LH2 für das Flugzeug bereit zu stellen.
4. Trotz der Isolierung der Tanks erwärmt sich der Wasserstoff und wird teilweise wieder gasförmig. Im Flug kann dieser Wasserstoff verbraucht werden. Am Boden würde der Druck im Tank steigen und Wasserstoff müsste abgelassen werden. Ein betanktes Flugzeug kann also nicht einfach so auf dem Vorfeld stehen gelassen werden. Eine Betankung ist erst kurz vor dem Start sinnvoll. Der Flugbetrieb muss diesen Umstand berücksichtigen und wird damit etwas weniger flexibel.

(Fortsetzung auf Seite 25)

(Fortsetzung von Seite 24)

zu Nachteil 1.)

Zur optimalen LH2-Unterbringung könnte

a) eine unkonventionelle Flugzeugkonfiguration gewählt werden. Hier bietet sich die voluminöse Blended Wing Body (BWB) Konfiguration an.

b) eine konventionelle Flugzeugkonfiguration (Flügel-Rumpf) sollte so realisiert werden, dass die Kraftstofftanks vorn und hinten im Rumpf untergebracht werden (siehe Bild). Andere Anordnungen (Tanks über Kabine/Frachtraum, außenliegende Tanks, ...) sind weniger optimal.

Beobachtungen außerhalb des Arbeitsumfangs des Forschungsprojektes

Aufgrund der Nachteile 1 und 3 wären erhebliche Investitionen in Flugzeuge und Flughafeninfrastruktur erforderlich. Daher zeigt die Luftfahrtindustrie eine große Zurückhaltung gegenüber dem Einsatz von Wasserstoff. Hoffnungen werden in Biokraftstoffe gesetzt. Biokraftstoffe können mit herkömmlichem Kerosin gemischt werden (Drop-In-Fuel). Schritt für Schritt könnten Biokraftstoffe Kerosin auch ganz ersetzen. Biokraftstoff soll aus Algen gewonnen werden auf Flächen, die nicht in Konkurrenz zur Nahrungsmittelproduktion stehen. Jedoch werden die Verfahren zur Kraftstoffproduktion aus Algen heute noch nicht beherrscht. Eine preiswerte Produktion im großen Maßstab ist noch nicht in Sicht (FLIGHT 2011)[1]. Biokraftstoff gewonnen aus einem technisch hergestellten Synthesegas (bestehend aus Wasserstoff, Kohlenmonoxid und Kohlendioxid) ohne Einsatz von Pflanzen ist ein weiterer Hoffnungsträger. Dies wird z.B. an der ETH Zürich erprobt, wo das Synthesegas in einen Solar-Reaktor bei 1500 °C erzeugt wird. Bisher ist der Wirkungsgrad in der Versuchsanlage noch gering; er beträgt weniger als ein Prozent (Chueh 2010)[2]. Da alles danach aussieht, dass der Einstieg in die Wasserstofftechnologie in der Luftfahrt heute nicht vollzogen wird, bleibt nur zu hoffen, dass die Biokraftstoffe rechtzeitig in großer Menge und effizient bereitgestellt werden können.

Sollte der Biokraftstoff als Drop-In-Fuel für herkömmliche Flugzeug in absehbarer Zeit nicht zur Verfügung stehen, dann wäre es auch für den rechtzeitigen Einstieg der Luftfahrt in die Wasserstofftechnologie zu spät, weil dies Zeit braucht für die neuen Flugzeuge und Infrastrukturen am Boden. Eine weitgehende Durchdringung der Weltflotte mit LH2-Flugzeugen dauert Jahrzehnte bedingt durch die langen Produktzyklen in der Luftfahrt. Auch der Bau der Infrastruktur für LH2 (Versorgungswege, Tanklager, ...) erfordert viele Jahre. Alles deutet darauf hin, dass wir die Zukunft einfach auf uns zukommen lassen werden. Hinterher sind wir dann klüger, was am besten hätte getan werden müssen.

[1] FLIGHT 2011:
http://www.flightglobal.com/articles/2011/04/19/355624/us-air-force-moves-closer-to-greening-its-fleet.html

[2] Chueh 2010: http://www.pre.ethz.ch/publications/journals/full/j236.pdf

Quelle des vorstehenden Artikels: http://GF.ProfScholz.de; mit freundl. Genehmigung von Prof. Dr. Scholz'

Unkonventionelle Flugzeugkonfiguration

Blended Wing Body

Im Beitrag 'Grüner Frachter' wird die die voluminöse Blended Wing Body (BWB) Konfiguration als unkonventionelle Flugzeugkonfiguration erwähnt. Die Abbildung zeigt ein Konzept mit (Hybrid) Wasserstofftechnologie.

Die Idee des Blended Wing Body ist so neu nicht. Hier eine kurze Beschreibung, ein kleiner Ausflug in die Vergangenheit und ein Ausblick in die Zukunft. Quelle: http://de.wikipedia.org/

Der Blended Wing Body (BWB, in englisch etwa für „übergangslose Flügel-Rumpf-Verbindung") stellt ein alternatives Flugzeugkonzept dar, das Merkmale herkömmlicher Rohr-mit-Flügel-Konzepte mit denen von Nurflüglern verbindet. Er zeichnet sich durch einen abgeflachten, aerodynamisch geformten

(Fortsetzung auf Seite 26)

(Fortsetzung von Seite 25)

Rumpf aus, der sich zwar von den Flügeln klar abgrenzen lässt, dessen Form jedoch fließend in die Flügelform übergeht. Der Rumpf hat hierbei einen relevanten Anteil am Auftrieb des Flugzeuges.

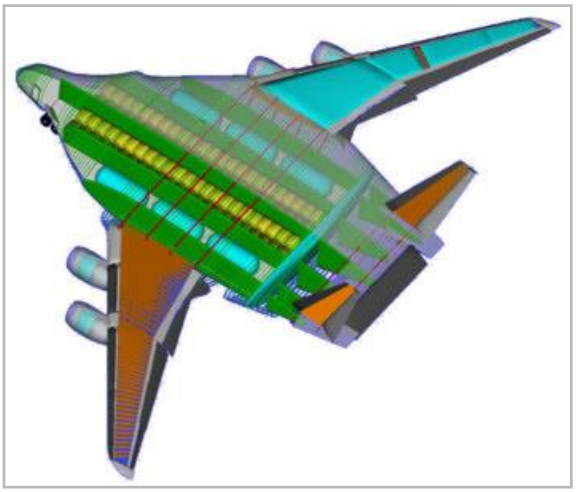

Abb. 1 - Blended Wing Body (BWB) Konzept,
mit freundl. Genehmigung von Prof. Dr. Scholz
http://GF.ProfScholz.de

Geschichte

Der Vorläufer für das Konzept Blended Wing Body kann in Hugo Junkers' Nurflügel-Patent von 1910 gesehen werden. Ein frühes Beispiel für ein Flugzeug entsprechend dem BWB-Prinzip stellt die Junkers G 38 dar, in deren „dicken Flügeln“ nicht nur Motoren und Treibstoff sondern auch je sechs Passagiere untergebracht waren.

Anfang der 1920er Jahre wurde mit der Westland Dreadnought auch in Großbritannien ein Passagierflugzeug nach diesem Konzept gebaut und geflogen.

Aktuelle Anwendung

Aktuell arbeiten **Boeing** und die **NASA** unter der Projektbezeichnung X-48 an der Erforschung eines BWB sowohl für zivile als auch für militärische Zwecke. Hierfür wurden mit der X-48B und X-48C bereits flugfähige 1:12-Modelle zur Erprobung der Flugeigenschaften gebaut.

Abb. 2 – Boeing X-48B vor dem Start

Quelle: http://en.wikipedia.org
Autor: Tony Landis for NASA

(Fortsetzung auf Seite 27)

(Fortsetzung von Seite 26)

Testflug Prototyp Boeing X-48B

Abb. 3 - Boeing X-48B in der Luft

Quelle: http://en.wikipedia.org
Autor: Carla Thomas/Nasa

Der erste Testflug des unbemannte Prototyps Boeing X-48B im Maßstab 1:12 mit einer Spannweite von 6,4 Metern und einem Gewicht von etwa 250 kg fand am 20. Juli 2007 am Dryden Flight Research Center der US-Weltraumbehörde NASA in Kalifornien statt. Der Erstflug dauerte 31 Minuten. Das ferngesteuerte Modell erreichte dabei eine Geschwindigkeit von 120 kts (222 km/h) und eine Flughöhe von 2.286 Metern (7.500 ft). Ende März beendete die X-48B mit dem achtzigsten Flug erfolgreich das bisher ausführlichste Flugtestprogramm für unbemannte Flugzeuge bei der NASA.

Testflug Prototyp Boeing X-48C

Abb. 4 - Boeing X-48C vor dem ersten Flug; Quelle: http://en.wikipedia.org Autor: Carla Thomas/Nasa

Der erste Testflug des ferngesteuerten Modells X-48C fand am 7. August 2012 in NASA's Dryden Flight Research Center at Edwards Air Force Base in California statt. Dabei stieg das Flugmodell bis auf eine Höhe von 5.500 Fuß (ca. 1.800 m) und landete 9 Minuten später wieder.

(Fortsetzung auf Seite 28)

(Fortsetzung von Seite 27)

Abb. 5 - Boeing X-48C im Flug; Quelle: http://www.nasa.gov

Auch das **DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.)** forscht am „Flugzeug der Zukunft - Blended Wing Body“, wie einer Meldung vom 9.9.2011 zu entnehmen ist. Seit 2009 forscht das Team um Björn Nagel und Pier Davide Ciampa von der DLR-Einrichtung für Lufttransportsysteme an der Modellierung von Blended Wing Body-Konfigurationen im Vorentwurf. Erstmals haben die DLR-Wissenschaftler nun Kabinen- und Rumpfgestaltung sowie aerodynamische Auslegung für diese frühe Entwicklungsphase zusammengeführt. Abb. 6 zeigt eine Simulation.

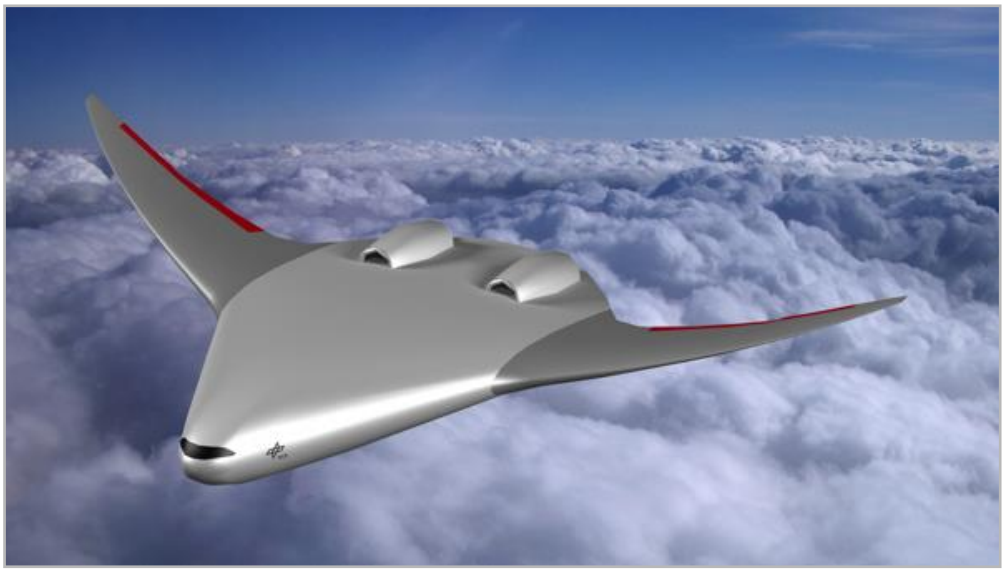

Abb. 6 – Blended Wing Body - Simulation; Quelle: http://www.dlr.de/ DLR (CC-BY 3.0)

(Fortsetzung auf Seite 29)

(Fortsetzung von Seite 28)

Etwas weiter als die DLR ist ein **Team der HAW Hamburg**. Seit dem Jahr 2000 findet hier eine intensive Bearbeitung des Themas BWB statt. In dieser Zeit wurden zwei flugfähige Testmodelle gebaut und weitergehende Untersuchungen zur Aufteilung der Kabine in mehrere Klassen unter Berücksichtigung der gültigen Vorschriften in der Luftfahrt (z.B. Evakuierung im Notfall) angestellt. Gedacht wird an die Beförderung von 900 bis 1.000 Personen an Bord eines solchen Flugzeugs. Dabei kann die Spannweite schon einmal bis zu 80 m betragen. Um die vorhandenen Flughäfen nutzen zu können, müsste man dazu allerdings die Flügelenden wie bei einer Maschine auf Flugzeugträgern nach oben klappen können. Bei dem BWB-Konzept trägt der Rumpf neben den Tragflächen mit 30 Prozent zum Auftrieb bei und der Luftwiderstand ist durch die kleinere Oberfläche verringert. Das könnte einschließlich der hohen Passagierzahl und sparsamen Antrieben zu einer erheblichen Verringerung des Energiebedarfs pro Sitzkilometer führen.

Abb. 7 – AC 20.30, nicht flugfähiges Modell auf der AERO 2013 in Friedrichshafen; Bild: Torsten Pörschke

Das erste flugfähige Modell aus Kunststoff im Maßstab von 1:30 hatte als Antrieb zwei E-Fans, die von zwei Elektromotoren im Zusammenwirken mit Hochleistungsbatterien ihre Energie bezogen. Damit war eine Flugzeit von 12 Minuten möglich. Im Windkanal am Flughafen in Dresden-Klotzsche erfolgte im Jahr 2005 die Durchführung eines Flugtestprogramms. Nach einem späteren Absturz der Maschine und deren Reparatur wurde im Jahr 2009 ein neues Modell des AC 20.30 gebaut, mit dem die Erprobung nun fortgeführt wird.

Untersuchungen bei Boeing haben zu dem Ergebnis geführt, dass das BWB-Konzept auch zur Entwicklung einer Flugzeugfamilie geeignet ist. In diesem Fall wächst das Flugzeug nicht in der Länge, sondern in der Breite, wenn mehr Beförderungskapazität gewünscht wird. Unter Anwendung von 3 bis 6 Kabinensegmenten lassen sich so Sitzplätze für 200 bis 450 Passagiere unterbringen. Nur die Konstruktion des Druckkörpers (rechteckige Kabine) erfordert gegenüber herkömmlichen Maschinen einen Mehraufwand hinsichtlich des Gewichtes. Außerdem können keine Fenster eingebaut werden. Das Flugerlebnis ist dadurch für die Reisenden natürlich stark eingeschränkt.

(Fortsetzung auf Seite 30)

(Fortsetzung von Seite 29)

Vorteile Blended Wing Body

Mögliche Vorteile dieser Bauart sind:

- eine höhere Effizienz als herkömmliche Bauarten, die durch einen stärkeren Auftrieb (der gesamte Rumpf erzeugt Auftrieb) und eine bessere Aerodynamik erreicht werden soll,
- weniger Lärm für den Fall, dass die Triebwerke oberhalb des Rumpfes angebracht werden,
- ein geringeres Leergewicht

Nachteile

Mögliche Nachteile dieser Bauweise sind:

- die stärkeren vertikalen Kräfte, die auf Passagiere und Fracht wirken, die sich bei dieser Bauweise tendenziell weiter von der Längsachse des Flugzeuges entfernt befinden,
- die fehlende oder zumindest stark eingeschränkte Möglichkeit, Seitenfenster für Passagiere anzubringen,
- ein erhöhtes Gewicht und eine erhöhte Komplexität der Flugzeugstruktur bedingt durch die Schwierigkeit, einen nicht zylinderförmigen Rumpf druckstabil zu konstruieren

Konventionelle Flugzeugkonfiguration

Flügel-Rumpf

Zu der ebenfalls Im Beitrag 'Grüner Frachter' erwähnten konventionelle Flugzeugkonfiguration (Flügel-Rumpf) folgen hier weitere Informationen.

Eine konventionelle Flugzeugkonfiguration (Flügel-Rumpf) sollte so realisiert werden, dass die Kraftstofftanks vorn und hinten im Rumpf untergebracht werden. Andere Anordnungen (Tanks über Kabine/Frachtraum, außenliegende Tanks, ...) werden derzeit als weniger optimal eingeschätzt.

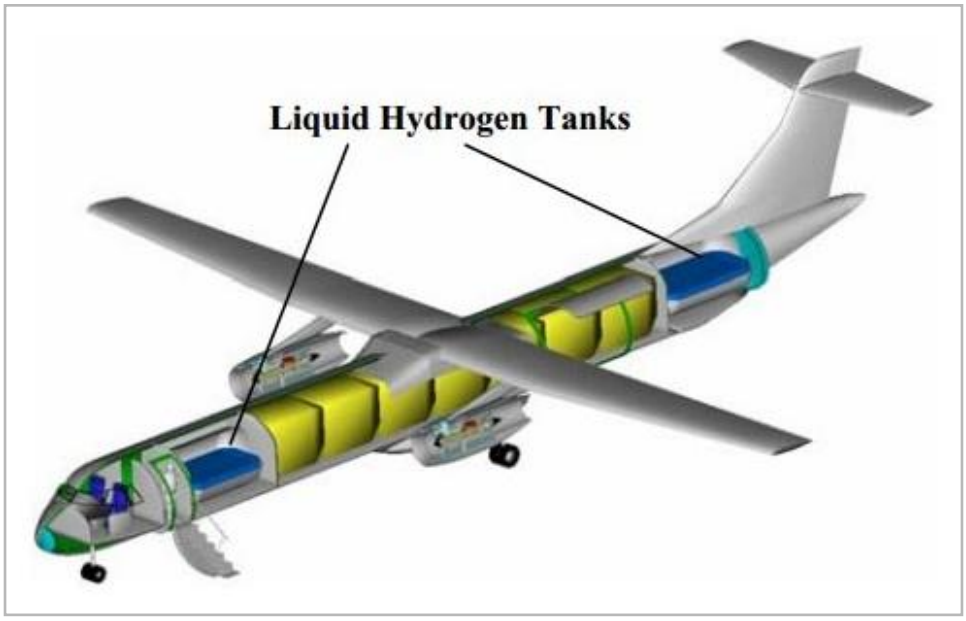

Abb. 8 – Flügel-Rumpf-Modell mit Wasserstoff
mit freundl. Genehmigung von Prof. Dr. Scholz http://GF.ProfScholz.de

(Fortsetzung auf Seite 31)

(Fortsetzung von Seite 30)

Damit der Frachtraum (bzw. Passagierraum bei Linienmaschinen) in gleichem Umfang verfügbar ist wie bei konventionellen Flugzeugen gleicher Bauart, muss der Rumpf entsprechend verlängert werden. Nur so lassen sich dieselbe Anzahl der (normierten) Frachtcontainer befördern.

Fazit

Es wird geforscht und es gibt gute Ansätze. Die Technologie ist bereits heute vorhanden um Wasserstoff bereit zu stellen und im Flugzeug einzusetzen. Um das größere Tankvolumen aufzunehmen sind neue Flugzeuge erforderlich und Wasserstoff erfordert eine neue Betankungsinfrastruktur.

Allerdings liegen die Probleme in der langfristigen Konzeption sowohl beim Flugzeugbau als auch bei der benötigten Infrastruktur wie Flughäfen und Versorgung mit Wasserstoff. Biokraftstoffe, die heute schon zum Teil in den konventionellen Flugzeugen verwendet werden, können nur eine Übergangslösung darstellen, da nicht absehbar ist, ob und wann diese in erforderlicher Menge verfügbar sind. Ein Umstieg der Luftfahrt in die Wasserstofftechnologie muss eher heute als morgen beginnen, ansonsten werden die fossilen Kraftstoffe verbraucht sein, bevor der Umstieg gelungen ist.

Bilder von http://en.wikipedia.org stehen unter der GNU-Lizenz für freie Dokumentation.

Alle Rechte an diesem Artikel liegen bei Manfred Richey, Nürtingen und bei den benannten Quellen.
Nutzung bzw. Veröffentlichung nur nach vorheriger schriftlicher Zustimmung durch die Autoren.
Anfragen bitte an: kontakt@bio-wasserstoff.info

Wettbewerb der Leichtbauwerkstoffe - Torsten Pörschke *(aktualisiert 15.10.2014)*

Der Materialmix im Flugzeugbau hat sich in den letzten Jahren immer weiter Richtung des Werkstoffes CFK verschoben. Sind es beim alten Modell des Airbus A 320 nur 10 Prozent und beim Airbus A 380 immerhin schon 28 Prozent, so kommt CFK beim brandneuen Airbus A 350 XWB bereits auf 52 Prozent Anteil am Gesamtgewicht.

Abb. 1 – Airbus A350,
Bild: Torsten Pörschke

Die weltweit führenden Aluminiumproduzenten wehren sich gegen die CFK-Konkurrenz. Mit neuen Produkten sollen die Flugzeughersteller als Hauptkunden gehalten werden. Der US-amerikanische Produzent Alcoa bietet beispielsweise neu entwickelte Aluminium-Lithium- und Aluminium-Scandium-Legierungen an. Damit soll das Gewicht um 5 bis 10 Prozent sinken und damit der Treibstoffverbrauch um über 20 Prozent reduziert werden. Airbus lässt sich Aluminiumplatten und -bleche für Strukturbauteile im Fußboden, Paneele für den Flugzeugrumpf und Stäbe, Rohre sowie Profile für Verstrebungen und Außenhaut der Tragflächen daraus liefern.

Auch der französische Hersteller Constellium kommt mit den neuen Produktlinien I-Gauge, I-Form und I-Core für die Airbus-Modelle A 320, A 350 und A 380 zum Zuge. Das Material ist für eine ganze Reihe von Komponenten gedacht, darunter Holme, Strukturbauteile und Verstrebungen für Rumpf und Tragflächen.

Rio Tinto Alcan kontert mit superleichten Aluminiumlegierungen mit der Bezeichnung Airware. Das Unternehmen konnte schon Verträge über die Lieferung von Teilen des Airbus A 350-Flügels sowie für Rumpfteile der künftigen CSeries von Bombardier abschließen. Erfolgreich im Rennen sieht man sich auch beim neuen chinesischen Flugzeugmodell Comac C 919.

Beim Airbus A350 XWB wird für die Zelle ein Aluminiumrahmen verwendet. Pro Rumpfsektion montiert man vier Einzelpaneele aus CFK darauf, damit beschädigte Teile einfacher ausgetauscht werden können. Im Gegensatz dazu wird der Rumpf der Boeing 787 aus Einzeltonnen montiert, die komplett aus CFK gefertigt sind. Ein Nachteil bei der industriellen Verarbeitung von CFK ist die begrenzte Haltbarkeit von langsam mit Maschinen platzierten harzgetränkten Prepregs (engl. = preimpregnated fibres , dt. = vorimprägnierte Fasern). Mittlerweile kommen Fertigungsverfahren zum Einsatz, die das trockene Verlegen der Kohlefasergewebe in die Stahlformen gestatten. Anschließend wird dann das Harz injiziert. Noch müssen die faserverstärkten Kunststoffe zusammen mit aufgetragenen Harz in einem zeitraubenden Verfahren in speziellen Wärmeöfen (Autoklaven) zum Aushärten gebracht werden. Künftig möchte man dafür Mikrowellengeräte oder Infrarotstrahler verwenden.

(Fortsetzung auf Seite 33)

(Fortsetzung von Seite 32)

Abb. 2
Quelle: http://de.wikipedia.org, Autor: Transferred from en.wikipedia, Original uploader was Cjboffoli at en.wikipedia

Als die ersten CFK-Rümpfe bei Boeing montiert wurden, war die verwendete Verbindungstechnik problematisch. Spezielle Bolzen und Niete aus Aluminium, Stahl und Titan standen für das neue Material nicht in den entsprechenden Größen und notwendigen Stückzahlen zur Verfügung und sorgten bei der Boeing 787 für weitere Verzögerungen beim Bau des Prototypen. Die erste Präsentation des neuen Modells im Sommer 2007 konnte nur stattfinden, da provisorisch angebrachte Niete den leeren Flugzeugrumpf zusammenhielten. Beim anschließenden Demontieren und dem Neuaufbau kam es zu Beschädigungen der Zelle. Im Herbst 2008 wurden leicht herausstehende Nietköpfe am Rumpf an mehreren tausend Verbindungsstellen von CFK- und Titanbauteilen entdeckt. Der kanadische Flugzeughersteller Bombardier verzichtet offenbar wegen noch fehlender Expertise auf diesem Gebiet bei der CSeries auf einen CFK-Rumpf und setzt auf leichte Aluminium-Lithium-Legierungen. Die Flügelsätze hingegen bestehen aus CFK, deren Fertigung im nordirischen Belfast stattfindet.

Abb. 3 – Quelle: http://en.wikipedia.org, Autor: Alexandre Gouger

(Fortsetzung auf Seite 34)

(Fortsetzung von Seite 33)

Nach entsprechenden Ideen des deutschen Flugzeugherstellers Grob und ohne dessen Konkurrenz präsentiert die Firma Pilatus aus der Schweiz ihr neuestes Modell eines Geschäftsreise-Flugzeuges. Es kann bis zu 10 Personen befördern. Die Zelle der PC-24 wird komplett aus CFK-Werkstoffen bestehen. Der Erstflug ist für Ende 2014 angekündigt. Das Flugzeug verfügt über eine große Frachttür (1,30 m x 1,25 m) in der Seite des linken Rumpfteils. Die maximale Startmasse wird mit 8.005 kg wesentlich über dem Wert der Grob 180 SPn (6.300 kg) liegen. Auf den Einbau einer APU-Gasturbine wird verzichtet. Die Funktion des Stromversorgers nimmt am Boden eines der TL-Triebwerke des Typs Williams FJ-44-4A wahr. Durch eine elektronische Steuerung wird es auf einen Betriebsmodus gestellt, der einen "leisen" Betrieb gewährleisten soll. Damit wird leider kein signifikanter Beitrag zur Lärmminderung am Flughafen geleistet.

Abb. 4 – Roll Out des Pilatus PC-24 am 1. August 2014 in Stans . Quelle: de.wikipedia.org, Autor: Bjferstern

Bilder von http://de.wikipedia.org und http://en.wikipedia.org stehen unter der GNU-Lizenz für freie Dokumentation.

Alle Rechte an diesem Artikel liegen bei Torsten Pörschke, Pirna und bei den benannten Quellen.
Nutzung bzw. Veröffentlichung nur nach vorheriger schriftlicher Zustimmung durch die Autoren.
Anfragen bitte an: kontakt@bio-waserstoff.info

E-Genius - Torsten Pörschke

Auf der ILA 2012 in Berlin präsentierte das Institut für Flugzeugbau der Universität Stuttgart ein eigenstartfähiges Flugzeug mit elektrischem Antrieb, den e-Genius. Unter Leitung von Professor Voit-Nitschmann ist ein zweisitziger Reisemotorsegler entstanden, der auf der eingestellten Entwicklung des Hydrogenius basiert. Ursprünglich war als Antrieb ein Brennstoffzellen-System vorgesehen.

Abb. 1 - E-Genius. Bild: Torsten Pörschke

Der slowenischen Flugzeughersteller Pipistrel liefert die Flugzeugzelle, einen Schulterdecker aus CFK-Verbundmaterial und zwei nebeneinander angeordneten Sitzen. Die Spannweite beträgt 16,86 m und die Länge 8,10 m. Beim Antrieb mit Wasserstoff rechnete man mit einer Leermasse von 663 kg und einer möglichen Zuladung von 180 kg. Vorgesehen zum Einbau war eine Brennstoffzelle mit einer Leistung von 70 kW(el) und ein Wasserstofftank für 4,2 GH2 bei 350 (700?) bar Druck. Als Referenz galt im Entwurfsstadium ein 220 kg schweres System vom Typ HY-80 (TM) von der NuCellSys GmbH und ein Tank von Typ ZM 180 von Dynetec mit einem Gewicht von 93 kg. Mittlerweile sind Anlagen mit einem Gewicht unter 200 kg und 85 kW(el) oder mehr Stand der Technik. Eine kleine Batterie mit einer Kapazität von 16 kWh sollte als Sicherheitssystem zusätzlich installiert werden. Die elektrische Anlage legte man auf eine Spannung von 400 V aus. Als Höchstgeschwindigkeit wurden 270 km/h errechnet. Bei 220 km/h sollte die errechnete Flugstrecke in 3.000 m Flughöhe bei ca. 400 km liegen. Aus bisher nicht bekannten Gründen kam das Aus für diese Entwicklung.

(Fortsetzung auf Seite 36)

(Fortsetzung von Seite 35)

Der neue Hauptunterstützer AIRBUS stellte alsbald die Weichen in eine andere Richtung. Aus dem Hydrogenius wurde der e-Genius. Anstelle der Wasserstoff-Technik kamen nun große Batteriepakete an Bord des Flugzeugs. Der Erstflug fand am 25. Mai 2011 auf dem Werksflugplatz der Firma Grob Aircraft in Mindelheim-Mattsies statt. Bei laufenden Tests am 15. Juni 2011 führte ein Flug über 341 km Gesamtstrecke bei über 160 km/h Durchschnittsgeschwindigkeit.

Abb. 2 - E-Genius im Flug. Bildquelle: http://de.wikipedia.org, Urheber: Andreas Doerr

Der verstellbare Zugpropeller hat einen Durchmesser von 2,20 m und bekommt seine Energie von einem 27 kg schweren E-Motor der Firma Sineton aus Slowenien. Die Startleistung beträgt 72 $kW_{(el)}$ und die projektierte Dauerleistung 58 $kW_{(el)}$. Hinter den Sitzen befinden sich die vier großen Pakete mit Lithium-Ionen-Akkumulatoren und einer Speicherkapazität von 56 kWh. Im Reiseflug benötigt der Antrieb nur eine Leistung von 10 bis 20 $kW_{(el)}$. Die Leermasse des e-Genius liegt jetzt bei 715 bis 730 kg. Als Höchstgeschwindigkeit werden 230 km/h angegeben. Bei energiesparendem Flug kann eine Reichweite von 450 km erzielt werden.

Bilder von http://de.wikipedia.org stehen unter der GNU-Lizenz für freie Dokumentation.

Alle Rechte an diesem Artikel liegen bei Torsten Pörschke, Pirna und bei den benannten Quellen.
Nutzung bzw. Veröffentlichung nur nach vorheriger schriftlicher Zustimmung durch die Autoren.
Anfragen bitte an: kontakt@bio-wasserstoff.info

Icaré II - Torsten Pörschke

Der Motorsegler Icaré II konnte durch die Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik der Universität Stuttgart (IFB - Institut für Flugzeugbau) realisiert werden. Er wurde bisher vor allem durch Sonnenenergie angetrieben. Die Solarzellen auf den Tragflügeln sind zur Vergrößerung der Reichweite in der Luft wirksam. Das Flugzeug absolvierte bereits einen ca. 350 km langen Rekordflug und ist seit 1996 im Einsatz.

Abb. 1 - Icaré II im Flug ; Bild: http://de.wikipedia.org, Urheber: Uli Reinhardt, Zeitenspiegel.

Unter der Leitung von Professor Voit-Nitschmann entstand dieses Flugzeug als gemeinsames Forschungsprojekt innerhalb der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik.

Der Elektromotor leistet derzeit 12 kW und ist am Seitenleitwerk angebracht, um den Wirkungsgrad zu erhöhen. Zum Start werden Akkumulatoren mit einer Kapazität von 915 Wh genutzt, die aus vier Strängen bestehen. Die Akkumulatoren werden im Flug durch den großflächig ausgelegten Solargenerator auf der Tragfläche aufgeladen - vorausgesetzt, die Sonne scheint.

Nach Umbau auf Lithium-Polymer-Akkumulatoren konnte die Ausgangsflughöhe von 400 m auf 1.200 m erhöht werden.

Das Flugzeug hat eine Spannweite von 25,00 m und eine Länge von rund 8 m. Die maximale Zuladung beträgt 80 kg, das Leergewicht 264 kg. Eine Höchstgeschwindigkeit von 120 km/h ist nicht gerade rekordverdächtig. Ohne Nachladen der Akkumulatoren in der Luft muss nach 40 Minuten gelandet werden.

(Fortsetzung auf Seite 38)

(Fortsetzung von Seite 37)

Neuer Wasserstoff-Speicher?

Nach neuesten Meldungen erfolgt in den nächsten Jahren ein Umbau der Maschine durch eine Arbeitsgruppe, bestehend aus EADS, AIRBUS sowie den Instituten IFB, ICE-PAS, CNRS und MaHyTec (Deutschland, Polen, Frankreich). Ziel ist es, die Icaré II mit den Wasserstofftanks H2Tank2Go® und Brennstoffzellen der Firma Zoz Mobility UG (haftungsbeschränkt) aus Wenden/Deutschland auszurüsten. Dazu wurde das Speichermedium Niedertemperatur-Metallhydrid (Hydrolium®) ausgewählt. Der Arbeitsdruck liegt unter 10 bar. Ein Schnellkupplungssystem ermöglicht den schnellen Austausch der Wasserstoff-Kartuschen, die einzeln ca. 0,9 Liter fassen sollen.

Das alles klingt nicht nach dem großen Durchbruch bei den Wasserstoff-Speichertechnologien für die Luftfahrt. Allerdings könnte das kleine Flugzeug im Lehrbetrieb der Universität Stuttgart durchaus für Impulse beim Nachwuchs sorgen.

Abb. 1: http://de.wikipedia.org Urheber: Uli Reinhardt, Zeitenspiegel. (Original uploader was Julesair at de.wikipedia. Later version(s) were uploaded by Ixitixel at de.wikipedia.) Genehmigung (Weiternutzung dieser Datei) CC-BY-SA-2.0-DE; Released under the GNU Free Documentation License.

Alle Rechte an diesem Artikel liegen bei Torsten Pörschke, Pirna und bei den benannten Quellen.
Nutzung bzw. Veröffentlichung nur nach vorheriger schriftlicher Zustimmung durch die Autoren.
Anfragen bitte an: kontakt@bio-wasserstoff.info

Leichtflugzeuge mit Akkumulatoren - Torsten Pörschke *(Aktualisiert 15.06.2013)*

Elektra One Solar

Das bayrische Unternehmen PC-Aero GmbH baut mehrere Modelle von Ultraleichtflugzeugen mit Elektromotor. Die Elektra One Solar ist ein auf der ILA 2012 in Berlin gezeigtes Modell mit einer Reichweite von bis zu 1000 Kilometern. Erreicht wird das durch die Bauweise mit Carbon (kohlenstofffaserverstärktem Kunststoff) und Solarzellen auf den Flügeln.

Das Leergewicht des Einsitzers beträgt ohne Akkumulatoren gerade einmal 100 Kilogramm. Die Batterien wiegen noch einmal so viel und die Nutzlast liegt bei bis zu 100 Kilogramm. Insgesamt ergibt das ein maximales Gewicht von 300 Kilogramm.

Abb. 1 - Elektra One Solar; Bild ©PC-Aero http://www.pc-aero.de/

Die Flügelspannweite von 11,00 m wird hauptsächlich zur Gewinnung von Strom durch die dort angebrachten 6 Quadratmeter Solarzellen in der Luft verwendet. Der Elektromotor wiegt nur 4,7 kg und entwickelt beim Start eine Leistung von 16 kW. Die Höchstgeschwindigkeit liegt bei 140 km/h und die maximale Flugzeit beträgt über 8 Stunden.

Im Horizontalflug werden ca. 2,5 kW Leistung benötigt. Die Solarmodule liefern maximal nur ca. 1,5 kW, die restliche Leistung wird aus den Akkumulatoren entnommen. Um optimale Start- und Flugleistung bzw. Reichweite zu erreichen, müssen die Akkumulatoren vor dem Start aufgeladen werden.

(Fortsetzung auf Seite 40)

(Fortsetzung von Seite 39)

Das Aufladen der Akkumulatoren kann durch das Stromnetz erfolgen. Möglich ist auch die Installation von Solarzellen auf dem Dach des Hangars bzw. eine mobile Ladestation (Anhänger) mit jeweils 2,5 kW und die Nutzung des dann erzeugten Stroms (wenn die Sonne scheint!).

Abb. 2 - Elektra One Solar; Bild: Torsten Pörschke

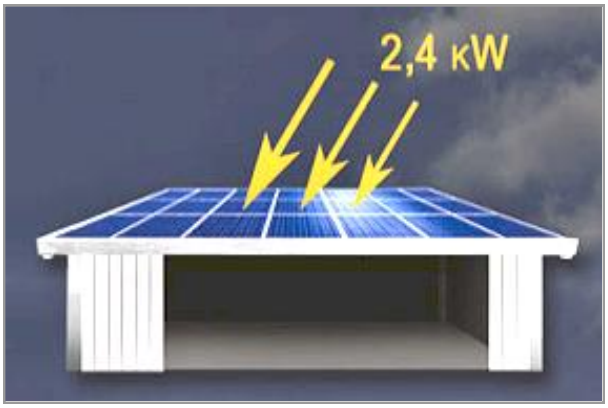

Abb. 3 - Ladeanschluss mit Stromkabel, im Hintergrund Ladestation (Anhänger). Abb. 4 - Hangar mit Solarzellen. Bilder ©PC-Aero http://www.pc-aero.de/

(Fortsetzung auf Seite 41)

(Fortsetzung von Seite 40)

Elektra One UAS - Manfred Richey *(Ergänzt 15.07.2014)*

Quelle: Pressemitteilung von PC-Aero GmbH & Elektra UAS GmbH, April 2014

Die Firma PC-Aero GmbH präsentiert zusammen mit ihrer Partnerfirma Elektra UAS GmbH auf der AERO 2014 zwei neue Flugzeuge.

Und noch eine Neuigkeit: Mit einer rekordvariante der Elektra Two geht es in die Stratosphäre.

1. Elektra One UAS

Abb. 5 - Bild ©PC-Aero
http://www.pc-aero.de/

Elektra One UAS ist eine Weiterentwicklung der Elektra One Solar. Die Spannweite wurde von 11 m auf 13 m (optional 15 m) erhöht, das Gewicht drastisch - durch moderne Carbonmaterialien - auf 90 kg (inkl. Solarzellen und Motor, ohne Batterien) - reduziert. Mit Basisbatterien wiegt die Elektra One UAS weniger als 130 kg.

Durch die hocheffizienten Solarzellen (bis 10 m², über 24 % Wirkungsgrad) kann die Elektra One UAS bis 2.4 kW in den Batterien speichern. Für die Reise braucht das Flugzeug weniger als 2 kW. Die max. Reichweite liegt bei über 1000 km.

Autonomes Fliegen in die Stratosphäre

Diese Entwicklung - ein UL Flugzeug mit einer maximalen Masse von 250 kg !!! (inkl. Pilot) - ist gleichzeitig die Technologieplattform für autonomes Fliegen (inkl. Start und Landung) bis in die Stratosphäre (über 20 km unbemannt) und für die 3D-Digitalisierung der Erde.

Die Elektra One UAS ist eine sehr robuste und kostengünstige Alternative für unbemannte/bemannte zivile Forschungszwecke.

Förderung durch den Freistaat Bayern

Die Elektra One UAS wurde daher vom Bayerischen Wirtschaftsministerium gefördert sowie den beiden Firmen Wacker Carbon und Rödelmodell entwickelt.

(Fortsetzung auf Seite 42)

(Fortsetzung von Seite 41)

Abb. 6 - Elektra One UAS, Bild ©PC-Aero http://www.pc-aero.de/

2. Elektra One Standard mit Festfahrwerk und doppelten Elektromotor

Eine Elektro-Triebwerkeinheit besteht aus 4 Komponenten:

Motor, Controller (Regler), BMS (Batterie Management System) und Batterien.

Fällt einer dieser Komponenten aus, funktioniert der Motor nicht mehr.

Um die Sicherheit der Elektroantriebseinheit deutlich zu erhöhen, hat daher die Fa. Geiger Engineering ein redundantes Antriebsystem - bestehend aus einem doppelten Elektromotor (zwei Motoren auf einer Achse und jeder Motor mit einem eigenen Controller, BMS und Batterie) - entwickelt.

Dieses System, eine Weltneuheit, wird zum ersten Mal auf der AERO 2014 präsentiert, installiert in der Elektra One.

Selbst wenn ein Motor ausfällt, kann das Flugzeug immer noch steigen. Die Dauerleistung des Motors liegt über 26 kW und der Motor wiegt nur 10 kg. Die Steiggeschwindigkeit liegt bei über 5 m/s, die Startstrecke bei 100 m.

3. SolarStratos: Flug in die Stratosphäre

PC-Aero ist stolz, dass eine Rekordversion von Elektra Two vom bekannten Rekordpiloten Raphael Domjan benutzt wird. Die zweisitzige (Tandem) Version der Elektra Familie, namens SolarStratos, wird

(Fortsetzung auf Seite 43)

(Fortsetzung von Seite 42)

Domjan für seine Stratosphärenflüge bis 24 km Höhe fliegen. PC-Aero wird auf der AERO 2014 ein Model dieses Flugzeuges, Maßstab 1:5, präsentieren. Infos: www.solarstratos.com

Abb. 6 - Bild ©PC-Aero
http://www.pc-aero.de/

Quellenhinweis Abb. 5, 6 + 7: copyright 2014 PC-Aero Gmbh, Elektra UAS GmbH, SolarStratos

Alle Rechte an diesem Artikel liegen bei den benannten Quellen sowie Torsten Pörschke, Pirna und Manfred Richey, Nürtingen,
Nutzung bzw. Veröffentlichung nur nach vorheriger schriftlicher Zustimmung durch die Autoren.
Anfragen bitte an: kontakt@bio-wasserstoff.info

Serielle Hybridantriebe und innovative Elektromotoren

Torsten Pörschke *(ergänzt 14. Juli 2014)*

Diamond HK 36 „Super Dimona“

Das Modell Diamond HK 36 Super Dimona aus Österreich erweist sich als geeignete Erprobungsplattform für seriell-hybride Elektroantriebe. Bereits im Jahr 2008 führte eine Maschine unter Systemführerschaft von Boeing erste Flüge mit einem elektrischen Antrieb aus. Dabei kam eine Brennstoffzelle (PEFC - Polymerelektroytmembran Fuel Cell) des britischen Herstellers Intelligent Energy mit einer Spitzenleistung von 25 $kW_{(el)}$ und einem Akkumulator der französischen Firma SAFT zum Einsatz. Beim Start und Steigflug arbeiteten beide Stromerzeuger für 7 min gemeinsam. Der Akkumulator steuerte dann 25 kW zum Antrieb bei, war aber auf 50 kW für 5 min (als Notfallsystem) ausgelegt. Auf Reiseflughöhe erfolgte der Vortrieb nur noch über die bereitgestellte Energie der Brennstoffzelle mit einer Dauerleistung von 18 kW (el) durch elektrochemische Umsetzung des Wasserstoffs aus einem Drucktank an Bord der Maschine. Ein Verstellpropeller der bayerischen Firma MT Propeller realisierte die Umsetzung der Drehbewegung des Elektromotors in Vortrieb. Das Leergewicht des Elektro-Motorseglers wurde auf 432 kg gesenkt. Das Brennstoffzellen-System wog 93 und der Akkumulator 85 kg. Letzterer musste vor dem Start am Stromnetz aufgeladen werden.

Abb. 1 - Super Dimona; Bild: Torsten Pörschke

Siemens, Diamond Aircraft und EADS zeigten auf der Luftfahrtmesse Le Bourget im Jahr 2011 das nächste Flugzeug mit seriell-hybridem Antrieb.

(Fortsetzung auf Seite 45)

(Fortsetzung von Seite 44)

Der Erstflug fand am 8. Juni 2011 auf dem Werksflugplatz Wiener Neustadt statt. Von Diamond Engines (ehemals Midwest Engines) kommt der Wankelmotor mit einer Leistung von 30 $kW_{(el)}$, der stets konstant beim Start und in der Luft läuft. Der Verbrennungsmotor treibt einen Generator an, der Strom erzeugt. Beim Start und im Steigflug wird ein Akkumulatorensystem mit Lithium-Ionen-Technik der Firma EADS zugeschaltet, um die Lastspitzen abzudecken. Im Reiseflug erfolgt ein Nachladen der Akkumulatoren durch den Verbrennungsmotor. Der Niederspannungsmotor auf Permanentmagnetbasis mit einer Leistung von 70 $kW_{(el)}$, der Frequenzumrichter und die Steuerungstechnik kommen von Siemens.

Ein neuer Elektromotor ist derzeit bei Siemens in Entwicklung, der noch viel leichter werden soll. Bis zum Jahr 2014 erfolgt die Fertigstellung. Hierbei dürfte es sich um einen Motor mit Hochtemperatur-Supraleitung (high-temperature superconducting) handeln. HTS-Motoren mit aktiver Kühlung gelten als Technologie der Zukunft für einen elektrischen Flug mit großen Maschinen. Gegenüber herkömmlichen Elektromotoren haben sie ein 5 bis 6-faches Leistungsgewicht (kW/kg), ein 3-faches Leistungsvolumen (kW/dm3) und eine Effektivität von mehr als 99 Prozent (+3 Prozent). Die Kühlung der elektrischen Leiter erfolgt dabei durch flüssigen Stickstoff bei einer Temperatur von größer als minus 196 Grad Celsius (77 Kelvin). Die Firma EADS verfolgt zur Elektrifizierung von Antriebssystemen das Projekt Voltair®. Erwartet werden Elektromotoren mit einem Leistungsgewicht von 30 kW/kg. Das derzeitige technische Niveau von 7 bis 8 kW/kg entspricht schon den Leistungsdaten einer Gasturbine mit nach geschalteter Freilaufturbine zum Antrieb eines Verstellpropellers (Turboprop-Antrieb). Damit wird der reine Elektroflug für große Maschinen möglich.

Abb. 2 - Detailansicht
Bild: Torsten Pörschke

Alle Rechte an diesem Artikel liegen bei Torsten Pörschke, Pirna und bei den benannten Quellen.
Nutzung bzw. Veröffentlichung nur nach vorheriger schriftlicher Zustimmung durch die Autoren.
Anfragen bitte an: kontakt@bio-wasserstoff.info

Strategie für Brennstoffzellen an Bord - Torsten Pörschke

Der Flugzeughersteller AIRBUS verfolgt seit einigen Jahren einen langfristigen Plan zum Einsatz von Brennstoffzellen an Bord von Verkehrsflugzeugen. Dazu wurde auf dem Werksgelände in Hamburg-Finkenwerder ein spezielles Zentrum in einem Gebäudeneubau eingerichtet.

Das Konzept wird in folgenden Stufen umgesetzt:

a) FCEPS - Fuel Cell Emergency Power System

b) FCWIP - Fuel Cell System for Water, Inertgas and Power

c) MFFCS - Multi-Functional Fuel Cell System

Der Leistungsbedarf der über die Haupttriebwerke versorgten Bordsysteme, der Notstromturbine (Ram Air Turbine) und der Batterie für Zapfluft, Hydraulik und Strom in einem AIRBUS A 320 in der Luft wird vom Hersteller mit über 1.000 $kW_{(el)}$ beziffert. Am Boden reichen 550 kW aus. In diesen Dimensionen lassen sich potentiell bis zu 15 % des Kerosins einsparen.

Abb. 1 - Modell AIRBUS A 320 FCWIP, Bild: Torsten Pörschke

Die erste Stufe FCEPS wurde bereits erfolgreich mit dem Einbau und Test einer PEFC mit einer Leistung von 25 $kW_{(el)}$ in einen AIRBUS A 320 der DLR durchlaufen. Beginn war im Jahr 2008. Zur Umsetzung der zweiten Stufe FCWIP ist eine Brennstoffzelle mit einer Leistung von 90 $kW_{(el)}$ in Entwicklung, die neben einem Teil des Bordstromes auch Brauchwasser und stickstoffhaltige Gase für den Brandschutz der Kerosintanks zur Verfügung stellen soll. Die PEFC wird innerhalb einer Stunde ca. 50 Liter Wasser erzeugen können. Die Flugerprobung soll im Jahr 2015 beginnen. Ein Modell der Hecksektion des Flugzeugs wurde auf der ILA 2012 in Berlin ausgestellt (siehe auch Biowasserstoff-Magazin Nr.

(Fortsetzung auf Seite 47)

(Fortsetzung von Seite 46)

36). Installiert werden soll die neue Brennstoffzelle im Frachtraum eines AIRBUS A 320. Für die dritte Stufe MFFCS befinden sich bereits Komponenten in der Entwicklung bzw. Erprobung. Dazu gehören neben dem elektrischen Radnabenmotor für das Bugrad auch die elektrischen Starter für die Haupt-triebwerke, das Enteisungssystem für die Zelle und die Tragflügel (Abwärmenutzung der BZ) sowie die Bereitstellung von Warmwasser in der Bordküche. Am Boden soll zukünftig eine Maschine selbständig von/zur Parkposition rollen, die Stromversorgung an Bord geräuscharm aufrechterhalten und das Entladen der Fracht gewährleisten.

Abb. 2 - Modell Hecksektion AIRBUS A-320 FCWIP, Bild: Torsten Pörschke

Der Konkurrent Boeing hat sein neuestes Modell 787 Dreamliner bereits technisch so konstruieren lassen, dass sich eine größere Brennstoffzelle jederzeit in die Bordstromversorgung einrüsten lässt. Die Triebwerksfamilie General Electric GEnx-1B-54/64/70 und die Rolls Royce-Pedanten des Trent 1000 sind nicht nur jederzeit untereinander auswechselbar, sondern verwenden auch erstmalig keine Zapfluft-Systeme mehr, um u.a. die Klimaanlage zu versorgen. An deren Stelle treten pro Triebwerk zwei Starter/Generatoren mit je 250 kVA Leistung. Die Versionen des GEnx für die Boeing 787 entwickeln 236–334 kN Schub, benötigen im Vergleich zu heutigen Triebwerken 20 Prozent weniger Treibstoff und sind deutlich leiser.

Über weitergehende Einsatzmöglichkeiten von Brennstoffzellen für den Hauptantrieb haben wir bereits im letzten Heft einige Bemerkungen gemacht. Entscheidend dafür sind entsprechende Fortschritte in der Leistungsdichte. Bei Akkumulatoren wird durch Anwendung von Lithium-Schwefel- und Lithium-Luft-Systemen ein Technologieschub (Speicherdichte) um den Faktor 4 bis 5 innerhalb der nächsten 10 Jahre erwartet. Warum sollte das nicht auch bei Brennstoffzellen möglich sein.

(Fortsetzung auf Seite 48)

(Fortsetzung von Seite 47)

Abb. 3 - Versuchsflugzeug der DLR vom Typ Airbus A 320 - Testplattform u.a. für Brennstoffzellen.
Bild: Torsten Pörschke

Alle Rechte an diesem Artikel liegen bei Torsten Pörschke, Pirna.
Nutzung bzw. Veröffentlichung nur nach vorheriger schriftlicher Zustimmung durch die Autoren.
Anfragen bitte an: kontakt@bio-wasserstoff.info

Impressum
Herausgeber/Verantwortlich
Manfred Richey
Im Wasserfall 2
D-72622 Nürtingen
Telefon: 07022 - 46210
http://www.biowasserstoff-magazin.de
Email: kontakt@bio-wasserstoff.info
Namentlich gekennzeichnete Beiträge stellen die Meinung des Autors dar.

Das Biowasserstoff-Magazin erscheint im Abstand von 1-3 Monaten im PDF-Format und ausschließlich online. In den Monaten dazwischen gibt es Aktualisierungen früherer Ausgaben. Zusätzlich gibt es Themenhefte, die immer wieder ergänzt und/oder aktualisiert werden.

Wir sind ungebunden, unabhängig und frei von kommerziellen Einflüssen und wollen die Idee des Bio-Wasserstoffs als ***neue umweltfreundliche Energie für alle*** verbreiten.

Beiträge sind willkommen - senden Sie diese bitte online an: kontakt@bio-wasserstoff.info

Mitstreiter / Mit-Autoren gesucht!
Anfragen bitte an: mitmachen@bio-wasserstoff.info

Neue Brennstoffzellen-Allianz - Asiaten bündeln Interessen

So lautete eine Schlagzeile vom 26. Oktober 2012 in auto motor und sport.

Autobauer aus Asien nehmen Nordeuropa immer stärker als Zukunftsmarkt für Brennstoffzellen-Fahrzeuge ins Visier - heißt es dann weiter. Es folgen Informationen, dass der japanische Branchenriese Toyota mit mehreren Konkurrenten und staatlichen Behörden eine Absichtserklärung zur Einführung entsprechender Modelle in die Märkte der nordischen Länder Schweden, Norwegen, Dänemark und Island geschlossen hat.

Toyota Deutschland hat am 26. Oktober 2012 in Köln verkündet, dass der Plan auch den Aufbau eines Wasserstoff-Tankstellennetzes in den Jahren 2014 bis 2017 vorsieht. An dieser Initiative beteiligen sich auch Honda und Nissan sowie der koreanische Konzern Hyundai. Toyota hatte bereits ein Hybridfahrzeug mit Wasserstoff und Brennstoffzellen bis spätestens zum Jahr 2015 angekündigt. ...

Die Politik in Deutschland will ebenfalls zusätzliche Anreize schaffen. So soll die KFZ-Steuer außer für reine Elektroautos auch für LKW, Nutzfahrzeuge und Krafträder für zehn Jahre erlassen werden, wenn diese einen Elektroantrieb oder mit Brennstoffzellen betrieben werden.

Und was machen die deutschen Autohersteller?

Daimler erprobt weiter die Brennstoffzellen- und Wasserstofftechnologie in der B-Klasse. Es werden einige Versuchsfahrzeuge gebaut, erprobt und diese verschwinden dann wieder von der Straße ...

Wie mehreren Pressemeldungen vom Oktober 2012 zu entnehmen war, will Audi im Jahr 2013 den A3 Sportback TCNG auf den Markt bringen. Das Fahrzeug ist bivalent ausgelegt und soll mit Benzin und Erdgas betrieben werden. Audi will auch gleich das benötigte Gas selbst erzeugen. Audi will dazu gemeinsam mit SolarFuel in Werlte (Niedersachsen) eine Anlage errichten, die im Mai 2013 in Betrieb gehen soll. Dort soll aus überschüssigem Windstrom per Elektrolyse Wasserstoff erzeugt werden. Der dabei entstehende Sauerstoff soll nach Aussage des Audi-Sprechers Tim Fronzekals als "Charmanter Nebeneffekt" in die Umwelt entlassen werden. Dem gewonnen Wasserstoff wird dann CO2 zugeführt, welches als Abfallprodukt in einer benachbarten Biogasanlage anfällt - eine weitere ‚grüne Wohltat' für die Umwelt. So wird der Wasserstoff methanisiert und zu einem synthetischen Erdgas umfunktioniert. Audi nennt es dann e-gas.

Umständlicher geht es wohl kaum! Immerhin denkt man bei Audi darüber nach, den in der Anlage gewonnenen Wasserstoff eines Tages auch direkt für die Versorgung eines Brennstoffzellenautos zu verwenden.

Na ja, wenn dann die Asiaten mit ihren Brennstoffzellenautos auch auf den deutschen Markt drängen, kann Audi wenigstens schon mal Wasserstoff bereitstellen und daran etwas verdienen – wenn man die rasche Einführung eigener Brennstoffzellenautos verschläft und diesen Zukunftsmarkt den Asiaten überlässt.

Nürtingen, im Januar 2013 - Manfred Richey

Nachtrag Juli 2014

Japanische Autoindustrie setzt auf Brennstoffzellen, Staat fördert neue Technologie, weltweit meiste Patente ... so lautet eine aktuelle Pressemeldung vom 10.07.2014. Und: Der Toyota FCV, ein Viertürer mit 136 PS, soll ab April des nächsten Jahres in Japan für 50.000 Euro netto angeboten werden. Der Markteintritt des Wasserstoffautos ist für den US- und den europäischen Markt im Sommer 2015 geplant. Die Unterstützung der Brennstoffzellentechnologie steht für die japanische Regierung hoch im Kurs. 2013 hat der japanische Staat etwa 36 Mio. Euro für den Bau von Wasserstofftankstationen bereitgestellt. Bis 2015 soll die Zahl von derzeit etwa 20 auf 100 steigen.

Nürtingen, im Juli 2014 - Manfred Richey

Wir müssen Druck machen - auf die Politiker. Damit neue Energien auf den Weg gebracht werden und nicht die Laufzeiten alter AKWs verlängert und schmutzige Kohlekraftwerke gebaut werden!