Biowasserstoff-Magazin

Energie für neues Denken

43. Ausgabe • 19. April 2014

Aktualisiert 01.10.2017

Themen in dieser Ausgabe:

- Raumfahrttransportsysteme und deren zukünftige Entwicklung ***(akt. 01.10.17)***
- Hyperschalljet HST-2301
- Das Ende des Systemhauses Dornier *(akt. 15.09.15)*
- Dornier - Neustart in Oberpfaffenhofen *(akt. 15.09.15)*
- Gasturbine als Stromerzeuger in der Luft *(akt. 15.09.15)*
- Forschung für neue Mittel- und Hochdruckverdichter für Gasturbinen ***(neu 01.10.17)***
- Erste Generation von Flugzeugen mit Wasserstoffantrieb - Vorschlag für eine neue Flugzeugfamilie Airbus A 310/330 ***(aktualisiert 01.10.17)***
- Zweite Generation von Flugzeugen mit Wasserstoffantrieb - Vorschlag für eine neue Flugzeugfamilie Horten Intercontinental *(aktualisiert 15.09.15)*
- Kryogene Flugkraftstoffe für die Praxis *(akt. 15.09.15)*

Impressum: Seite 41

Bio-Wasserstoff *ist aus Biomasse herstellbar und* ***billig****! Die* ***Energieausbeute*** *beträgt* ***87-99 %!***

Warum es ihn noch nicht gibt? Fragen Sie das die Politiker und Verantwortlichen der Energiekonzerne!

Raumfahrttransportsysteme und deren zukünftige Entwicklung - Torsten Pörschke *(aktualisiert 01.10.2017)*

Raketenmotoren und leistungsfähige Raketentreibstoffe

Abb. 1 — Ariane 5ES liftoff with ATV, Quelle: de.wikipedia.org, Urheber: DLR German Aerospace Center

(Fortsetzung auf Seite 2)

(Fortsetzung von Seite 1)

Das Apollo-Mondflugprogramm der NASA erforderte zunächst die Entwicklung einer leistungsstarken Trägerrakete. Unter Leitung des deutschen Ingenieurs Wernher von Braun entstand die dreistufige SATURN I, die erstmals in der Geschichte der Raumfahrt einen Raketenmotor besaß, der seinen Schub unter Verwendung der Treibstoffkombination Wasserstoff/Sauerstoff (LH2/LOX) erzeugte. Eingebaut wurden in die zweite Stufe (S-IV) zunächst sechs leistungsschwächere Triebwerke RL-10. Die beiden Tanks trennte man bereits bei diesem ersten Modell durch einen isolierten Zwischenboden. Entwicklungsbeginn war im Jahr 1958 bei der ARPA. Als zweite Stufe einer Trägerrakete Atlas-Centaur gelang am 27. November 1963 der Erstflug. Mit der SATURN I hob die zweite Stufe S-IV am 29. Januar 1964 ab. Das Triebwerk kommt aktuell in der Version RL-10 A-4-2 mit 99,1 kN Schub in der Oberstufe der Atlas V von Lockheed Martin (1 oder 2 Stück) und in der Version RL-10 B-2 mit 110,9 kN Schub in der Oberstufe der Delta IV von Boeing zum Einsatz.

Bekannte technische Daten der RL-10-A-3-3 sind:

Gesamthöhe 1.780 mm	Durchmesser 1.000 mm
Trockenmasse 132 kg	
Brennkammerdruck 27,2 bar	Expansionsverhältnis 57
Schub (Boden/Vakuum) 76,77 kN / 66,7 kN	Spezifischer Impuls (Boden/Vakuum) ? / 4.338 m/s

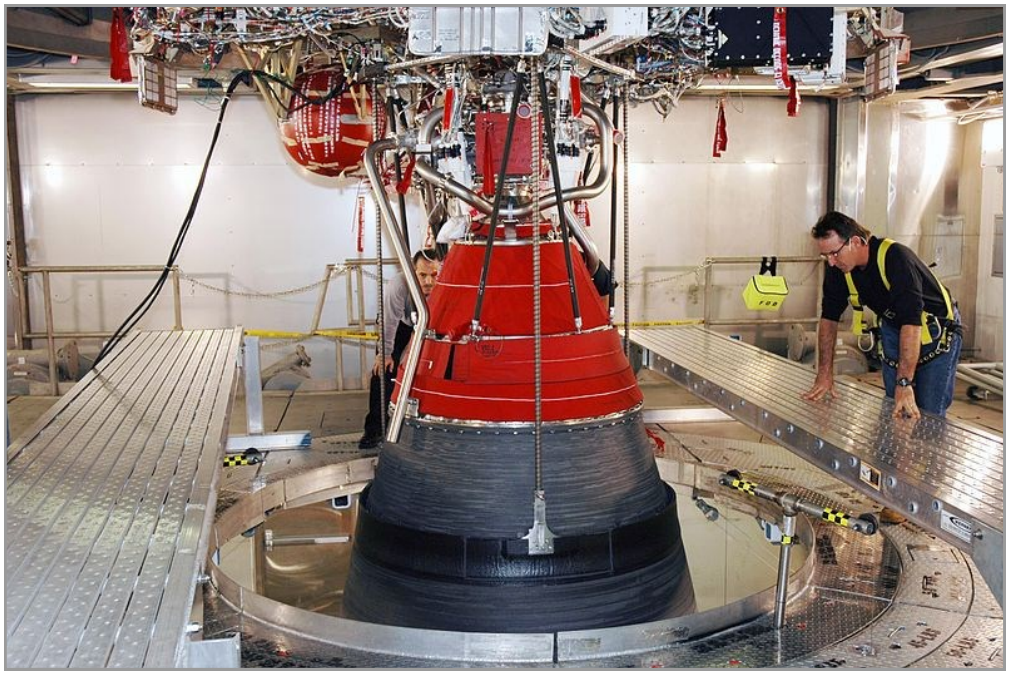


Abb. 2 — Delta IV rocket second stage, Quelle: de.wikipedia.org, Original uploader was Nick L. at en.wikipedia, Genehmigung PD-USGOV-NASA

Mit der zweiten Stufe (S-II) der Saturn V schufen die Raketentechniker einen weiteren solchen Antrieb. Bei einem Außendurchmesser von 10 m befanden sich 331 m^3 LOX und 1.000 m^3 LH2 in den Tanks. North American Aviation's Space Division baute die jeweils 5 montierten Triebwerke J-2.

(Fortsetzung auf Seite 3)

(Fortsetzung von Seite 2)

Als dritte Stufe der Saturn V fand eine leicht modifizierte S-IVB-Stufe Verwendung. Die Isolation der Behälter konnte den Treibstoff mehrere Stunden flüssig halten, damit die Stufe auch nach mehreren Erdumläufen wieder gezündet werden konnte. Für den Flug zum Mond war das unbedingt erforderlich. Die Tanks fassten insgesamt 92,5 m^3 LOX und 253,2 m^3 LH2. In der Stufe war auch die Flugsteuerungsanlage untergebracht. Nach zweieinhalb Minuten Brenndauer der Oberstufe erreichte das Raumschiff die Erdumlaufbahn. Für den Flug zum Mond musste das Triebwerk erst abkühlen und nach einer Pause von über 30 Minuten nochmals für 6 Minuten und 30 Sekunden arbeiten. Eine verbesserte Version des Treibwerks wurde unter der Bezeichnung J-2S, für die Trägerrakete NOVA entwickelt und getestet, kam aber nie zum Einsatz.

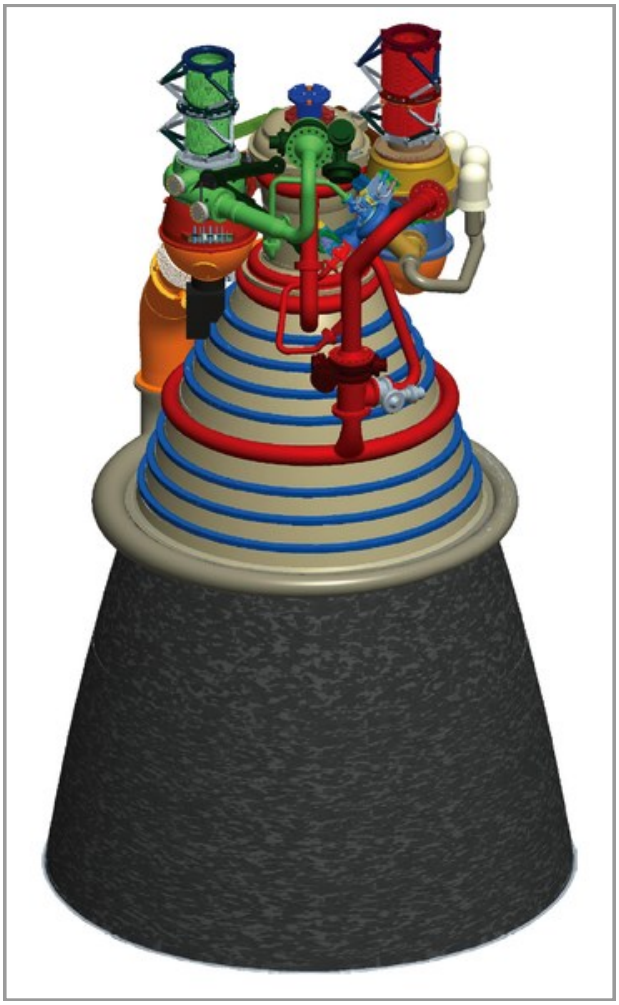


Abb. 3 — J-2X concept, Quelle: de.wikipedia.org, Benutzer: Bricktop

Quelle: http://www.nasa.gov/pdf/151420main_aresV_factsheet.pdf
Urheber: Marshall Space Flight Center/NASA

Ein neues Triebwerk von Whitney Rocketdyne Inc. unter der Bezeichnung J-2X befindet sich seit dem Jahr 2007 in Entwicklung. Erste Prüfstandsläufe begannen im Jahr 2011. Der Antrieb soll in der neue Trägerrakete ARES als Oberstufe bzw. als Nutzlastantrieb im Orbit Verwendung finden.

Das Programm wurde nach einem Probestart wegen Kostenüberschreitungen abgebrochen. Unter der Bezeichnung Space Launch System (SLS) verfolgt die NASA mit einem Baukastensystem unter Verwendung bereits vorhandener bzw. weit entwickelter Komponenten nun den Bau einer noch leistungsfähigeren Trägerrakete mit vier Triebwerken RS-25 D/E in der Haupt- und einem Triebwerk J-2 X in der Oberstufe.

(Fortsetzung auf Seite 4)

(Fortsetzung von Seite 3)

Bekannte technische Daten der J-2/J-2 X sind:

Gesamthöhe 3.380 mm / 4.700 mm	Durchmesser 2.010 mm / 3.050 mm
Trockenmasse 1.637 kg / 2.500 kg	
Brennkammerdruck 48,5 bar	Expansionsverhältnis 27,5/80
Vakuumschub 890/1.000/1.030 kN / 1.310 kN	Spezifischer Impuls (Vakuum) 4.119 m/s / 4.260 m/s

Nach der abrupten Beendigung des Apollo-Mondflugprogramms wendete sich die NASA dem Prinzip eines zweistufigen Antriebssystems für Flüge in den Weltraum zu. Mit dem Space Shuttle wurde ab dem Jahr 1972 das bereits durch den deutschen Ingenieur Eugen Sänger in den 1940er Jahren erdachte Konzept in der Praxis umgesetzt. Seine spätere Frau Irene Sänger-Bredt war maßgeblich an der Entwicklung der Raumfähre beteiligt, die das erste Mal am 12. April 1981 startete. Der Außentank des Space Shuttle war die größte und schwerste Einzelkomponente beim Start. Mit einer Länge von 46,88 m und einem Durchmesser von 8,40 m nahm er einen Behälter für LOX (554 m^3; 15 m) im oberen Bereich, Elektronik im drucklosen mittleren Bereich (6,9 m) und einen Behälter für LH2 (1.515,5 m^3; 29,46 m) im unteren Bereich auf. Der Orbiter wurde vorn an einem und hinten an zwei Punkten am externen Tank befestigt. Mehrere Leitungen auf der Außenseite der Tanks transportierten den Brennstoff und den Oxidator zu den drei leistungsstarken Haupttriebwerken RS 25 (SSME). Die Brenndauer betrug 8 Minuten und die Regelbarkeit der Leistung zwischen 65 und 109 %. Das Mischungsverhältnis von LOX/LH2 lag bei 6,03. Abtrennung des Außentanks konnte der Antrieb nicht erneut gezündet werden. Die Triebwerke waren wiederverwendbar, mussten aber kostspielig auf den nächsten Einsatz vorbereitet werden. Der Start von der Rampe erfolgte mit Unterstützung durch zwei Hilfsraketen, die mit festem Treibstoff gefüllt waren.

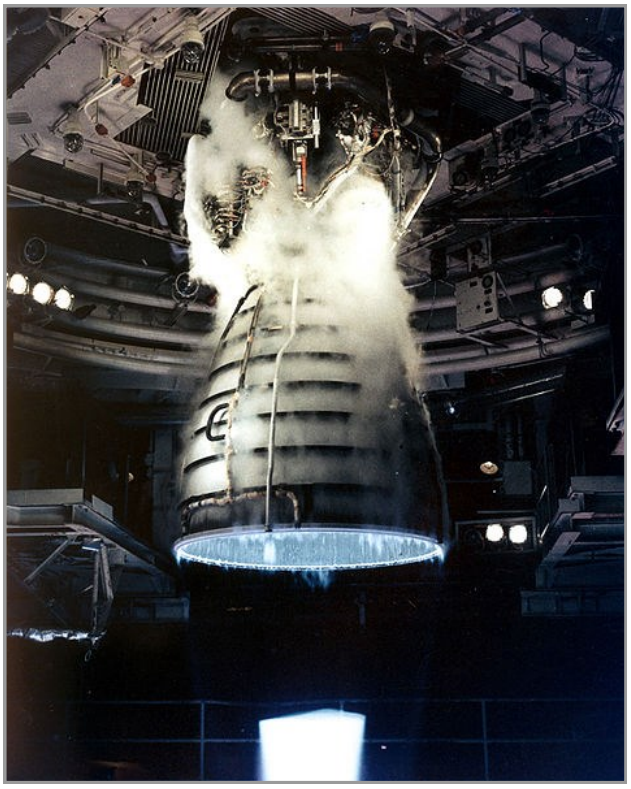


Abb. 4 — Shuttle Main Engine Test Firing
Quelle: de.wikipedia.org, Urheber: NASA
Benutzer: WTCA

(Fortsetzung auf Seite 5)

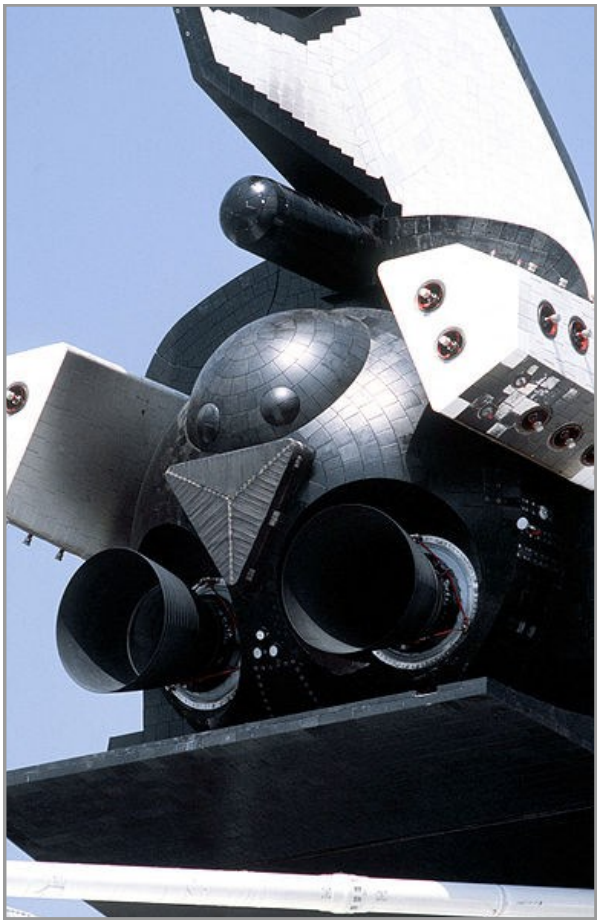
(Fortsetzung von Seite 4)

Bekannte technische Daten der RS-25 (SSME - letzte Bauserie) sind:

Gesamthöhe 4.300 mm	Durchmesser 2.300 mm
Brennkammerdurchmesser ? mm	Düsenenddurchmesser 2.360 mm
Trockenmasse 3.514 kg	
Brennkammerdruck 206,4 bar	Brennkammertemperatur 3.315 Grad Celsius
Schub (Boden/Vakuum) 1.770 kN / 2.188 kN	Spezifischer Impuls (Boden/Vakuum) ? / 4.433 m/s

Zum Start des Konkurrenzmodells BURAN aus der damaligen Sowjetunion entwickelten Raketentechniker des Chemical Automatics Design Bureau die Trägerrakete Energija.

Deren Zentralstufe (zweite Stufe) wurde von vier Triebwerken RD-0120 beschleunigt. Erstmals kam hier in der sowjetischen Raumfahrt die Kombination LH2/LOX für den Antrieb zum Einsatz. Die Entwicklung einschließlich der Flugtests dauerte von 1976 bis 1987. Dieses Triebwerk kann in seiner Leistung sogar bis auf 55 % herunter geregelt werden. Das Mischungsverhältnis von LOX/LH2 lag bei 6,0.



Bekannte technische Daten der RD-0120 sind:

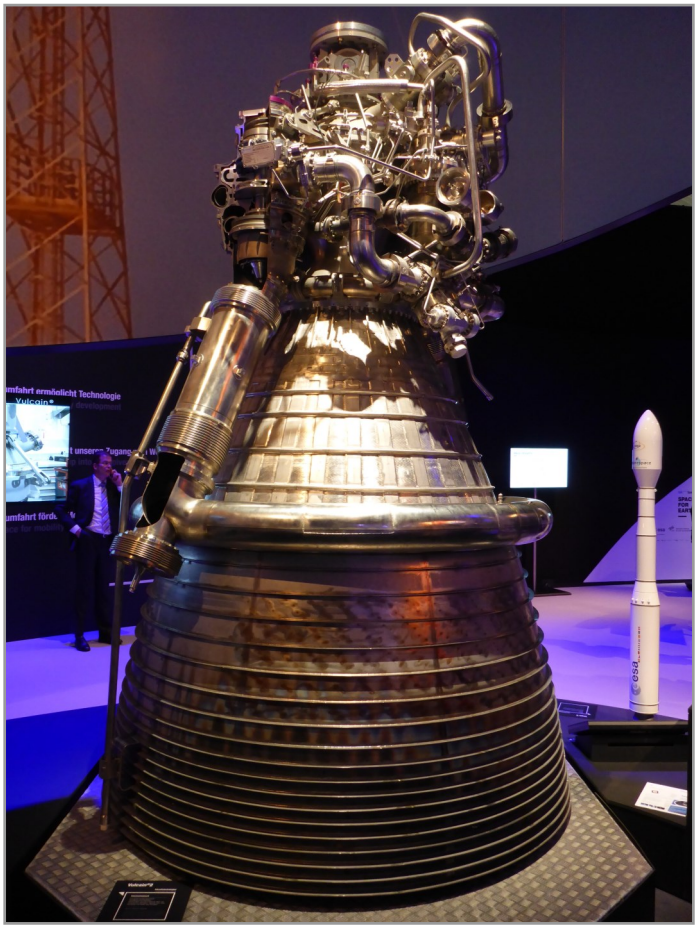
Gesamthöhe	4.550 mm
Durchmesser	2.420 mm
Brennkammerdurchmesser	? mm
Düsenenddurchmesser	2.420 mm
Trockenmasse	3.450 kg
Brennkammerdruck	218 bar
Schub (Boden/Vakuum)	1.517 kN / 1.961 kN
Spezifischer Impuls (Boden/Vakuum)	3.590 m/s / 4.550 m/s

Abb. 5 — Buran Rückansicht, Le_Bourget_1989
Quelle: en.wikipedia.org
Author: MASTER SGT. DAVE CASEY
Permission (Reusing this file): PD, Image ID: DFST9007201

(Fortsetzung auf Seite 6)

(Fortsetzung von Seite 5)

Die europäische Raumfahrtagentur ESA konnte erst recht spät mit Hilfe deutscher Ingenieure Anschluss an die Entwicklungen bei den kryogenen Antrieben finden. Mit dem Vulcain-Raketentriebwerk steht ein Antrieb für die erste Stufe der Trägerrakete Ariane 5 bereit. Gebaut wurden bisher die Typen Vulcain 1, Vulcain 1B und Vulcain 2. Seit 1957 forschte man an Kalttemperatur-Triebwerken für Raketen in Frankreich. Snecma und EADS Astrium (früher MBB) zündeten im April 1990 das erste Vulcain 1-Triebwerk. Der Erstflug fand am 4. Juni 1996 statt. Für die Ariane 5 GS kommt eine leicht modifizierte Version des Triebwerks mit erhöhtem Brennkammerdruck (+ 10 bar) unter der Bezeichnung Vulcain 1B zum Einsatz. Für die größere Ariane 5 ECA entwickelte man das Vulcain 2-Triebwerk. Das Gesamttankvolumen der Trägerrakete blieb unverändert. Mit einer verlängerten Schubdüse und einem erhöhten Brennkammerdruck konnte auf Grund eines geänderten Aufbaus des Antriebssystems der Schub gesteigert werden.



Bekannte technische Daten der Vulcain 1 / 2 sind:

Gesamthöhe	3.000 mm / 3.450 mm
Durchmesser	1.760 mm / 2.100 mm
Trockenmasse	1.686 kg / 2.100 kg
Brennkammerdruck	100 bar (später 110) / 115 bar
Schub (Boden/Vakuum)	815/960/1.120 kN / 1.340 kN
Spezifischer Impuls (mittel)	4.228 m/s

Abb. 6 — SNECMA Vulcain II
Bild: Torsten Pörschke *(akt. 01.10.17)*

Das kleinere Triebwerk HM-7 mit einem Schub von 60 kN begann seine Laufbahn als dritte Stufe (H 8) der Trägerrakete Ariane 1. Es kann, wie auch seine Nachfolger, nicht wiedergezündet werden. Am 24. Dezember 1979 erfolgte der erste Testflug. Das aktuelle Modell HM-7B (H 10) mit einem Schub von 64,8 kN ist an die Nachfolger Ariane 2, Ariane 3 und Ariane 4 angepasst worden. Der erste Start war am 4. August 1984 mit einer Ariane 3. Für die Ariane 5 ECA erfolgte nochmals eine leichte Leistungssteigerung auf 70 kN Schub und eine Verlängerung der Brennzeit auf 970 Sekunden.

(Fortsetzung auf Seite 7)

(Fortsetzung von Seite 6)

Bekannte technische Daten der HM-7 / HM-7 B sind:

Gesamthöhe
1.570 mm / 2.010 mm

Durchmesser
940 mm / 990 mm

Trockenmasse
140 kg / 155 kg

Brennkammerdruck
30 bar / 36,6 bar

Schub (Boden/Vakuum)
60 kN (später 70 kN)

Abb. 7 — SNECMA HM7B rocket engine
Quelle: de.wikipedia.org,
Urheber/Benutzer: Stahlkocher

Die stärkere Trägerrakete Ariane 5 ECB geht nach neuesten Planungen erst ab dem Jahr 2017 in Dienst. Das dafür in der dritten Stufe vorgesehene Vinci-Triebwerk mit einem Schub von 180 kN soll wiederzündbar sein. Der erste Dauertest fand am 26. Juli 2005 in Lampoldshausen/Deutschland statt.

(Fortsetzung auf Seite 8)

(Fortsetzung von Seite 7)

Abb. 8 - Modell der Vinci auf der ILA 2014 in Berlin, Bild: Torsten Pörschke

Bekannte technische Daten der Vinci sind:

Gesamthöhe (Düse verstaut/ausgefahren)
2.200 mm / 4.200 mm

Durchmesser
2.150 mm

Trockenmasse
280 kg

Brennkammerdruck
60,8 bar

Schub (Boden/Vakuum)
? / 155 kN (später 180 kN)

Triebwerksleistung (dynamisch)
353 MW / 410 MW

Das Raumfahrtprogramm in Japan führte zu einer der Ariane 5 ähnlichen Trägerrakete. Die H-II verfügte in der ersten Stufe über das Triebwerk LE-7 mit hydraulisch schwenkbarer Düse und regelbarer Leistung zwischen 72 und 100 %, während in der zweiten Stufe das Triebwerk LE-5A eingebaut wurde. Letzteres ist wiederzündbar. Mit der Einführung der Raketenfamilie H-IIA erfolgte die radikale Senkung der Startkosten. In der zweiten Stufe findet das weiterentwickelte Triebwerk LE-5B mit 13% mehr Schub und einer stufenlosen Abregelung bis 60 % der Leistung Verwendung. Seit 2007 gibt es kommerzielle und militärische Starts mit diesem Trägersystem. Die Variante H-IIB kann das 16,5 t schwere HTV (H-2 Transfer Vehicle), einen Transporter zur Versorgung der Raumstation ISS, in den Weltraum befördern. Dazu wurde die erste Stufe der Trägerrakete im Durchmesser von 4 m auf 5,2 m vergrößert und zwei Treibwerke LE-7A installiert. Der Erstflug war am 10. September 2009.

(Fortsetzung auf Seite 9)

(Fortsetzung von Seite 8)

Bekannte technische Daten sind:

LE-7 A

Gesamthöhe
3.200 mm / 3.700 mm

Durchmesser
? mm

Trockenmasse
1.714 kg

Brennkammerdruck
120 bar

Schub (Boden/Vakuum)
843,5 kN / 1078 kN

spezifischer Impuls (Boden/Vakuum)
3.423 m/s / 4.365 m/s

LE-5A / LE 5B / LE 5 B-2

Gesamthöhe
2.690 mm / 2.790 mm

Trockenmasse
248 / 285 / 290 kg

Brennkammerdruck
39,8 bar / 35,8 bar / 37,8 bar

Schub (Boden/Vakuum)
121,6 kN /137,16 kN /137,2 kN

spezifischer Impuls (Boden/Vakuum)
? / 4.385 m/s

Abb. 9 — LE-7 rocket engine
Quelle: de.wikipedia.org, Autor/User: KAMUI

(Fortsetzung auf Seite 10)

(Fortsetzung von Seite 9)

Abb. 10 — LE-5
Quelle: en.wikipedia.org,
Autor: masamic

Die chinesische Schwerlastrakete CZ 5 (Langer Marsch 5) soll nach mehreren Verzögerungen im Jahr 2016 erstmalig starten. Ihre Zentralstufe wird durch zwei Raketenmotoren des Typs YF-100 mit LH2/ LOX angetrieben. Die Nutzlastkapazität gibt der Hersteller mit 25 Tonnen für erdnahe Orbits und 14 Tonnen für eine geostationäre Bahn an. Der Bau eines neuen Raumfahrtzentrums bei Wenchang auf der im Süden gelegenen Tropeninsel Hainan steht mit diesem Technologievorhaben im Zusammenhang.

Bekannte technische Daten des YF-100 sind:

Gesamthöhe ? mm	Durchmesser ? mm
Trockenmasse ? kg	
Brennkammerdruck ? bar	
Schub (Boden/Vakuum) 500 kN / 650 kN	spezifischer Impuls (Boden/Vakuum) 3.265 m/s / 4.295 m/s

(Fortsetzung auf Seite 11)

(Fortsetzung von Seite 10)

Nach der YF-73 und der YF-75 verfügt China mit der YF-75D über die dritte Generation kryogener Oberstufentriebwerke. Zwei mehrfach zündbare Exemplare sollen zukünftig die zweite Stufe der CZ 5 (Langer Marsch 5) beschleunigen.

Bekannte technische Daten des YF-75D sind:

Gesamthöhe ? mm	Durchmesser ? mm
Trockenmasse ? kg	
Brennkammerdruck ? bar	
Schub (Boden/Vakuum) ? kN / 88,26 kN	spezifischer Impuls (Boden/Vakuum) ? m/s / 4.330 m/s

Für die indische Trägerrakete GSLV Mk.3 wird die Oberstufe C-25 CUS entwickelt. Der Raketenmotor CE-20 dient als Antrieb. Mehrere Heißgastest fanden bereits statt. Das erste Exemplar der Oberstufe ohne Triebwerk startete zu einem Test im April 2014. In den Jahren 2016/2017 ist der Erstflug mit dem Satelliten GSAT-19E vorgesehen.

Abb. 11 — LE-5 Indian Cryo Engine 25

Quelle: en.wikipedia.org, User: Johnxxx9 (talk | contribs), Author - Myself

(Fortsetzung auf Seite 12)

(Fortsetzung von Seite 11)

Bekannte technische Daten des CE-20 sind:

Gesamthöhe ? mm	Durchmesser ? mm
Trockenmasse 588 kg	
Brennkammerdruck 60 bar	
Schub (Boden/Vakuum) 180 bis 200 kN	spezifischer Impuls (Boden/Vakuum) ? / 4.236 m/s, geplant 4.454 m/s

Am 27. März 2013 testete man das kryogene Oberstufentriebwerk CE-7.5 mit der Treibstoffkombination LH2/LOX für die indische Trägerrakete GSLV Mk2. Es kommt in der dritten Stufe (GS-3) zum Einsatz, die einen Durchmesser von 2,80 m und eine Länge von 8,70 m hat. Die Treibstoffzuladung (LH2/LOX) beträgt 12.500 kg. Am 5. Januar 2014 gelang der Start des Satelliten GSAT-14 mit Hilfe dieser neuen Oberstufe.

Bekannte technische Daten des CE-7.5 sind:

Gesamthöhe 2.140 mm	Durchmesser 1.560 mm
Trockenmasse 435 kg	
Brennkammerdruck 75 bar	
Schub (Boden/Vakuum) ? / 73,5 kN, später 90,0 kN	spezifischer Impuls (Boden/Vakuum) ? /4.236 m/s, geplant 4.454 m/s

Die Entwicklung eines eigenen Oberstufentriebwerkes wurde notwendig, nachdem es Probleme beim Einsatz des russischen KVD-1 gegeben hatte. Letzteres ist eine modifizierte Variante des RD-56 für LH2/LOX, die für die sowjetische Mondprogramm vorgesehen war. Glavkosmos verkaufte die Technologie von KB KhIMMASH und zwei Triebwerke für 120 Mio U$. Das Schub-/Gewichtsverhältnis erwies sich zunächst als zu gering. Nach vorgenommenen Verbesserungen konnte die Nutzlast auf 2.500 kg gesteigert werden. Das reichte für den Start des Satelliten INSAT-4CR mit einer Masse von 2,140 kg im Jahr 2007.

Bekannte technische Daten des RD-56 (später RD-56 M) sind:

Gesamthöhe 2.140 mm	Durchmesser 1.560 mm
Trockenmasse 282 kg	
Brennkammerdruck 56 bar	
Schub (Boden/Vakuum) ? kN / 69,9 kN, später 73,5 kN	spezifischer Impuls (Boden/Vakuum) ? /4.423 m/s

Die zugehörige Oberstufe 12 KRB hatte einen Durchmesser von 2,00 m, eine Länge von 9,80 m und fasste 15.200 kg (andere Quelle 12.600 kg) Treibstoff LH2/LOX. Das Triebwerk konnte zweimal gezündet werden. Eine für die Trägerraketen PROTON M und ANGARA vorgesehene Version des RD-56 mit 100 kN Schub wurde nie realisiert. An dessen Stelle soll die Oberstufe KWTK treten. Der Durchmesser wird mit 3,80 m und die Höhe mit 10,40 m angegeben. In die Tanks passen 19.600 kg Treib-

(Fortsetzung auf Seite 13)

(Fortsetzung von Seite 12)

stoff LH2/LOX. Die KWTK soll eine Nutzlast von 4.600 kg in den Orbit bringen können. Als Antrieb dient das ab dem Jahr 2001 entwickelte Triebwerk RD-0146D.

Bekannte technische Daten des RD-0146D sind:

Gesamthöhe 2.200 mm	Durchmesser 710 mm
Trockenmasse 242 kg	
Brennkammerdruck 79 bar	
Schub (Boden/Vakuum) ? kN / 98,0 kN	spezifischer Impuls (Boden/Vakuum) ? / 4.424 m/s

Das KBKhA Designbüro in Woronesch kooperierte mit der American Pratt & Whitney Rocketdyne Company bei der Entwicklung. Hersteller in Russland könnte TsSKB Progress werden. Zum Einsatz soll die Oberstufe KWTK an der Trägerrakete ANGARA A5 kommen. Das Triebwerk kann für Bahnmanöver bis zu fünfmal gezündet werden. Bisher wurde eine kryogene Oberstufe bei sowjetischen/russischen Trägerraketen noch nicht verwendet.

Das neue Triebwerk RD-0146D soll dem Aufbau einer ganzen Familie von Oberstufen der in Erprobung bzw. Entwicklung befindlichen Baureihe von dreistufigen Trägerraketen des Typs ANGARA dienen. Für die Trägerraketen ANGARA A3 und A7 sind die Oberstufen KWSK und KWTK-A7 mit Nutzlasten von 2.000 kg bzw. 7.600 kg bei einer Gesamtmasse von 14.000 kg bzw. 32.000 kg im Gespräch. Die Tanks sollen bis zu ca. 11.000 bzw. 27.000 kg LH2/LOX fassen können.

Abb. 12 - RD-0146 engine, Bildquelle: https://en.wikipedia.org/wiki/File:RD-0146engine.jpg (Verwendungshinweis siehe dort!) Author / User: Johnxxx9

Bilder von wikipedia stehen unter den Bedingungen der GNU-Lizenz für freie Dokumentation. Unter Nennung der Quelle und des Autors ist es erlaubt, die Datei zu kopieren, zu verbreiten und/oder zu modifizieren. Der vollständige Text der Lizenz ist im Kapitel GNU-Lizenz für freie Dokumentation verfügbar - https://commons.wikimedia.org/wiki/Commons:GNU_Free_Documentation_License,_version_1.2.

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

Hyperschalljet HST-230 - Torsten Pörschke

Überschall-Verkehrsflugzeug für das 21. Jahrhundert

Mit der industriemäßigen Herstellung von Wasserstoff aus sich erneuernden Ressourcen (hauptsächlich mit Biomasse, Ergänzung durch Ökostrom) gewinnt die Vision eines sehr schnellen Verkehrsflugzeuges für Langstrecken zunehmende Bedeutung. Seit Einführung der britischen Maschine COMET IV mit Düsentriebwerken und einer Reisegeschwindigkeit von 800 km/h im Jahr 1952 hat sich im Bereich der Passagierluftfahrt nichts Revolutionäres mehr getan. Der Überschall-Jet CONCORDE konnte sich wirtschaftlich gegen die modernen Unterschallflugzeuge von Airbus und Boeing im Linienflug nicht durchsetzen. Hohe Treibstoff-, Personal- und Instandsetzungskosten verhinderten einen Durchbruch. Im neuen Jahrhundert wird ein Transportsystem gebraucht, das die Flugzeiten auf langen Strecken im Bereich von 10.000 km und mehr deutlich reduziert.

Ein solches System stellt der Hyperschall-Jet HST-230/256 dar. Die Wurzeln gehen auf ein Projekt von Eugen Sänger aus dem Jahr 1943 zurück. Daraus entwickelte sich in den folgenden Jahren das Konzept eines antriebslosen Raketenfernbombers mit einem mächtigen abwerfbaren Schubtriebwerk und einem Starttriebwerk auf Wasserdampfbasis unter Verwendung eines 3 km langen schienengeführten Startschlittens.

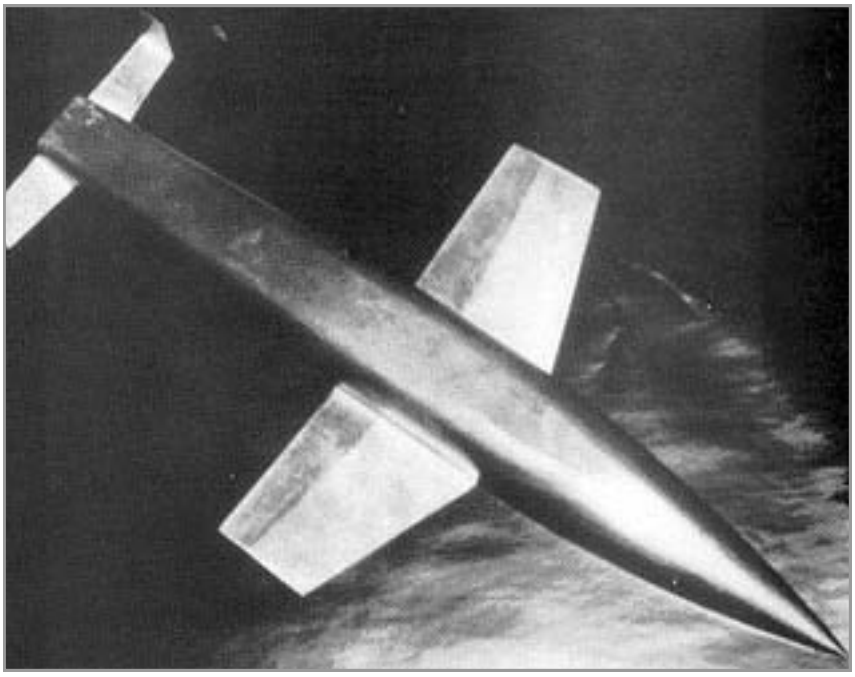


Abb. 1 — Sänger Silbervogel - Wind tunnel model, picture taken in 1935
Quelle: de.wikipedia.org, Autor: Stahlkocher

Nach dem Zweiten Weltkrieg wurde nahezu die gesamte deutsche Luftfahrtindustrie demontiert sowie ihrer Patente und modernsten Technologien beraubt. Sämtliche fortschrittlichen Prototypen und Serienmodelle in den westlichen und östlichen Besatzungszonen des Deutschen Reiches transportierten die Sieger in ihre Heimatländer. Die damals weltweit modernsten Hochgeschwindigkeits-Windkanäle der Luftfahrtforschungsanstalt "Hermann Göring" in Braunschweig-Volkenrode, der ausgelagerten Peenemünder Versuchsanstalt in Kochel am See und der Luftfahrtforschungsanstalt München im Ötztal (heute Republik Österreich) zerlegte man in ihre Bestandteile und baute sie in den USA, in Großbritannien und in Frankreich wieder auf. Bei der "Beschaffung" kam es zu bizarren verdeckten

(Fortsetzung auf Seite 15)

(Fortsetzung von Seite 14)

Operationen, in deren Verlauf alle Besatzungsmächte in den Besatzungszonen der anderen sich diese Technik und vor allem auch Wissenschaftler "organisierten". In Nacht- und Nebelaktionen mit Geheimkommandos und Transportflugzeugen lief das ab, obwohl sie vor Ort eigentlich nichts zu suchen hatten. Die erste Höhenprüfstandsanlage für Düsen- und Raketentriebwerke bei BMW in München-Milbertshofen, die so genannte Herbitus-Anlage aus dem Jahr 1944, verschwand ebenfalls Richtung USA und wird heute noch nach Erweiterung und Modernisierung für Erprobungen militärischer Großtriebwerke verwendet. Auch die Sowjetunion hielt sich an den Werken von Junkers in Dessau, Siebel in Halle/Saale und Heinkel in Rostock sowie der Peenemünder Versuchsanstalt auf Usedom schadlos. Die Deutschen mussten nach dem Krieg ihre mühsam in den Jahren 1945-1947 wieder in Funktion gesetzten Werke zur Produktion ziviler Flugzeuge und damit ihre eigenen Arbeitsplätze größtenteils auch noch selbst abbauen und als "Reparation" an die Alliierten abliefern. Frieden und Sicherheit hat das der Welt nicht gebracht. Im Gegenteil, mit deutscher Technologie und deutschem Wissen entstanden so all die neuen schrecklichen Waffen, die noch heute unser Leben jederzeit auslöschen können.

An eine einheimische Luftfahrtindustrie war ab dem Jahr 1947 erst einmal nicht zu denken, nahezu alles in dem Bereich war verboten. Nach über 10 Jahren ließ man dann wieder die Produktion von Luftfahrttechnik zu. Damit fuhr der Zug international für den Wirtschaftsstandort Deutschland wie geplant ab. Die ausländische Konkurrenz hatte sich eines starken Mitwettbewerbers entledigt. Mit militärischen und zivilen Lizenzbauten für ausländische Hersteller begann der Einstieg in die Branche dann schrittweise, bis schließlich auch erste eigene Entwürfe wieder den Weg in die Produktion fanden.

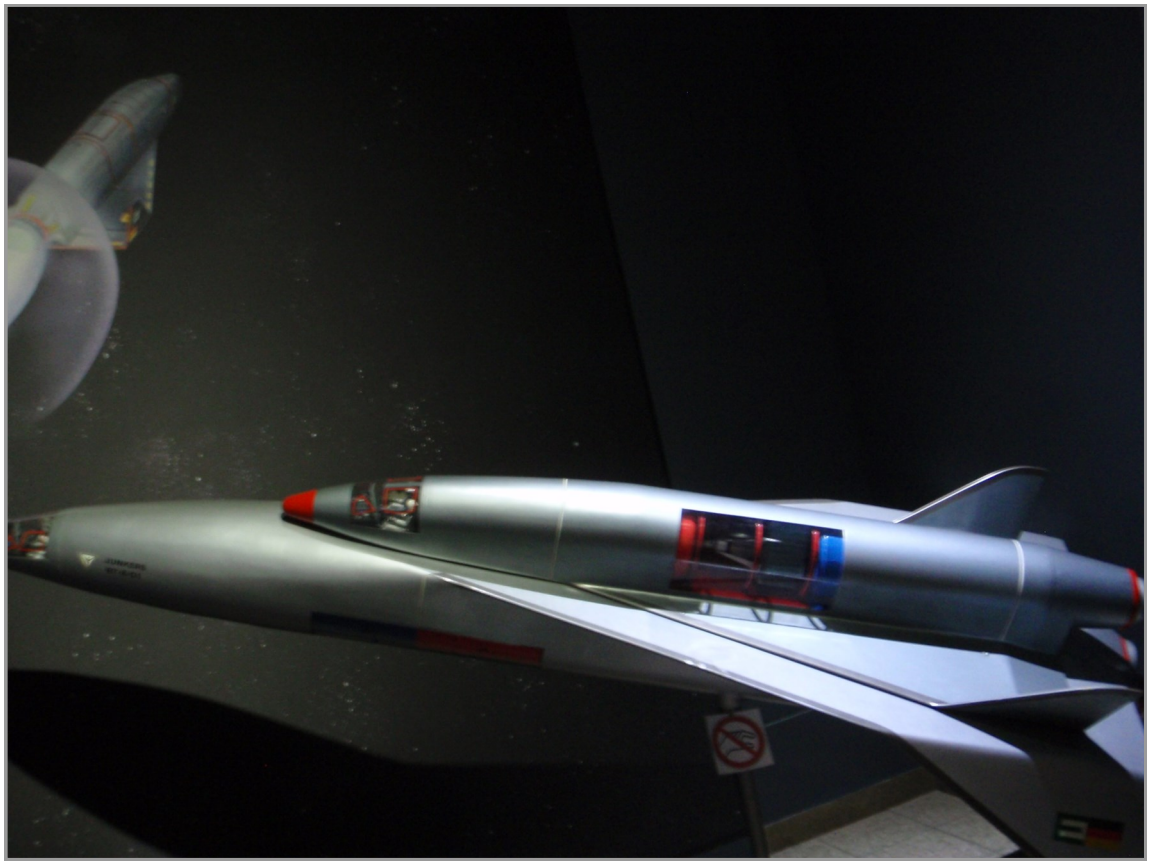


Abb. 2 — Modell des Junkers-Raumtransporters RT-8-01, Bild: Torsten Pörschke

(Fortsetzung auf Seite 16)

(Fortsetzung von Seite 15)

Mit dem Junkers-Raumtransporter für Flüge von Astronauten ins Weltall lebten auch die Ideen von Eugen Sänger wieder auf. Ab dem Jahr 1962 wurde an dem "Sänger-I"-Projekt mit Deltaflügeln, Raketentriebwerk sowie der Treibstoffkombination aus LH2/LO2 gearbeitet. Nach einigen Unterbrechungen und europäischen Studien arbeitete man in der Bundesrepublik Deutschland ab 1986 an einer verbesserten Variante, dem "Sänger-II"-Projekt weiter. Das Raumtransportsystem bestand aus der als Flugzeug startenden Unterstufe und eigentlichen Raumtransporter, der als Oberstufe auf deren Rücken befestigt war. Bei der Entwicklung erkannten die beteiligten Ingenieure und Techniker, dass sich die Unterstufe allein auch in Form eines sehr schnellen Verkehrsflugzeuges nutzen lassen würde. So entstand das eigenständige Projekt des Hyperschall-Jets HST-230/256. Eine Arbeitsgruppe mit Experten von MBB/München, Airbus/Hamburg und der Deutschen Lufthansa wählten dafür ein Mach-4-Konzept aus.

Abb. 3 — Modell des Raumtransportsystems "Sänger II", die Form der Unterstufe für den Start entspricht in etwa dem Hyperschall-Jet HST-230/256. Bild: Torsten Pörschke

Im Lastenheft standen eine Reichweite von etwas mehr als 10.000 km, eine Blockzeit von Terminal zu Terminal von ca. 3 Stunden und eine Kapazität von 256 Passagieren in der Business-Klasse. Der Start- und Landeanflug (zwischen 20 und 30 min) sollte durch Turbojet-Triebwerke und der Reiseflug in einer Flughöhe von 24 bis 26 km mit einer Geschwindigkeit von Mach 4,4 durch Staustrahltriebwerke erfolgen. Als Treibstoff waren maximal 100 t flüssiger Wasserstoff (LH2) in isolierten Tanks im Heckbereich und vor der fensterlosen, elliptischen 11,7 m breiten Passagierkabine mit zwei Stock-

(Fortsetzung auf Seite 17)

(Fortsetzung von Seite 16)

werken vorgesehen. Bei einer Leermasse von 155 t und einer Nutzmasse von 35 t betrug damit die Startmasse des Hyperschall-Jets um die 290 t. Mit einer Gesamtlänge von 84,5 m und einer Flügelspannweite von 41,5 m lag der Entwurf in einem Bereich, den die Flughäfen der Welt durchaus ohne Umbauten bewältigen können. Wegen der hohen Temperaturen während des Fluges von ca. 450 Grad Celsius wählte man eine Titanlegierung für die Rumpfunterseite sowie Kohlefaser-Keramik für Triebwerkseinläufe, Rumpfkanten und Flügelspitze.

Mit der angepeilten Reichweite sollte ein Flugverkehr auf typischen Langstrecken zwischen Frankfurt/Main-Tokio bzw. Seoul/New York bzw. Los Angeles im Dreiecksverkehr mit jeweils 3 Stunden Flugzeit und 3 Stunden Bodenzeit durchgeführt werden. Theoretisch lässt sich damit die dreifache Transportkapazität eines kleinen Jumbojets des Typs Boeing B-747 erzielen. Bei geschickter Aufstellung eines Flugplanes lassen sich so durch die jeweiligen Zeitverschiebungen beim Flug die Start- und Landeanflüge in der Nachtzeit zwischen 22:00 Uhr abends und 06:00 Uhr früh vollständig vermeiden. Der Schalldruck am Boden beim Überflug in Reisegeschwindigkeit liegt nach Berechnungen wegen der größeren Flughöhe niedrig, nur der Start- und Landeanflug stellt aus Lärmschutzgründen ein Problem dar. Wie die aktuellen Proteste zum Flughafenausbau in Berlin-Schönefeld, Frankfurt/Main, München, Düsseldorf und anderswo zeigen, darf auch ein Wasserstoff-Jet tagsüber die Bevölkerung in der Ein- und Ausflugschneise nicht mit lauten Geräuschen belasten. Zu lösen ist das nur mit dem Ausbau von ländlich gelegenen ehemaligen Militärflughäfen und deren Anbindung mit schnellen Bahn- oder Busverbindungen an die Ballungsräume. Im Großraum Tokio z.B. dürfte so etwas schwierig werden. Zudem ist hier entsprechende Entwicklungsarbeit an den Triebwerken gefragt, um den Schalldruck zu minimieren. Einfach wird das nicht, schließlich liegen beim HST-230/256-Entwurf die fünf in paralleler Anordnung ausgeführten Turbo- und fünf Staustrahltriebwerke mit ihren rechteckigen Lufteinlasskanälen im Heckbereich direkt unter dem Flugzeugrumpf. Jedes der Turbostrahltriebwerke erreicht einen Startschub von 330 kN und damit auch eine entsprechende Lautstärke. Andererseits lohnt es sich bei den heutigen Flugzeiten auf Fernstrecken schon, über eine bessere Technik nachzudenken. Dreifach höhere Betriebskosten pro Flugstunde werden jedenfalls durch die dreifache Transportleistung pro Flugstunde gegenüber herkömmlichen Unterschall-Maschinen ausgeglichen, ein Wert, der mit der CONCORDE wegen der zu niedrigen Geschwindigkeit nie erreicht werden konnte.

Vor einiger Zeit geisterte das Projekt LAPCAT A 2 durch die Medien. Bei genauerer Betrachtung dürfte es sich hier um eine auf 139 m verlängerte abgewandelte Version der HST-230/256 eines britischen Entwicklungsbüros handeln (Flügelspannweite 41,5 m !), allerdings im Entwurf mit vier Triebwerksgondeln unter dem Rumpf bzw. an den Tragflügelenden. Bei einer Startmasse von 400 t entfallen 198 t auf den Treibstoff LH2. Für die 18.700 km von Brüssel nach Sydney/Australien über den Nordpol und die Beringstraße sind weniger als 5 Stunden Flugzeit errechnet worden. Auch hier sollen die 300 Passagiere und mit auf Flachbildschirmen übertragenen Kamerabildern Kontakt zur Außenwelt haben. Das große Fragezeichen über allem ist natürlich die Wirtschaftlichkeit und die steht/fällt mit dem Wasserstoff-Preis. Dieser muss zwischen 1,50 und 2,00 Euro pro kg Flüssigwasserstoff betragen. Mit Solar- oder Windkraftstrom allein jedenfalls wird das nichts.

Bilder von wikipedia stehen unter den Bedingungen der GNU-Lizenz für freie Dokumentation. Unter Nennung der Quelle und des Autors ist es erlaubt, die Datei zu kopieren, zu verbreiten und/oder zu modifizieren. Der vollständige Text der Lizenz ist im Kapitel GNU-Lizenz für freie Dokumentation verfügbar - https://commons.wikimedia.org/wiki/Commons:GNU_Free_Documentation_License,_version_1.2.

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

Das Ende des Systemhauses Dornier - Torsten Pörschke *(aktualisiert 15.09.2015)*

Nach dem Ende des Kalten Krieges im Jahr 1990 sah es so aus, als ob durch eine Kooperation zwischen dem deutschen Flugzeughersteller Dornier und dem russischen Flugzeughersteller Tupolew die Entwicklung eines wasserstoffgetriebenen Düsenjets für die Passagierluftfahrt gelingen könnte. Geplant waren neben der Erprobung eines Triebwerks mit LH2 in einer Maschine des Typs Tupolew TU-155 in der Luft die Erstellung der Studie zum Bau einer speziellen Maschine des Typs Dornier 328 Jet. Der Wasserstoff sollte dabei in zwei unter den Außentanks befestigten Gondeln transportiert werden. Politische und wirtschaftliche Entwicklungen beendeten das Projekt recht bald.

Abb. 1 - Dornier 328 Jet, Quelle: wikipedia.org; Urheber Juergen Lehle, http://albspotter.eu/

Aus den Zeppelin-Werken in Friedrichshafen heraus entstand ab 1914 die Abteilung Dornier mit Büros und Hallen am Seemooser Horn in Manzell am Bodensee. Gebaut wurden zunächst Wasserflugzeuge. Ab 1917 wurde die Abteilung Dornier in Zeppelin Werk Lindau GmbH (ZWL) als eine eigenständige Gesellschaft im Zeppelin-Konzern umbenannt, deren Geschäftsführer fortan Claude Dornier war. Eine Verlagerung des Firmensitzes nach Immenstaad am Bodensee erfolgte im Jahr 1935. Die Firmenbezeichnung änderte sich mehrfach, von 1922 bis 1938 nannte sie sich Dornier-Metallbauten GmbH, anschließend Dornier-Werke GmbH und ab 1966 dann Dornier GmbH. In den 1930er Jahren entwickelte sich die Firma ausgesprochen gut. Neben Fertigungsstandorten in Neuaubing und Oberpfaffenhofen in Bayern wurden auch über die Norddeutsche Dornier Werke GmbH Betriebsteile in Wismar, Lübeck und Berlin-Reinickendorf unterhalten. Letztere demontierten die Allierten nach dem Krieg vollständig, die Anlagen in Oberpfaffenhofen, Neuaubing, Lindau und Immenstaad am Bodensee blieben im Kern erhalten. Zunächst behalf man sich mit der Produktion von Webstühlen und Tex-

(Fortsetzung auf Seite 19)

(Fortsetzung von Seite 18)

tilmaschinen, weil der Flugzeugbau verboten war. Die Maschinenbausparte entwickelte sich prächtig und die Produkte sind heute weltweit gefragt. Ab den späten 1950er Jahren begann dann wieder der Flugzeugbau beim Unternehmen Dornier. Es wurden militärische und zivile Muster entwickelt und hergestellt. Der Konzern beschäftigte im Jahr 1980 ca. 10.000 Menschen.

Claude Dornier starb im Jahr 1969. Nach familiären Problemen bei der Unternehmensnachfolge und dem Streit über die künftige strategische Ausrichtung übernahm Daimler-Benz die Firma Dornier. Zugekauft wurden auch MBB (Messerschmitt/Bölkow/Blohm) und Telefunken. Unter dem Dach der DASA ordnete man die Aktivitäten neu. In Manching und Ottobrunn konzentrierten sich die militärischen Kapazitäten von MBB und Dornier. Friedrichhafen als Standort wurde geschlossen. Die Dornier Luftfahrt GmbH in Oberpfaffenhofen übernahm komplett die zivile Fertigung. Vorhandene Werksteile in Neuaubing und Germering verlagerte bzw. verkaufte man. Für das gewachsene Familienunternehmen Dornier und dessen Bedeutung als Systemhaus im Flugzeugbau brachte der neue Eigentümer wenig Verständnis entgegen. Die der Firma Dornier aufgezwungenen Organisationsformen innerhalb des Stuttgarter Konzerns waren wenig effektiv. Daimler-Benz drückte anschließend seiner Tochter (gegen den Willen der Geschäftsleitung von Dornier !) auch noch den angeschlagenen niederländischen Flugzeugbauer Fokker auf. Das brachte den deutschen Flugzeugbauer ins Trudeln. Schließlich kaufte im Jahr 1996 die wirtschaftlich angeschlagene US-Firma Fairchild Aviation die Dornier Luftfahrt GmbH auf, um sich deutsche Spitzentechnologie für den Flugzeugbau zu sichern. Unter dem Namen Fairchild-Dornier erfolgte dann die Entwicklung der Dornier 328 Jet, eine Ableitung aus dem propellergetriebenen Muster. Daimler-Benz übernahm die Entwicklungskosten, da die neuen Eigentümer dazu nicht in der Lage waren. Es sah zunächst so aus, als ob auf dieser soliden Basis endlich die Zukunft von Dornier gesichert wäre. Fairchild war aber schon bald wirtschaftlich am Ende und im Jahr 1999 übernahm ein Konsortium aus Clayton, Dubilier & Rice, der Allianz-Tochter Capital Partners und ein deutsches Bankenkonsortium den deutschen Teil.

Das wichtigste Projekt von Dornier, eine moderne Regionalflugzeug-Familie, begann nun Realität zu werden. Die 528-, 728- und 928-Programme führten zur Entwicklung der komfortabelsten Jets ihrer Klasse. Das Modell Dornier 728 war für den Kurzstreckenverkehr mit 70 bis 85 Passagieren ausgelegt.

Abb. 2 - DO 728 in der Halle, Bild: DLR - http://www.dlr.de/

(Fortsetzung auf Seite 20)

(Fortsetzung von Seite 19)

Der Erstflug der Dornier 728 hat nie stattgefunden, obwohl die Maschine in einem flugtauglichen Zustand war und in den Hallen bereits nagelneue Fertigungsanlagen zur Serienproduktion standen. Die erste Insolvenz im Jahr 2002 verlief noch glimpflich. Bei Fairchild-Dornier liefen die Arbeiten zunächst weiter, aber das Unternehmen war im Juli 2004 endgültig Pleite. Ab 2005 erfolgte die Zerschlagung des Systemhauses Dornier mit katastrophalen Folgen für die ca. 5.500 Mitarbeiter. Das 328-Programm ging an die US-Firma Avcraft und der chinesische Mischkonzern D`Long übernahm das 728-Programm - beide waren schon bald selbst insolvent.

Vermutet werden kann, dass die Blaupausen für das letztere Programm in chinesischen Panzerschränken verschwunden sind. Nur die Betriebsbereiche Flugzeugwartung (heute: RUAG Aerospace Services GmbH) und Airbus-Komponentenfertigung (heute: RUAG Aerospace Structures GmbH) entwickelten sich unter Führung des Mutterhauses in der Schweiz gut.

Abb. 3 — Standort Oberpfaffenhofen der RUAG Aerospace Structures GmbH
Bild: Torsten Pörschke

Auch die Abteilung Flugversuch am Standort Oberpfaffenhofen hat die Turbulenzen unter der Obhut der IABG überlebt. Aus Teilen der Dornier Reparaturwerft (DRW) in Oberpfaffenhofen konnte die Dornier Flugzeugwerft (DFW) in Manching mit ca. 200 Beschäftigten gebildet werden. Sie vom 1. Januar 2006 bis 1. April 2010 zunächst eine 100%ige Tochter der EADS. Seitdem ist sie voll in die EADS integriert und nicht mehr eigenständig.

Die 328 Group, ein deutsches Tochterunternehmen der Sierra Nevada Corporation hält das Typen-Zertifikat für die Do 328 Jet. Geplant ist zusammen mit dem türkischen Unternehmen STM ab dem Jahr 2018 wieder neue Maschinen vom Band rollen zu lassen. Die modernisierte TR/TRJ328 für 32 Passagiere soll mit PTL- oder ZTL-Triebwerken bestellbar sein. Angedacht ist weiterhin die Verlängerung der Flugzeugzelle, um Maschinen für 60 bis 70 Passagiere bauen zu können. Mit dem Verkauf der noch zu entwickelnden TR/TRJ628 wird ab dem Jahr 2023 gerechnet. Für die Serienfertigung der Flugzeugfamilie ist ein Standort in der Türkei vorgesehen, während die Entwicklungsabteilung in Deutschland angesiedelt bleibt.

Abb. 1 - Quelle: wikipedia.org; Urheber Juergen Lehle, http://albspotter.eu/; Das Bild steht unter der ‚GNU General Public License' von wikipedia.org und darf unter Nennung von Bildquelle und Autor frei verwendet werden.

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

Dornier - Neustart in Oberpfaffenhofen - Torsten Pörschke *(aktualisiert 15.09.2015)*

Mit der Freigabe der Entwicklung und Produktion der später als Dornier Do 228-100 bezeichneten Maschine am 7. November 1979 durch den Vorstand des Unternehmens gelang der Sprung von den nach dem Zweiten Weltkrieg produzierten kleinen Verbindungs- und Mehrzweckflugzeugen der Typen Do 27 und Do 28 zu den kleinen Regionalflugzeugen. Der Erstflug fand nach nur 16 Monaten am 28. März 1981 statt. Eine verlängerten Variante folgte am 5. Mai 1981. Mit dem Muster können 15 Passagiere über 600 bzw. 1.000 km befördert werden. Im Jahr 1998 wurde die Produktion eingestellt und alle Ressourcen in die Projekte Do 328 und Do 728 gesteckt. Bereits im Rahmen des ersten Insolvenzverfahrens im Jahr 2002 gelangte die RUAG aus der Schweiz an die Rechte für die Do 228 und übernahm den Service für die ehemaligen Dornier-Kunden.

Abb. 1 — Do 228 (Polar 4) im Dornier-Museum in Friedrichshafen , Bild: Torsten Pörschke

Die Serienproduktion der verbesserten Variante Do 228 NG konnte im Oktober 2007 aufgenommen werden. Der Erstflug war am 12. November 2009. Die Strukturbauteile Rumpf, Tragwerk und Leitwerk werden von Hindustan Aeronautics Ltd. aus Kanpur (Indien), einem Lizenznehmer von Dornier, zugeliefert. Die Endmontage und Systemintegration findet in Oberpfaffenhofen bei München statt. Neben der Einrüstung eines neuen Cockpits mit Farbbildschirmen der Steigerung der Kapazität auf 19 Passagiere und vielen weiteren Detailverbesserungen kommen auch neue Fünfblatt-Verstellpropeller zum Einsatz, die den Kraftstoffverbrauch senken und die Reichweite der Normalversion auf 845 km erhöhen. Ein Flugzeug kostet ab Werk zwischen 5,2 bis 5,9 Mio. Euro.

(Fortsetzung auf Seite 22)

(Fortsetzung von Seite 21)

Abb. 2 — Start einer Do 228 NG. Quelle: de.wikipedia.org,
Autor: Julian Herzog (mehr Fotos: http://artificialflight.org/photography/

Mit der Montage von zwei Flugzeuge aus vorhandenen Ersatzteilen und der Auslieferung an die Niederländische Küstenwache im Jahr 2007 begann der Neustart. Durch einen Auftrag des Bundesamtes für Wehrtechnik und Beschaffung zur Modernisierung von Cockpit, Avionik und Propeller der beiden Do 228 des Marinefliegergeschwaders 3 in Nordholz, der erfolgreich ausgeführt wurde, gelang schließlich auch der Verkauf einer neuen Do 228 NG an die Bundeswehr.

Abb. 3 - Do 228 NG auf der ILA 2012, Bild: Torsten Pörschke

(Fortsetzung auf Seite 23)

(Fortsetzung von Seite 22)

Nach Bestellungen aus Japan, Norwegen, Deutschland und Mexiko kam es zu einer ersten Absatzkrise des Flugzeugherstellers, der eine Mindestfertigung von 6 bis 8 Maschinen pro Jahr benötigt, um wirtschaftlich zu arbeiten. Daraufhin wurde der Flugzeugbau zunächst vorläufig eingestellt und die qualifizierte Belegschaft auf andere Unternehmensbereiche verteilt oder entlassen.

Mit einem Auftrag aus Venezuela über die Lieferung von zwei modernisierten Do 228-212 und acht Do 228 NG kam wieder Schwung in die Werkhallen. Die Ablieferung des ersten Flugzeugs an die Fuerza Aérea Venezolana erfolgte im ersten Quartal 2014. Die Marine von Bangladesh erhält zwei Maschinen einer Version zur Seeaufklärung, die Marine der Seychellen eine Maschine. Die japanische Fluggesellschaft NCA (Erstkunde) bestellt ebenfalls eine weiteres Exemplar und kündigt den Ersatz aller im Dienst stehenden älteren Do 228 durch die neue Version an. Die bisher verkauften 16 neuen Maschinen sind noch kein durchschlagender Erfolg. Der im Jahr 2015 neu hinzu gewonnene Kunde Aurigny Air Services (Kanalinsel Guernsey) bekommt zwei 19-sitzige Do 228 NG. Für die Maschine wird potentiell größerer Absatz in Afrika und Asien gesehen, weil sie auch auf kurzen, nicht asphaltierten Pisten starten und landen zu kann.

Unter diesen Voraussetzungen ist eine Konsolidierung des deutschen Flugzeugbaus unter Obhut der Schweizer RUAG am Standort Oberpfaffenhofen möglich. Darüber hinausgehende Aktivitäten zur Wiederaufnahme der Entwicklung eines Antriebes mit Wasserstoff erfordern aber erhebliche Investitionen, die derzeit wohl nicht von dem Unternehmen zu leisten sind. Hier müssten finanzielle Ressourcen über staatliche Förderprogramme bereitgestellt werden.

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

Gasturbine als Stromerzeuger in der Luft - Torsten Pörschke *(akt. 15.09.15)*

Ein neu gegründetes Tochterunternehmen der Airbus Group N.V. hat auf der ILA 2014 in Berlin sein erstes Flugzeug mit elektrischem Antrieb am Boden und in der Luft präsentiert. Der zweisitzige "E-Fan"-Prototyp mit einem Gewicht von 580 kg kann maximal 35 Minuten in der Luft bleiben. Die Maschine hat eine Spannweite von 9,50 m und eine Länge von 6,70 m. Zum Antrieb der beiden ummantelten Propeller werden zwei Elektromotoren mit je 30 kW Leistung verwendet. Der Antrieb des Bugrades am Boden erfolgt ebenfalls elektrisch. Den notwendigen Strom stellen derzeit noch schwere, in den Flügeln installierte, Lithium-Polymer-Akkumulatoren (127 kg) zur Verfügung. Als Ziel wird zunächst eine Flugzeit von 1 Stunde postuliert, später sollen es 3 Stunden sein. Die Reservezeit von 15 min muss noch dazugerechnet werden. Das Laden der Batterien am Boden soll noch immer 1,5 Stunden dauern. Mit dem Beginn der Serienproduktion wird bei VoltAir im Jahr 2017 gerechnet. Bis dahin erfolgt die Entwicklung und Erprobung eines zwei- bzw. später viersitzigen neuen Flugzeuges. Das kleine Modell soll einen reinen Batterieantrieb bekommen, die verlängerte Variante zusätzlich einen Verbrennungsmotor zur Vergrößerung der Reichweite. Als potentielle Kunden werden u.a. Flugschulen genannt.

Abb. 1 – Bild: Torsten Pörschke

Am Ende der Entwicklung könnte nach den Vorstellungen von Airbus ein elektrisch angetriebenes Passagierflugzeug für den Regionalverkehr mit einer Kapazität von bis zu 100 Passagieren stehen. Damit möchte man besonders an Flughäfen mit Nachtflugverbot die vorhandenen Reserven für Starts und Landungen erschließen. Um das französische Unternehmen Dassault im Rahmen der "Reindustrialisierung Frankreichs" zu stützen, erfolgt die Ansiedelung der Aktivitäten von VoltAir in Bordeaux. Von den spärlichen Aufträgen für das Kampfflugzeug "Rafale" und den wenigen Verkäufen von Geschäftsreiseflugzeugen kann man sich dort offenbar wirtschaftlich dauerhaft nicht über Wasser halten.

(Fortsetzung auf Seite 25)

(Fortsetzung von Seite 24)

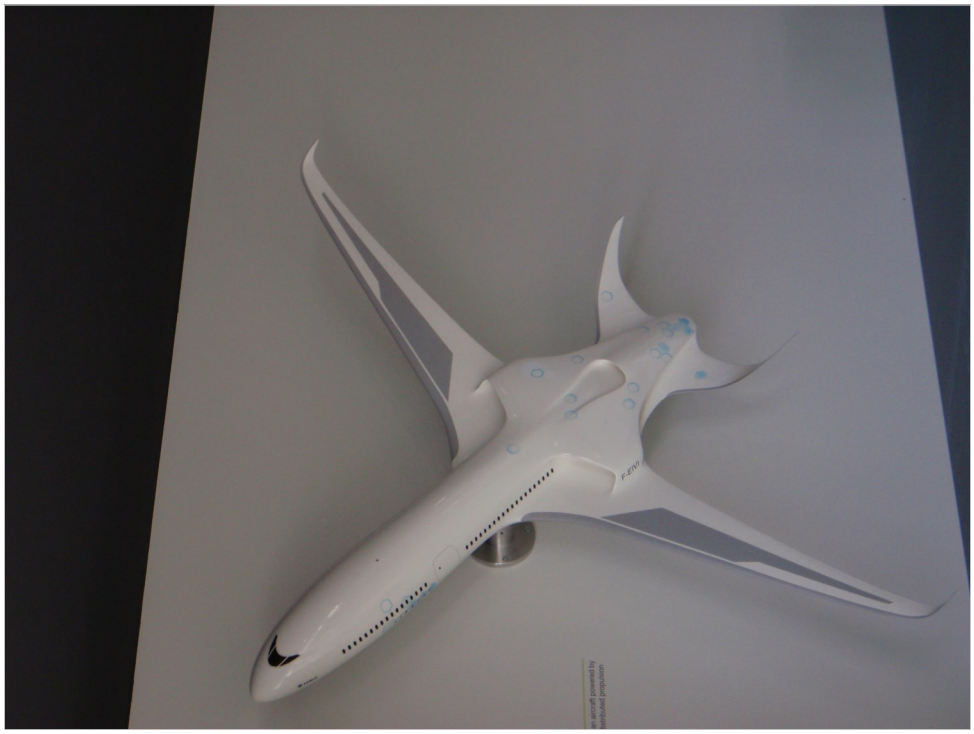


Abb. 2 – Bild: Torsten Pörschke

Für den Wirtschaftsstandort Deutschland fällt dabei wieder einmal nichts Substanzielles ab, obwohl jahrzehntelang nicht unbeträchtliche Steuergelder in das Unternehmen Airbus investiert worden sind. Die bisher zugeteilten Arbeitspakete für Deutschland sind für ein Hochtechnologie-Land unzureichend. Bei der Finanzierung der Entwicklung des Airbus A 350 traten die konträren Meinungen zwischen den französischen und deutschen Partnern erneut zu Tage, obwohl Politik und Massenmedien sich darum bemühten, den Diskurs unter den Teppich zu kehren. Unter gleichberechtigten Partnern, die auf Augenhöhe miteinander verhandeln, muss aber eine solche Diskussion offen geführt werden können. Ein "Aussitzen" der Problematik wird zwangsläufig an einem späteren Zeitpunkt zu heftigsten Auseinandersetzungen führen, die fundamentale Erschütterungen in der europäischen Luft- und Raumfahrtindustrie auslösen könnten (siehe auch Zukunft der ARIANE-Trägerrakete).

Hier geht es nicht um Kleinigkeiten, sondern um eine gerechte Verteilung der Aufgaben. Vor allem die Systemintegration (Montage/Einfliegen) der hergestellten Flugzeuge fand bisher hauptsächlich in Frankreich statt. Ein ehemaliger Vorstandsvorsitzender der BMW AG hat es einmal so formuliert: "Wir (Deutschland) machen nur die Hutablage." Das geflügelte Wort von "Le Airbus" in der Luftfahrtbranche bringt die Sache auf den Punkt. Die nach der Wende im Jahr 1989 sich abzeichnende positive Entwicklung bei den Herstellern von Turbinen-Luftstrahltriebwerken in Deutschland (BMW, MTU) ist mittlerweile zum Stillstand gekommen. BMW hat das traditionsreiche Geschäftsfeld Flugzeugantriebe in Oberursel und Dahlewitz an den damaligen britischen Partner Rolls Royce verkauft. Die MTU darf auch weiterhin nur Komponenten für Triebwerke an die großen Hersteller in Frankreich, Großbritannien und den USA liefern. Eine Endfertigung kompletter Antriebe durch einen nationalen Hersteller im eigenen Land erfolgt nicht, obwohl hier mehrere der Wiegen der Turbinenfliegerei mit BMW, Heinkel, Jumo und Daimler-Benz stehen. Die Zulieferung von Flugzeugrümpfen aus Aluminiumlegierungen/ CFK-Werkstoffen und von Innenausrüstungen stellen keine anspruchsvollen Aufgaben dar.

(Fortsetzung auf Seite 26)

(Fortsetzung von Seite 25)

Den Technikvorständen von Airbus ist klar, dass es selbst bis zum Jahr 2030 keine Batterietechnologie geben wird, die in der Lage ist, ein Flugzeug mit bis zu 100 Passagieren in die Luft zu bringen. Deshalb wird verstärkt an Hybridantrieben gearbeitet. Hierbei soll beim Start zusätzlich zu den Batterien in den Flügeln und im Rumpfmittelteil auch eine Gasturbine im Heck des Flugzeugrumpfes zum Einsatz kommen.

Beim Ausfall dieser während des Starts müssen die Batterien immer noch so leistungsfähig sein, dass sie die Maschine in die Luft und wieder sicher auf den Boden bringen können. Der Generator der Gasturbine ist durch supraleitende Kabel mit den Batterien und den E-Fans verbunden. Derzeit sind Modelle dieser Hybridantriebe für 30 Passagiere auf verschiedenen Luftfahrtausstellungen zu sehen, die über sechs E-Fans mit einer Leistung von je 1 MW verfügen. Vorhandene Probleme mit der Bordelektronik (Stichwort - elektromagnetische Interferenzen) und dem Gewicht der Kabel (zu lange Wege) sind noch zu lösen.

Mit der Verlegung der Gasturbine in den Flugzeugrumpf wird die Aufgabe Lärmreduzierung im Antriebsbereich nicht einfacher. Die Passagiere sind nur dann bereit mit solchen Maschinen zu fliegen, wenn der Lärmpegel in der Kabine dadurch nicht größer wird. Ein zukunftsfähiger Ersatz für das Kerosin ist mit diesem Konzept nicht möglich. Da helfen auch keine Algen aus dem Gewächshaus.

Abb. 3 – Bild: Torsten Pörschke

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

Forschung für neue Mittel- und Hochdruckverdichter für Gasturbinen

Torsten Pörschke ***(neu 01.10.2017)***

Für die Umsetzung der Triebwerkskonzepte Advance(R) und UltraFan(R) von Rolls Royce werden Hochleistungsverdichter benötigt. Im Rahmen der LEMCOTEC-Programme wurde dazu ein neuer Mitteldruckverdichter mit vier Stufen für große Turbofan-Triebwerke gebaut und erprobt. Hier konnte man auf Erfahrungen aus der Triebwerksentwicklung für die neu in die Produktion überführten Dreiwellen-Turbinenluftstrahltriebwerke Trent XWB, insbesondere der 3-D-Schaufelprofilierung für die einzelnen Verdichterstufen, zurückgreifen.

Das Gesamtdruckverhältnis (GDV) des Triebwerkes soll durch neue Hochleistungsverdichter auf 60:1 bis 80:1 ansteigen und zu einer Erhöhung des thermischen Wirkungsgrades der Gasturbine wesentlich beitragen. Hierzu erfolgt eine stärkere Umverteilung der Lasten innerhalb der Gasturbine von der Mitteldruckstufe hin zur Hochdruckstufe. Nach Untersuchungen eines dreiwelligen Triebwerkaufbaus mit Fan (Bläser), Mitteldruckverdichter mit 5 Stufen, Hochdruckverdichter mit 11 Stufen, Hochdruckturbine mit 2 Stufen, Mitteldruckturbine mit 1 Stufe und Niederdruckturbine mit 8 Stufen können ca. 23 Prozent Kraftstoff gegenüber einem RR Trent 772 eingespart werden.

Die ersten Prüfstandsversuche des neuen Mitteldruckverdichters wurden am Standort Wildau/ Deutschland durchgeführt. Die Erfahrungen aus diesem Programm fließen derzeit bei Rolls Royce in das Programm Advance 3 ein.

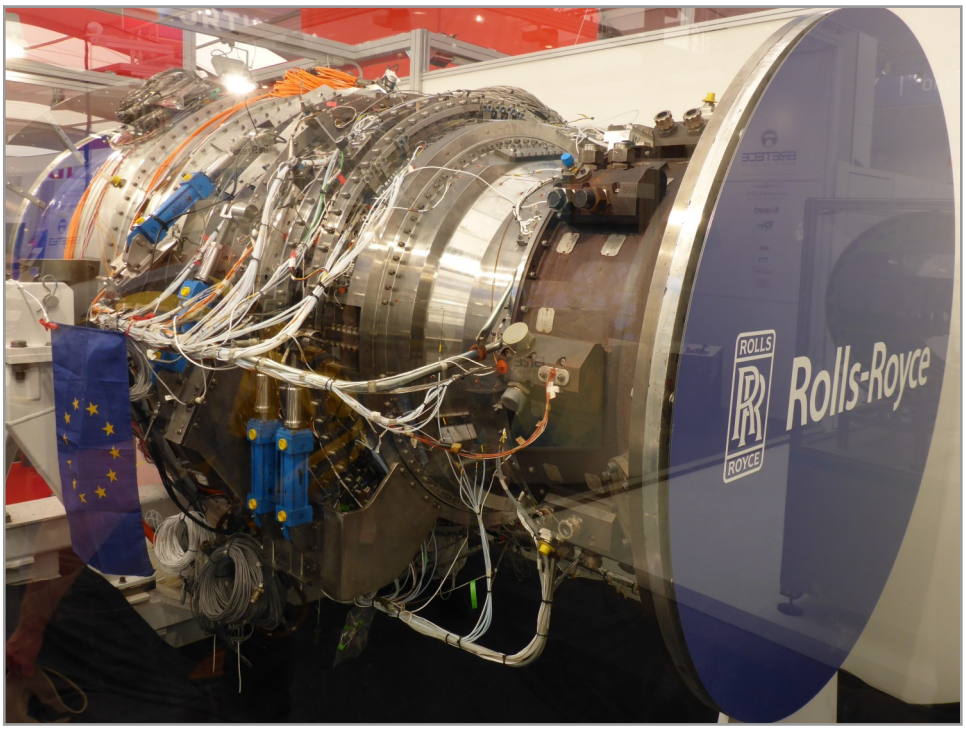


Abb. 1 - vierstufiger Mitteldruckverdichter von Rolls Royce auf der ILA 2016 in Berlin
Bild: Torsten Pörschke

Auch im Marktsegment der Turbofantriebwerke für Regionalflugzeuge untersucht Rolls Royce neue Konzepte für Hochleistungsverdichter. Gegenüber dem Vergleichstriebwerk BR 715 soll auch hier das GDV des Triebwerkes um über 40 Prozent auf 47,5: 1 bzw. 50:1 gesteigert werden. Es wurden zwei

(Fortsetzung auf Seite 28)

(Fortsetzung von Seite 27)

unterschiedliche Konzepte realisiert und auf Prüfständen getestet. Zum Einsatz kamen für die Hochdruckstufe ein Axialverdichter mit 10 Stufen bzw. ein Axialverdichter mit 5 Stufen und einem nachfolgenden Radialverdichter. Zusätzlich verwendete man für die Tests neue Brennkammer- und Einspritzsysteme zur Magerverbrennung für den Kraftstoff (PERM/LDI/MSFI). Bei einem zweiwelligen Triebwerksaufbau mit Fan (Bläser), Planetengetriebe für den Antrieb des Fan, Niederdruckverdichter mit drei Stufen, neuem Hochdruckverdichter, Hochdruckturbine mit zwei Stufen und Niederdruckturbine mit vier Stufen ergeben sich Kraftstoffeinsparungen von ca. 20 Prozent gegenüber dem RR BR 715 (siehe dazu auch in diesem Heft).

Auf dem Höhenprüfstand der Universität in Stuttgart wurde in den Jahren 2015 und 2016 zusätzlich ein neues Kerntriebwerk erprobt, das innerhalb des E3E-Programms für Zweiwellen-Turbinenluftstrahltriebwerke als Antrieb zukünftiger Regionalflugzeuge zusammen mit Rolls Royce entwickelt worden ist. Der Aufbau erfolgte mit einem Hochdruckverdichter mit 9 Stufen, einem neuartigen (Low-NOx) Brennkammersystem und einer deckbandlosen Hochdruckturbine mit 2 Stufen. Vorteilhaft wirkte sich hier die umfangreiche Verwendung von Blisks (aus dem vollen Material gefräste Teile) für die Verdichterstufen aus, die strömungstechnische Vorteilen durch 3-D-Bearbeitung bieten und auch zu einer Gewichtsreduzierung der Bauteile führen.

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

Erste Generation von Flugzeugen mit Wasserstoffantrieb - Torsten Pörschke

(akt. 01.10.2017)

Vorschlag für eine neue Flugzeugfamilie Airbus A 310/330

Aus der Flugzeugfamilie Airbus A 300/A 310 gingen die Typen Airbus A 330 (zwei Triebwerke) und A 340 (vier Triebwerke) hervor. Vor allem asiatische Fluggesellschaften interessieren sich neuerdings verstärkt für eine preisgünstige Mittelstreckenversion des A 330, die eine Reichweite von 3.250 nm (6.000 km) haben soll. Aktuell werden folgende Varianten mit Kerosin als Kraftstoff gebaut.

A 330-200	253 Passagiere (12/36/205) (max. 404)	6.750 nm	12.500 km
A 330-200 F	max. 70.000 kg Fracht	4.022 nm	7.400 km
A 330-300	295 Passagiere (12/42/241) (max. 440)	5.670 nm	10.500 km

Abb. 2 – Airbus A330-200 in Airbus-Werkslackierung; Quelle: commons.wikimedia.org/, Attribution: Ken Fielding/ http://www.flickr.com/photos/kenfielding

Eine Streckung des Rumpfes der A 330-200 von 58,37 m auf 63,66 m (optional auf 67,90 m - erprobt - Bau des A 340-500) und der A 330-300 von 63,66 m auf 75,30 m (erprobt - Bau des A 340-600) schafft den notwendigen Raum für die Installation von LH2-Tanks in den Gesamtentwurf der Zelle. Gleiches gilt für die Streckung des Rumpfes der A 310-200 von 46,66 m auf 54,08 m (erprobt - Bau des A 300-600) und der A 310-300 von 46,66 m auf 58,37 m (erprobt - Bau des A 330-200).

Die Kraftstofftanks für LH2 finden vor, über und hinter der Passagierkabine im Rumpf Platz, der über einen Außendurchmesser von 5,64 m und einen Innendurchmesser von 5,28 m verfügt. Die isolierten

(Fortsetzung auf Seite 30)

(Fortsetzung von Seite 29)

Tankzylinder vor und hinter der Passagierkabine könnten insgesamt folgende Längen erreichen:

A 330-200 LH2P - 5,29 m (optional 9,53 m)

A 330-300 LH2P - 11,64 m

A 310-200 LH2P - 7,42 m

A 310-300 LH2P - 11,71 m

Dieser Platz soll jedoch nicht vollständig für die Tanks ausgeschöpft werden, sondern nur zu ca. 60 % des Rauminhaltes (vs. Flächeninhaltes) im oberen Teil des Rumpfes bis zum Fußboden der Passagierkabine. Die Streckung des Rumpfes erfolgt wie üblich vor und hinter dem Flügelkasten, um den Entwurf hinsichtlich der Gewichtsverteilung zu stabilisieren. Für den unteren Rumpfteil ist nach Absenkung des Fußbodens im Inneren des Rumpfes um 19 Zoll die Verwendung von Luftfrachtcontainern des Typs LD3-45W (bisher nur für Airbus A 319/320/321) anstelle der des Standardtyps LD3-64W vorgesehen. Wegen des insgesamt niedrigeren Startgewichtes und des geringeren Volumengewichtes können die Türeinstiege (auch die Fensterlinie!) ebenfalls um ca. 50 cm abgesenkt werden und erfüllen so bei einer Notwasserung die Auflagen hinsichtlich der Sicherheit.

Abb. 1 zeigt eine Prinzipdarstellung des A 330-200 LH2P mit 5,29 m Verlängerung - die Tankgrößen (hellblau) vor und hinter dem Flügel sind entsprechend der optimalen Trimmung zu gestalten.

Abb. 1 – Modell des Airbus A 330-300 mit den vorgeschlagenen LH2-Tanks (blau); Bild: Torsten Pörschke

Der im oberen Rumpfteil über der Passagierkabine gewonnene Platz sollte mit 10 bis 15 % des Rauminhaltes (vs. Flächeninhaltes) für isolierte LH2-Tanks und die Kraftstoffleitungen genutzt werden. Folgende Kabinenlängen stehen zur Verfügung

A 330-200 LH2P - 45,00 m

A 330-300 LH2P - 50,35 m

A 310-200 LH2P - 33,24 m

A 310-300 LH2P - 33,24 m

Das Rumpfheck wird vollständig mit einem/mehreren LH2-Tanks ausgefüllt. Die Hilfsgasturbine (APU) dort wird durch Brennstoffzellen (PEFC) ersetzt. Zur Beförderung von Luftfracht stehen nach einer Absenkung des Kabinenbodens folgende Kapazitäten zur Verfügung:

(Fortsetzung auf Seite 31)

(Fortsetzung von Seite 30)

A 330-200 LH2P - 32 LD 3-45W statt 26 LD 3-64W (optional 37 LD 3-45W)

A 330-300 LH2P - 42 LD 3-45W statt 32 LD 3-64W

A 310-200 LH2P - 22 LD 3-45 W statt 14 LD 3-64W

A 310-300 LH2P - 32 LD 3-45 W statt 14 LD 3-64W

Die Varianten A310-200 LH2P und A 310-300 LH2P decken den zukünftigen Bedarf auf Kurz- und Mittelstrecken (Auslegungsreichweite 3.000 nm/5.556 km und mehr) mit einer Passagierkapazität von 218/240/280 Personen (2-Klassen/1-Klasse/1-Klasse-76 cm). Sie können sowohl als Zubringerflugzeug für die großen Flughäfen, als auch für den Punkt-zu-Punkt-Verkehr zwischen mittelgroßen und kleineren Flughäfen dienen. Die Varianten A 330-200 LH2P und A 330-300 LH2P mit den längeren Kabinen sind zunächst für den asiatischen Markt vorgesehen.

Durch den Einsatz von sparsamen Triebwerken (GTF; Hochleistungsverdichter, CMC-Turbinenschaufeln), neuen Materialien (CFK, GFK) und aerodynamischen Verbesserungen kann das benötigte Tankvolumen (bisheriges Projekthindernis) um ca. 20 % gegenüber den bisherigen Flugzeugtypen gesenkt werden. Die vorgeschlagenen Rumpfstreckungen erhöhen den Nullwiderstand der Flugzeugentwürfe nur unwesentlich. Die Verwendung des etwas größeren Rumpfes des neuen Airbus A 350-900 wäre theoretisch ebenfalls möglich. Das Tankvolumen und der Nullwiderstand der Flugzeugzelle würden sich dann etwas erhöhen.

Der Einbau von Brennstoffzellen (NT-PEFC) in die Tragflügel sorgt für die notwendige Belastung mit Gewicht und deckt den elektrischen Bedarf der Nebenaggregate des Flugzeuges komplett ab. Die Abwärme der BZ kann zur Enteisung der Tragflügel verwendet werden. Damit reduziert sich die notwendige Triebwerksleistung (Startschub) wegen verringerter Zapfluftentnahme aus dem Verdichter.

Während der Luftfahrtmesse 2014 in Farnborough erklärte der Hersteller Airbus den Programmstart für die A 330 neo. Das Flugzeugmodell bleibt damit vorerst im Produktionsprogramm und wird künftig in den Versionen A-330-800 neo und A 330-900 neo angeboten. Als Antrieb sind Dreiwellen-ZTL-Triebwerke des Typs Rolls Royce Trent 7000 mit maximal 320 kN Schub vorgesehen. Sie werden ein NSV von 10:1 und ein GDV von 50:1 haben sowie über eine Zapfluftentnahme verfügen. Der Einbau von Brennstoffzellen ist derzeit nicht vorgesehen. Durch eine auf 64 m vergrößerte Spannweite, nach oben gebogene Tragflügelenden und neue Triebwerke sollen insgesamt 12 % Kraftstoff eingespart werden können.

Hinweis: Die in diesem Artikel verwendeten Bezeichnungen für Flugzeuge der Typen Airbus A 310 und A 330 mit dem Kürzel LH2P dienen nur zur klaren Unterscheidung von den offiziell durch den Hersteller verwendeten Bezeichnungen. Davon unberührt bleiben evtl. bestehende geschützte Marken- und Produktbezeichnungen der Airbus Group N.V. und ihrer Tochterunternehmen.

Bilder von wikimedia stehen unter den Bedingungen der GNU-Lizenz für freie Dokumentation. Unter Nennung der Quelle und des Autors ist es erlaubt, die Datei zu kopieren, zu verbreiten und/oder zu modifizieren. Der vollständige Text der Lizenz ist im Kapitel GNU-Lizenz für freie Dokumentation verfügbar - https://commons.wikimedia.org/wiki/Commons:GNU_Free_Documentation_License,_version_1.2.

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

Zweite Generation von Flugzeugen mit Wasserstoffantrieb

Torsten Pörschke *(akt. 15.09.15)*

Vorschlag für eine neue Flugzeugfamilie Horten Intercontinental

Die aerodynamisch effektivste Form eines Flugzeugs stellt der Nurflügel dar. Hier trägt die gesamte Struktur zum Auftrieb bei. Mischkonzepte wie der Blended Wing Body (BWB) werden zwar derzeit von den Herstellern stärker favorisiert und untersucht, sind aber nur ein Kompromiss. Geht es um die physikalisch maximale Einsparung von Kraftstoff im Flugverkehr hinsichtlich des Nullwiderstandes, dann kommt nur ein Nurflügel-Entwurf in Betracht. Nach der Fachliteratur ist er um 80 bis 160 km/h schneller als ein konventioneller Entwurf und hat bei gleicher maximaler Startmasse (MTOW) und gleicher Leistung eine um 25 % größere Reichweite.

Abb. 1 – Pützer Horten Ho 33 V 1 im Segelflugmuseum auf der Wasserkuppe (Rhön) - weitere Anregungen zu Verkehrsflugzeugen in Reimar Horten/Peter F. Seliger "Nurflügel - Die Geschichte der Horten-Flugzeuge 1933-1960" - Seite 168/169 – Bild: Torsten Pörschke

Anwendung finden wird der von Walter und Reimar Horten entwickelte Grundentwurf eines reinen Nurflügels zunächst bei Langstreckenflugzeugen, um das Startgewicht maximal zu reduzieren und den Nullwiderstand der Zelle im Flug auf ein absolutes Minimum abzusenken. Beides führt zu wesentlich geringeren Schubanforderungen beim Start, spart Gewicht beim Triebwerk und reduziert dessen Lärmpegel signifikant. Ausgangspunkte dabei sind die Projektzeichnung für die HORTEN HO 18-B aus dem Jahr 1945 und die Anordnung der Triebwerke (Turbine/Motor) bei der HORTEN HO 8 B. Diese

(Fortsetzung auf Seite 33)

(Fortsetzung von Seite 32)

Form ermöglicht eine Reduzierung der Lärmabstrahlung der installierten ZTL-Triebwerke Richtung Boden. Das Fahrwerk findet in zwei unter dem Rumpf angebrachten Kästen Platz, um den Rumpf vollständig für die Unterbringung der Passagiere, der Fracht und des LH2 nutzen zu können.

Für die Unterbringung des Kraftstoffes eignen sich der nach hinten verjüngende Mittelteil der Zelle und der Bereich der inneren Tragflügel. Auch hier werden die meisten Nebenaggregate an Bord durch Brennstoffzellen (NT-PEFC) in den Flügeln mit Strom und Wärme versorgt. Ein fly-by-wire-System ermöglicht die Stabilisierung der Flugzeuge über die wenigen Steuerflächen in der Luft, wie es bei der Northrop XB-49 C technisch noch nicht verfügbar war. Die Tragflügelenden werden Klappmechanismen besitzen, die die Spannweite auf dem Rollfeld des Flughafens wesentlich reduzieren. Damit die Flügel nicht durch Klappensysteme für die Steuerung des Flugzeuges in verschiedene Segmente unterteilt werden müssen, wird ein neuartiges System zur Anwendung kommen, das auf der ILA 2014 in Berlin von der Technischen Universität Berlin (Institut für Verfahrenstechnik; Fachgebiet Bionik und Evolutionstechnik; Zukunftswerkstadt Elektrofluidsysteme) präsentiert worden ist. Geplant war ursprünglich die Vorführung eines Modells eines Nurflüglers mit einer Spannweite von 1,11 m und einer Länge von 0,69 m. Das Startgewicht wurde mit 2,66 kg und die Flugzeit mit 60 min angegeben. Leider ist es nicht rechtzeitig fertig geworden. So zeigte man die Idee nur per Bildschirm am Ausstellungsstand. Die Steuerung des Fluggerätes erfolgt mittels Plasma-Aktuatoren, die an den Flügelvorderkanten installiert und durch mobile Hochspannungsgeneratoren angesteuert werden.

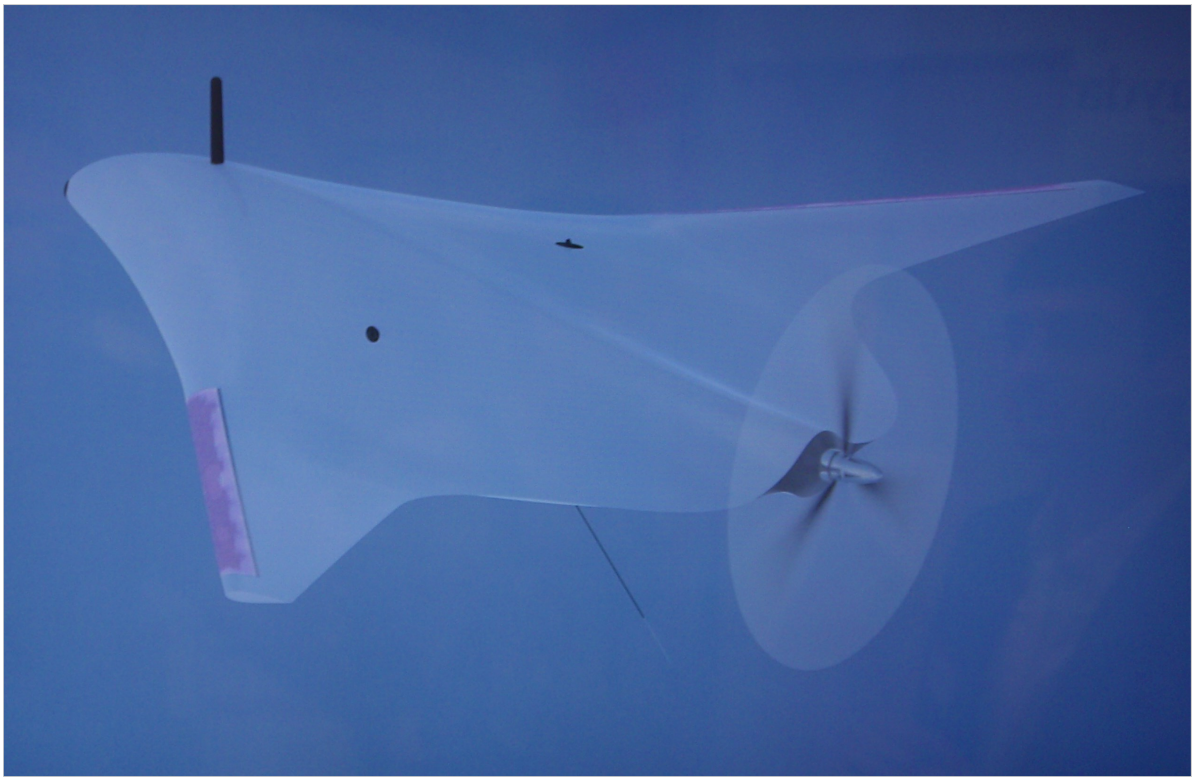


Abb. 2 – Plasma-Flyer der TU Berlin; Bild: Torsten Pörschke

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

Kryogene Flugkraftstoffe für die Praxis - Torsten Pörschke

Der Triebwerkshersteller Samara/Trud aus Russland arbeitet schon seit 1968 an Gasturbinen, die LNG und LH2 als Kraftstoff nutzen können. In der ehemaligen Sowjetunion wurden in den 1970er Jahren große Lagerstätten mit qualitativ hochwertigem Erdgas erkundet und erschlossen. Dieser Energieträger konnte auch gegen "harte Devisen" in die Staaten Westeuropas verkauft werden. Aufgestellte Energiepläne für das eigene Land beinhalteten die stärkere Nutzung der vorhandenen einheimischen Reserven und die Ausweitung des Exports. Aus diesem Grund arbeitete man verstärkt an der Entwicklung von Flugzeugen mit kryogenen Antrieben. Hauptaugenmerk lag auf verflüssigtem Erdgas (LNG).

Mit der Gründung des Experimental-Konstruktionsbüros (OKB) 276 begann im Jahr 1946 das Unternehmen Kuznetsov SNTK Samara zu wachsen. Basis war das Triebwerk Junkers 022, das von der aus Dessau stammenden Mannschaft unter Ferdinand Brandner an der Wolga weiterentwickelt werden musste. Daraus ging die 11 MW leistende Propellerturbine Kusnezow NK-12 (MW) hervor.

Abb. 1 — Triebwerk Kusnezow NK-12 (MW); Quelle: de.wikipedia.org, Autor: Doomych

Auf der Basis des TL-Strahltriebwerkes Kusnezow NK-8-2U der Tu-154 mit 103 kN Schubkraft entstand das Modell NK-88 mit einem Trockengewicht von 2.300 kg einschließlich Wärmetauscher und Kryopumpe. Der Konstrukteur Alexej Andrejewitsch Tupolew leitete ab dem Jahr 1986 die Integration der über 30 neuen Systeme in das Flugzeug. Der 17,5 Kubikmeter fassende Tank fand im Rumpfheck der Tu-155 seinen Platz und wurde mittels Abschottung und Einbau eines Ventilationssystems von der Kabine getrennt. Die Betankung wurde mit Straßentankwagen für LNG und LH2 durchgeführt. Am 15. April 1988 erfolgte der erste Start mit LH2 als Kraftstoff. Nach einem Umbau hob die Maschine am 18. Januar 1989 erstmals mit LNG im Tank ab. Testflüge führten quer durch Europa nach Berlin, Bratislava (heute Slowakei) Hannover und Nizza (Frankreich).

(Fortsetzung auf Seite 35)

(Fortsetzung von Seite 34)

Abb. 2 — Tu-155, Quelle: en.wikipedia.org, Autor: Tamba52

Das Fracht-/Passagiermodell Tupolew Tu-156 wurde für eine Zuladung von 14.000 kg ausgelegt und hatte mit 13.000 kg LNG im Haupttank im Heck und 3.800 kg LNG in zwei horizontal liegenden Rumpftanks im vorderen Frachtraum eine Reichweite von 2.600 km. Zusätzlich konnte Kerosin in den Flügeln mitgeführt werden, um die Reichweite auf 3.300 km zu erhöhen. Das zugehörige Triebwerk NK-89 vollzog auf dem Prüfstand entsprechende Testläufe, die Maschine selbst blieb auf dem Reißbrett.

Am darauf folgenden bi-nationalen Projekt Cryoplane nahmen Tupolew, Trud/Samara, DaimlerChrysler Aerospace, Linde, MAN Technologie, Messer-Griesheim, UHDE, Honeywell, das Bodenseewerk, das Drägerwerk, die Deutsche Lufthansa, der Flughafen München, der Flughafen Berlin und das Meteorologische Institut Max Planck aus Hamburg teil. Weitergehende Pläne sahen die Serienfertigung von Flugzeugen mit LH2 als Kraftstoff ab dem Jahr 2010 vor. In einer ersten Stufe sollten dafür 500 Flugzeuge und 70 Flughäfen für den Betrieb mit Wasserstoff ausgerüstet werden. Der dafür benötigte Energieträger wäre wahrscheinlich aus Kanada gekommen und mittels Wasserkraftstrom (100 MWel) durch Elektrolyse erzeugt worden. Spezielle Tankschiffe sollten das erzeugte LH2 über den Atlantik transportieren. Entsprechende Vorarbeiten leistete man im Projekt Euro-Quebec Hydro-Hydrogen Pilot Project (EQHHPP).

Um vorerst Entwicklungskosten zu sparen war geplant, anstelle eines Airbus A 310-300 nur eine Dornier Do-328 Jet für den Betrieb mit Wasserstoff auszurüsten. Die beiden Außentanks unter den Flügel waren für die Aufnahme von insgesamt 6 m3 LH2 konzipiert. Zunächst sollte nur ein Triebwerk damit laufen, das zweite weiterhin mit Kerosin aus den Flügeltanks.

(Fortsetzung auf Seite 36)

(Fortsetzung von Seite 35)

Das vorgesehene Pratt & Whitney Canada PW 306 B stammt aus einer Familie von ZTL-Triebwerken mit einem Schubbereich von 20 bis 35 kN, die speziell in Geschäftsreiseflugzeugen verwendet werden.

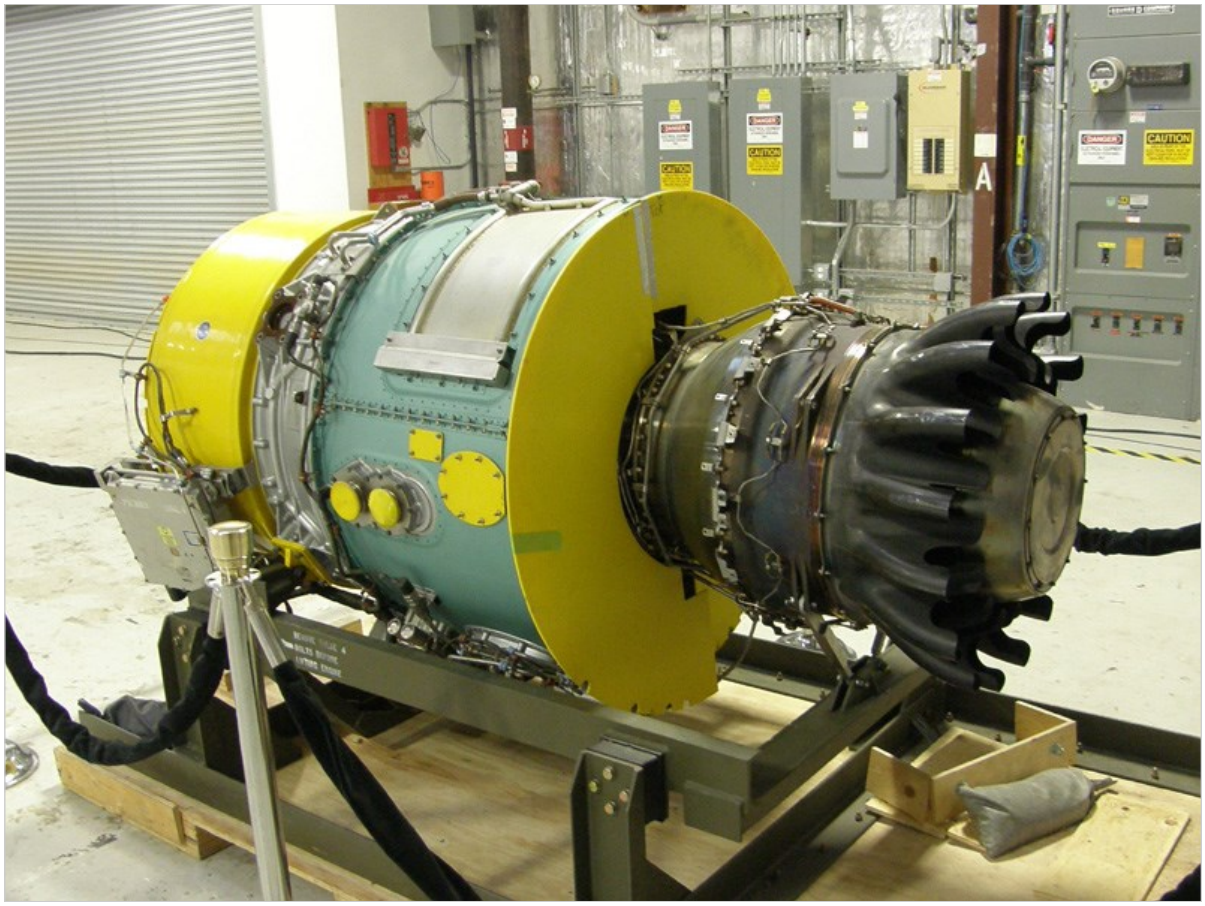


Abb. 3 — Quelle: en.wikipedia.org, Autor: Akradeck

Merkmale des Triebwerks sind einstufiger Fan, vierstufiger axialer und einstufiger zentrifugaler Hochdruckverdichter, ringförmige Brennkammer, zweistufige Hochdruckturbine und dreistufige Niederdruckturbine.

Die sinnvollen Überlegungen und Vorarbeiten führten aber nicht zu einem vorzeigbaren Ergebnis in der Luft. Airbus beschäftigte sich vordergründig mehr mit LH2, während die russische Seite eher an LNG interessiert war. Die im Projekt mit entwickelte Tu-130 nutzte die Flügel, PTL-Triebwerke, die APU und das Tanksystem der Dornier 328, sollte aber mit Erdgas fliegen. Bei Tupolew flossen die Erkenntnisse aus dem Projekt Cryoplane später in verschiedene Flugzeugentwürfe ein, u.a. in die Tu-136 (LNG), Tu-206 (LNG), Tu-216 (LH2), Tu-306 und Tu-330 K (LNG).

Aus der Tu-130 entstand das Projekt Tu-136 für 53 Passagiere oder 5.000 kg Fracht. Als Triebwerk wählte man das TV 7-117 SF mit 2.800 WPS aus. Mit einer maximalen Startmasse von 20.000 kg und einer Geschwindigkeit von 550 km/h auf 7.200 m Höhe sollten 30 % der Kraftstoffkosten gegenüber Kerosin gespart werden. Die projektierten Tanks fassten 3.680 kg LNG und wurden hinter den PTL-Triebwerken platziert, um den Nullwiderstand des Flugzeugentwurfes nicht wesentlich zu erhö-

(Fortsetzung auf Seite 37)

(Fortsetzung von Seite 36)

hen. Für die Befestigung der Triebwerke am Rumpf war ein zusätzlicher kurzer Vorflügel vorgesehen. Zusammen mit zusätzlichen Kerosintanks in den Flügeln errechnete man eine Reichweite von 2.200 km.

Die Tu-306 wurde von der Tu-304, einem Flugzeugentwurf für 500 Passagiere und einer Reichweite von 9.000 km (Kerosin) abgeleitet. Flugtechnische Daten zu diesem LNG-Projekt sind bisher nicht öffentlich verfügbar.

Das Konstruktionsbüro Tupolew entwarf auch die Tu-330, ein Transportflugzeug mit einer max. Startmasse 103.500 kg und einer Nutzlast von 35.000 kg. Die Spannweite betrug 43,50 m und die Länge 42,00 m. Bis zu 22.000 kg LNG sollten aus drei Tanks auf dem Rumpfrücken für den Flugbetrieb der daraus abgewandelten Version Tu-330 K (auch Tu-338) verwendet werden. In den Tragflügeln waren Tanks für Kerosin als Reservekraftstoff vorgesehen. Die geplante Reichweite lag bei 3.000 km auf einer Reiseflughöhe von 11.000 m mit einer Reisegeschwindigkeit von 820 km/h.

Als Triebwerk war das an den Flugkraftstoff LNG mit verkürzter Brennkammer und Wärmetauscher angepasste ZTL-Triebwerk NK-94 vorgesehen, das auf dem ZTL-Triebwerk NK-93 für Kerosin mit zwei gegenläufigen achtblättrigen Fans (CRISP-Prinzip, siehe auch Biowasserstoff-Magazin Nr. 37) von Samara/Trud basierte. Zu Entwicklungsbeginn im Jahr 1988 war der Einsatz an Verkehrsflugzeugen der Typen Il-96M und Tu-204 sowie an Transportflugzeugen der Typen Tu-330, An-70 und An-124 vorgesehen. Die Trockenmasse des (Kern-?) Triebwerkes betrug 3.650 kg. Das NSV von 16,6 : 1 lag dabei über dem des heute serienreifen Pratt & Whitney PW 1000 G mit Getriebefan und erreichte mit einem Fandurchmesser von 2,90 m bei einer Gesamtlänge von 5,50 m die Ausmaße des in Serie produzierten Rolls-Royce Trent 1000. Nach den zwei über ein Getriebe miteinander verbundenen Fanstufen gelangte die Luft über einen siebenstufigen Niederdruck- und einen achtstufigen Hochdruckverdichter über die Brennkammer an die einstufige Hochdruck- und die einstufige Niederdruckturbine zur Austrittsdüse des Kerntriebwerkes.

Finanzierungsprobleme verzögerten die Arbeiten am NK-93, die erst ab dem Jahr 1998 in größerem Umfang wieder aufgenommen wurden. Im Jahr 1999 stellte man durch Tests auf dem Prüfstand fest, dass der spezifische Kraftstoffverbrauch des NK-93 um 10 bis 12 % unter dem der in- und ausländischen Konkurrenz lag. Von dem 180 kN Schub leistenden Antrieb konnten bis zum endgültigen Abbruch der Arbeiten im Jahr 2009 insgesamt 11 Exemplare fertiggestellt werden. Der Erstflug fand am 29.12.2006 mit Triebwerk Nr. 10 an einer Iljuschin Il-76 LL (No. 76492) statt, wobei der Fan nur durch Autorotation bewegt wurde. Das Triebwerk wurde beim Flug am 03.05.2007 erstmals zum Antrieb des Transportflugzeuges eingesetzt. Als Problem wurden die hohe Trockenmasse von 7.000 kg (mit Fansystem und Triebwerksverkleidung) ohne den Einsatz von CFK-/GFK-Werkstoffen und die Langzeithaltbarkeit des Getriebes erkannt.

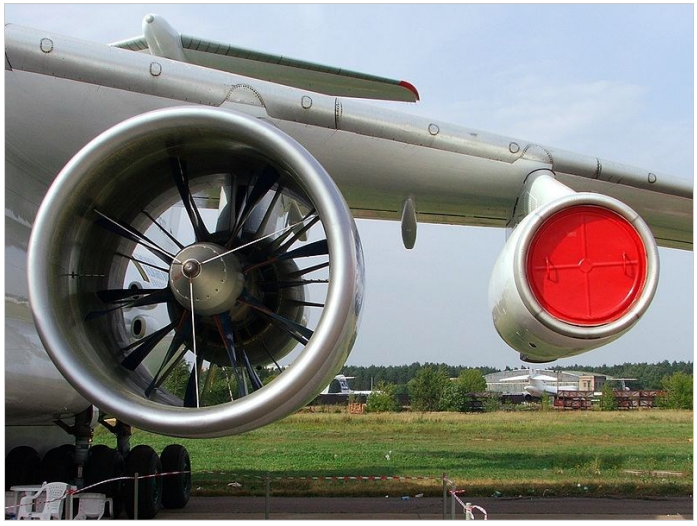


Abb. 4 - NK-93 engine

Bild: de.wikipedia.org, Quelle: http://www.airliners.net/photo/Gromov-Flight-Research/Ilyushin-Il-76LL/1270539

Urheber Pavel Adzhigildaev

(Fortsetzung auf Seite 38)

(Fortsetzung von Seite 37)

Auf der Basis der Tu-204-100 mit Kerosin stand mit der Tu-204 K bereits das Nachfolgemodell für die Tu-155/156 fest. ZTL-Triebwerke PS-92 waren für den Antrieb vorgesehen. In die Tanks sollten 22.500 kg LNG und 5.500 kg Kerosin passen. Damit hätte man 210 Passagiere mit Gepäck über eine Entfernung von 2.700 nm (5.200 km) befördern können. Die projektierte maximale Startmasse lag bei 110.750 kg. Spätere Versionen (TU-206/216) wären nur noch mit insgesamt 24.000 kg LNG oder ? kg LH2 gestartet. Ein Teil der Tanks wurde dazu auf dem Flugzeugrumpf platziert.

Abb. 5 — Red Wings Airlines Tupolev Tu-204-100, Quelle: en.wikipedia.org,
Autor: Sergey Riabsev, User: Cruks

Das Awiadwigatel PS-90 wird von der Perm Engine Company in Perm/Russland hergestellt. Die erstmalige Zulassung erfolgte im Jahr 1992. Das Triebwerk findet an folgenden Flugzeugen Verwendung: Tupolew-Tu-204/214, Iljuschin Il-76MF/TF sowie Il-76MD-90 und Iljuschin Il-96. Es existieren mit dem PS-90A, dem PS-90A-76, dem PS-90A1, dem PS-90A2, dem PS-90A-42 und dem PS-90A3 verschiedene Versionen. Die Grundversion PS-90A leistet 156,9 kN Schub. Die Trockenmasse beträgt 2.950 kg. Bei einem Fandurchmesser von 1,90 m und einer Länge von 4,96 m verfügt das Triebwerk über ein NSV von 4,36 : 1 und ein GDV von 31,1 :1. Die Variante PS-90A2 kann durch Verwendung von Triebwerkskomponenten aus Deutschland, Frankreich, Schweden und den USA im Schub auf bis zu 171 kN gesteigert werden und erfüllt die ETOPS-/ICAO, Chapter 3 - Bestimmungen. Das Kerntriebwerk verfügt über einen zweistufigen Niederdruck- und einen dreizehnstufigen Hochdruckverdichter, eine Ringbrennkammer sowie eine zweistufige Hochdruck- und eine vierstufige Niederdruckturbine. Die Turbineneintrittstemperatur liegt um 200 Grad Celsius über der des PS-90A. Das daraus abgewandelte PS-90A2M erreicht sogar eine Schubleistung von 176 kN. Noch leistungsstärker ist das aus dem PS-90A entwickelte PS-90A3 mit einem Schub von 185 bis 200 kN, das auch die Bestimmungen des ICAO, Chapter 4 in Sachen Lärmschutz einhalten kann.

(Fortsetzung auf Seite 39)

(Fortsetzung von Seite 38)

Abb. 6 - PS90 engine

Quelle: en.wikipedia.org,
Source http://www.airliners.net/photo/Aeroflot---Russian/Ilyushin-Il-96-300/1964576/L/
Author Nikiforov Konstantin

Das als Prototyp gebaute Kurzstreckenflugzeug Tu-334-100 für 102 Passagiere mit einer Auslegungsreichweite von 3.150 km stand Pate für die Version Tu-334 K. Hier waren modifizierte Triebwerke vom Typ Rolls-Royce BR-715 C vorgesehen, um eine Reichweite von 2.000 km bei einer Flughöhe von 10.600 m zu erreichen. Mit 7.000 kg LNG als Flugkraftstoff und 2.000 kg Kerosin als Reservekraftstoff wollte man die Leistungsanforderungen erfüllen. Die LNG-Tanks sollten auf der Oberseite des Flugzeugrumpfes angebracht werden. Das Programm wurde nach dem Bau und der Erprobung von 2 Maschinen komplett eingestellt und die Suchoi SSJ 100 in die Serienproduktion überführt.

Abb. 7 — Tupolev Tu 334 at MAKS 2007, Quelle: en.wikipedia.org, Autor: Rulexip

(Fortsetzung auf Seite 40)

(Fortsetzung von Seite 39)

Das Rolls Royce BR 715 C1-30 wurde bis zum Produktionsende an der Boeing 717-200 verbaut. Es leistet 93,42 kN Schub bei einem NSV von 4,6 : 1 und einem GDV von 37,6 : 1. Das Trockengewicht liegt bei 2.114 kg. Der Fandurchmesser beträgt 1,47 m und die Gesamtlänge 3,60 m. Das Kerntriebwerk verfügt über einen zweistufigen Niederdruck- und einen zehnstufigen Hochdruckverdichter, eine Ringbrennkammer mit 20 Brennern sowie eine zweistufige Hochdruck- und eine dreistufige Niederdruckturbine. Für den Kraftstoff LNG waren entsprechende Anpassungen am Kraftstoffsystem und an der Brennkammer geplant.

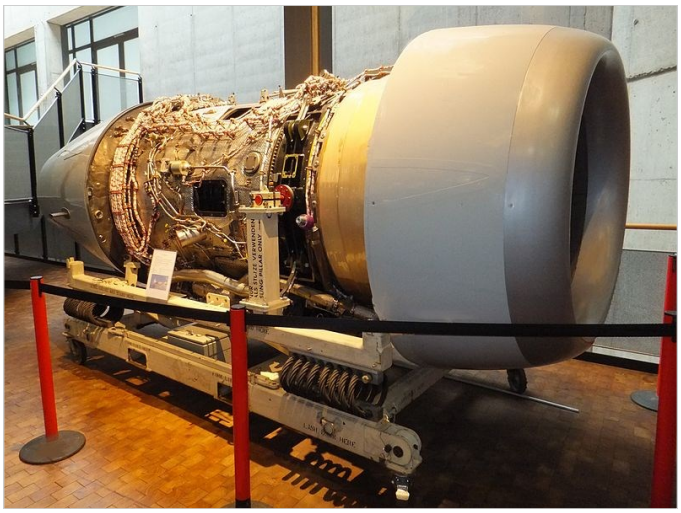


Abb. 8 - Prototyp des BMW Rolls-Royce BR700 im Technikmuseum Berlin

Quelle: de.wikipedia.org,
Urheber: picturecnb.blogspot.com / RonnyNB

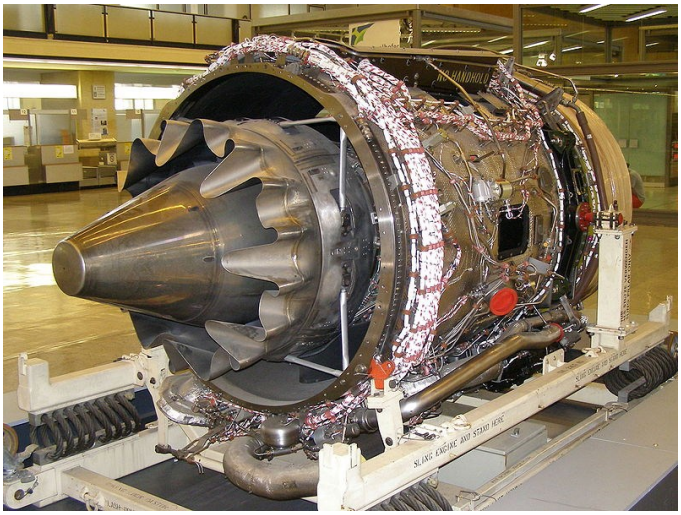


Abb. 9 - Rolls-Royce BR710

Quelle: en.wikipedia.org,
Author: jkb- Permission: (Reusing this file)
GFDL / CC-by-SA

Bilder von wikipedia stehen unter den Bedingungen der GNU-Lizenz für freie Dokumentation. Unter Nennung der Quelle und des Autors ist es erlaubt, die Datei zu kopieren, zu verbreiten und/oder zu modifizieren. Der vollständige Text der Lizenz ist im Kapitel GNU-Lizenz für freie Dokumentation verfügbar - https://commons.wikimedia.org/wiki/Commons:GNU_Free_Documentation_License,_version_1.2.

Alle Rechte an diesem Artikel liegen bei den benannten Quellen und Torsten Pörschke, Pirna
Nutzung bzw. Veröffentlichung nur nach vorheriger schriftlicher Zustimmung.
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

Unsere Magazine — Übersicht *(aktualisiert 15.09.15)*

Biowasserstoff-Magazin
Energie für neues Denken

http://www.biowasserstoff-magazin.de

Biowasserstoff-Magazin
Energiewende

http://energiewende.richey-web.de/

Biowasserstoff-Magazin
Ressourcenwende

http://ressourcenwende.richey-web.de/

http://wasserstoffwelt.richey-web.de/

Unsere Magazine sind kostenlos, unabhängig und frei von bezahlter Werbung.

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!