

75 Jahre Turbostrahlflug

Der Beginn eines neuen Zeitalters der Luftfahrt

Hanns-Jürgen Lichtfuß

Helmut Schubert

Das Werk einschließlich aller Abbildungen ist urheberrechtlich geschützt. Jede Verwertung außerhalb der Grenzen des Urheberrechtsgesetzes ist ohne Zustimmung der Autoren unzulässig und strafbar. Das gilt insbesondere für Vervielfältigungen, Übersetzungen, Mikroverfilmungen und die Einspeicherung und Bearbeitung in elektronischen Systemen.

Deckblatt:

Hans Joachim Pabst von Ohain mit 25 Jahren
Heinkel He S 3B
Heinkel He 178

63. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2014**„Luft- und Raumfahrt – Antrieb zu neuen Horizonten“**

Augsburg (16.-18. September 2014)

**75 Jahre Turbostrahlflug
Der Beginn eines neuen Zeitalters der Luftfahrt**

(16. September 2014)

Hanns-Jürgen Lichtfußⁱ
Helmut Schubertⁱⁱ**Inhalt**

1.	Kurzreferat.....	1
2.	Der virtuelle Wettbewerb.....	1
2.1.	Deutschland	1
2.2.	Großbritannien.....	6
2.3.	Vereinigte Staaten	8
2.3.1.	Lockheed.....	8
2.3.2.	Northrop.....	9
2.3.3.	NACA Special Committee of Jet Propulsion	9
2.3.4.	Allis-Chalmers	10
2.3.5.	Westinghouse.....	11
2.3.6.	General Electric.....	12
2.4.	UdSSR.....	13
2.5.	Italien	15
2.6.	Japan	15
2.7.	Ungarn	16
2.8.	Technologie.....	16
3.	Erste Jahre nach dem Krieg	19
3.1.	Vereinigte Staaten von Amerika	19
3.1.1.	Wright	19
3.1.2.	Pratt & Whitney	20
3.2.	Technologie.....	21
4.	Die Bewährung.....	21
5.	Die Wandlung des Luftverkehrs.....	23
6.	Der heutige Massenluftverkehr	28
6.1.	Der Technologietreiber	28
6.2.	Die zivile Ableitung	29
6.3.	Re-Engining (Remotorisierung)	32
6.3.1.	Douglas DC-9	32
6.3.2.	Boeing 737	33
6.3.3.	Airbus A320.....	35
6.4.	Der zivile Sonderweg.....	36
7.	Militärische Sonderwege	36
7.1.	Frachtflugzeuge	36
7.2.	Strategische Bomber	37
7.3.	Senkrechtstarter	38
8.	Wie wird es weiter gehen?.....	39
9.	Schlußbemerkung.....	42
10.	Abbildungsverzeichnis	43
11.	Abkürzungen.....	44
12.	Literaturverzeichnis	49

1. Kurzreferat

Am Sonntag, den 27. August 1939, kurz vor Sonnenaufgang startet auf dem Werksflugplatz der Firma Ernst Heinkel AG in Rostock-Marienehe der Testpilot Erich Warsitz mit einer Heinkel He 178 den ersten Flug eines Flugzeuges mit einem Turbostrahltrieb. Als Antrieb dient das vom Physiker Dr. Hans Joachim Pabst von Ohain entwickelte Strahltriebwerk He S 3 B. Mit diesem Ereignis beginnt der weltweite Siegeszug der Gasturbine als Turbo- und Propellerstrahltrieb von militärischen und zivilen Flugzeugen und als Wellenleistungsantrieb von Hubschraubern.

In diesem Vortrag werden an typischen bzw. epochemachenden Beispielen die Entwicklungsfortschritte der Fluggasturbine dargestellt, bis hin zu den heute größten und aktuellsten Ausführungen. Dabei wird auf die konzeptionellen Besonderheiten sowie auf technologische Parameter eingegangen. Sowohl die Verbesserungen im Bereich der Turbomaschinen werden aufgezeigt, als auch die Werkstoff-, Fertigungs- und Umweltaspekte behandelt. Aber auch Fragen der Zuverlässigkeit, der erreichten Betriebssicherheit sowie der Wartungsfortschritte werden diskutiert. Abschließend wird auf verschiedene, zukünftige Entwicklungsmöglichkeiten der Gasturbine hingewiesen.

**2. Der virtuelle Wettbewerb
2.1. Deutschland**

Die Absicht dieses Beitrages ist es einen Überblick über das Thema 75 Jahre Strahlflug zu geben. Begonnen wird mit den Anfängen in Deutschland, Großbritannien und in den USA. Wir beginnen mit einem kurzen Film, s. Abbildung 1, welcher den Beginn dieses neuen Zeitalters nicht eindrücklicher schildern kann, vor allem da der damalige Testpilot

Erich Warsitz¹ [1] den Film nachträglich selbst kommentiert. Dieser Film zeigt eine wahre Revolution der Luftfahrt, die mit diesem Flug ihren Anfang nahm. Dies soll im folgenden dargestellt und damit untermauert werden.

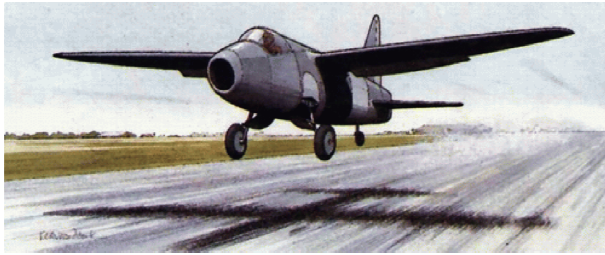


Abbildung 1: Erstflug des Strahlflugzeuges Heinkel He 178 am 27.08.1939

(Video: www.firstjetpilot.com/archive.html)

Das gezeigte Flugzeug wird angetrieben von einem Strahltriebwerk Heinkel He S 3 B, das der junge Physiker Dr. Hans Joachim Pabst von Ohain² [2] entwickelt hat. Das Triebwerk, s. Abbildung 2, besteht aus einem Lufterinlauf, einem Radialverdichter, einer Brennkammer in Form einer Umkehrbrennkammer, da sie die Strömung um 270° umlenkt, einer Radialturbine, die den Verdichter antreibt und der folgenden Schubdüse, aus der der Abgasstrahl dann in die Umgebung austritt.

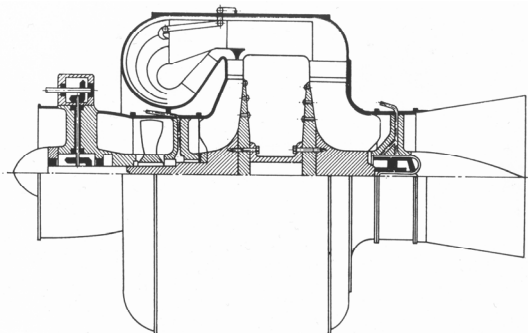


Abbildung 2: Strahltriebwerk Heinkel He S 3 B

Die Idee zu dieser völlig neuen Antriebsart kommt dem Studenten bereits 1931 während seines ersten Fluges mit einer Junkers Ju52 von Köln nach Berlin. Ihn stört der Lärm des Propellers, die Vibration der Kolbenmotoren und das dadurch zusätzlich hervorgerufene Geratter und Gedröhne in der Kabine. Er träumt von einem Flugzeug, daß ähnlich wie sein Segelflugzeug bei der Akaflieg in Göttingen, ruhig und fast lautlos durch die Luft gleitet. In der Automobilreparaturwerkstatt Bartels

¹ Erich Warsitz (* 18.10.1906 in Hattingen; † 12.07.1983 in Lugano)

² Dr. Hans Joachim Pabst von Ohain (* 14. Dezember 1911 in Dessau; † 13. März 1998 in Melbourne, Florida) Physiker und Vater des ersten sowohl realisierten als auch geflogenen Strahltriebwerkes

und Becker seines Opel „Laubfrosches“ kommt von Ohain während seines Studiums in Göttingen mit dem Mechaniker Max Hahn in Kontakt. Dieser Mechaniker ist die gute, wenn nicht die ideale, Ergänzung des Physikers. Nach Abschluß seiner Promotion 1935 an der Georg August Universität Göttingen mit einer optischen Arbeit [3] und nach vielen Versuchen und Rückschlägen beim Experimentieren mit einem ersten Modell seiner Gasturbine in einer Halle der Automobil-Reparaturwerkstatt trägt von Ohain seine grundsätzliche Idee noch einmal seinem Doktorvater dem Physiker Robert Pohl vor. Dieser bestätigt ihm die Richtigkeit der zu Grunde liegenden Idee, überzeugt ihn aber, daß eine praktisch funktionierende Entwicklung nur in Verbindung mit einer Industriefirma erfolgversprechend sei.

Als Ergebnis der Diskussion mit Prof. Pohl wählt von Ohain die Ernst Heinkel Flugzeugwerke GmbH in Rostock aus und kann dort Mitte April 1936 zusammen mit Max Hahn mit seiner Entwicklung beginnen. Mit dem erfolgreichen Unternehmer Ernst Heinkel³ [4] gesellt sich der dritte Erfolgsfaktor hinzu. Heinkel ist gewillt die Entwicklung zu bezahlen und auch ein kleines Team zur Verfügung zu stellen. Als Unternehmer will er aber auch möglichst schnell Erfolge sehen. Er erzeugt daher den nötigen zeitlichen Druck, und bereits im März 1937 läuft das erste Triebwerk erfolgreich auf dem Prüfstand in Rostock-Marienehe. Heinkel gibt daraufhin auch die Entwicklung eines speziellen Forschungsflugzeuges (He 178) in Auftrag, und mit einem weiterentwickelten He S 3B Strahltriebwerk kommt es am 27. August 1939, 4 Tage vor Ausbruch des 2. Weltkrieges, im Morgengrauen auf dem Werksflugplatz in Marienehe zu dem historischen Erstflug.

Trotz des großen Erfolges bekommt Heinkel Schwierigkeiten bei der weiteren Fortführung der eigenen Strahltriebwerksaktivitäten. Im Reichsluftfahrtministerium (RLM) existiert in der Zwischenzeit eine eigene Arbeitsgruppe für Sondertriebwerke innerhalb der Abteilung LC 8 (Entwicklung für Flugantriebe) des T-Amtes. Helmut Schelp⁴ kämpft dort für die Entwicklung

³ Ernst Heinrich Heinkel (* 24. Januar 1888 in Grunbach; † 30. Januar 1958 in Stuttgart) Ingenieur, Flugzeugkonstrukteur und Unternehmer
⁴ Helmut R. Schelp. Dipl.-Ing und Fliegerstabsingenieur (* 11.06.1912 in Görlitz; † 08.05.1994, Cupertino, St.Clara Cty., Cal. USA), seinen Master hat er 1936 an der Stevens University in Hoboken, NJ, abgelegt

von Strahltriebwerken und hat in Hans A. Mauch⁵, der im RLM seit dem 15. April 1938 für Raketen- und Pulstriebwerke zuständig ist und bei einer Testvorführung des Ohainschen Triebwerkes zugegen war, einen der anfänglich wenigen Mitstreiter. Mauch ist aber der festen Überzeugung derartige Strahltriebwerke können nur von Flugmotorenfirmen und nicht von Zellenfirmen erfolgreich realisiert werden. Schelp wiederum favorisiert die Axialverdichterlösung, da diese einen wesentlich kleineren Widerstandsquerschnitt ermöglicht. Heinkel als reiner Zellenbauer und einer Radialmaschine hatte in diesem Konzept keinen Platz. Nur durch ein spezielles Arrangement mit dem befreundeten Ernst Udet⁶ darf Heinkel, in Zusammenhang mit dem eingehaltenen Erstflug (30.03.1941) des ersten Strahljägers, der Heinkel He 280, im Mai 1941 die Hirth⁷ Motoren GmbH in Stuttgart-Zuffenhausen übernehmen, und als neuer Motorenbauer in der Heinkel-Hirth Motoren GmbH seine Strahltriebwerksaktivitäten fortsetzen.

Ebenfalls auf Grund einer reinen Firmeninitiative wird im April 1936 im Junkers Zweigwerk Magdeburg unter strenger Geheimhaltung die Projektierung mehrerer Turboantriebe in einer kleinen Abteilung (Kobü II) aufgenommen, s. [5], [6] and [7].

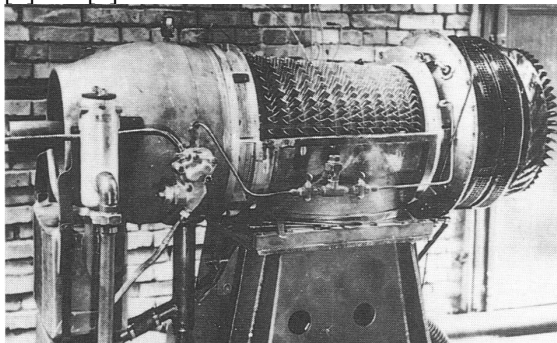


Abbildung 3: Junkers RT0 mit geöffnetem 14 stufigen Verdichter.

Die Anregung erfolgt durch Prof. Herbert Alois Wagner⁸, der vorher bereits 1935 als Ordinarius für Luftfahrtwesen an der Technischen Hochschule Charlottenburg das Konzept eines PTL Triebwerkes

⁵ Hans A. Mauch (* 6. März 1906 Bad Cannstatt; † 20. Januar 1984 in Dayton, Ohio)

⁶ Ernst Udet (* 26. April 1896 in Frankfurt am Main; † 17. November 1941 in Berlin), Generaloberst und Generalluftzeugmeister der Wehrmacht im RLM, Träger des Pour le Mérit (April 1918)

⁷ Hellmuth Hirth (* 24. April 1886 in Heilbronn; † 1. Juli 1938 in Karlsbad) Flugpionier, Flugzeug- und Flugmotorenkonstrukteur. Unternehmer

⁸ Wagner, Herbert Alois (* 22.5.1900 Graz; † 28.5.1982 Corona del Mar (USA))

vorschlägt und im gleichen Jahr vom Junkers Generaldirektor für Sonderentwicklungen, Heinrich Koppenberg⁹, zu Junkers geholt wird. Dort werden aus dieser Idee, unter der Leitung von Dipl.-Ing. Max Adolf Müller¹⁰ in einem Zweigwerk in Magdeburg, mehrere derartige Projekte bearbeitet und schließlich ein TL- und ein PTL-Triebwerk axialer Bauart gefertigt und prüfstandsreif gemacht. Ein erstes Gerät RT0 (Rückstoß-Turbine 0), s. Abbildung 3, kommt im Sommer 1939 in Magdeburg auf den Prüfstand, kann aber zunächst nicht zum selbständigen Lauf gebracht werden.

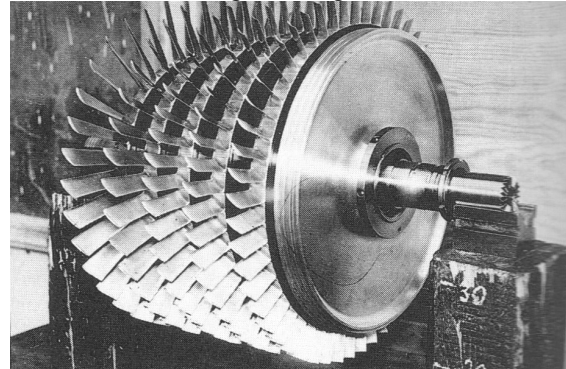


Abbildung 4: Laufrad eines fünfstufigen Verdichters des Junkers Teams in Magdeburg.

Eine Besonderheit dieses Triebwerkes ist eine in Magdeburg selbst, von Rudolf Friedrich¹¹, ausgelegte Verdichterbaureihe, die sämtlich mit einem Reaktionsgrad von $r = 0,5$ versehen sind, s. Abbildung 4. Friedrich, der 1933 direkt nach seinem Studium in Breslau und Hannover bei Junkers seine Tätigkeit beginnt, kommt 1935 in Kontakt zu Wagner und wird Mitglied der zu Beginn nur aus drei Mitarbeitern bestehenden Triebwerksgruppe. Für die Verdichterauslegung benutzt Friedrich vor allem die Dissertation von Curt Keller [8] an der ETH Zürich als Vorlage zur Auslegung und erreicht hervorragende Wirkungsgrade, s [7].

Am 31. Juli 1939 werden, überraschend für das Team, die Arbeiten auf Befehl der Junkers Führung in Dessau abgebrochen, und es erfolgt ein Umzug des immer noch kleinen Teams nach Dessau, da im gleichen Monat Junkers in Dessau vom RLM einen Entwicklungsauftrag für ein 600 kp Schub TL-Triebwerk erhält. Die Projektleitung für dieses Triebwerk in der Junkers Motorenabteilung wird Dr. Anselm Franz übertragen, der vorher dort mit

⁹ Heinrich Koppenberg (* 15. März 1880 in Herne; † 6. September 1960 in Karlsruhe) Konstrukteur und Industrie-Manager.

¹⁰ Müller, Max Adolf (* 10.08.1901 in Metz/Lothringen; † 1962)

¹¹ Rudolf Friedrich (* 26.09.1909 in Waldenburg/Schlesien; † 21.02.1998 in Karlsruhe)

der Entwicklung von Turboladern betraut war. Bei der Entwicklung dieses neuen Triebwerkes beginnt er einen Neuanfang, ohne die Erfahrung mit der RT0 zu berücksichtigen. Daher wechseln die meisten Mitarbeiter aus Magdeburg zur Firma Heinkel nach Rostock, von der sie ein entsprechendes Angebot bekommen. Hier entwickeln sie, unter der Leitung von Max Adolf Müller, die RT0 weiter zur He S 30, s. Abbildung 5. Gerade in dem Augenblick in dem

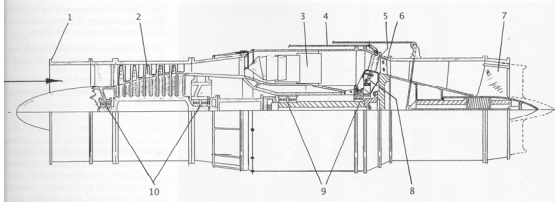


Abbildung 5 Heinkel He S 30 (He 109-006)

Verdichter: 5 x axial, $\pi = 2,8$, $r = 0,5$.

Turbine: 1 x axial

Erstlauf: 1941. Die Turbine liefert nicht die ausreichende Leistung für den Verdichter. Daraufhin Turbinen-Neuauslegung durch Hans Stabernack in Zuffenhausen.

Im April 1942 wird ein Schub von 8,04 kN (820 kp) gemessen.

dieses Triebwerk seine Entwicklungsziele erreicht und am Prüfstand demonstriert, veranlaßt das RLM im Herbst 1942 die Einstellung des Projektes, welches sicher das zu dieser Zeit attraktivste aller deutschen Triebwerksprojekte bezüglich des Schub/Gewichtsverhältnisses darstellt.

Bald nach dem erfolgreichen Flug der He 178 werden die vier Flugmotorenhersteller, die Junkers Flugzeug- und Motorenwerke AG, die BMW Flugmotorenbau GmbH, die Brandenburgischen Motorenwerke (Bramo) und die Daimler-Benz AG, zu Studien-, Forschungs- und Entwicklungsvorhaben ermuntert und gedrängt. Ende 1939 ist das Projekt auf gutem Wege und Schelp dessen Leiter im RLM.

Bei Junkers wird in diesem Rahmen im Dessauer Motorenwerk (Leitung Prof. Dr. Otto Mader¹²) die Jumo 004, s. Abbildung 6 als reine Axialmaschine, von Anselm Franz¹³ [9] entwickelt. Letzterer geht bei der Entwicklung auf Nummer sicher. Als Verdichter wählt er eine achsstufige Ausführung, dessen Auslegung von der AVA (Aerodynamische Versuchsanstalt Göttingen e. V. in der Kaiser-Wilhelm-Gesellschaft) unter der Leitung von Dipl.-Ing. Walter Encke bereitgestellt wird.

¹² Otto Mader (* 17. September 1880 in Nürnberg; † 9. September 1944 in Landeck (Tirol))

¹³ Dr. Anselm Franz (* 21. Januar 1900 in Schladming, Österreich; † 18. November 1994 in Bridgeport, Connecticut) Ingenieur, Vorstand bei AVCO Lycoming.

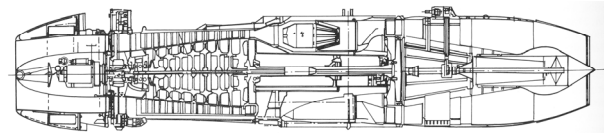


Abbildung 6: Jumo TL109-004 Strahltriebwerk.

Erstlauf: 11.10.1940, Schub: 8,8kN (900kp), $\pi = 3,2$.

Erstflug: 18.07.1942 in einer Messerschmitt Me 262 in Leipheim (Testpilot: Fritz Wendel)

Die Auslegung der Axialturbinen erfolgt in der Turbinenfabrik (Leitung Ernest Anton Kraft¹⁴, [10]) der AEG in Berlin. Die Brennkammer als ringförmig angeordnete Einzelbrennkammern entwickelt Junkers selbst. Am hinteren Ende des Triebwerkes ist die innere, pilzförmige Verstelldüse hervorzuheben, die sich axial verschieben läßt.

Der Erstlauf dieses Triebwerkes erfolgt in Dessau am 11. Oktober 1940. Es wird dann knapp zwei Jahre später, am 18. Juli 1942, in einer Messerschmitt Me 262, s. Abbildung 7, von Fritz Wendel in Leipheim erstmals als Flugzeugantrieb in der Luft erprobt. Bis zum Ende des Krieges werden von den Serienausführungen B-1 und B-2 mehr als 6.000 Stück gefertigt. Allerdings ließ sich auch mit diesen Strahljägern, die den eingesetzten Flugzeugen mit Kolbenmotoren deutlich überlegen sind, die alliierte Luftüberlegenheit nicht mehr brechen. Dies liegt am grundsätzlichen Materialmangel der deutschen Seite, am fehlenden Brennstoff, vor allem aber am Mangel gut ausgebildeter Piloten und natürlich in Folge der ununterbrochenen alliierten Bombenangriffe.



Abbildung 7: Messerschmitt Me 262, zweistrahliges Jagdflugzeug mit gepfeilten Flügeln.

BMW entwickelt nach der Mitte 1939 erfolgten Vereinigung mit Bramo in der BMW Flugmotorenwerke Brandenburg GmbH in Berlin-Spandau die, dem Jumo 004 äußerlich sehr ähnliche, Axialmaschine BMW 003, s. Abbildung 8. Die Entwicklung steht unter der Leitung von

¹⁴ Prof. Dr.-Ing. Ernest Anton Kraft (* 1890 in Wien; † 19.02.1962) Ingenieur, Direktor der AEG Turbinenfabrik

Hermann Östrich¹⁵, s. [11], [12], [5], [13] und [6]. Der Schub dieses Triebwerkes ist etwas geringer als der des 004, die Abmessungen sind etwas kleiner, aber die technischen Anforderungen werden etwas höher als beim Konkurrenztriebwerk angesetzt.

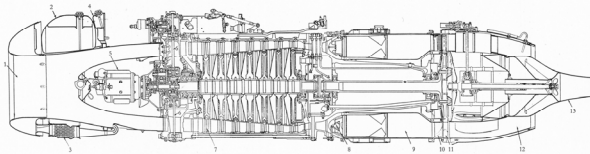


Abbildung 8: BMW TL109-003 Strahltriebwerk.
Erstlauf 20.02.1941, Schub: 7,8kN (800kp), $\pi = 2,7$ (6-stufig) $\pi = 3,2$ (7-stufig)

Der zuerst sechsstufige Verdichter wird während der Entwicklung durch einen siebenstufigen ersetzt, in den ersten Ausführungen werden beide, ebenfalls wie bei Junkers, von der AVA entwickelt. Es ist das erste Triebwerk mit einer echten Ringbrennkammer. Die einstufige Hochdruckturbine stellt eine Eigenentwicklung dar, da BMW Turbinenerfahrung aus ihren Abgasturboladern aufweist, und die Turbinenlaufschaufeln sind luftgekühlt. Letzteres ist eine Notwendigkeit, da die für Hochtemperaturen erforderlichen Materialien wie Nickel (Ni), Chrom (Cr) und Kobalt (Co) nicht ausreichend zur Verfügung stehen. Bedingt durch die Kühlung können auch vereinfachte Fertigungsverfahren, wie Blechschaufel, in Erwägung gezogen werden. Das Aggregat besitzt als erstes Strahltriebwerk überhaupt eine verstellbare Schubdüse in Form einer axial verschiebbaren Pilzdüse. Die Entwicklung dauert, auch als Folge der anspruchsvolleren Anforderungen, etwas länger, so daß der Erstlauf etwa vier Monate, am 20. Februar 1941, nach dem Junkers Triebwerk erfolgt. Der erste Einsatz des Triebwerks an einem Prototyp der Me 262 im März 1942 endet jedoch fast in einer Katastrophe, weil eines der Triebwerke im Flug ausfällt und das andere zur Sicherheit abgestellt werden muß. Die Me 262 wird daraufhin für das Junkers Jumo 004 umkonstruiert. Die eigentliche Anwendung der 003 erfolgt später im einmotorigen Volksjäger Heinkel He 162 Salamander und in der vierstrahligen Arado Ar 234. Bis Kriegsende werden knapp 800 Triebwerke in Basdorf und untertage im Salzbergwerk Neu-Staßfurt gefertigt gefertigt.

Parallel zu Östrichs Entwicklung läuft in Spandau ab 1938 die Entwicklung eines weiteren axialen Turbotriebwerks-Projektes P 3304, offiziell BMW TL 109-002, s. Abbildung 9. Dieses

¹⁵ Dr. Hermann Östrich (*30. Dezember 1903 in Beeckerwerth [Stadtteil von Duisburg]; †2. April 1973 in Paris)

Triebwerk ist sowohl mit einem gegenläufigen Verdichter (5 +4 Stufen), als auch einer gegenläufigen Turbine (3+4 Stufen) ausgerüstet. Nach einem Mitte 1939 mit BMW abgeschlossenen Vertrag übernimmt der Ingenieur-Berater Hellmut Weinrich¹⁶ aus Chemnitz den Entwurf und die Konstruktion und BMW/Bramo den Bau und die Erprobung dieses Triebwerkes. Anfang 1942 erfolgt der Abbruch der Arbeiten am gegenläufigen Triebwerkskonzept BMW TL 109-002 und die Konzentration auf das Triebwerk BMW TL 109-003.

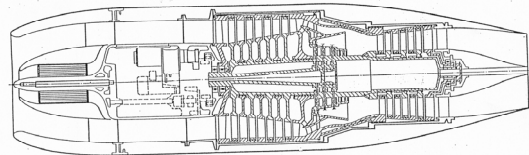
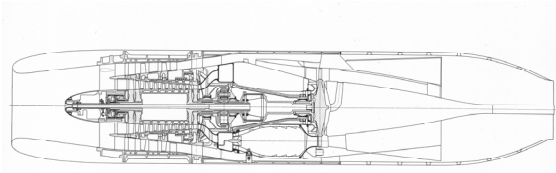


Abbildung 9: BMW 109-002 (P 3304)
Verdichter: 5 + 4 axial gegenläufig
Turbine: 3 + 4 axial gegenläufig
Stand Schub: 5,89 kN (600 kp)

Die Daimler-Benz AG in Stuttgart entwickelte ab 1941, als letzte der Flugmotorenfirmen, unter der Leitung von Karl Leist¹⁷, s. [14], der seit 1939 für die Turboladerentwicklung bei DB zuständig ist, ein Zweikreis-Strahltriebwerk DB TL109-007 (ZTL), s. Abbildung 10, das in drei Exemplaren gebaut wird und auch auf dem Prüfstand erprobt wird, s. Abbildung 11. Das Aggregat besitzt einen gegenläufigen Axialverdichter, dessen Außenläufer mit 8 nach innen gerichteten Laufschaufeln versehen ist. Zusätzlich besitzt er noch 3 äußere Schaufelreihen, die in den Nebenstrom gerichtet sind. Der Innenläufer besitzt 9 Laufreihen, die nach außen gerichtet sind. Die beiden gegenläufig rotierenden Rotoren werden über ein Planetengetriebe von einer einstufigen Turbine angetrieben, die aus Kühlungsgründen teilbeaufschlagt betrieben wird. Das Auslegungsdruckverhältnis beträgt $\pi = 8$. Auch hier erfolgt die Verdichterauslegung durch die AVA, aber es gibt eine spätere Alternativauslegung durch die Firma Voith Heidenheim. Die Brennkammer besteht aus 4 Rohrbrennkammern, die ringförmig angeordnet sind. Später wird deren Zahl auf 5 vergrößert. Der Erstlauf erfolgt am 27. Mai 1943. Das gewählte Nebenstromverhältnis beträgt $\mu = 2,42$, der Stand Schub 13,7kN (1.400 kp).

¹⁶ Hellmut Weinrich (* 18.01.1909 in Greiz, † 09.03.1988 Heidenheim an der Brenz)

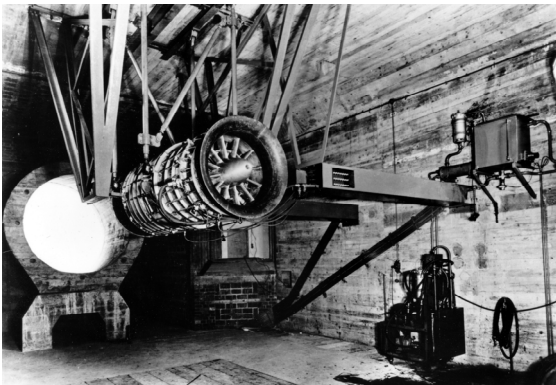
¹⁷ Prof. Karl Leist (* 20. Januar 1901 in Berlin; † 10. Mai 1960 in Stanggaß Gemeinde Bischofswiesen bei Berchtesgaden)



**Abbildung 10: Schnitt Daimler-Benz
Zweikreistriebwerk DB 109-007.**

**Verdichter: axial 8 + 9 gegenläufig, $\pi = 8$
Nebenstromverhältnis: $\mu = 2,42$
Stand Schub: 13,7 kN (1.400 kp)**

Die Entwicklung der 007 wird, in Folge der Kriegslage und des Vorranges von Jagdflugzeugen, im März 1944 durch das RLM abgebrochen. Prof. Karl Leist war bereits am 1. Oktober 1941 an die TH Braunschweig gewechselt, wo er aber auch das Zweikreistriebwerk weiterbearbeitet.



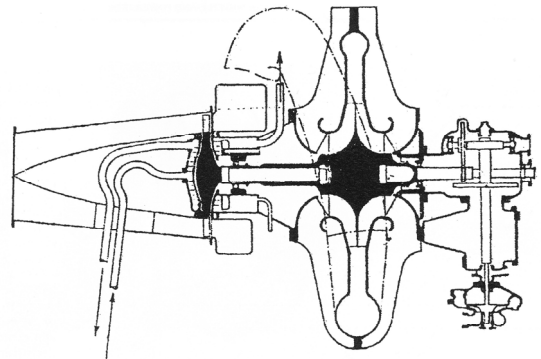
**Abbildung 11: Daimler-Benz Zweikreistriebwerk
DB 109-007, Erstlauf: 27. Mai 1943,**

2.2. Großbritannien

Nach dieser kurzen Beschreibung der Entwicklung auf der deutschen Seite wenden wir unseren Blick auf die andere Kanalseite. Hier in Großbritannien träumt Frank Whittle¹⁸, s. [15], [16], der englische Testflieger der Royal Air Force (RAF), bereits seit den 20er Jahren des vergangenen Jahrhunderts von einem Antrieb, der einen vibrationsarmen und vor allem einen schnelleren Flug ermöglicht. Zu Whittles Leidwesen zeigen aber sowohl die britische Regierung als auch private Investoren in Großbritannien zu dieser Zeit überhaupt kein Interesse an seinen Ideen. Das ändert sich erst im Jahre 1934, als er zu einem zweijährigen Ingenieurkurs an die Cambridge University abkommandiert wird. Durch Vermittlung eines alten Kameraden kommt es 1935 zu Kontakten mit Finanzinvestoren, die letztlich am 27. Januar 1936 zur Gründung der Firma Powerjet Ltd. führt. Diese

¹⁸ Luftkommodore Sir Frank Whittle (* 1 June 1907 in Earlsdon, Coventry; † 9 August 1996 in Columbia, Maryland, 1948 zum Ritter (KBE Knight Commander) des Britischen Empire geschlagen)

wendet sich an den Dampfturbinenspezialisten British Thomson-Houston, und es kommt zu der Vereinbarung einen experimentellen Triebwerksprüfstand in der BTH Fabrik in Rugby, Warwickshire einzurichten. Zum erfolgreichen Erstlauf des ersten Triebwerkes W. U. (Whittle Unit), s. Abbildung 12, kommt es am 12. April 1937, also nur wenige Wochen nach dem Erstlauf des Ohainschen Triebwerkes in Marienehe. In den nächsten zwei Jahren wird das Aggregat zur W1 weiterentwickelt und flugtauglich gemacht, bevor dann am 15. Mai 1941 auf dem RAF Flughafen in Cranwell eine Gloster E28/E39, s. Abbildung 13, mit diesem Antrieb zum Erstflug aufsteigt.



**Abbildung 12: Frank Whittles erstes lauffähiges
Triebwerk W. U. (Whittle Unit).**

**Erstlauf am 12.04.1937 in Rugby. Stand Schub: 3,8 kN
(388 kp)**



Abbildung 13: Gloster E28/E39

**Erstflug: 15.05.1941 mit 1 x Whittle W1
Strahltriebwerk. Pilot des Erstfluges: Flt Lt P.E.G.
Jerry Sayer**

Sowohl von Ohain als auch Whittle benutzen in ihren Entwürfen Radialverdichter, wobei Whittle bei seinen ersten realen Maschinen eine doppelstufige Ausführung wählt. Bei den Turbinen allerdings kommt bei Whittle eine Axialturbinen zum Einsatz, während von Ohain eine Radialturbinen wählt. Bei den im Flug eingesetzten Brennkammern besitzt die He S 3B eine 270 ° Umkehringbrennkammer und die W.1 zehn

einzelne Rohrbrennkammern, die über der Turbine und teilweise über der Düse angeordnet sind mit einer Umlenkung von 360° .

Wie in Deutschland werden aber auch in Großbritannien an anderer Stelle Ideen zu reinen Axialmaschinen entwickelt und umgesetzt. Dies geschieht seit Mitte der 20er Jahre im RAE (Royal Aircraft Establishment) in Farnborough. Der Haupttreiber dieser Studien und Experimente ist Dr. Alan Arnold Griffith¹⁹ [17], [18], der ab 1928 durch Hayne Constant²⁰ unterstützt wird. Es werden Strahltriebwerke als Studienobjekte entworfen und untersucht, s. [6]. Reale Konstruktionen und Experimente werden nicht an Gesamtmotoren sondern nur an Modellen und Komponenten wie Axialverdichtern und -turbinen durchgeführt. Einer der Verdichter ist in Abbildung 14 gezeigt.

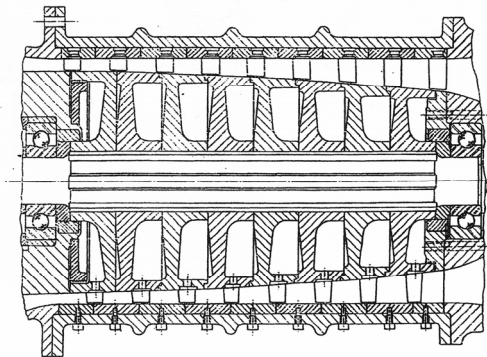


Abbildung 14: RAE 8-stufiges Axialverdichter Modul "Anne" von Alan Arnold Griffith and Hayne Constant in 1938.

Auf der Basis dieser bei der RAE entworfenen und erprobten Verdichter entwickelt die Firma Metropolitan-Vickers Electrical Co. Ltd. (Metrovick) in Manchester das erste britische Axialtriebwerk F2.1, s. Abbildung 15 (im Bild ist eine etwas spätere, leicht verbesserte Ausführung F2.4 (Beryl) zu sehen), das im Dezember 1941 zum ersten Mal auf dem Prüfstand läuft. Der Standschub erreicht 8,00 kN (816 kp). Der neunstufige "Freda" Verdichter stammt von der RAE und erreicht ein Druckverhältnis von $\pi = 3,2$. Die ebenfalls axiale Turbine ist zweistufig, die Brennkammer ringförmig und die Düse unverstellbar. Insgesamt verläuft die Erprobung sehr erfolgreich. Es kommt Mitte 1943 zu ersten Flugversuchen. Da es keine passende Anwendung gibt, bleibt aber unverständlicherweise eine Anwendung aus.

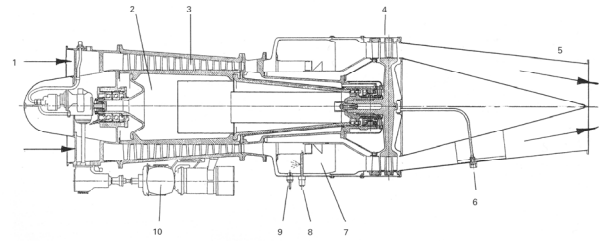


Abbildung 15: Axial-Triebwerk Metrovick F2.4 (Beryl), mit 10stufigem Axialverdichter. Erstlauf (Freda): Dezember 1941. Standschub: 8,00 kN (816 kp).

Zu einer weiteren Entwicklung von Axialmaschinen kommt es bei Armstrong Siddeley Motors Ltd. in Coventry. Der Entwurf ASX, s. Abbildung 16, verwendet einen vierzehn stufigen Verdichter (Sarah) der RAE, besitzt neun Rohrbrennkammern, die ringförmig über dem Verdichter liegen und in umgekehrter Richtung zu diesem durchströmt werden, in eine ringförmige Kammer zusammenfließen bevor die Verbrennungsluft in die zweistufige, axiale Turbine strömt. Durch die ungewöhnliche Anordnung der Brennkammer erhöht sich natürlich auch der Stirnflächenquerschnitt des Triebwerkes. Aus diesem ASX Triebwerk wird eine Turboprop-Version ASP mit gegenläufigen Propellern gebaut, die im April 1945 erstmalig auf dem Prüfstand läuft.

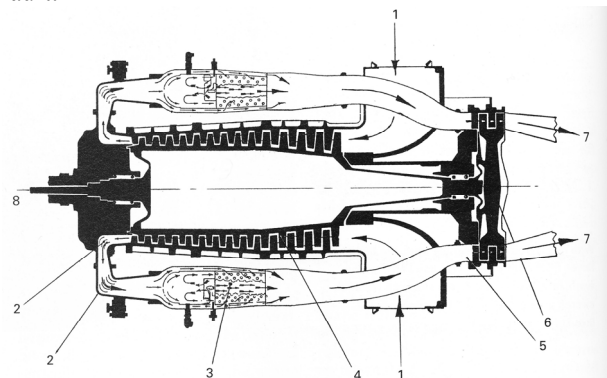


Abbildung 16: Axialtriebwerk Armstrong Siddeley ASX mit 14stufigem Verdichter Sarah des RAE. Erstlauf: April 1943. Standschub: 11,35 kN (1.157 kp), Druckverhältnis: $\pi = 5,0$.

Beide Beispiele dienen der Untermauerung, daß in Großbritannien neben den Whittleschen Radialmaschinen auch Axialmaschinen bereits während des Krieges entwickelt werden. Zum Entsetzen von Frank Whittle entschied die britische Regierung im Jahre 1941, daß die Serienfertigung seiner Maschinen nicht durch Powerjet erfolgen wird, sondern durch Motorenhersteller der Automobilindustrie. Auf Grund dieser Verfügung kann die Firma Rover den Zuschlag für die Fertigung der Serienaggregate erwerben. Im Dezember 1942 kommt es dann zu einem Tausch,

¹⁹ Alan Arnold Griffith (* 13. Juni 1893 in London; † 13. Oktober 1963 in Farnborough)

²⁰ Hayne Constant (* 26. September 1904 in Gravesend, Kent; † 2. Januar 1968 in Hindhead Surrey)

bei dem Rolls-Royce seine Meteor Panzermotorenfabrik in Nottingham Rover überläßt und dafür Rovers Strahltriebwerksfirma in Barnoldswick erhält. Damit wird Rolls-Royce zum Produzenten und Weiterentwickler der Whittleschen Triebwerke. Zusätzlich hat die Firma bereits 1939 den Axialverdichterspezialisten Alan Arnold Griffith vom RAE angeworben und beginnt noch während des Krieges mit einer Axialmaschine, die später die RR Avon werden sollte.

2.3. Vereinigte Staaten

Nach der Betrachtung der Strahltriebwerksentwicklungen in Deutschland und Großbritannien wagen wir jetzt den Sprung über den großen Teich in die Vereinigten Staaten von Amerika. Auch hier gibt es eine ganze Reihe von unterschiedlichen Überlegungen und Experimenten. Auf der einen Seite gibt es eine Entwicklung von Fluggasturbinen innerhalb von zwei Flugzeugfirmen. auf der anderen Seite beginnt etwas später eine derartige Entwicklung bei US-Firmen, die sich mit Turboladern bzw. Dampfturbinen beschäftigen.

2.3.1. Lockheed

Die erste US Firma, die sich mit Gasturbinen als Flugantrieb beschäftigt ist die Lockheed Aircraft Company. Die Idee wird von dem Ingenieur Nathan C. Price²¹ vorangetrieben, der den Vater der später so berühmten Skunk Works, Kelly Johnson²², überzeugt ein Strahltriebwerk für die von ihm favorisierten schnellen Flugzeuge vorzusehen, speziell für den Entwurf der Lockheed Model L-133, s. Abbildung 17. Price entwirft ein überaus kompliziertes Aggregat mit „unendlich“ vielen axialen Verdichterstufen, gefolgt von einem Kolbenverdichter als Endstufe, und er sieht viele Zwischenkühler zwischen den Verdichterstufen vor, s. [19]. Mit diesem aufwendigen Aufbau versucht er einen guten Wirkungsgrad zu erzielen, den er als Voraussetzung ansieht um mit konventionellen Kolbenmotoren konkurrieren zu können. Er vereinfacht das Konzept später auf eine Ausführung mit einem 18stufigen Axialverdichter, 3 folgenden Radialverdichtern mit jeweils einer Zwischenkühlung. In einer weiteren Vereinfachung wird nur noch eine radiale Endstufe verwandt, und schließlich kommt er zu einer Ausführung mit 2 Axialverdichtern mit jeweils 16 Stufen und nur einer Zwischenkühlung dazwischen. Allerdings

²¹ Nathan C. Price ()

²² Clarence Leonard "Kelly" Johnson (* 27. Februar 1910 in Ishpeming, Michigan; † 21. Dezember 1990 Los Angeles) langjähriger Systemingenieur und Luftfahrtinnovator bei der Lockheed Aircraft Company

besitzt auch diese Ausführung noch ein Turbogetriebe zwischen den beiden Verdichtern um sie bei Teillast besser an die Triebwerksbedingungen anpassen zu können.

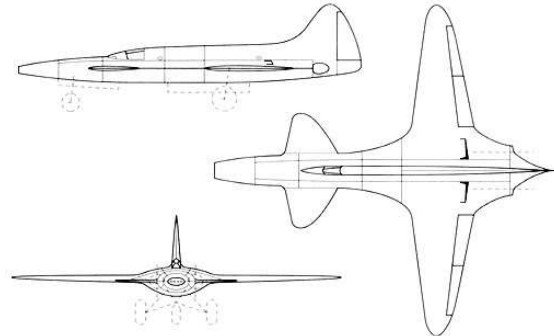


Abbildung 17: Lockheed L-133 Interceptor. Project: 1939 mit 2 x L-1000 (J37)

Diese letzte Ausführung wird bis in die Nachkriegszeit in nur 3 Exemplaren gebaut, s. Abbildung 18, und erreicht auf dem Prüfstand nicht annähernd die Auslegungswerte. Hier zeigt sich neben der Komplexität des Entwurfes auch die Problematik der Zellenfirma Lockheed. Es fehlt an den geeigneten Facharbeitern, den adäquaten Maschinen und es fehlt das Verständnis für eine Motorenentwicklung. In der frühen Nachkriegszeit entsteht die Forderung, das Triebwerk in ein leistungsstärkeres Turboproptriebwerk (PTL), mit der offiziellen Bezeichnung T35, für die neu avisierte strategische Bomberflotte weiterzuentwickeln, die zu dieser Zeit noch mit PTLs ausgerüstet werden soll.

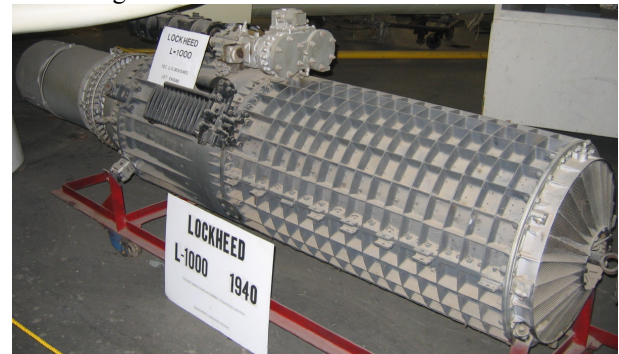


Abbildung 18: Lockheed L-1000 / J37. Erstlauf: 1946. Standschub: 22,7 kN (2.315 kp)

Allerdings verliert Lockheed die Lust an dem Ausflug in den Motorenbereich und verkauft das Triebwerk mit allen Rechten im Jahre 1947 an die Wright Aeronautical Division der Curtiss-Wright Corporation, eine der beiden großen Kolbenmotorenhersteller auf dem Gebiet der Flugantriebe. Dort werden noch Entwicklungsarbeiten an dieser Maschine durchgeführt, aber das Ende kommt 1953, als die Airforce bei der geplanten Bomberflotte von PTLs auf Strahltriebwerke wechselt. Daraufhin beendet

auch Wright die Beschäftigung mit diesem speziellen Typ.

2.3.2. Northrop

Der zweite Protagonist des Strahltriebwerkes ist John Northrop²³, s. [20] und [19], der sich 1939 erneut mit einer Flugzeugfirma selbständig macht. Er kommt von der Firma Douglas und möchte seinen dortigen Mitarbeiter Vladimir H. Pavlecka²⁴ mit in seine neue Firma nehmen. Dieser stimmt grundsätzlich zu aber nur unter der Bedingung, daß er dort Strahltriebwerke entwickeln kann, da er bereits seit 1933 an der Idee eines Strahlantriebes arbeitet. Northrop stimmt dem zu, und sie gehen an die Entwicklung eines kleineren Turboprop-Triebwerkes Alpha 1500 mit axialen Strömungsmaschinen, das im Dezember 1944 zum ersten Mal auf dem Prüfstand läuft. Dieses PTL-Triebwerk wird von der US Navy finanziert, und es werden 2 Maschinen gebaut. Eine von Beiden zerstört sich auf dem Prüfstand selbst. Höchstwahrscheinlich sind Schaufelerschwingungen die Ursache des Fehlschlages. Daraufhin zieht sich die Navy 1945 verängstigt aus dem Projekt zurück. Einige weitere Untersuchungen werden noch von der Army Airforce unterstützt. Glücklicherweise zeigt dann die Airforce Interesse an einem größeren Turboprop-Triebwerk für ihre geplante neue strategische Bomberflotte. Diese zweite Auslegung, von 1945, die Turbodyne oder T37, besitzt eine wesentlich größere Leistung von etwa 10.000 PS und ist mit einem Gegenlauf Propeller versehen, s. Abbildung 19. Dieses Triebwerk läuft Ende 1947 zum ersten Mal, zeigt sehr gute Leistungswerte und ist sehr schnell auf seine Auslegungswerte zu bringen. Insgesamt zeigt es ein technisch sehr ausgewogenes Verhalten, das ihm eine erfolgreiche Zukunft verheißt. Jetzt allerdings trifft auch Northrop die Entscheidung der Airforce vom Turboprop zum Strahlantrieb zu wechseln, und bei Northrop trifft es gleichzeitig den mit PTLs bestückten Nurflügelentwurf eines strategischen Bombers. Daraufhin stellt Northrop die Entwicklung von Gasturbinen-Antrieben ein, und die Turbodyne Prototypen und Unterlagen gehen 1950 an General Electric, die allerdings im weiteren nichts damit anfangen, da einfach eine Anwendung für eine derartige Propellerturbine fehlt. Zusammenfassend kann der technische Erfolg

von Northrop, der ja auch ein Zellenbauer ist, darauf zurückgeführt werden, daß er für die Herstellung des Antriebes eine gesonderte Firma eingeschaltet hat, ein 50/50 Joint Venture zwischen Northrop und Joshua Hendy Iron Works in Sunnyvale, California, das mit Hendy über eine große Erfahrung in der Herstellung von Dampfturbinen verfügt.

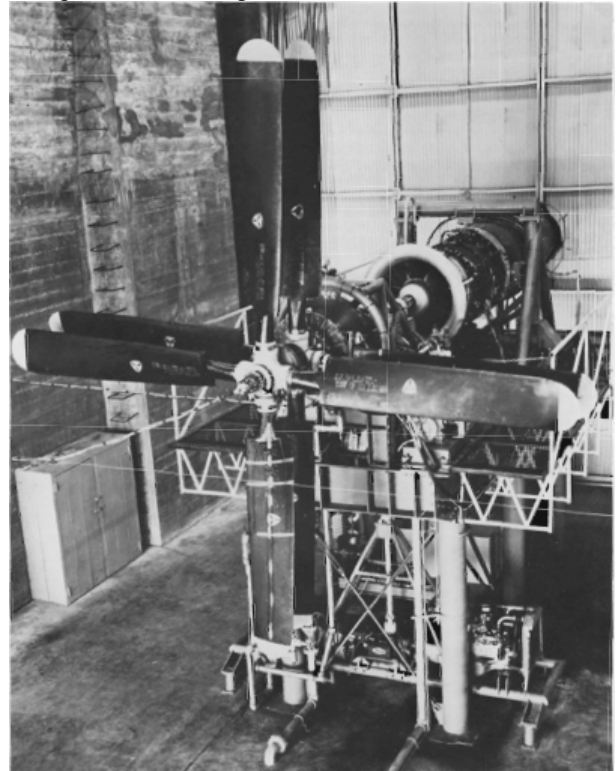


Abbildung 19: Northrop Turbodyne / T37 PTL mit Gegenlaufpropeller auf dem Prüfstand. Erstlauf: Ende 1947, Leistung: 10.139 PS (10.000 hp) = 7.457 kW.

2.3.3. NACA Special Committee of Jet Propulsion

Neben diesen beiden Flugzeugfirmen beginnen natürlich auch andere Stellen sich in den USA mit dem Thema Strahlantriebe zu beschäftigen, vor allem nach dem sich die Gerüchte über britische Entwicklungen auf diesem Gebiet verdichten. Dies sind vor allem Motorenhersteller, Firmen die Dampfturbinen entwickeln und herstellen und natürlich Forschungseinrichtungen.

Einige Tage nach dem Erstflug der Gloster E.28/39 mit einem Whittle W.1 Triebwerk am 15. Mai 1941 in Cranwell,

²³ John Knudsen „Jack“ Northrop (* 10. November 1895 in Newark, New Jersey; † 18. Februar 1981 in Glendale, Los Angeles County, California) Flugzeugkonstrukteur und Unternehmer

²⁴ Vladimir H. Pavlecka (* 20.05.1901 in Charvatce unweit Raudnitz an der Elbe (Roudnice nad Labem); † 28.06.1980 im Orange County, California)

wird General H. H. Arnold²⁵ vom britischen Luftfahrtministerium nach England eingeladen um die erfolgreiche Kombination eines Whittle Triebwerkes mit der Gloster aus erster Hand in Augenschein zu nehmen. Arnold kehrt von dieser Reise mit der festen Absicht zurück eine amerikanische Gasturbinen-Triebwerksindustrie aufzubauen. Hierzu faßt er drei wesentliche Entscheidungen:

Das Whittle Triebwerk wird bei General Electric in der Turbolader Abteilung in Lynn gefertigt und auf amerikanische Bedingungen adaptiert und weiterentwickelt.

Die Strahltriebwerksentwicklung wird nicht bei den Flugmotorenherstellern durchgeführt, um zu vermeiden, daß sie ihre Hauptaufgabe vernachlässigen ausreichend Motoren für die im Krieg eingesetzten Bomber und Jäger breitzustellen.

Bereits Anfang 1941 drängte er die NACA eine spezielle Projektgruppe zum Düsenantrieb einzurichten. Daraufhin richtete Dr. Vannevar Bush²⁶, damaliger Leiter der NACA, im März 1941 das „Special Committee of Jet Propulsion“ innerhalb der NACA ein.

Leiter dieses „Special Committee of Jet Propulsion“ wird Dr. William F. Durand²⁷, ein bereits 82jähriger emeritierter Professor, der aber als erfahren und ausgleichend gilt.

Ausschlaggebend für den späteren Erfolg der initiierten Projekte ist es, daß auch die drei (Dampf-) Turbinenfirmen Allis-Chalmers, Westinghouse und General Electric (Schenectady) bereits in ihm vertreten sind. Auf Grund der strikten Geheimhaltungsvorschriften weiß dieses

²⁵ General Henry Harley „Hap“ Arnold (* 25. Juni 1886 in Gladwyne, Pennsylvania; † 15. Januar 1950 in Sonoma, Kalifornien), von 1938 bis 1941 Chef des United States Army Air Corps und anschließend bis 1946 Oberbefehlshaber der United States Army Air Forces. Nach Gründung der United States Air Force (USAF) durch den National Security Act vom 26. Juli 1947, der am 18. September des Jahres in Kraft trat, wurde sie zur selbstständigen Teilstreitkraft. Am 7. Mai 1949 wurde Henry H. Arnold ehrenhalber der Rang General of the Air Force zuerkannt.

²⁶ Vannevar Bush (* 11. März 1890 in Everett, Massachusetts; † 30. Juni 1974 in Belmont, Massachusetts) Elektroingenieur, Erfinder und einer der wichtigsten Wissenschaftsberater während des 2. Weltkrieges

²⁷ Dr. William F. Durand (* 05.03.1859 in Beacon Falls, Connecticut; † 09.08.1958 in Brooklyn, NY) Marine Ingenieur, Prof. at Purdue, Cornell and Stanford Univ. und 1916-18 Leiter der neugegründeten NACA

Komitee, als es im April 1941 erstmals zusammentritt, nichts Detailliertes vom Whittle Triebwerk, nicht einmal, daß es seine Radialmaschine ist, geschweige denn, daß dieses bei GE in Lynn lizenziert ist und weiterentwickelt werden soll.

In dieser ersten Sitzung stellt die NACA (Langley Field) einen 8-stufigen Axilaverdichter vor, s. Abbildung 20, der von ihr ursprünglich als Ladeverdichter für Flugmotoren entwickelt wurde, [21]. Allerdings wurden bis zu diesem Zeitpunkt nur die ersten 6 Stufen, und diese auch bei verringerter Geschwindigkeit, experimentell getestet. Der versammelte Sachverstand kommt zu dem einhelligen Beschluß im weiteren sich ausschließlich auf Axialmaschinen zu konzentrieren. Als Folge dieses Beschlusses spielt dieser Verdichter in der folgenden Zeit eine große Rolle, da die drei Firmen sich auf diese NACA Erfahrung bei ihrer eigenen Entwicklung stützen wollen. Als erstes werden Aufträge von Konzeptstudien vergeben, die später durch Projektaufträge der Navy und der Army Airforce zu einer realen Verwirklichung führen.

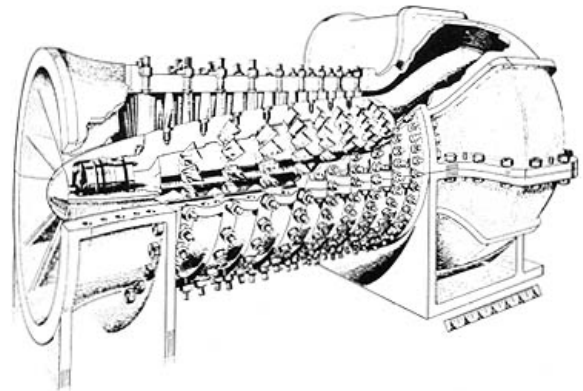


Abbildung 20: NACA 8 stage Compressor (Langley Field)

Design: Eastman Jacobs + Eugene Wasielewski

2.3.4. Allis-Chalmers

Die Allis-Chalmers Manufacturing Company schlägt ein Konzept vor, das sie als „Ducted Turbofan“ bezeichnet, welches aus heutiger Sicht als Zweikreisstrahltriebwerk (ZTL) bezeichnet würde, also ein heißes inneres Kerntriebwerk besitzt und einen um das Kerntriebwerk herum geführten, nur teilweise verdichteten Kaltstrom aufweist, s. Abbildung 21. Noch vor dem Ende des Jahres 1941 vergibt die Navy einen entsprechenden Auftrag. Inwieweit Allis-Chalmers bei der Axialverdichterentwicklung auf know-how der schweizerischen Firma BBC zugreift, s. [22], mit der sie ein Lizenzabkommen besitzt, ist unklar. Aus dem Wettbewerb der drei Dampfturbinenfirmen verabschiedet sich die Firma allerdings bereits im

Jahre 1943, als sie einen Navy Auftrag zur Lizenzproduktion des britischen DeHavilland-Halford Radial-Triebwerkes H-1 (Goblin) erhält, das die offizielle Bezeichnung J36 bekommt. Das erwartete große Geschäft bleibt allerdings aus, da das Whittlesche Konkurrenzprodukt (GE I-40 bzw. J33) wesentlich weiter in der Entwicklung ist und daher für die Lockheed P-80 gewählt wird. Dies ist dann auch das Ende der Luftfahrtaktivitäten der Firma Allis-Chalmers.

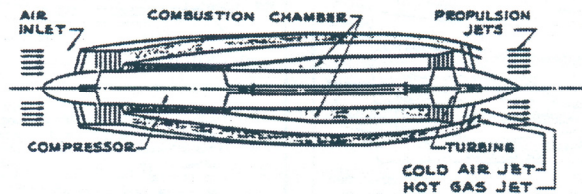


Abbildung 21: Allis-Chalmers Mfg. Co. Ducted Fan Turbojet

2.3.5. Westinghouse

Der zweite im Bunde, die Firma Westinghouse Electric Corporation in Philadelphia entwickelt, ebenfalls im Auftrag der Navy, ein axiales, reines Strahltriebwerk (TL) mit der Bezeichnung Westinghouse W19XA (Prototyp) bzw. W19XB, offiziell J30, s. Abbildung 22. Es läuft bereits am 19.03.1943 erstmalig auf dem Prüfstand. Da es das erste realisierte Axialtriebwerk der USA ist, erhält es den Beinamen „Yankee“. Wie alle Axialmaschinen besitzt es anfänglich diverse Kinderkrankheiten, die während des Entwicklungsprozesses geheilt werden müssen, aber sie lief und wird schließlich, als Hauptanwendung, für die McDonnell Phantom (Erstflug in der Phantom: 26.01.1945) in einer Gesamtstückzahl von knapp 300 Triebwerken gefertigt. Diese Phantom ist nicht zu verwechseln mit der späteren McDonnell F-4 Phantom II (später als McDonnell Douglas F-4 Phantom II bezeichnet, wobei die II oft weggelassen wird).

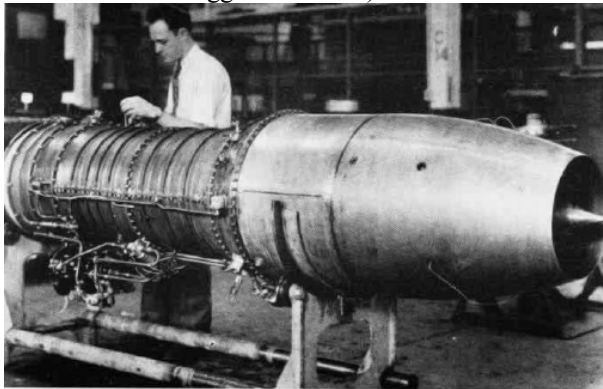


Abbildung 22: Westinghouse W19XB (J30) „Yankee“ 1st Run: 19.03.1943

Trotz dieses ersten, schnellen Erfolges treten bei Westinghouse laufend technische und organisatorische Probleme auf. Die Firma ist auf die Produktion von Luftfahrtantrieben, die in wesentlich größerer Stückzahl gefertigt werden müssen als Dampfturbinen, in keiner Weise vorbereitet. Als Folge muß der größte Teil der Produktion der Yankee von Pratt & Whitney, sozusagen in Lizenz von Westinghouse, ausgeführt werden. Die Firma Westinghouse, die seit langem ein „Liebling“ der Navy ist, bekommt von dieser immer neue Aufträge. Nach der J30 soll zuerst ein kleineres (J32), kurze Zeit später noch ein größeres Triebwerk, die W24C/J34, entwickelt werden, die den doppelten Schub der J30 aufweisen soll. Die J34 wird das erfolgreichste Projekt von Westinghouse. Es wird in einer Stückzahl von 4.500 Maschinen gefertigt. Die Hauptanwendungen erfolgen in den Flugzeugen McDonnell F2H „Banshee“ und Douglas F3D „Skyknight“, in anderen Anwendungen ergeben sich nur Zwischenlösungen. Das ganze Programm ist durch viele Terminverschiebungen und technische Probleme jeder Art ausgezeichnet.

Trotzdem erhält Westinghouse im Juni 1947 von der Navy einen weiteren, neuen Auftrag für ein nochmals um 40% leistungsgesteigertes völlig neues Triebwerk, die J40. Aber alle Tests dieses Triebwerkes liefern diverse Probleme, sowohl mit der Aerodynamik, der Verbrennung und der Mechanik. Es stellt sich als völlig unzuverlässiges Aggregat dar, und auch der Auslegungsschub wird nicht erreicht. Im Januar 1953 stellt die Navy Millionen zur Beschleunigung des Programmes bereit, ändert seine Politik aber bereits im März des gleichen Jahres um Alternativen von Pratt & Whitney und Allison in Erwägung zu ziehen. Im September 1953 wird der Vertrag vorzeitig beendet. Insgesamt werden nur 107 Triebwerke ausgeliefert. Ein alternativer Zweiweller (J50) verläßt nie das Zeichenbrett.

Am 15. Juni 1953 schließt Westinghouse eine Zusammenarbeitsvereinbarung mit Rolls-Royce, wobei RR hofft seine erfolgreiche Avon in den USA abzusetzen. Trotz des Desasters mit der J40 und der jetzt zur Verfügung stehenden RR Technologie geht Westinghouse seinen eigenen Weg weiter mit einer J46, das eine direkte Ableitung aus der J40 darstellt. Dieses Triebwerk ist zur Anwendung in den US Navy Jagdflugzeugen Douglas F3D-3 Skyknight (wird später aufgegeben), Chance Vought F7U-3 Cutlass und Convair F2Y Sea Dart vorgesehen. Endlose Probleme und Verzögerungen führen dazu, daß der Erstflug in einer Cutlass erst im Mai 1953 stattfinden kann. Die meisten Erprobungsflüge dieser Maschine müssen aber mit Allison J35 Triebwerken

durchgeführt werden, da die J46 nicht in ausreichender Menge einsatzfähig ist. Im Jahr 1955 führt ein Triebwerksfehler einer J40 zum Flugverbot aller F3H Jagdflugzeuge. Auch in allen anderen Flugzeugen, die die J40 verwenden, müssen diese durch andere Triebwerke ersetzt werden. Damit ist die Reputation der Firma Westinghouse auf dem wachsenden Gebiet der Flugtriebwerke endgültig zerstört. Westinghouse war nicht in der Lage seine Organisation an die Erfordernisse des Flugmotorengeschäftes anzupassen, es stellte nicht genügend eigene finanzielle Ressourcen für dieses, technisch sehr anspruchsvolle Geschäft zur Verfügung, investierte nicht genügend eigene Mittel in neue Produkte und vor allem es konnte die Ansprüche der Kunden in keinster Weise erfüllen. Es ist ein völliges strategisches Versagen des Unternehmens und führt schließlich im Jahre 1960 zur endgültigen Auflösung der Westinghouse Aviation Gas Turbine Division, die 1945 gegründet wurde, s. [23].

2.3.6. General Electric

Bei General Electric existiert 1941 eine Zweiteilung zwischen der Turboladerentwicklung in Lynn, und der Dampfturbinenentwicklung in Schenectady.

Nachdem das erste britische Strahlflugzeug geflogen ist, kommt es zu einer Vorführung vor General Arnold. Daraufhin erhält GE einen ersten Vertrag vom U.S. Army Air Corps zur Entwicklung eines Triebwerkes auf der Basis der Maschine von Frank Whittle, s. [24]. GE in Lynn bekommt die Lizenz von Whittle und den Auftrag zum Bau und zur Weiterentwicklung und Fertigung der Radialmaschinen. Ein Original Whittle Prototyp W.1 wird zusammen mit einigen Ingenieuren in die USA verschifft und auch Frank Whittle persönlich kommt zur Unterstützung zeitweise zu GE. Sechs Monate später, am 18. April 1942, läuft das erste amerikanische Triebwerk GE I-A auf dem Prüfstand, s. [25]. Der erste Flug des Prototyps Bell XP-59A mit GE I-1A Triebwerken findet am 1. Oktober 1942 in Muroc Dry Lake (Edwards Air Force Base) in Kalifornien statt. Der Pilot ist Roy Stanley. Eine nette Geschichte am Rande: *1942 wird das Flugzeug von der Besatzung einer Lockheed P-38 im Flug beobachtet; als sie nach der Rückkehr von einem „Flugzeug ohne Propeller“ berichten, glaubt ihnen niemand die Geschichte.*

Die ersten Triebwerksprototypen (GE I-A bezeichnet) zeigen noch Schwächen, so daß von ihm nur 30 Aggregate gefertigt werden und eine amerikanisierte, verbesserte GE I-16 entwickelt wird. Sie läuft Anfang 1943 erstmalig auf dem Prüfstand. Sie liefert, wie die W.1, einen Schub von

7,3 kN (1.650 lb_f). Ihre offizielle Bezeichnung lautet J31 und zwei von ihnen treiben den ersten US Strahljäger Bell P-59 „Airacomet“ an, der allerdings nicht allzu erfolgreich wird. Es werden nur 50 Flugzeuge hergestellt. Die Serienproduktion des J31 startete 1943 und es werden insgesamt 241 Triebwerke bis 1945 gefertigt.

Auf der Basis der J31 wird ab Juni 1943 die wesentlich stärkere J33 (GE I-40) mit einem Schub von 17,8 kN (4.000 lb_f) entwickelt, die von der Leistung in etwa der RR Derwent entspricht. Sie kommt im Januar 1944 erstmals auf den Prüfstand und erreichte innerhalb eines Monats die Leistung von 4.200 lb_f. Der erste Flug einer Lockheed P-80 (F-80) mit 2 Triebwerken J33 erfolgt am 10. Juni 1944. In dieser Konfiguration wird die F-80 das erste operationelle US Strahlflugzeug, obwohl es zuerst mit einer schubschwächeren J36 Goblin (DeHavilland-Halford Radial-Triebwerk H-1) von Allis-Chalmers vorgesehen und auch schon geflogen ist. Bis Ende des Krieges werden nur 300 Aggregate dieses Typs von GE hergestellt, da GE zu dieser Zeit noch keine ausreichende Fertigungskapazität aufbauen kann. Bis zum Ende des Programmes werden daher mehr als 6.000 dieser Triebwerke von Allison hergestellt, und es wird daher auch oft als Allison J33 bezeichnet. Eine weitere Ableitung, die GE I-20 (J39), wird zwar beauftragt, später aber wieder storniert.

Völlig unabhängig davon erhält die Dampfturbinenabteilung in Schenectady im Rahmen der NACA Special Group den Studien- und Forschungsauftrag für ein kleineres axiales Turboprop Triebwerk. Am 7. Juli 1941 beginnt GE mit den Arbeiten zur Projektierung eines PTL Triebwerkes, s. [25]. Ende 1941 vergibt dann die Army Air Force den Auftrag zur Entwicklung dieses PTL, der TG-100 mit der offiziellen Bezeichnung T31, s. Abbildung 23. Es läuft erstmals am 15. Mai 1943 auf dem Prüfstand, und es wird in einigen Flugzeugen erprobt, wobei auch Kombinationslösungen mit dem PTL und konventionellen Kolbenmotoren eingesetzt werden. Insgesamt werden nur 28 Maschinen gefertigt, aber es dient GE als ein ausgezeichneter Prototyp für Axialmaschinen.

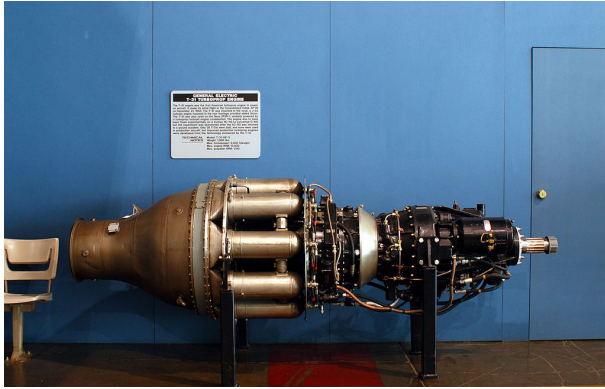


Abbildung 23: General Electric TG-100 (T31).
Erstlauf: 15.05.1943, Leistung: 895 kW.

Die zweite Entwicklung in Schenectady wird ein reiner Turbojet mit der Bezeichnung TG-180, offiziell J35, s. Abbildung 24 und [26]. Er läuft erstmals am 21. April 1944, also ca. ein Jahr vor Kriegsende. Diese Maschine wird bereits ein beachtlicher Erfolg für GE. Bis 1955 werden insgesamt 13.000 von ihr gebaut sowohl für die Republic F-84 „Thunderjet“, als auch die Northrop F-89. Da GE aber in dieser frühen Phase noch nicht genügend Fertigungskapazität besitzt, werden nur 140 Triebwerke von GE selbst gefertigt. Die restlichen, also weitaus die meisten, werden dagegen von Allison und zeitweise auch von Chevrolet produziert.

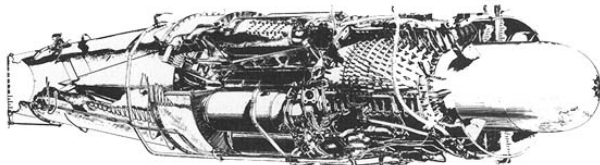


Abbildung 24: General Electric Strahltriebwerk TG-180 (J35)
Erstlauf: 21.04.1944

Auf jeden Fall bildet dieses Aggregat eine hervorragende Basis für die zukünftige Strahltriebwerksentwicklung von General Electric.

Die Nachkriegsperiode bringt, wie eigentlich immer, eine abrupte Reduktion bzw. Stornierung militärischer Aufträge. Daher muß auch GE sich die Karten, für die kommende „Zivile Zeit“, neu legen. Sofort nach Ende des Krieges kommt es bei GE zu einer wichtigen, strategischen Managemententscheidung, die alle zukünftigen Strahltriebwerksentwicklungen von GE auf reine Axialmaschinen festlegt. Am 31. Juli 1945 wird die Turbolader Einheit in Lynn aufgelöst, andererseits werden die Luftfahrtanwendungen von Schenectady ins River-Werk nach Lynn verlegt und mit den Turboladeraktivitäten zur Aircraft Gas Turbine Division zusammengelegt. Die Entwicklung weiterer Gasturbinen mit radialen Verdichtern wird beendet. Diese Entscheidung ist

deshalb richtungweisend, da GE seine Triebwerksaktivitäten mit dem Nachbau und der Weiterentwicklung der Whittleschen Radialmaschinen begonnen hat. Das Werk in Schenectady wird auf Land- und Seeanwendungen konzentriert. Diese Veränderung geht wie alle derartigen Strukturänderungen nicht ohne viele und zum Teil heftige Diskussionen vonstatten. Sie ist aber aus dem Rückblick eine logisch begründete und wohlgedachte Festlegung, die den zukünftigen Erfolg der GE Luftfahrtsaktivitäten begründet.

2.4. UdSSR

Die ersten Ideen zur Entwicklung von Strahlantrieben finden sich in der Sowjetunion bereits Ende der 30er Jahre. 1937 entwirft Archip Michailowitsch Ljulka²⁸[27] am Charkower Luftfahrtinstitut (Das KhAI Kharkov Aviation Institute ist eine Universität der Ukraine, die auf Luft- und Raumfahrt spezialisiert ist. Das KhAI wurde 1930 gegründet) das erste sowjetische Strahltriebwerk RTD-1 (Rocket Turbojet Engine), s. Abbildung 25. Es ist ein Triebwerk mit einem geplanten Schub von 500 kp (4,9 kN). Die Verdichtung erfolgt in einem Radialverdichter, in einer anderen Version in zwei hintereinander geschalteten Radialverdichtern. Als Turbine wird eine einstufige, axiale Ausführungsform vorgesehen.

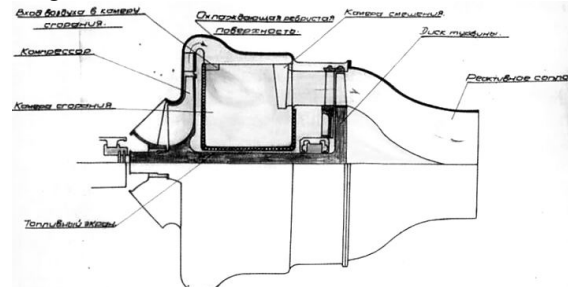


Abbildung 25: Ljulka RTD-1 (KhAI)
Schub: ca. 4,9 kN (500 kp)

Im Jahre 1938 kommt Ljulka zum Spezialkonstruktionsbüro 1 (SKB-1), das zum 8. Direktorat des Volkskommissariates der Luftfahrtindustrie (NKAP) gehört und auf dem Gelände der Kirov Werke in Leningrad angesiedelt ist. Das SKB-1 wird von I. M. Sinev geleitet, der auf die Entwicklung und Produktion von Dampf- und Gasturbinen spezialisiert ist. Hier entwirft Ljulka das Triebwerk RD-1, s. Abbildung 26 mit

²⁸ Archip Michailowitsch Ljulka (* 23. März 1908, Oblast Kiew, Ukraine; † 1. Juni 1984, Moskau, Russland) ein sowjetischer Strahltriebwerkskonstrukteur ukrainischer Herkunft, der das erste Strahltriebwerk der UdSSR entwickelte

einem Schub von 525 kp (5,15 kN). Dieses Aggregat besitzt jetzt an Stelle des Radialverdichters einen sechsstufigen Axialverdichter. Ende 1939 sind die

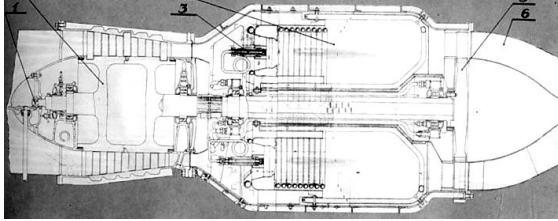


Abbildung 26: Ljulka RD-1 (SKB-1)
Schub: ca. 5,15 kN (525 kp)

Entwurfszeichnungen erstellt, die Finanzierung allokiert und der Erstlauf eines Prototyps für Ende 1941 vorgesehen. In diesem Zeitraum schlägt Ljulka auch ein Zweikreistriebwerk TRD vor, auf das er im April 1941 ein Patent erhält. Auch Überlegungen zur Verwendung eines Nachbrenners werden von ihm durchgeführt. Im Mai 1941 sind 70% der Bauteile der RD-1 gefertigt, die Brennkammer und die Turbine werden auf dem Prüfstand erprobt und die Fertigung des Verdichters ist im Gange.

Durch den deutschen Angriff auf die Sowjetunion (22.06.1941) werden diese Arbeiten gestoppt, vor allem da ihr Kriegsnutzen bezweifelt wird. Die meisten Spezialisten werden weiter ins Landesinnere der UdSSR verlegt, und die bereits fertig gestellten Teile des Triebwerkes im Leningrader Werk bis 1944 versteckt. Ljulka geht nach Tscheljabinsk (Chelyabinsk) am Ural und wird dort mit Arbeiten an Dieselmotoren für Panzer betraut. Doch bereits Ende Februar 1942 insistiert das Luftwaffenkommando, daß die Arbeiten an Strahltriebwerken fortgesetzt werden müssen. Im August desselben Jahres beginnt Ljulka und ein Team von 15 Ingenieuren diese Arbeiten erneut in einer Abteilung des V. F. Bolkhovitinov Flugzeug-Entwurfsbüros in Swerdlowsk (Swerdlowsk heute wieder Jekaterinburg). Es wird ein Turbo-Kompressor Strahltriebwerk mit einem Schub von 1.500 kp (14,71 kN) vorgeschlagen. Im Frühjahr 1943 werden das Bolkhovitinov Büro und Ljulka nach Moskau verlegt. Am 20. Mai des Jahres evaluieren Spezialisten des Volkskommissirates das vorgeschlagene Triebwerk und kommen zum Schluß, daß eine Fertigung eines Prototyps verfrüht wäre, da es noch nicht weit genug entwickelt sei. Um die Entwicklung dieses neuen Antriebes zu befördern wird in Moskau am zentralen Institut für Luftfahrtantriebe (TsIAM) ein Forschungsinstitut für Strahltriebwerke eingerichtet, mit Ljulka als dessen Leiter.

Zu dieser Zeit ist bekannt, daß deutsche Düsenjäger bereits im Fronteinsatz sind. Auch Informationen

über britische und US-amerikanische Aktivitäten auf diesem Gebiet werden bekannt. So wird im April 1944 zwei sowjetischen Ingenieuren (Kochetkov und Souproon) im Werk der Bell Aircraft Corporation ein Prototy der Bell YP-59 vorgeführt. Da es in der Sowjetunion keinen eigenen Jet und dessen Antrieb gibt, etabliert das Staatliche Verteidigungs Komitee (GKO) ein wissenschaftliches Forschungsinstitut NII-1, in dem diverse Ingenieursgruppen, die auf den Gebieten der Turbostrahl-, Staustrahl-, Pulsstrahltriebwerke und fester und flüssiger Raketenantriebe tätig sind, zusammengefaßt. Ljulka erhält die Leitung des Turbostrahlantriebes. Als erste Maßnahme werden alle Bauteile und Unterlagen aus Leningrad dem NII-1 zugeführt. Als Resultat wird festgestellt, daß das damals konzipierte Konzept den alliierten und feindlichen Entwürfen insbesondere in der Schubhöhe unterlegen ist.

Am 22 Mai 1944 werden deshalb vom GKO zwei Dekrete zur Entwicklung sowohl eines Strahltriebwerkes als auch eines Strahljägers erlassen. Für Ljulka bedeutet dies die Entwicklung eines Triebwerkes mit 1.250 kp (12,26 kN) Schub bis zum 1. März 1945, wobei er seine ganze Erfahrung mit seinen bisherigen Arbeiten einbringen kann. Das Resultat ist die S-18, mit deren Entwicklung im Mai 1944 begonnen wird, s. Abbildung 27. Es ist ein Triebwerk mit 8 axialen Verdichterstufen, dessen Entwurf Anfang 1945 beendet ist. Für die Fertigung wird eine kleine Fabrik No. 165 dazu gekauft. Spezielle, sehr komplexe Teile werden dagegen in der Fabrik No. 45 gefertigt. Erste Teile des Prototyps werden zu Beginn des Jahres gefertigt und der erfolgreiche Erstlauf erfolgt im März (oder Mai) 1945 auf dem Prüfstand.

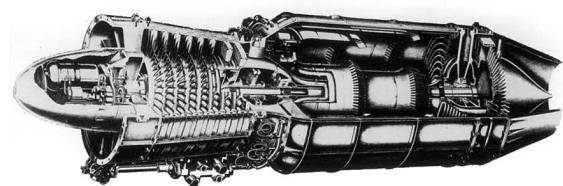


Abbildung 27: Ljulka S-18 (TsIAM)
Schub: ca. 12,26 kN (1.250 kp)
Erstlauf: März 1945

Bis Ende 1945 werden vier weitere Maschinen gefertigt und einige Verbesserungen inkorporiert, speziell die Reduktion von acht auf sieben Verdichterstufen.

Bei direkten Vergleichen mit deutschen Jumo 004 Triebwerken sind die Leistungswerte des Ljulka Triebwerkes durchaus ebenbürtig, vereinzelt auch besser. Das große Problem des russischen Antriebes ist seine Standfestigkeit, die im Vergleich katastrophal ausfällt. Es ist der fehlende warmfeste

Werkstoff der Alliierten oder die fehlende Turbinenkühlungstechnologie der deutschen Triebwerke.

Es werden im folgenden diverse Verbesserungen eingeführt und schubstärkere Varianten entwickelt und gefertigt. Allerdings dauert es bis zum Juli 1953 bis das erste Ljulka Triebwerk, die AL-7, in eine echte Massenfertigung geht.

2.5. Italien

In Italien verfolgt der Ingenieur Secondo Campini²⁹ aus Bologna seit 1934 neue Antriebsideen. Am 27. August 1940, ein Jahr nach dem Erstflug der Heinkel He 178 in Rostock, erfolgt mit dem italienischen Pilot Mario de Bernardi ein kurzer „strahlgetriebener“ Flug, s. [28], im Forlanini Aerodrome bei Mailand mit einer Caproni C.C.2, auch Campini-Caproni N.1 genannt, s. Abbildung 28. Als Antrieb dient ein 12-Zylinder Isotta Fraschini Asso L121 RC.40 700 kW Kolbenmotor, der einen vorgeschalteten dreistufigen Axialverdichter antreibt.

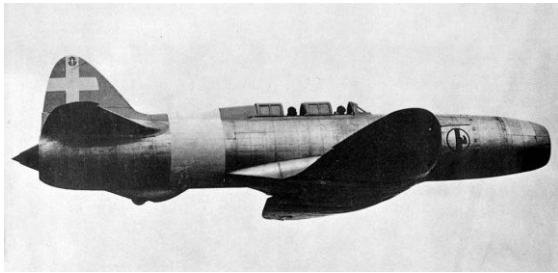


Abbildung 28: Campini Caproni C.C.2 im Flug
Erstflug: 27. August 1940
Antrieb: 12-Zylinder Isotta Fraschini Asso L121 RC.40 Kolbenmotor (700 kW), mit einem vorgeschalteten dreistufigen Axialverdichter

Dieser wirkt wie drei hintereinander geschalteten ummantelte Luftschrauben mit jeweils 12 Schaufelblättern. Der verdichtete Luftstrom wird dann durch Brennstoffeinspritzung und Zündung in Form eines Nachbrenners zur Schuberzeugung genutzt, s. Abbildung 29.

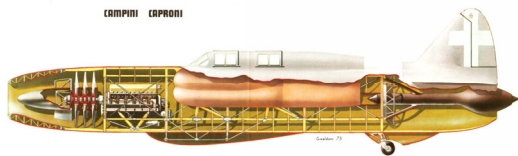


Abbildung 29: Einbau des ML Triebwerkes in den Rumpf der Campini Caproni C.C.2
Kolbenmotor: 12-Zylinder Isotta Fraschini Asso L121 RC.40 mit 700 kW Leistung und 3 stufiges Axialgebläse vor dem Kolbenmotor
Schub: 7,4 kN maximal

²⁹ Campini, Secondo (* 28.8.1904 in Bologna; † 7.2.1980 in Mailand)

Der maximal erreichte Schub beträgt 7,4 kN. Campinis Projekt eines solchen „Hybridantriebes“, s. [29] and [30], ist jedoch nicht leistungsstark genug und technisch zu anspruchsvoll. Nach einer Bruchlandung am 9. April 1942 kann die erste Campini-Maschine am 10. April 1942 wieder starten.

Bei diesem Flug erreicht sie in Guidonia mit 292 km/h ihre höchste Geschwindigkeit. Der letzte von 22 Flügen findet am 27. August 1942 statt. Die zweite Maschine übersteht den Zweiten Weltkrieg und ist im italienischen Luftwaffenmuseum in Vigna di Valle (Latium) zu besichtigen.

2.6. Japan

Das erste 1943 in Japan entworfene Turboflugtriebwerk ist als Zusatzantrieb für Flugzeuge mit Kolbenmotoren gedacht und für einen geringen Schub ausgelegt. Es besteht hauptsächlich aus Teilen eines vorhandenen japanischen Abgasturboladers YT-15 und erhält die Bezeichnung TR-10, später bezeichnet als Ne-10. Ne kommt von „Neusho“ – die japanische Bedeutung für „Verbrennung“. Es werden mehrere Triebwerke gebaut und erprobt. Als weiterentwickelte Versuchstriebwerke gehen aus dem TR-10 die Ausführungen TR-12 (Ne-12) und später die TR-30 hervor, die einen Schub von 0,49 kN (500 kp) aufweist.

Ein weiteres Triebwerk, die TR-15, ist ein Vorgänger des späteren Modells TR-20 (Ne-20), s. Abbildung 30, dessen erste Probeläufe am 26. März 1945 beginnen.

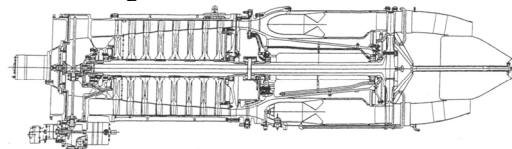


Abbildung 30: Schnitt des japanischen Turboflugtriebwerkes Ne-20, aufbauend auf der BMW 109-003A1
Schub: 5,23 kN (480 kp)
Erstlauf: 26. März 1945

Im Juli 1945 kann mit ersten Flugversuchen unter einem Trägerflugzeug begonnen werden. Doch die Leistungen und das Betriebsverhalten befriedigen nicht. Technologische Hilfe wird vom Bündnispartner Deutschland erwartet. Mit Zustimmung des RLM werden mit der BMW Flugmotorenbau GmbH bereits Anfang 1944 über einen Nachbau des BMW 109-003-A1 mit der Japanischen Kaiserlichen Marine in der Botschaft in Berlin Lizenzverhandlungen geführt und ein Lizenzvertrag ausgearbeitet und unterschrieben. Der Vertrag sieht u.a. die Lieferung eines kompletten Zeichnungssatzes des BMW 109-003-A1-Serientriebwerks vor. Die technischen

Unterlagen von BMW werden mit U-Booten nach Japan transportiert.

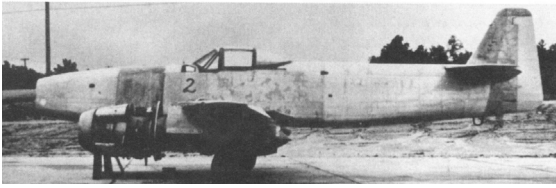


Abbildung 31: Nakajima J9Y Kikka (Orangenblüte) mit 2 x Ne-20 (2. Zelle, die nach 1945 in die USA verbracht wird). Erstflug: 7. August 1945

Kurz vor Kriegsende in Japan erfolgt am 7. August 1945 auf dem Marinestützpunkt Kisarazu noch der erfolgreiche Erstflug mit zwei Ne-20 Triebwerken in einer Nakajima Kikka „Orangenblüte“, s. Abbildung 31, einem zweimotorigen freitragenden Tiefdecker, ähnlich der Messerschmitt Me 262. Am Steuerknüppel der Maschine sitzt Susumu Takoka, einer der erfahrensten und bekanntesten Testpiloten der japanischen Marine. Das Ne-20-Triebwerk ist in seiner Konzeption und Komponentenauslegung eine verkleinerte Version des BMW 109-003, s. [5] und [19]. Der Erstflug verläuft erfolgreich. Weitere japanische TL-Triebwerksentwicklungen aufbauend auf der BMW-Technologie kommen infolge des Kriegsendes am 14. August 1945 nicht mehr zur Erprobung, mit Ausnahme des Modells TR-230 (Ne-230), Schub 8,67 kN (885 kp), das jedoch bei einem Luftangriff zerstört wird.

2.7. Ungarn

In Ungarn entwickelt ab 1937 Dr. György Jendrassik³⁰ ein Mitarbeiter der Ganz Waggonfabrik in Budapest das erste Wellenleistungstriebwerk der Welt, das Cs-1, s. Abbildung 32. Es hat einen 15-stufigen Axialverdichter, eine Umkehr-Brennkammer und eine 11-stufige Axialturbine mit gekühlten Turbinenscheiben und Schaufeln. Die Drehzahl des Propellers wird durch ein Getriebe reduziert. Die angestrebte Leistung beträgt ca. 750 kW bei einer Drehzahl von 13500 1/min, s. [31] and [19].

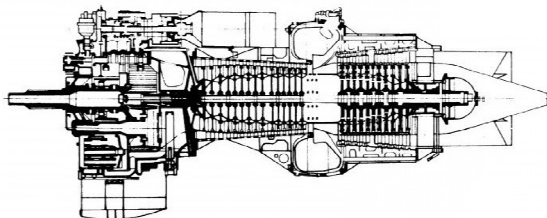


Abbildung 32: Wellenleistungstriebwerk Jendrassik Cs-1. Leistung: 1.000 bhp (745,70 kW = 1.013,87 PS), N = 13.500 rpm Erstlauf: 08.1940

³⁰ Jendrassik, György (* 13.5.1898 in Budapest; † 8.2.1954 in London)

Das PTL-Triebwerk ist für den zweimotorigen, ungarischen Jagdbomber Varga RMI-1 X/H vorgesehen, s. Abbildung 33. Das PTL Cs-1 führt im August 1940 seinen ersten, erfolgreichen Prüfstandslauf durch. Die Leistungen sind allerdings noch zu gering im Vergleich zur Auslegung. Es wird ein Prototyp mit dem Cs-1 mit ersten Rollversuchen und kurzen Sprüngen im September 1943 getestet aber nicht wirklich geflogen. Das eigentliche Projekt wird aber 1941 als Folge des Zweiten Weltkrieges abgebrochen, da die ungarische Luftwaffe die Messerschmitt Me 210 als Kampfflugzeug wählt, und die Firma Ganz die Herstellung des Flugmotors Daimler-Benz DB 605 übernimmt, der die Me 210 antreibt. Allerdings wird ein zweiter Prototyp der Varga RMI als Trainerversion RMI-2 X/G im Jahre 1944 schließlich noch mit dem Daimler Kolbenmotor ausgerüstet und unternimmt ebenfalls noch Taxi- und Hochgeschwindigkeitsrollversuche. Beide Prototypen werden aber vor ihren Erstflügen im Juni 1944 von US Bomben zerstört, s. [32] and [33].

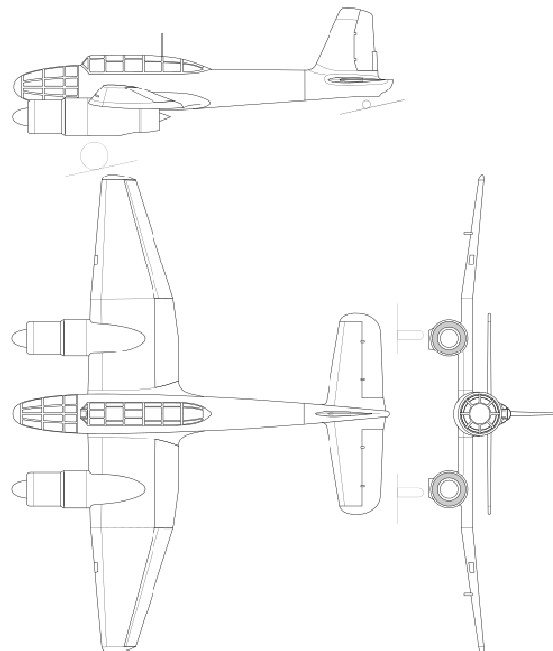


Abbildung 33: Varga RMI-1 X/H

2.8. Technologie

Bei der Entwicklung all dieser ersten Strahltriebwerke wird auf vielen Gebieten völliges Neuland betreten.

Besondere Probleme bereitet die Entwicklung eines geeigneten Verdichters. Einzelpersonen wie Whittle, von Ohain und Ljulka greifen zuerst zur Wahl eines Radialverdichters, da dieser wesentlich einfacher ist und schnell auf eine brauchbare Verdichtung zu bringen ist. Ebenfalls den Radialverdichter wählt die Firma Wright, da sie mit

diesem Verdichtertyp bereits Erfahrung im Turboladerbau gewinnen konnte und andererseits keine großzügige Finanzierung für ihre Entwicklung durch den Staat bekommt. Sowohl Junkers als auch BMW greifen auf die Fähigkeiten der AVA in Göttingen zurück, einer größeren Forschungsanstalt, die bereits Axialverdichter für Turbolader entwickelt hat. Den gleichen Weg wählen Siddley Armstrong und Metrovick, die beim Royal Aircraft Establishment entwickelte Verdichter für ihre Jets verwenden. Auch Westinghouse und General Electric in Schenectady besitzen die Möglichkeit auf Axialverdichter-Erkenntnisse einer Forschungsanstalt, NACA Langley Field, zugreifen zu können. Dies gilt auch für Allis-Chalmers, die aber zusätzlich auf das know-how ihres Lizenzpartners BBC zurückgreifen können, s. Lowell [22], die für ihre stationäre Gasturbine, die ebenfalls erstmalig im Jahre 1939 lief, einen mehrstufigen Axialverdichter entwickelt haben, siehe u.a. Eckardt [34]. Auf die Verdichterkennnisse von BBC greifen auch die Firmen Junkers und BMW für ihre späteren Versionen der BMW 003 und der Jumo 004 zurück.

Für die Untersuchung mehrstufiger Axialverdichter steht in Deutschland seit 1927 nur ein kleinerer Prüfstand bei der AVA zur Verfügung, der maximal die Untersuchung zweier Stufen erlaubt. Der maximale Außendurchmesser beträgt 200 mm und die Antriebsleistung liegt bei 70 kW. Die eigentlichen Triebwerksverdichter mit 6 bis 8 Stufen müssen direkt im Gesamttriebwerk erprobt werden, denn erst ab 1944 stehen entsprechende Verdichterprüfstände bei der Gutehoffnungshütte in Oberhausen und bei der Firma Brückner & Kanis in Dresden zur Verfügung. Letzterer wird von einer Dampfturbine mit 15.000 PS Leistung angetrieben.

In Großbritannien wird die Axialverdichterentwicklung allein durch das RAE Royal Aircraft Establishment in Farnborough durchgeführt. Hier arbeiten unter der Leitung von Alan Arnold Griffith hervorragende Ingenieure wie Hayne Constant, Alun Raymond "Taffy" Howell und A. D. S. Carter. Nach dem Wechsel von Griffith zu Rolls-Royce im Jahre 1939, übernimmt Constant die Leitung. Seit 1937 steht ein Modellverdichterprüfstand (Außendurchmesser 152 mm) für mehrstufige Auslegungen zur Verfügung. Sowohl die Verdichter des ersten britischen Axialtriebwerkes, der Metropolitan-Vickers (Metrovick) Triebwerke F1 und F2, als auch des Siddley Armstrong ASX Triebwerkes beruhen auf Verdichterauslegungen des RAE.

Auch in den USA steht anfänglich nur innerhalb einer Forschungseinrichtung, NACA Langley Field, ein Modellverdichterprüfstand für mehrstufige

Axialverdichter zur Verfügung. Die Basis der Axialmaschinen der Firmen General Electric, Allis-Chalmers und Westinghouse bildet ein achtstufiger Axialverdichtenterwurf der NACA, von dem aber nur sechs Stufen experimentell untersucht werden können, s. auch § 2.3.3 NACA Special Committee of Jet Propulsion.

Wegen der anfänglich noch kleinen Verdichterdruckverhältnissen und der sich daraus ergebenden moderaten Temperaturen wird an das Material der Verdichterschaufeln noch keine besonderen Anforderungen gestellt, und es kann, aus Gewichtsgründen, fast durchgängig Aluminium verwandt werden. Ein weitaus größeres Problem stellen Hochfrequenzschwingungsbrüche der Schaufeln dar. Dies ist der Beginn der Abschätzung, Messung und Berechnung der Eigenschwingungsformen und deren Wechselwirkung mit den Drehzahlharmonischen. Ein Spezialist auf diesem Gebiet der Schwingungen in Deutschland ist Max Bentele³¹, der seine Erfahrung bei den Hirth Werken sammelt und bei Heinkel-Hirth zum Schwingungsspezialisten von Strahltriebwerken heranreift. Er wird vom RLM auch bei Problemen der konkurrierenden Firmen Junkers und BMW herangezogen und eingesetzt. Nach dem Krieg arbeitete er sowohl für Heinkel als auch für viele andere Firmen und Organisationen, s. auch [35] und [36] Er erhielt durch seine späteren Arbeiten am Wankel Motor für Curtiss-Wright den Namen Vater des US Wankel Motors.

Die Entwicklung der Brennkammer stellt alle Beteiligte vor eine völlig neue Aufgabe, da die in einer Fluggasturbine umzusetzende Energiemenge eine völlig neue Größenordnung darstellt, und dazu auf möglichst kleinem Raum verwirklicht werden soll. Die Entwicklung der Brennkammer erfolgt rein experimentell. Dies gilt für die bauliche Gestaltung als auch für die Optimierung der Brennstoffeinspritzung und die Kühlung der Brennkammerwände durch die nicht für die Verbrennung benötigte Luftmenge. In den allermeisten Fällen werden mehrere ringförmig angeordnete (coannular) Rohrbrennkammern verwandt. BMW, die ursprünglich eine einzelne Ringbrennkammer verwendet, geht aus Zeitgründen innerhalb des Entwicklungsprozesses vorübergehend auch auf diese Bauart über, da die Erprobung und Optimierung der kleinen Rohrbrennkammer wesentlich einfacher und schneller durchzuführen ist, und auch deutlich weniger Experimentalaufwand erfordert.

³¹ Max Bentele (* 15.01.1909 in Ulm; † 19.05.2006 at the Carolton Convalescent Hospital, Fairfield, Connecticut)

Bei der Entwicklung der Turbinen können die Firmen auf ihre eigenen Turboladerkenntnisse (BMW, RR, GE, Wright) zugreifen oder benutzen die Erfahrung von fremden oder eigenen Dampfturbinenherstellern wie etwa Junkers (AEG), Westinghouse, GE, Allis-Chalmers und Metrovick. Natürlich gibt es auch bei den Turbinen diverse Problem mit Schaufelschwingungen, bei der Jumo 004 ist es eine Anregung und Resonanz durch die sechs Rohrbrennkammern und die drei Streben hinter der Turbine mit der sechsten Biegeeigenfrequenz. Auch dies ein Problem, das von Max Bentele von Heinkel-Hirth gelöst wird, s. Meher-Homeji [9].

In diesem Bericht wird an Hand der Jumo 004 auch das spezielle Problem beschrieben, das alle deutschen Triebwerksfirmen mit der Materialauswahl für ihre Turbinenschaufeln haben, die den hohen Verbrennungstemperaturen ausgesetzt sind, s.a. [37], [38] und [39]. Hochwarmfeste Stähle auf Kobaldbasis, die bei der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Adlershof als DVL42 und DVL52 entwickelt werden, werden aber wegen des hohen Kobaltanteils nicht zur Fertigung freigegeben. Auch die Firma Krupp hat hochwarmfeste Materialien für diese Aufgabe entwickelt, einen Stahl mit der Bezeichnung P-193. Er enthält Nickel, Chrom und Titan und ist durch Wärmebehandlung und Härten für die auftretenden Einsatzbedingungen optimiert. Von Anselm Franz wird eine verbesserte Version dieses Werkstoffes, mit der Bezeichnung Tinidur (45NiCrTi 120.110 bzw. 120.120, s. [40]), für die ungekühlten Turbinenlaufschaufeln der ursprüngliche Jumo 004 A ausgewählt. Da das Gewicht dieses Triebwerkes sehr hoch ist, kommt es zu einer Überarbeitung zur 004 B. Die Fertigung von Hohl-schaufel aus gefalteten Tinidurblechen erweist sich als unmöglich, da das austenitische Tinidur nicht schweißbar ist, so müssen die Hohl-schaufeln tiefgezogen werden. Unabhängig davon ist aber im besonderen der 30 % Nickelgehalt dieses Werkstoffes ein Grundsatzproblem, da neben Kobald auch Nickel, Molybdän, Wolfram und einige weitere strategische Werkstoffe in Deutschland nicht in ausreichender Menge zur Verfügung stehen. Eine Lösung, trotz eines schlechteren Kriechverhaltens, bilden dann Schaufeln aus Cromadur (10MnCrSi 7236, s. [40]), einem ebenfalls von Krupp entwickelten Werkstoff der leicht schweißbar ist und an Stelle des Nickels Mangan aufweist. Als letzte Werkstoffvariante kommt dann Vanidur (V2AED50) zum Einsatz, s. [41], bei dem zusätzlich Vanadium eingebracht wird. Letztendlich werden in allen deutschen Triebwerken bis 1945 Hohl-schaufeln eingebaut, die luftgekühlt werden, und die damit den Nachteil der

fehlenden hochwarmfesten Materialien ausgleichen und die gleichzeitig in eine erfolgreiche, zukünftige Entwicklungsrichtung weisen.

In Großbritannien besteht dieser Mangel an bestimmten Materialien nicht, so daß hier ungekühlte Turbinenschaufeln verwandt werden und gleichzeitig eine aufwendige Entwicklung zu hochwarmfesten Metallen begonnen wird. Besondere Erfolge werden dabei durch die H. Wiggin Company, eine Tochter der Mond Nickel Company, mit ihren Nimonic Legierungen, die einen sehr hohen Nickel Anteil (bis zu 80 %) aufweisen, erzielt. Ihr erstes, 1940 zur Strahltriebwerke entwickeltes Material ist Nimonic 75, dem kleine Mengen Titan zur Erhöhung der Steifigkeit hinzu gefügt sind, s. [19]. Im Jahr 1941 kommt Nimonic 80 zur Anwendung und dann Nimonic 90 für noch höhere Temperaturen, das mit 20 % Kobald versehen ist. Durch die hohen Kosten der Nickelstähle wird für niedrigere Temperaturen oder bei der später auch in Großbritannien zur Anwendung kommenden Schaufelkühlung auf austenitische Stähle wie Stayblade von Firth-Vickers oder H.27 von der Firma Jessop ausgewichen. Die weitere Entwicklung ging dann zu ferritischen Stählen wie z.B. Jessop H.46.

Für die Prüfung von Kolbenflugmotoren unter realen Einsatzbedingungen auch in großer Höhe existieren zu Beginn des Strahltriebwerkszeitalters Motorenhöhenprüfstände. In Deutschland ist es ein Prüfstand der 1932–1936 vom Architekten H. Brenner für die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt e.V. (DVL) erbaut wird. Er gehört zu den technischen Denkmälern im Aerodynamischen Park (Großer Windkanal, Trudelturm und Schallgedämpfter Motorenprüfstand) in Berlin-Adlershof und steht heute unter Denkmalschutz, s. [42]. Probleme in großer Flughöhe mit einem neuen Höhenmotor BMW 801J führten zu der Erkenntnis, daß ein neuer, größerer und leistungsfähigerer Motorenhöhenprüfstand mit bis zu 20 kg/s Luftdurchsatz, einer Flughöhe bis zu 13.000 m benötigt wird. Das RLM erteilt 1941, in Abstimmung mit der E-Stelle in Rechlin und der DVL den Auftrag zu einer Studie und zur Erstellung eines derartigen Prüfstandes bei BMW in Milbertshofen unter dem Tarnnamen Herbitus. Die elektrischen Maschinen mit einer Leistung von 30.000 kW werden von BBC geliefert. Auf Grund des Zeitdruckes orientiert man sich an der DVL Anlage.

Im Jahre 1943 wird der zusätzliche Auftrag erteilt, den Höhenprüfstand, der eigentlich für Kolbenmotoren errichtet wird, auch für die Untersuchung der, in Entwicklung befindlichen,

Strahltriebwerke von BMW Junkers und Heinkel-Hirth zu befähigen. Da der Luftdurchsatz bereits sehr großzügig bemessen ist, fallen diese Anpaßarbeiten nur geringfügig aus, und bereits Mitte 1944 kann das erste Strahltriebwerk, eine BMW 003, in großer Höhe aber auch hoher Geschwindigkeit untersucht werden, s. [38]. Wegen der Einzigartigkeit dieser Anlage wird sie 1945, nach Ende des Krieges, von den Amerikanern übernommen und 1946 demontiert und in die USA verschifft, wo sie im Arnold Engineering Development Center (AEDC) in Tullahoma/Tennessee als leicht vergrößerte Anlage wiederaufgebaut wird. Mehrere Jahre arbeitet dort Christoph Soesmeier, der ehemalige Betriebsleiter der Herbitus-Anlage, als Manager of Operation der Engin Test Facility (ETF). Auf Verlangen der britischen Besatzungsmacht werden vor der Demontage aber noch Untersuchungen am Rolls-Royce Derwent und de Havilland Halford durchgeführt um im Fluge aufgetretene Probleme dieser Triebwerke zu analysieren.

3. Erste Jahre nach dem Krieg

Nachdem der zweite Weltkrieg beendet ist, werden auch die Weichen in der Strahltriebwerksentwicklung neu gestellt. Deutschland, das 1945 deutlich führend auf diesem Gebiet ist, fällt für die nächsten zehn Jahre völlig aus, während Großbritannien hervorragende Voraussetzungen für diesen kommenden Markt besitzt, da es sowohl die Technik der Radial- und der Axialmaschinen besitzt. Wesentlich kritischer sieht es für die reinen Kolbenmotorenhersteller wie Wright und Pratt & Whitney in den USA aus. Auch die Sowjetunion besitzt am Ende des Krieges nur eine begrenzte eigene Erfahrung auf diesem Gebiet durch einige Studien und Entwicklungsarbeiten von Ljulka, s. [27]. Auf der anderen Seite fallen den Russen deutsche Triebwerke und die Entwicklungs- und Fertigungsstätten von Junkers in Dessau und BMW in Spandau, Basdorf und Staßfurt in die Hände. In Dessau wird bis zum 22. Oktober 1946 auch teilweise die Fertigung der Jumo 004 fortgeführt, bis es an diesem Tage zu einer zwangsweisen Verlagerung der Einrichtungen und Personen in die UdSSR kommt. Deutsche Ingenieure sind dann bis Mitte der 50er Jahre an der Produktion der deutschen Triebwerke und deren Weiterentwicklung und an Neuentwicklungen führend beteiligt.

3.1. Vereinigte Staaten von Amerika

3.1.1. Wright

Die Wright Aeronautical Division der Curtiss-Wright Corporation ist zu Ende des Krieges der zweitgrößte Flugmotorenhersteller der Welt. Auf dem Gebiet der Gasturbine besteht zwar die Anweisung von General Arnold, daß die Kolbenmotorenfirmen während des Krieges keine Entwicklungsaufträge für Strahltriebwerke erhalten sollen. Durch ihre Lader- und Turboladerentwicklung besitzt die Firma aber ein ausreichendes Wissen über Radialverdichter und Axialturbinen, und sie beginnt bereits 1942, noch während des Krieges, auf eigene Kosten mit den ersten Überlegungen und Entwicklungsarbeiten für ein derartiges Turboproptriebwerk, s. [43]. Da sich ihre Verdichtererfahrung auf Radialausführungen beschränkt, wird eine Konzeption mit Doppelradialverdichter und zweistufiger Axialturbinen gewählt, Abbildung 34. Dieses Aggregat mit der offiziellen Bezeichnung T35 und einer Auslegungsleistung von 5.000 shp (3.729 kW) dreht sich am 24. Juni 1946 zum ersten mal auf dem Prüfstand. Seit dem 22.11.1944 zeigt die Army Airforce aber ein Interesse an derartigen PTL Triebwerken, die zu dieser Zeit die bereits mehrfach erwähnte strategische Bomberflotte antreiben sollen. So wird auch noch eine leistungsgesteigerte Ausführung (XT53-3) mit einem dreifachen Radialverdichter, einer dreistufigen Axialturbinen und einer Auslegungsleistung von 7.300 shp (5.444 kW) entwickelt. Noch Ende 1948 werden Aufträge für eine Umkonstruktion auf eine Gegenlauf-Druckpropeller Ausführung vergeben, obwohl das Ende wegen des Überganges zum reinen Düsenantrieb der Bomber bereits absehbar ist. Auf der Basis dieser PTLs entwickelt Wright auch drei Schubtriebwerke unterschiedlicher Leistung, stellt aber die Arbeiten wieder ein, als 1949 die staatliche Förderung eingestellt wird.

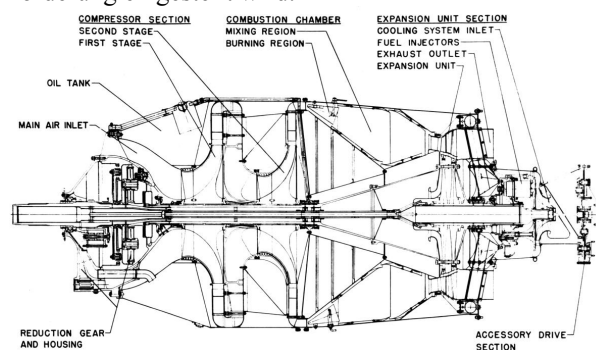


Abbildung 34: Wright PTL XT35-1. Erstlauf: 24-06.1946
Auslegungsleistung: 3.729 kW (5.069 PS = 5.000 shp)

Zusätzlich besitzt Wright seit 1947 auch noch die Rechte am Lockheed Triebwerk LG-1000 (J37), das bei Lockheed nie so richtig zum Laufen kam. Parallel zur T35 beginnt Wright mit der Entwicklung eines zweiten Turboproptriebwerkes (T43) auf der Basis der Lockheed J37. Diese Arbeiten werden, trotz der getroffenen Entscheidungen zu Gunsten des reinen Strahltriebwerkes als Bomberantrieb, noch bis Anfang 1952 weitergeführt.

1950 erwirbt Wright zusätzlich zwei Lizenzen britischer Axialmaschinen, von denen die Bristol-Siddeley Sapphire (ursprünglich Armstrong Siddeley Sapphire, die aber in Wirklichkeit die Metropolitan-Vickers F.9 Sapphire ist, eine Weiterentwicklung der F.2/4 Beryl) den Antrieb der Republic F-84F Thunderstreak, der Douglas A-4 Skyhawk und Martin B-57 Canberra und einiger weiterer Flugzeuge bildet. Es war und blieb das einzige Strahltriebwerk von Curtiss-Wright, das einigermaßen erfolgreich war, obwohl es bei dem Programm zu längeren Verzögerungen und diversen technischen Problemen kommt bis hin zu einem Flugverbot. Insgesamt werden etwa 13.000 Einheiten dieses Schubtriebwerkes von Wright und Buick gefertigt (Beginn der Fertigung 1953).

Fast gleichzeitig mit dem Auslaufen der Fertigung und Wartung der J65 bekommt die Firma im Jahre 1962 von der FAA (Federal Aviation Agency) einen Studien-Auftrag zur Untersuchung von Verdichtern, Turbinen und Computern zur Anwendung in Strahltriebwerken für ein Überschall-Verkehrsflugzeug, und sie bewarb sich parallel um ein entsprechendes großes staatliches Entwicklungsprogramm. Als der Auftrag, der Curtiss Wright fast 15 Mio. \$ eigenen Geldes gekostet hatte, verloren ging, stellte Curtiss Wright 1967 die Entwicklung und Fertigung vollständiger, eigener Triebwerke ein und spezialisierte sich auf die Zulieferung von Teilen. Letztendlich war dies das Eingeständnis, den Übergang vom Kolbenmotor zum Strahltriebwerk nicht gemeistert zu haben.

3.1.2. Pratt & Whitney

Am Ende des Krieges steht auch der andere, der weltgrößte amerikanische Flugmotorenhersteller Pratt & Whitney vor der Frage, wie er sich für die Zukunft aufstellen soll. Während des Krieges gibt es bei PW eine Zusammenarbeit mit Prof. C. Richard Soderberg vom MIT zur Entwicklung eines Compound Turboprop-Antriebes, der die Bezeichnung PT1 bekommt. Diese Arbeit beginnt 1940 und bekommt eine geringe Unterstützung durch die Navy; sie wird aber immer wieder unterbrochen und stellt bei PW die einzige, dazu

sehr geringe Aktivität dar, die eine gewisse Nähe zum Gasturbinenantrieb aufweist.

Das Management kommt zu der Überzeugung, daß langfristig die Strahltriebwerke die Kolbenmotoren in der Luftfahrt ablösen werden. Darüber hinaus besteht die Sorge, daß der Nachkriegsmarkt von den während des Krieges massenhaft produzierten Kolbenmotoren überschwemmt wird, und zusätzlich werden die militärischen Aufträge bereits am V-J Day (15.08.1945 = Ende des Krieges mit Japan) drastisch zusammengestrichen. In Anbetracht dieser Ausgangssituation wird von der Firmenleitung eine bemerkenswerte, konsequente Entscheidung getroffen: In den nächsten 5 Jahren wird PW kräftig in die Entwicklung und die Produktion von eigenen Strahltriebwerken investieren, um dann mindestens den Anschluß an die Firmen gefunden zu haben, die bereits während des Krieges mit deren Entwicklung beauftragt wurden, s. [44] und [45]. Hierfür werden sehr viel theoretische und experimentelle Untersuchungen benötigt, und so wird eine bisher nichtexistierende, aufwendige Versuchsanlage Anfang 1947 genehmigt und als Andrew Willgoos Laboratory umgesetzt, mit Prüfständen, die Höhen bis zu 30.48 km (100.000 ft) simulieren können. Als gestellter Zieltermin ergibt sich also der Sommer 1950.

Eine kleine Atempause verschafft der Auftrag zur Produktion von 130 kleineren, axialen Triebwerken Westinghouse W19XB „Yankee“, offiziell J30. Zumindest stellt dies eine erste Übung in der Produktion von Gasturbinen dar. Eine weitere Hilfe kommt durch die Entscheidung der Navy, die RR Nene als Antrieb für den Grumman F-9 Jäger zu wählen. Sie will aber eine „echt“ amerikanisierte Version J42 der Nene, die im März 1948 erstmals auf dem P&W Prüfstand läuft. Der Schub beläuft sich auf 22,24 kN (5.000 lbf) und 25,58 kN (5.750 lbf) mit Wassereinspritzung. Von dieser Version werden 1.139 Stück gebaut. Auch wird eine schubstärkere Nene als RR Tay und P&W J48 Turbo Wasp mit 27,80 kN (6.250 lbf) Schub entwickelt von der sogar 4.108 Stück von P&W produziert werden.

Die erste eigene P&W Gasturbine wird das PTL Triebwerk T34 (Firmenbezeichnung PT2 Turbo-Wasp), eine Axialmaschine mit einer Leistung von 4.103 kW (5.500 shp) plus 5,57 kN (1.1250 lbf) Restschub also 4.476 kW (6.000 ehp) äquivalente Startleistung, s. Abbildung 35.

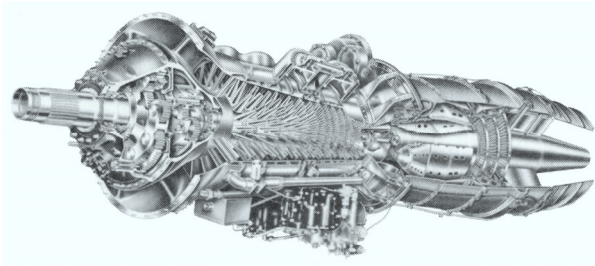


Abbildung 35: Pratt & Whitney Turboprop PT2 (T34). Erstlauf: Ende 1947, mit positive Leistung: Anfang 1949, äquivalente Startleistung: 4.476 kW (6.000 ehp)

Diese Entwicklung einer Axialmaschine erfolgt durch ein Team unter der Leitung von Prof. Soderberg (MIT) und durch eines von P&W unter der Leitung von Perry Pratt. Der Erstlauf erfolgt Ende 1947, aber erst Anfang 1949 dreht es sich aus eigener Kraft. Die späteren Versionen des Gerätes erreichen bis zu 5.593 kW (7.500 shp). Der Auftrag wird 1945 von der US Navy vergeben. Die Produktion läuft von 1951 bis 1960 und umfasst etwa 300 Triebwerke. Allerdings erfolgt nie eine Anwendung in einem Navy Flugzeug. Im September 1950 fliegt zu Testzwecken eine Boeing B-17 Flying Fortress mit einem T-34 Turboprop, der in der Nase des Bombers montiert ist. Die erste Anwendung der T-34 erfolgt in einem Boeing KC-97J Stratofreighter, der später die B-377 Super Guppy der Aero Spacelines wird. Die nächste und wesentliche Anwendung des Triebwerkes erfolgt in der Douglas C-133 Cargomaster, einem 4motorigen Transportflugzeug. Dieses PTL Triebwerk bildet die Basis für alle folgenden PTL und TL Entwicklungen der Firma Pratt & Whitney.

3.2. Technologie

Nach Beendigung des Krieges werden die Forschungen zu Strahltriebwerken überall außerhalb Deutschlands in großem Maße intensiviert. Hierzu werden auch neue große Forschungseinrichtungen errichtet. Bei der NACA, ab 29. Juli 1958 NASA, werden in Langley Field Gitterwindkanäle für subsonische, transsonische und Überschallströmungen aufgebaut und grundlegende Eigenschaften der Profilmströmung in Turbinen- und vor allem in Verdichteranordnungen untersucht. Nach dem Sputnikschock³² in den USA werden die Luftfahrtaktivitäten fast gänzlich zurückgefahren und die Gitterwindkanäle kommen nach Europa zum VKI Von Kármán Institute for Fluid Dynamics

³² Sputnik 1 (Sputnik für Weggefährte, Begleiter, in astronomischer Bedeutung Trabant und Satellit) ist am 4. Oktober 1957 der erste künstliche Erdsatellit auf einer Umlaufbahn und gilt als Startschuss der sowjetischen Raumfahrt.

in Sint-Genesius-Rode (Rhode-Saint-Genèse), Belgien. Da dort die Energieversorgung nicht zum Betrieb des Transonischen- und Überschallgitterwindkanals ausreicht, werden diese auf Wunsch der damaligen DVL Mitte der 60er Jahre nach Porz-Wahn ins heutige DLR Institut für Antriebstechnik transferiert und bis heute zu Forschungszwecken betrieben.

Pratt & Whitney entscheidet direkt nach Ende des Krieges in das für sie neue Gebiet der Fluggasturbinen einzusteigen. Hierzu gibt Frederick B. Rentschler der Firma 5 Jahre Zeit, die einerseits aus Sicht der Techniker für den Erwerb der notwendigen Kompetenz erforderlich und andererseits aus Sicht der Kaufleute maximal finanzierbar erscheint. Parallel investiert er in ein neues Forschungszentrum, das *Andrew Wilgoos Gas Turbine Laboratory for jet engine testing*, das fortschrittlichste Forschungszentrum seiner Zeit, das 1950 in East Hartford eröffnet wird mit Prüfständen, die Höhen bis zu 100.000 ft (30.500 m) simulieren können, s. auch 3.2.1.

In Großbritannien wird die Turbinen Abteilung des RAE 1942 in neue Räumlichkeiten nach Pyestock verlegt und 1944 mit der Power Jets Ltd. (1936 durch Frank Whittle und zwei Kollegen gegründet) zusammengelegt und verstaatlicht zur Power Jets (Research and Development) Ltd. Im Jahre 1946 erfolgt dann eine Umformung in eine Abteilung des Beschaffungsministeriums (Ministry of Supply), die als NGTE National Gas Turbine Establishment in den folgenden Jahren bis zu seiner Auflösung im Jahre 2000 die Forschung auf dem Gebiet der Luftstrahltriebwerke ganz wesentlich vorantreibt.

4. Die Bewährung

Fünf Jahre nach Beendigung des zweiten Weltkrieges kommt es zum Ausbruch des Korea Krieges (25 Juni 1950 – Waffenstillstand: 27 Juli 1953) zwischen Nord- und Südkorea, bei dem die UdSSR und die VR China auf Seiten des Nordens und die USA auf Seiten des Südens eingreifen. Bei dem zugehörigen Luftkrieg setzen beide Seiten zu Beginn die bewährten Flugzeuge des Weltkrieges ein. Diese werden aber ausgestochen als die USA die Lockheed F-80 „Shooting Star“, das erste operative amerikanische Strahlflugzeug, einsetzen, s. Abbildung 36, ein Strahlflugzeug konventioneller Flügelbauart, d.h., ohne Pfeilung. Der Antrieb erfolgt durch eine General Electric J33 (GE I-40) Radialmaschine. Sie geht auf Whittlesche Grundlagen zurück und entspricht einer durch GE verbesserten RR Welland. Damit kommt die J33 in etwa auf die Leistungsstufe der RR Derwent. Die weitaus größte Anzahl dieser Aggregate wird allerdings durch Allison in Serie gefertigt, da GE

erst die notwendigen Fertigungsstätten errichten muß.



Abbildung 36: Lockheed F-80 Shooting Star.
Erstflug: 08.01.1944. Antrieb: 1 x GE/Allison J33.

Ganz plötzlich, und zur großen Überraschung des Westens, erscheint am Himmel ein sehr elegantes und schnelles Flugzeug der Gegenseite, das hauptsächlich von chinesischen Piloten geflogen wird. Dieses russische Flugzeug, die Mikojan-Gurewitsch MiG 15, s. Abbildung 37, besitzt gepfeilte Flügel und Liebesche³³ Grenzschichtzäune. Erst später wird bekannt, daß der Entwurf von Siegfried Günter³⁴ stammt, einem der ehemaligen Chefkonstruktoren der Firma Heinkel. Als Antrieb besitzt die MiG 15 ein Strahltriebwerk Klimov RD-45, ein Lizenzprodukt der RR Nene. Die Nene ist eine deutliche Weiterentwicklung des Whittleschen RR Derwent Triebwerkes. Die Sowjets haben dieses Triebwerk und dessen Lizenz 1946 bei einem Besuch in Großbritannien gekauft, s. [27]. Dieses Flugzeug ist der F-80 deutlich überlegen und sorgt für ein ziemliches Entsetzen auf der Gegenseite.



Abbildung 37: Mikojan-Gurewitsch MiG 15.
Entwurf durch Siegfried Günter. Erstflug:

³³ Prof. Dr.-Ing. Wolfgang Liebe (* 22. Juni 1911 in Gandersheim; † 21. Oktober 2005 in Berlin) Luftfahrtingenieur, der sich speziell der Aerodynamik widmete

³⁴ Dr.-Ing. E.h. Siegfried Günter (* 8. Dezember 1899 in Keula, Thüringen; † 19. Juni 1969 in Berlin) Flugzeugkonstrukteur und Aerodynamiker

30.12.1947.

Antrieb: 1 x Klimov RD-45 (Lizenz des RR Nene)

Erst als die USA ihre nächste Strahljägenergeneration, die North American F-86 Sabre, s. Abbildung 38, zum Einsatz bringt, ist die Waffengleichheit bzw. eine Überlegenheit der Amerikaner wiederhergestellt. Auch die F-86 besitzt Pfeilflügel, deren Einführung bei North American zu einer Kontroverse mit einigen Tradionalisten führt, die von der Wirksamkeit dieser deutschen Beutetechnologie nicht überzeugt sind und sich deren Anwendung erfolglos widersetzen.

Als Antrieb dient eine GE J47 oder GE TG-190, s. Abbildung 39. Dies ist die dritte von GE entwickelte axiale Luftfahrt-Gasturbine. Es ist ein klassisches, reines Strahltriebwerk, welches sich von Beginn an als sehr zuverlässig erweist und sich im Einsatz bewährt.



Abbildung 38: North American F-86 Sabre.
Erstflug: 01.10.1947. Antrieb: 1 x GE J73

Es wird die unglaubliche Stückzahl von mehr als 35.000 Triebwerken gefertigt, und es ist damit das Programm, das den endgültigen, erfolgreichen Einstieg von General Electric in das militärische Luftfahrtantriebsgeschäft besiegelt, s. [46].

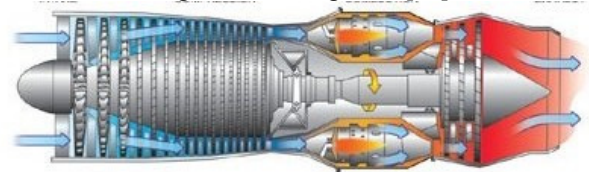


Abbildung 39: General Electric TG-190 bzw. J47.
Erstlauf: 21.06.1947, Erstflug: 05.1948.
Standsschub: 22,24 kN (5.000 lb_f)

Der Koreakrieg ist die erste größere militärische Auseinandersetzung, in der Strahltriebwerke auf beiden Seiten zum Einsatz kommen und über die Luftüberlegenheit entscheiden. Am Beginn der Strahltriebwerksentwicklung steht offensichtlich die militärische Anwendung im Vordergrund, aber bereits gegen Ende des zweiten Weltkrieges wird auch über zivile Anwendungen nachgedacht. Die sich daraus ergebende Wandlung des Luftverkehrs

wird zum Massentransport führen und das weltweite Zusammenleben der Menschen stark beeinflussen.

5. Die Wandlung des Luftverkehrs

Am Beginn des zivilen Strahlflugzeitalters kommt man an der Erwähnung der britischen De Havilland DH 106 Comet, s. Abbildung 40, nicht vorbei. Bereits am 11. März 1943 wird in Großbritannien das Brabazon Committee eingerichtet, das sich mit den Bedürfnissen der britischen Fluglinien in der Nachkriegszeit befaßt. In diesem Komitee kann Sir Geoffrey de Havilland³⁵, s. [47], seine Idee eines Postflugzeuges mit einem reinem Strahltriebwerk und einer Druckzelle als eines von vier ausgewählten Typen durchsetzen. Im Dezember 1945 erteilt die British Overseas Airways Corporation (BOAC) einen Auftrag über 10 dieser Flugzeuge. Daraufhin beginnt die Firma de Havilland Aircraft Company Ltd. 1946 mit den konkreten Auslegungsarbeiten. Es wird ein sehr elegantes Flugzeug mit einem leicht gepfeilten (20°) Flügel, mit vier in die Tragflügel eingebauten Triebwerken und großen nahezu rechteckigen Fenstern. Die de Havilland Ghost 50 Mk1 (Halford H2) Triebwerke, entwickelt von de Havillands Motorenbauer Halford³⁶, sind eine vereinfachte Eigenentwicklung der Whittleschen Ideen in den RR Welland und Derwent Triebwerken. Sie besitzen einen nur einflutigen Radialverdichter, einen Fronteinlauf und nur in Strömungsrichtung liegende gerade Brennkammern. Der Erstflug der Comet erfolgt am 27.07.1949 in Hatfield. Es ist der erste Flug eines kommerziellen, zivilen Verkehrsflugzeuges, das von Strahltriebwerken angetrieben wird. Der Liniendienst mit der BOAC beginnt am 02. Mai 1952 auf der Route London-Johannesburg. Das Flugzeug erfreut sich einer großen Beliebtheit bei den Fluggästen.

Im Jahr 1954 kommt es dann aber zu der Katastrophe. Am 10. Januar, 20 Minuten nach dem Start in Ciampino (Rom) verschwindet die Comet vom Radarbildschirm und stürzt ohne Vorwarnung bei Elba ins Mittelmeer. BOAC verhängt ein



Abbildung 40: de Havilland DH 106 Comet.
Erstflug: 27.09.1949, Einführung: 02.05.1952.
Antrieb: 4 x de Havilland Ghost 50 Mk1 (Halford H2)

vorübergehendes Flugverbot, und die britische Abell Kommission beginnt mit der Analyse des Unfallhergangs. Parallel birgt die Royal Navy ca. 70 % der Flugzeugtrümmer, die zum RAE nach Farnborough transportiert werden. Die Kommission findet keinen definitiven Fehler der zum Absturz führte, aber sie ordnet diverse Modifikationen an, nach deren Tests der Flugbetrieb am 23. März 1954 wiederaufgenommen wird. Dann kommt es am 8. April, wieder nach einem Start in Ciampino mit dem Ziel Kairo, erneut zu einem nicht erkläraren Totalverlust über dem Mittelmeer, diesmal in der Nähe von Neapel. Es wird ein sofortiges Flugverbot ausgesprochen, und eine Untersuchungskommission unter Führung von Sir Arnold Hall, Leiter des RAE, eingesetzt. Diese vermutet bald, daß es sich um einen Ermüdungsbruch handelt. Untersuchungen der geborgenen Teile beider Maschinen und Wassertank-Ermüdungsversuche an einer baugleichen Zelle zeigen, daß in den "Ecken" der Fenster, die Spannungen wesentlich höher ausfallen, als vorgesehen. Am 24. Juni kommt es dann bei Tests im Wassertank, nach ca. 3.000 Zyklen, zu einem Aufreißen der Testzelle. Die Untersuchung zeigt, daß der Ermüdungsriß seinen Ausgang an einem gestanzten Nietloch an einem vorderen rechten Fenster nimmt.

Beide verunglückten Maschinen erreichen etwas mehr als 1.000 Zyklen bis zum Absturz. Die hier betrachteten niederfrequenten Zyklen ergeben sich durch das Aufpumpen der Zelle in der großen Flughöhe von 10 km, die fast das doppelte der Flughöhe darstellt, der bis dahin ausschließlich operierenden Flugzeuge mit einem Kolbenmotor. Zu diesem Aufpumpvorgang kommt es, da der Innendruck der Maschine, auf Grund des Passagierkomforts, etwa dem Druck in etwa 2,5 km (8.000 ft) konstant gehalten wird, während der Außendruck in der eigentlichen Flughöhe von 10 km ganz wesentlich kleiner ist. So folgt jedem

³⁵ Sir Geoffrey de Havilland (* 27. Juli 1882 in Haslemere, Surrey; † 21. Mai 1965 in Watford) Flugpionier, Flugzeugkonstrukteur und -unternehmer

³⁶ Major Frank Bernard Halford (* 7. März 1894 in Nottingham; † 16 April 1955 in Northwood, Middlesex) Flugmotorenkonstrukteur, dessen Beratungs- und Entwicklungsfirma 1944 von de Havilland übernommen wird

Startvorgang eines Fluges ein Aufstieg in 10 km Höhe, und dies stellt dann einen Aufpumpvorgang bzw. einen Zyklus dar.

Diese niederfrequenten Belastungszyklen bei gleichzeitig höherem Spannungsniveau stellen zur Zeit der Unglücke noch technisches Neuland dar. Durch die erfolgte Aufklärung der Unglücksursachen werden natürlich alle anderen Flugzeughersteller auf derartige Probleme hingewiesen und können sich vor ähnlichen Desastern wappnen.

Nachdem die Unfallursache gefunden ist, beginnt de Havilland sofort mit einer Weiterentwicklung der ursprünglichen Comet. Nach umfangreichen weiteren Tests erlaubt es die verbesserte, und jetzt mit vier RR „Avon“ Axialtriebwerken ausgerüstete, Comet IV der BOAC am 4. Oktober 1958 erstmalig einen Liniendienst über den Atlantik aufzunehmen, allerdings mit einer Zwischenlandung in Gander (Neufundland).

Vom Flugverbot für die Comet bis zur erneuten Flugaufnahme mit der verbesserten Ausführung sind fast 4 ½ Jahre vergangen, eine lange Zeit wenn man die jetzt aufkommende Konkurrenz im Auge hat. In der Zwischenzeit findet in den USA eine Ausschreibung zur Entwicklung eines düsengetriebenes Tankflugzeuges statt, aus dem Boeing mit der KC-135 als Sieger hervorgeht. Parallel zur militärischen Ausführung hat Boeing von Beginn an eine zivile Version dieses Flugzeuges im Auge, die später so erfolgreiche Boeing B707, s. Abbildung 41. Als Vorläufer für beide Ausführungen gilt ein Prototyp Boeing 367-80, oder "Dash 80", die am 15. Juli 1954 zum ersten Mal in die Luft ging. Das Flugzeug besitzt einen Pfeilflügel (35 °), eine Passagierkapazität von bis zu 185 Personen und die Fähigkeit, den Atlantik ohne Zwischenlandung zu überqueren. Ihr Erstflug erfolgt am 20.12.1957.



**Abbildung 41: Boeing 707. Erstflug: 20.12.1957.
Einführung: Oktober 1958,
Triebwerke: 4 x Pratt & Whitney JT3C (J57)**

Pan American Airlines bestellt bereits am 13. Oktober 1955 zwanzig Maschinen dieses Typs und eröffnete als erste Flugesellschaft den regulären Non-Stop Transatlantikdienst am 26. Oktober 1958 von New York Idlewild nach Paris. Das sind genau 22 Tage nach dem ersten regulären Atlantikflug der Comet IV. Die großen Unterschiede zu diesem Zeitpunkt sind die längere Reichweite, die deutlich größere Passagierzahl in Folge eines größeren Rumpfdurchmessers, die größeren Rumpflänge, der Verzicht auf einen Zwischenstopp und die sich aus all dem ergebende höhere Gesamteffizienz der B707 gegenüber der Comet IV, die daher nur noch in einer geringen Stückzahl (ca. 50) verkauft werden kann. Allerdings wird die Comet als militärischer Seeaufklärer HS 801 Nimrod unter Verwendung der Rolls-Royce RB 168 (Spey) ein langes Leben vor sich haben. Sie sollte sogar im Jahre 2010 als MRA4, ausgerüstet mit modernen BR710 Triebwerken, nochmals ein neues Leben bekommen.

Die vier Triebwerke an der B707 sind an Gondeln unter den Tragflächen angeordnet. Der Start des Programmes erfolgt mit Antrieben von Pratt & Whitney, der JT3C (J57), s. Abbildung 42 und zwar in den militärischen und der zivilen Versionen des Flugzeuges. Die JT3C ist ein klassisches Strahltriebwerk, mit axialen Verdichtern und Turbinen. Die Brennkammern sind Einzelbrennkammern, die ringförmig angeordnet sind. Als Besonderheit besitzt das Triebwerk eine Zweiwellen-Anordnung. Einen Hochdruckverdichter und eine Hochdruckturbine, die auf einer Welle angeordnet sind, und einen Niederdruckverdichter und eine Niederdruckwelle, die auf einer innen liegenden, gesonderten Welle verbunden sind, und die mit einer geringeren Drehzahl umläuft. Die in der Abbildung gelb angelegten Bauteile sind aus Gewichtsgründen aus Titan gefertigt, und damit ist die JT3C das mit Abstand erste Triebwerk, das in dieser Menge diesen Werkstoff verbaut.

Dieses Triebwerk wird von Pratt & Whitney strategisch für die Bomberflotte geplant. Im März 1946 beginnen Studien für einen großen Turbojet mit Druckverhältnissen zwischen 4-6:1 und einem Schub bis zu 8.200 lb_f, die im November 1946 beendet sind. Der erste Entwurf steht Anfang 1947. Die Detailkonstruktion startet im Mai 1947 mit der Bezeichnung JT3-6. Den Wettbewerb der US Navy zwischen P&W, Allison, Westinghouse und anderen für ein 7.500 lb_f Turbojet gewinnt Westinghouse mit der J40. Nach dem Verlust eines Navy Auftrages mit 7.500 lb_f Schub, kann man dieser schlecht ein 10.000 lbf Triebwerk anbieten. Daher wendet man sich der Air Force zu, bei der die Wright Aeronautical gerade ein Turbo-prop

(T35) mit 5.500 hp für die zu entwickelnde Boeing B-52 anbietet. PW entscheidet ein PTL hohen Druckverhältnisses mit geringem Verbrauch und mit 10.000 hp anzubieten. Gleichzeitig werden aber nur die Komponenten gefertigt und getestet, die auch in einem Jet zur Anwendung kämen, denn es ist das eigentliche Ziel, die Air Force zu einem Jet getriebenen Bomber zu gewinnen. Letztendlich gelingt dies, und im September 1948 wird die Pratt & Whitney PT4 zu einem Jet (JT3 bzw. J57) umgewandelt. Es ist das erste 10.000 lb_f (44,5 kN = 4.500 kp) Triebwerk der USA und steht nun im Wettbewerb mit der Westinghouse J40. Da aber das J40 Programm von Westinghouse nicht zufriedenstellend verläuft, ordnet die USAF am 21. Oktober 1948 dessen Austausch gegen die Pratt & Whitney J57 an.

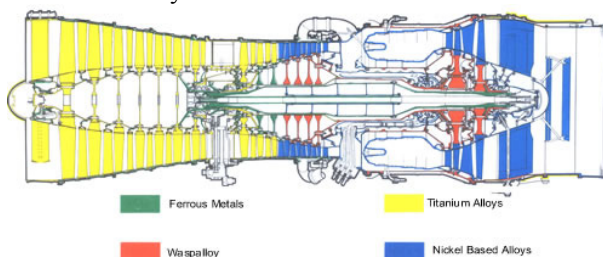


Abbildung 42: Pratt & Whitney JT3C (J 57).
Schub: 60 kN (6.118 kp)

Das ist der Beginn eines Riesenerfolges, da sowohl der strategische Bomber Boeing B-52 mit acht dieser Triebwerke, als auch die B707 in großen Stückzahlen beschafft werden. Zusätzlich gibt es noch Anwendungen in der Boeing KC-135 Stratotanker, der Douglas DC-8, mehreren Jagd- und Beobachtungsflugzeugen (North American F-100 Super Sabre, Vought F-8 Crusader, Martin RB-57D Canberra). Insgesamt werden von diesem Aggregat 21.700 Stück gefertigt, und es stellt für Pratt & Whitney die bestandene Reifeprüfung dar, daß die Firma das Geschäft der Strahlantriebe beherrscht und sich als feste Größe auf diesem Gebiet etabliert hat.

Die Boeing B707 wird zum erfolgreichsten Flugzeug ihrer Zeit. Bis zum Produktionsende in 1978 werden über 1.000 Boeing B707 aller Versionen gefertigt. Dieses Flugzeug ist der Beginn der Revolution des Transatlantik- und des Langstreckenverkehrs überhaupt.

Knapp zwei Jahre nach Einführung der Boeing B707 kommt Rolls-Royce mit dem ersten zivilen ZTL (Zweistrom-Turbinen-Luftstrahltriebwerk) bzw. Nebenstrom- oder Bypass Triebwerk, dem Rolls-Royce RB.80 Conway, s. Abbildung 43, auf den Markt. Dieser zweite Kreis bzw. Nebenstrom ist der Teil der angesaugten Luft, der nur durch die ersten Verdichterstufen strömt und dann außen um das Kerntriebwerk herumgeführt wird. Mit dieser

Aufteilung der Gesamtluftmenge läßt sich der Vortriebswirkungsgrad eines Strahltriebwerks erhöhen, bei Aufrechterhaltung eines hohen thermodynamischen Wirkungsgrades, der durch das Kerntriebwerk festgelegt wird. Insgesamt ergibt sich dadurch eine merkliche Verringerung des Brennstoffverbrauches.

Erste Studien zu diesem Zweikreisler starteten in Großbritannien Anfang 1947 und im Oktober des Jahres wird mit einer schubstärkeren Version, der RB.80 begonnen, die später auf eine Zweiwellenanordnung verändert wird. Der erste zufriedenstellende Prüfstandsflug findet im Juli 1952 statt. Obwohl das Nebenstromverhältnis relativ klein ist, ergibt sich eine deutliche Reduktion des Verbrauches. Infolgedessen ordert die Lufthansa als erste Fluggesellschaft ihre Boeings B707 mit diesen Triebwerken und beginnt den ersten zivilen Liniendienst mit der B707-740 im März 1960.

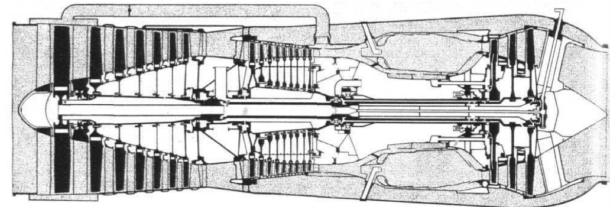


Abbildung 43: Rolls-Royce RB.80 Conway.
Nebenstromverhältnis: $\mu = 0,3$.
Stand Schub: 76,3 kN (7.779 kp = 17.150 lb_f)

Um im Wettbewerb bestehen zu können, bietet natürlich auch Pratt & Whitney bald darauf ein ZTL Triebwerk an. Es wird aus der JT3C abgeleitet. Der Zweikreisler JT3D (militärisch TF33), s. Abbildung 44, hat ein Nebenstromverhältnis von $\mu = 1,37$ und läuft erstmals 1958. Der erste Liniensflug einer JT3D in einer B707 erfolgt am 12. März 1960, also etwa ein Jahr nach dem der Conway. Den folgenden Wettbewerb kann PW für sich entscheiden, vielleicht wegen des höheren Nebenstromverhältnisses oder der damaligen Abneigung amerikanischer Fluglinien ausländische Produkte zu kaufen.

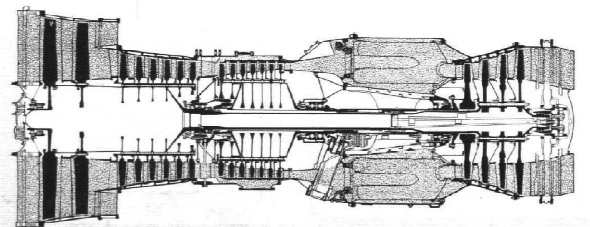


Abbildung 44: Pratt & Whitney JT3D (TF33).
Erster Prüfstandsflug: 1958.
Erstflug in einer Boeing B707-120 am 22.06.1960
Stand Schub: 75,62 kN (7.711 kp = 17.000 lb_f) $\mu = 1,37$

Im Windschatten von Boeing bringt die Douglas Aircraft Company ein der B707 sehr ähnliches Flugzeug, die Douglas DC-8, auf den Markt, s. Abbildung 45. Studien zu einem zivilen Jet beginnen bei Douglas recht spät, erst Mitte 1952. Anschließend zögert Douglas mit der Entwicklung, da gehofft wird im Tankerauftrag zumindest als Zweiter berücksichtigt zu werden. Da Boeing aber bereits zwei Monate nach der Ausschreibung einen Prototyp, die Boeing 367-80 ("Dash-80"), in die Luft bringen kann, läßt die Air Force Douglas leer ausgehen. Entsetzt, aber jetzt wohl wissend, daß der Jet die Zukunft darstellt, wird die Entwicklungstätigkeit an dem zivilen Strahlflugzeug verstärkt wiederaufgenommen, und am 30. Mai 1958 kommt es zum Erstflug der DC-8. Der Linienverkehr wird dann mit Delta Airlines am 18. September 1959 aufgenommen, knapp ein Jahr nach dem der Boeing B707. Auch die DC-8 wird mit 556 gefertigten Flugzeugen ein großer Erfolg, obwohl Boeing fast die doppelte Anzahl fertigt. Als Triebwerke kommen zu Beginn JT3C Maschinen zum Einsatz, in einigen späteren Versionen auch das gegenüber der JT3C etwas schubgesteigerte JT4A (J75) und nach ihrem Erscheinen die beiden Zweikreiser RR Conway und JT3D.



Abbildung 45: Douglas DC-8. Erstflug: 30. Mai 1958. Einführung: 18.09. 1959.

Als dritter im Bunde, der mit den beiden genannten Maschinen auf den ersten Blick ebenfalls sehr viel Ähnlichkeit aufweist, erscheint die Consolidated Vultee Aircraft Corporation, abgekürzt Convair, mit der CV880 Golden Arrow, s. Abbildung 46. Die Entwicklungsarbeiten beginnen im April 1956 um mit Boeing und Douglas zu konkurrieren. Der Erstflug erfolgt am 27. Januar 1959 und die Einführung in den Liniendienst erfolgt im Mai 1960 mit Delta Air Lines. Damit steht sie nochmals ein halbes Jahr später als die DC-8 zur Verfügung.



Abbildung 46: Convair CV880 "Golden Arrow" der Consolidated Vultee Aircraft Corporation. Erstflug: 27.01.1959. Einführung: Mai 1960 (Delta) Antrieb: 4 x General Electric CJ-805-3 Strahltriebwerke

Dieses Flugzeug ist mit 990 km/h Reisegeschwindigkeit das schnellste Unterschallflugzeug. Allerdings ist der Querschnitt der Kabine kleiner als der, der beiden Konkurrenten und erlaubt nur eine Sitzanordnung mit 5 Sitzen pro Reihe, an Stelle der 6 Sitze von Boeing und Douglas, so daß sich nur eine maximale Passagieraanzahl von 100 ergibt. Als Triebwerke werden General Electric CJ-805-3 Turbojets verwandt, s. Abbildung 47.

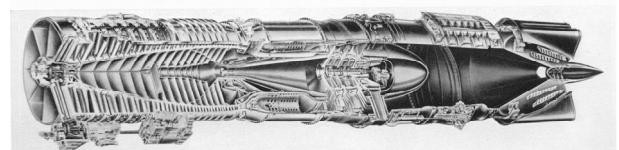


Abbildung 47: General Electric CJ-805-3 mit Schubumkehrer und Schalldämpfer. Startschub: 51,82 kN (5.284 kp = 11.650 lbf)

Dieses Aggregat entspricht der Konzeption der GE J79, s. Abbildung 48, die die Lockheed F-104 Starfighter und die McDonnell McDonnell F-4 Phantom II antreiben, nur weist es an Stelle des Nachbrenners und der konvergent-divergenten Verstelldüse einen Schubumkehrer auf. Auch ist es eines der lautesten Triebwerke, und es entwickelt ziemlich viel Rauch.

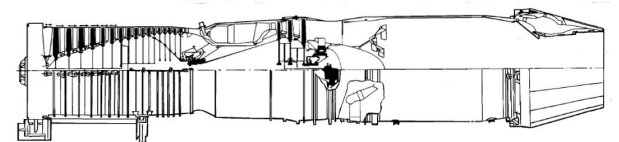


Abbildung 48: GE J79 mit Nachbrenner. Standschub: 52,8 kN (5.384 kp = 11.870) trocken 79,7 kN (8.117 kp = 17.895 lbf) mit Nachbrenner

Da das Flugzeug später als die beiden Wettbewerber auf den Markt kommt, hauptsächlich aber wegen der zu kleinen Zelle, beschränken sich die verkauften Flugzeuge auf spärliche 65 Stück.

Auf Wunsch von American Airlines entwirft Convair eine weitere Version mit einer verlängerten Zelle. Diese Convair CV990 „Coronado“, s. Abbildung 49, erhält an Stelle des Turbojets einen Turbofan (ZTL) als Antrieb. Das Besondere an diesem Triebwerk GE CJ-805-23B, s. Abbildung 50, ist die gewählte Ausführung mit einem Aftfan. Das eigentliche Triebwerk ist dabei unverändert und entspricht dem der GE J79. Dort wo die J79 den Nachbrenner und die Verstelldüse aufweist, ist bei der CJ-805-23B eine zweite unabhängig drehende einstufige Turbine angeordnet, die auf ihrer äußeren Endseite eine festverbundene Verdichter- bzw. Fanschaukelreihe aufweist. Die Fanschaukel verdichtet die Luft die den Nebenstrom oder zweiten Kreis darstellt, und ihr Antrieb erfolgt direkt durch die im Innern befindliche Turbine. Das gewählte Nebenstromverhältnis beträgt $\mu = 1,46$ und liegt damit im Bereich dessen der PW JT3D.



Abbildung 49: Convair 990 „Coronado“.
Erstflug: 24.01.1961 Liniendienst: 7. Januar 1962 (AA)
Triebwerk: GE CJ805-23B (Aft-Fan)

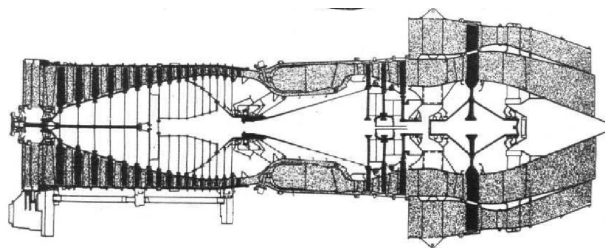


Abbildung 50: General Electric CJ 805-23B (J 79 ohne NB plus Aft-Fan) $\mu = 1,46$

Da dieses Flugzeug trotz des verlängerten Rumpfes immer noch deutlich weniger Passagiere befördern kann, als die entsprechenden Versionen der B707 und DC-8, ist auch die Coronado nicht wettbewerbsfähig, und es werden bis zur Programmeinstellung im Jahre 1963 nur zusätzliche 37 Flugzeuge vermarktet. Damit kann Convair insgesamt nur 102 dieser beiden Varianten verkaufen und erleidet einen riesigen Verlust von 185 Mio. \$ über die Laufzeit des Programmes. Es ist einer der größten Verluste zu dieser Zeit, und Convair zieht sich daraufhin aus dem zivilen Flugzeuggeschäft als Gesamtanbieter zurück.

Dieser Beginn des zivilen Strahlflugverkehrs verändert den Transatlantikverkehr grundlegend. Die Zeit zur Überquerung des Atlantiks verkürzt sich dramatisch, und der Geschäftsreiseverkehr findet nun fast ausschließlich mit dem Flugzeug statt. Dies gilt in gleicher Weise für fast sämtliche Langstreckenverbindungen, da sich der reguläre Luftverkehr in kürzester Zeit über den ganzen Globus ausbreitet.

Neben den hier angesprochenen vierstrahligen Langstreckenmaschinen entwickelt sich auch im Mittelstrecken- und Kurzstreckenbereich ein schneller Übergang vom Kolbenmotor zum Strahlantrieb oder zum Turbopropantrieb. Eine der ersten strahlgetriebenen Mittelstreckenflugzeuge ist die sowjetische Tupolev Tu-104 (NATO Code: Camel), s. Abbildung 51, die aus dem Bomber Tupolev Tu-16 (NATO Code: Badger) abgeleitet wird. Sie ist zwischen 1956 und 1958, dem erneuten Beginn des Comet Einsatzes das weltweit einzige regulär betriebene Strahlflugzeug. Die Tu-104 stellte für die westliche Welt eine große Überraschung dar, als sie in Vorbereitung eines sowjetischen Staatsbesuches am 22. März 1956 erstmals in London-Heathrow landet.



Abbildung 51: Tupolev Tu-104 (NATO: „Camel“).
Erstflug: 17.06.1955. Einsatz: 15.09.1956 .
Fertigung: 1956 -1960
Anzahl: ca. 200. Triebwerke: 2 x Mikulin AM-3M

Nach der Comet und der Tupolev Tu-104, die ihre Triebwerke in die Flügel integriert haben, und den drei amerikanischen Langstreckenmaschinen B707, DC-8 und CV880/990 mit in vier Gondeln unter dem Flügel angeordneten Triebwerken, folgt mit der Sud Aviation Caravelle, s. Abbildung 52 (links oben), das erste Flugzeug mit zwei am Heck angeordneten Triebwerken. Der Erstflug findet am 25. Mai 1955 statt und die Aufnahme des regulären Flugbetriebes erfolgt am 6. Mai 1959. In dieser Anordnung folgen die sowjetische Tupolev Tu-134, deren Erstflug am 29. Juli 1963 stattfindet (Indienststellung 09.1967), darauf folgt fast gleichzeitig am 20. August 1963 der Erstflug der British Aircraft Corporation BAC 1-11

(Indienststellung 1965). Eine weitere Maschine dieser Konfiguration ist die Douglas DC-9, die am 25. Februar 1965 zum ersten Mal vom Boden abhebt und am 8. Dezember des gleichen Jahres in den Liniendienst mit Delta geht. Es folgt eine verlängerte Modellerweiterung zur DC-9-80 bzw. McDonnell Douglas MD-80. Dann erfolgt eine erste Neumotorisierung mit der International Aero Engines IAE V2525-D5 zur MD-90 (Erstflug 22.02.1993, Einführung Februar 1995) und eine zweite Neumotorisierung der kleineren Version mit zwei RR BR715 zur MD-95, die später die Bezeichnung Boeing B717 erhält. Ihr Erstflug erfolgt am 2. September 1998 und die Linieneinführung am 12. Oktober 1999. Die Gesamtproduktion aller DC-9 Typen beträgt 2.438 Exemplaren.

Es folgen die Mittelstreckenflugzeuge mit drei am Heck angeordneten Triebwerken. Die zeitlich erste dieser Konfiguration ist die Hawker Siddeley HS-121 Trident. Sie startet am 9. Januar 1962 zu ihrem Erstflug und nimmt im Jahr 1964 den Liniendienst auf. Die Boeing B727, s. Abbildung 52 (rechts), die am 6. Februar 1963 zu ihrem Erstflug startet wird am 1. Februar 1964 in den Liniendienst gestellt und erweist sich als eine der erfolgreichsten dieser Ausführung. Sie erreicht eine gefertigte Stückzahl von 1.832 Maschinen. Als dritte dreimotorige Heckanordnung erscheint die Tupolev Tu-154. Ihr Erstflug erfolgt am 4 Oktober 1968, und nimmt am 9. Februar 1972 den Liniendienst auf.

Mit der Vickers VC10 der British Aircraft Corporation (BAC) startet am 29. Juni 1962 zum ersten Mal ein Langstreckenflugzeug, das vier Triebwerke am Heck aufweist. Es wird am 29. April 1964 erstmals im Liniendienst eingesetzt. Mit der Ilyushin Il-62 folgt ein sehr ähnliches russisches Flugzeug, s. Abbildung 52 (links unten). Es steigt im Januar 1963 erstmals in den Himmel und wird bereits am 10. März des gleichen Jahres bei der Aeroflot eingesetzt. Es ist das erste strahlgetriebene sowjetische Zivilflugzeug, das für den Langstreckenverkehr ausgelegt ist und bildet für viele Jahre die Basis aller Langstreckenflüge der Fluggesellschaften des Ostblocks.



Abbildung 52: Heckanordnung der Strahltriebwerke

6. Der heutige Massenluftverkehr

Nach dem nicht gerade idealen Beginn des Strahlfluges im zivilen Luftverkehr mit den unerwarteten technischen Ermüdungsproblemen, die zu zwei Katastrophen führt, setzt sich in den folgenden 17 Jahren dieser neue Antrieb in der Form des reinen Strahlantriebes, des Turbopfans mit einem kleinen Nebenstromverhältnis und des Turbopropantriebes weltweit durch. Der Kolbenmotor verschwindet im Luftverkehr. Ausschließlich im Bereich der Kleinflugzeuge hält er seine Stellung.

6.1. Der Technologietreiber

Im Jahr 1969 bahnt sich eine neue Revolution im Luftverkehr an. Die US Airforce beginnt im Jahr 1961 mit den ersten Überlegungen für ein neues, großes Transportflugzeug. Im Mai 1964 übersenden Boeing, Douglas, General Dynamics, Lockheed, and Martin Marietta ihre Angebote. Als Triebwerkshersteller bewerben sich General Electric, Curtiss-Wright, und Pratt & Whitney. Daraufhin vergibt die Air Force einjährige Detailstudien an Boeing, Douglas und Lockheed als Zellenfirmen und an Pratt & Whitney und General Electric als Triebwerksfirmen. Die finale Entscheidung fällt im September und die Vergabe des Auftrages ergeht im Dezember 1965 an die Firma Lockheed für den Vorschlag der C-5 Galaxy, s. Abbildung 53. Das Triebwerk fällt bereits im August an die Firma General Electric mit ihrem Vorschlag einer GE TF39, s. Abbildung 54.



Abbildung 53: Lockheed Militärtransporter C-5 Galaxy.

Erstflug: 30. Juni 1968. Einführung: Juni 1970.

Bei der Zelle stellt die pure Größe eine gewisse Revolution dar, während beim Triebwerk das gewählte Nebenstromverhältnis eine echte Revolution bedeutet. Es ist ein Schritt von Werten von ca. $\mu = 1,4$ bei den bisherigen Triebwerken auf den sehr hohen Wert von $\mu = 8$ bei der GE TF-39. Dieses für damalige Zeiten extreme Bypassverhältnis bedeutet eine sehr große

Reduktion des Kraftstoffverbrauches bei einer gleichzeitigen Erhöhung des Startschubes.

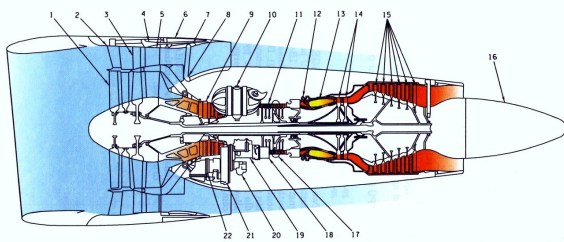


Abbildung 54: General Electric GE TF39 (schematisch).

Erstlauf: 1964. Nebenstromverhältnis: $\mu = 8$. Startschub: 193 kN (19.641 kp = 43.300 lb_f)

6.2. Die zivile Ableitung

Mit diesem militärischen Großraumtransporter und seinen neuen Hochbypass-Triebwerken ist auch ein Zeichen für den zivilen Flugzeugbau gesetzt. Der erste, der auf diesen Zug aufspringt, ist die Firma Boeing Commercial Airplanes, die im Transporterwettbewerb mit ihrem Entwurf unterlegen ist. Allerdings hat Boeing, bereits sehr früh in diesem Wettbewerb, für sich die Strategie gewählt, auf jeden Fall, ob sie im Transporterwettbewerb gewinnen oder nicht, aus ihrem Beitrag eine zivile Version abzuleiten. Hierzu trägt sicher auch der Druck von Pan American World Airways bei, die ebenfalls bereits vor der Air Force Entscheidung auf den Bau eines mindestens doppelt so großen Flugzeuges drängt, wie es die B707 darstellt. Dies alles geschieht in einem Umfeld in dem der Flugverkehr schnell wächst, und die Flugzeugdichte auf den Flughäfen stark zunimmt. Darüberhinaus ist Pan Am einer der größten Kunden von Boeing. Diese entstehende Zivilausführung ist die Boeing B747, s. Abbildung 55, der sogenannte Jumbojet, mit dem charakteristischen Buckel im vorderen Bereich des Rumpfes, in dem sich ein zweites Kabinendeck, das Oberdeck, befindetet. Die große Hauptkabine besitzt 2 Gänge um einen bequemen Zugang zu den 2 + 4 + 2 Sitzplätzen in der Touristenklasse zu ermöglichen. Die maximale Passagieranzahl in einer reinen Touristenausführung beträgt anfänglich 550 Personen. Bereits am 13. April 1966 erteilt Pan Am Boeing einen Auftrag über 25 dieser Jumbos, fast drei Jahre vor dessen Erstflug am 9. Februar 1969. Der Jungfernflug auf Pan Ams New York-London Route ist für den Abend des 21. Januars 1970 geplant; er muß allerdings wegen einer Überhitzung des Triebwerkes, einer Pratt & Whitney JT9D-3A, auf den folgenden Tag verschoben werden.



Abbildung 55: Boeing 747 (Jumbo-Jet). Erstflug: 09.02.1969. Einführung: 22.01.1970 (Pan Am).

Das Strahltriebwerk PW JT9D, s. Abbildung 56, mit seinem hohen Nebenstromverhältnis von $\mu = 5$ wird ebenfalls im Rahmen des Transporterwettbewerbes entwickelt. Sein Erstlauf erfolgt im Dezember 1966. Es wird von Boeing für die Erstausrüstung der B747 ausgewählt. Dieses Triebwerk ist damit das erste Aggregat hohen Nebenstromverhältnisses, das in den regulären Passagiereinsatz kommt und wird bis heute unter dem geänderten Namen PW4000 gefertigt. Typisch an diesem Triebwerk ist der große Durchmesser der vorderen Fanschaufel, die das hohe Nebenstromverhältnis repräsentiert. Durch das gewählte Nebenstromverhältnis trägt es vor allem dazu bei, daß der Brennstoffverbrauch des neuen Weittrumpfflugzeuges gewaltig schrumpft und damit den Luftverkehr in eine neue Wettbewerbssituation bringt.

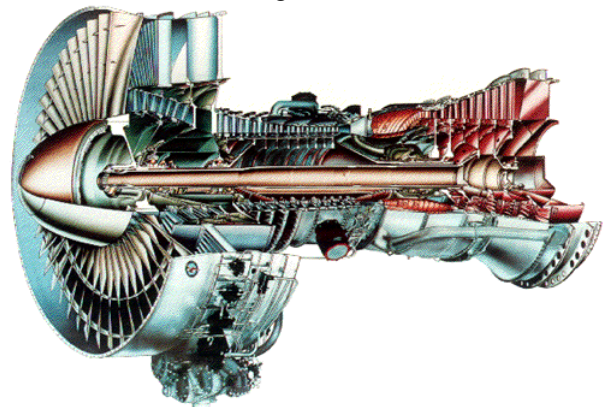


Abbildung 56: Pratt & Whitney JT9D (F105). Erstlauf: Dezember 1966. ($\mu = 5$) Startschub (JT9D-3A): 203,72 kN (20.775 kp = 45.800 lb_f)

Die Boeing 747 und ihre abgeleiteten Varianten werden ein Riesenerfolg, und sie wird bis heute als B747-8 angeboten. Die bis heute gefertigte Anzahl von Flugzeugen beläuft sich auf mehr als 1.500 Stück. Bis zur Indienststellung des Airbus A380 am 25. Oktober 2007, also über ca. 37 Jahre, hält sie

den Rekord des größten zivilen Flugzeuges. Der große Erfolg beruht zum einen auf der Größe der Maschine und des Transportes sehr vieler Passagiere, zum wesentlichen Teil ist es aber die Einführung der neuen Triebwerksgeneration mit einem hohen Nebenstromverhältnis, das die deutliche Reduktion der Treibstoffkosten veranlaßt und damit die Flugpassage verbilligt und dem Luftverkehr völlig neue Kunden zuführt. Das neue Triebwerk PW JT9D hat zu Beginn seines Einsatzes durchaus einige Kinderkrankheiten, vor allem Überhitzungen im Turbinenbereich, die schon den Jungfernflug verzögerten. Neben den gewöhnlichen Fehlern, die bei jedem neuen Triebwerk auftreten können, liegt ihre Ursache aber hauptsächlich in dem stark leistungsgesteigerten Kerntriebwerk, das den großen Bläser mit seinen gewaltigen Luftmassen antreiben muß. Um die Gesamtgröße in Grenzen zu halten, wird die Leistungssteigerung des Kerntriebwerkes auch durch ein höheres Gesamtdruckverhältnis und eine deutlich höhere Turbineneintrittstemperatur erzeugt, deren Beherrschung im Material- und Kühlungsbereich erst ihre Reife erreichen muß.

Diese neue Flugzeuggeneration von Boeing läßt natürlich die Wettbewerber nicht ruhen, und so folgt Douglas mit seinem eigenen Entwurf eines Großraumflugzeuges, der Douglas DC-10, s. Abbildung 57. Dieses Großraumflugzeug, mit maximal 400 Passagieren, wird von drei Triebwerken angetrieben, von denen zwei unter den Flügeln in Gondeln angeordnet sind, während das dritte Triebwerk geradlinig ins Heckleitwerk integriert ist. Der Erstflug erfolgt am 29. August 1970 und die Einführung in den Linienverkehr am 5. August 1971, also ca. einundeinhalb Jahre nach dem der B747. Auch von der DC-10 werden mehrere Varianten produziert, die letzte ist die MD-11, die von 1988 bis zum Jahre 2000 gefertigt wird. Die gelieferte Gesamtstückzahl aller Varianten beträgt 646 Flugzeuge.

Zu Beginn dieses Programmes kommt es zu mehreren Abstürzen des Flugzeuges, deren auslösende Ursache eine nicht richtig verriegelte Frachttür darstellt, die im Gegensatz zu anderen Flugzeugen nach außen öffnet. Der eigentliche Auslöser ist aber der sich ergebende Druckunterschied zwischen Passagier- und Frachtdeck. In der Kabine herrscht unverändert der eingestellte Druck von ca. 2.500 m Höhe, während im Frachtraum nach der Frachttüröffnung der sehr viel kleinere Außendruck in der Reiseflughöhe von ca. 10 km herrscht. Durch diese Druckdifferenz bricht die Bodenplatte der Kabine und diese und mitgerissene Sitze zerstören die bei diesem Flugzeug im Zwischenboden verlegten Hydraulikleitungen für die Steuerung des

Heckleitwerkes, wodurch das Flugzeug kaum noch steuerungsfähig ist. Als Abhilfe wird von den Zulassungsbehörden der Einbau von automatisch sich öffnenden Klappen zwischen Frachtraum und Kabine für alle Großraumflugzeuge empfohlen und später vorgeschrieben, um den Aufbau eines Druckunterschiedes zu verhindern, d.h., der Kabinendruck wird durch das Öffnen der Klappen ebenfalls auf den Außendruck vermindert. Als Triebwerk für die erste Generation der DC-10-10, einer inneramerikanischen Mittelstreckenversion, wählt Douglas das Triebwerk General Electric CF6-6.



Abbildung 57: McDonnell Douglas DC-10 (KC-10).
Erstflug: 29. August 1970.
Einführung: 5. August 1971 (mit American Airlines)

Die GE CF6, die Abbildung 58 zeigt eine weiterentwickelte Version, ist eine zivile, schubgesteigerte Ableitung aus der GE TF39, die den Militärtransporter Lockheed C-5 Galaxy antreibt. Sie ist ein Zweiwellentriebwerk mit ebenfalls hohem Nebenstromverhältnis von $\mu = 5$ und einem Kerntriebwerk hoher spezifischer Leistung. Nach dem mäßigen Erfolg von General Electric in der Convair CV880/990 stellt die CF6 eine erste Erfolgsgeschichte von GE im zivilen Luftfahrtgeschäft dar. Sie findet auch in späteren Versionen der Boeing 747 ihre Anwendung, in Konkurrenz zur PW JT9D und in weiteren Großraumflugzeugen die folgen werden. Sie wird bis heute als CF6-80E1 für den Airbus A330 gefertigt, obwohl das Nachfolgetriebwerk die GE GEnx (General Electric Next-generation) bereits auf dem Markt ist.

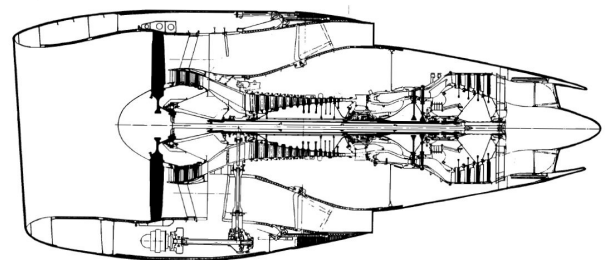


Abbildung 58: General Electric GE CF6-50 (F103/F138).
Erstlauf als CF6-6: 1971.
Standschub: 217 kN (22.128 kp = 48.784 lb_f) ($\mu = 5$).

Mit einiger Verspätung erscheint Lockheed mit einem weiteren Konkurrenzmodell auf dem Markt der Großraumflugzeuge. Dieses Flugzeugmodell Lockheed L-1011 TriStar, s. Abbildung 59, sieht der Douglas DC-10 äußerst ähnlich. Es ist ebenfalls ein Dreistrahler mit ähnlicher Triebwerksanordnung. Der Unterschied ist die gekrümmte Luftführung des Hecktriebwerkes. Die Sitzplatzkapazität ist mit 400 Personen identisch mit der der DC-10. Der Erstflug dieser Maschine erfolgt nur ca. drei Monate nach dem der Douglas DC-10. Trotzdem erfolgt die Einführung mehr als ein halbes Jahr verspätet gegenüber dem Konkurrenten.



Abbildung 59: Lockheed L-1011 TriStar.
Erstflug: 16.11.1970.
Einführung: 26. April 1972 mit Eastern Air Lines

Da die TriStar etwas zeitlich zurückliegt, und Rolls-Royce keine militärischen Entwicklungsprogramme für ein entsprechendes Hochnebenstromtriebwerk aufweist schließen Lockheed und Rolls-Royce einen Vertrag, der die ausschließliche Verwendung des von RR zu entwickelnden Triebwerkes RB211, s. Abbildung 60, in diesem Flugzeug vorsieht.

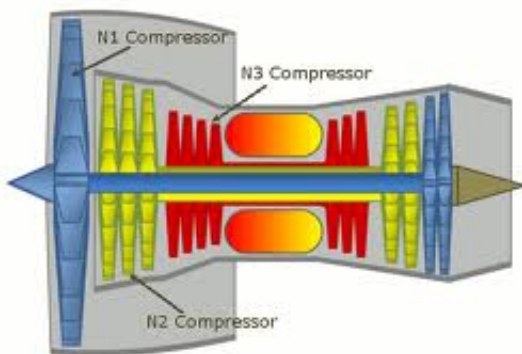


Abbildung 60: Rolls-Royce RB211-534 (Prinzipbild).
(RB211-22 ist die ursprüngliche Version für die TriStar). Erstlauf: 1969.

Die Rolls-Royce RB211 ist das erste große Dreiwellentriebwerk, mit dessen Konzept in Form eines Dreiwellers 1965 und der eigentlichen Entwicklung Ende 1966 begonnen wird. Neben der

robusteren, aber auch komplizierteren Bauform eines Dreiwellers bietet Rolls-Royce auch die Verwendung einer kohlefaserverstärkten Composite Fanschaufel an. Dieses neue Material, Hyfil genannt, wurde vom RAE in Farnborough entwickelt. Nach langen Verhandlungen unterzeichnet Lockheed am 29. März 1968 einen Auftrag über 150 Triebwerke RB211-22. Die Tests des Triebwerkes beginnen im Jahre 1969, und im Herbst des Jahres zeigen sich diverse Leistungs- und Gewichtsprobleme. Nachdem sämtliche Zulassungstest bis dahin bestanden werden, kommt es im Mai 1970 zu einem Hochgeschwindigkeits-Vogelschuß auf den Fan, der die Hyfilschaufel in viele Einzelstücke zerschmettert, s. [48].

Dieses Resultat bedeutet eine nachträgliche Einführung einer Titanalternative in das Programm mit zusätzlichem Gewicht, zusätzlichen Kosten und vor allem einer zeitlichen Streckung, die auch wegen der Lockheed garantierten Termine weitere große Kosten verursachen. In dieser Situation fehlt vor allem auch der in Problemfällen erfahrene ehemalige Chef Ingenieur Adrian "Lom" Lombard, der überraschend im Juli 1967 gestorben war. Alles zusammen führt im Januar 1971 zur Insolvenz von Rolls-Royce. Auf Grund der strategischen Bedeutung von RR für Großbritannien wird die insolvente Firma verstaatlicht und im Mai 1971, als Rolls-Royce (1971) Ltd. neu gegründet, und sie unterzeichnet zügig einen neuen Vertrag mit Lockheed. Neuer Leiter von Rolls-Royce, mit dem vordringlichen Auftrag das RB211 Programm zu retten, wird Kenneth Keith, der als eine der ersten Maßnahmen Stanley Hooker überzeugt den Ruhezustand zu verlassen und als Technischer Direktor mit einem Team weiterer Ruheständler die bestehenden Probleme des Triebwerkes schnellstens zu lösen. Am 14. April 1972 wird die RB211 endgültig zertifiziert, ca. ein Jahr nach dem ursprünglich geplanten Termin, und nimmt am 26. April 1972 bei Eastern Airlines den Betrieb auf. Stanley Hooker wird daraufhin 1974 zum Ritter geschlagen.

Für Lockheed ist die Verzögerung des TriStar Programmes in Folge der Triebwerksprobleme ausgesprochen negativ. Hinzu kommen Gewichtsprobleme des Flugzeuges und anfängliche Defizite des Triebwerkes. Um eine Wirtschaftlichkeit zu erzielen benötigt Lockheed mindestens 500 verkaufte Flugzeuge. Wegen des bis dahin schleppenden Verkaufes beschließt die Firma im Jahr 1981 die Beendigung des TriStar Programmes mit der Fertigung der 250ten bestellten Maschine im Jahre 1984. Die Unfähigkeit die Tristar zu einem wirtschaftlichen Erfolg zu führen, veranlaßt Lockheed dazu völlig aus dem zivilen Flugzeuggeschäft auszusteigen.

Trotz dieses schwierigen Anfangs des RB211 Programmes erweist sich das Triebwerk langfristig als ein solides Geschäft, das im folgenden auch in der Boeing 747 zum Einsatz kommt. Laufende Weiterentwicklungen führen bis heute dazu, daß die RR Trent, wie die RB211 heute heißt, in den meisten neuen Großraumflugzeugen ein kompetenter Wettbewerber, wenn nicht in manchen Fällen der Technologie- und Marktführer ist. Die Dreiwellenanordnung beweist dabei eine elegante Möglichkeit diversen Schubanforderungen mit relativ kleinen Änderungen zu genügen.

6.3.Re-Engining (Remotorisierung)

Das Remotorisieren von Flugzeugen durch Triebwerke einer neuen Generation stellt sowohl im militärischen, vor allem aber im zivilen Luftverkehr eine sehr effiziente Modernisierung (Upgrade) von älteren Flugzeugmodellen dar. Dies soll im folgenden an drei weit verbreiteten Flugzeugmodellen gezeigt werden.

6.3.1. Douglas DC-9

Als erstes betrachten wir die Douglas DC-9, s. Abbildung 61.

1st Generation
DC-9-10/-21/-32/-40/-51

1st Flight: 25.02.1965
Intro: 08.12.1965 (Delta)
Overall: 976 AC
Last: 10.1982
Length: 31,8/31,8/36,6/38,2/40,7 m
2 x PW JT8D (1st Run: 1960, equiv. J52)

- 5: 12.250 lb_s = 54,49 kN = 5.556,5 kp
- 7: 12.600 lb_s = 56,05 kN = 5.715,2 kp
- 9: 14.500 lb_s = 64,50 kN = 6.577,1 kp
- 11: 15.000 lb_s = 66,72 kN = 6.803,9 kp
- 15: 15.500 lb_s = 68,95 kN = 7.030,7 kp
- 17: 16.000 lb_s = 71,17 kN = 7.257,4 kp

$\mu = 0,96 - 1,2$

-5& -7/-11/-7& -9& -11& -15& -17/-9& -17/-15& -17


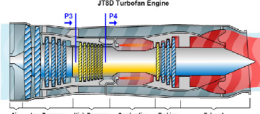



Abbildung 61 Douglas DC-9 (1. Generation) Kurz- und Mittelstreckenflugzeug mit 2 Heckantrieben PW JT8D.

Es ist ein zweimotoriges Schmalrumpfflugzeug, dessen Rumpfdurchmesser kleiner als der der Douglas DC-8 ist, und in dem deshalb nur 5 Sitze pro Reihe angeordnet werden können. Der Erstflug dieses Flugzeuges erfolgte am 25.02.1965, und seine Linieneinführung bei Delta fand am 08.12.1965 statt. Dieses Kurz- und Mittelstreckenflugzeug wird von zwei Pratt & Whitney Nebenstromtriebwerken JT8D der Versionen -1 bis -17 angetrieben, die am Heck angeordnet sind. Ihr Nebenstromverhältnis beträgt $\mu = 0,96 - 1,2$, und sie gehören damit zu der ersten Generation der Bypasstriebwerke. Ihr militärischer Vorgänger ist die Pratt & Whitney J52. Von dieser ursprünglichen Version, die in fünf Längen für 80-135 Passagiere angeboten wurde, werden bis zum Oktober 1982 insgesamt 976 Exemplare gefertigt.

1967 kommt es zu einer Fusion der beiden Firmen McDonnell Aircraft Corporation und Douglas Aircraft Company zur gemeinsamen Firma McDonnell Douglas. Die Fusion wurde von Seiten Douglas' aufgrund von Geldproblemen angestrengt, während sich das zu diesem Zeitpunkt auf militärische Produkte fokussierte Unternehmen McDonnell durch den Zusammenschluss eine Ausweitung seiner kommerziellen zivilen Geschäfte erhofft.

In den 70er Jahren kommt es zu einer Weiterentwicklung und Streckung der DC-9 zur DC-9-80 bzw. DC-9 Super 80, s. Abbildung 62. Sie fliegt zum ersten Mal als MD-81 am 18.10.1979 und nimmt bei der Swissair am 10.10.1980 den Linienbetrieb auf. Dieses Flugzeug wird nur in der größten und einer verlängerten Version der ursprünglichen DC-9 gefertigt und kann, je nach Version und Bestuhlung, 139 bis maximal 172 Passagiere befördern. Einen wesentlichen Fortschritt bei der MD-80 Serie stellt das verbesserte Triebwerk Pratt & Whitney JT8D-200 dar, mit einem von $\mu \approx 1,2$ auf $\mu = 1,7$ erhöhten Nebenstromverhältnis, wodurch der Verbrauch sichtbar reduziert wird.

2nd Generation
MD-81/-82/-83/-87/-88
(originally called DC-9-80 or DC-9 Super 80)

1st Flight: 18.10.1979
Intro: 10.10.1980 (Swissair)
Last: 28.12.1999 (TWA)
Length: 45,01 m
only: MD-87: 39,73 m
Overall: 1.191 AC

2 x PW JT8D-200 Series
Thrust (-219): 21.000 lb_s
= 93,4 kN = 9.525,4 kp
 $\mu = 1,7$


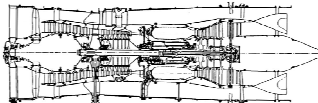



Abbildung 62: Douglas DC-9 (2. Generation) McDonnell Douglas MD-80 Serie mit einer verbesserten Triebwerkskonfiguration ($\mu = 1,7$).

Von dieser Ausführung werden bis zum 28.12.1999 insgesamt 1.191 Exemplare gefertigt.

Ende der 80er Jahre wird die Entwicklung einer dritten Generation der DC-9, die MD-90, gestartet, s. Abbildung 63. Sie fliegt erstmalig am 22.02.1993 und beginnt am 24.02.1995 bei Delta ihren Liniendienst. Das wesentliche Charakteristikum dieser neuen Version ist der Antrieb durch Hochbypass-Triebwerke einer neuen Generation ($\mu = 4,8$). Das Flugzeug wird nur in einer Version MD-90-30 hergestellt, mit der maximal 172 Passagiere befördert werden können. Die Produktion wird mit der Auslieferung des 116. Exemplares am 23.10.2000 endgültig eingestellt. Die Produktionseinstellung wird 1997, kurz nach der Übernahme von McDonnell Douglas durch Boeing am 1. August 1997 verkündet, da sie in direkter Konkurrenz zur eigenen Boeing 737 steht

und dem Airbus A320 mit seiner elektronischen Steuerung und dem größeren Rumpfqerschnitt (6 Sitze pro Reihe) unterlegen ist.


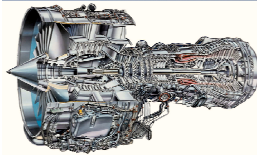
3rd Generation		
MD-90		
1 st Flight:	22.02.1993	
Intro:	24.02.1995 (Delta)	
Last:	23.10.2000 (Small Airlines)	
Length:	46,5 m	
Overall:	116 AC	
2 x IAE V2525-D5		
Thrust:	25.000 lb _f	
	= 111,21 kN	
	= 11.339,8 kp	
	$\mu = 4,8$	

Abbildung 63: Douglas DC-9 (3. Generation) McDonnell Douglas MD-90. Die größere DC-9 mit einer neuen Generation von Hochbypass-Triebwerken ($\mu \approx 5$).

Die Idee für eine 4. Generation der Douglas DC-9, die MD-95, s. Abbildung 64, geht auf das Jahr 1995 zurück. Diese Auslegung unterscheidet sich von der MD-90 dadurch, daß sie auf der kleineren Variante der DC-9 aufbaut. Genau wie die MD-90 erhält aber auch diese kleinere Ausführung, mit maximal 134 Passagieren, als wesentliche Neuerung ein Hochbypass-Triebwerk, ein BMW Rolls-Royce BR715 mit einem Nebenstromverhältnis von $\mu = 4,6$.


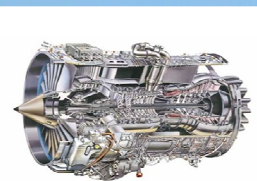
4th Generation		
MD-95 = B 717		
1 st Flight:	02.09.1998	
Intro:	12.10.1999 (Air Tran)	
Last:	04.2006 (Air Tran)	
Length:	36,37 m	
Overall:	156 AC	
2 x BMW-Rolls-Royce BR-715		
Thrust (BR700-715A1-30):	18.500 lb _f = 83,23 kN	
	= 8.391,5 kp	
	$\mu = 4,6$	

Abbildung 64: Douglas DC-9 (4. Generation) McDonnell Douglas MD-95 bzw. Boeing 717. Die kleinere DC-9 mit einer neuen Generation von Hochbypass-Triebwerken ($\mu \approx 5$).

Nach der Übernahme von McDonnell Douglas durch Boeing erhält die Maschine die Boeing eigene Bezeichnung B 717. Der Erstflug der MD-95-200 erfolgt am 02.09.1998 und die Linieneinführung beginnt am 12.10.1999 bei Air Tran. Am 14. Januar 2005 kündigt Boeing an, die Produktion der B 717 im Jahre 2006 wegen mangelnder Nachfrage und sicher auch wegen der Konkurrenz zur eigenen B 737 einzustellen. Nach insgesamt nur 156 Flugzeugen wird im April 2006 die letzte produzierte Maschine ausgeliefert.

Die hier gewählte Bezeichnung 3. und 4. Generation der DC-9 ist inhaltlich sicher nicht

angemessen, da sich im Wesentlichen bei der MD-90 und MD-95 nur die Zellengrößen unterscheiden. In beiden Fällen werden Triebwerke der gleichen Technologiestufe und des gleichen Bypassverhältnisses verwandt. Ihre Schubgröße und somit ihr Gewicht ist nur für die jeweilige größere bzw. kleinere Zellengröße optimaler angepaßt.

6.3.2. Boeing 737

Als zweites Beispiel der Remotorisierung wird das Flugzeug Boeing B 737 ausgewählt. Die Entwicklung dieses Flugzeuges beginnt, nachdem die BAC 1-11 und die Douglas DC-9 eine erfolgreiche Markteinführung erwarten ließen. Es wird zu Beginn, mit starkem Einfluß der Lufthansa, als Kurzstreckenflugzeug konfiguriert. Der Rumpfqerschnitt ist mit dem der B 707, B 720 und B 727 identisch, so daß trotz der Schmalrumpfauslegung eine Anordnung mit 6 Sitzen pro Reihe gewählt werden kann. Als Antrieb dient ein Nebenstromtriebwerk der 1. Generation, das Pratt & Whitney JT8D-1, mit einem Nebenstromverhältnis von $\mu = 1$, ebenso wie bei der Douglas DC-9. Die erste und kleinste Version, die Boeing B737-100, kann ca. 100 Passagiere befördern. Der Erstflug erfolgte am 09.04.1967, und die Linieneinführung bei der Lufthansa begann am 10.02.1968. Von dieser Version wurden allerdings nur 35 Exemplare verkauft. Die größere Variante B 737-200 mit maximal 136 Passagieren und eine leicht verbesserte Version mit höherem Abfluggewicht und größerer Reichweite, die B 737-200 Advanced, erreichen zusammen ca. 1.100 gefertigte Exemplare.

Wegen der hohen Lärmentwicklung des Triebwerkes mit dem niedrigen Bypassverhältnis, dürfen mit ihnen ausgerüstete Flugzeuge viele Flughäfen ab den 80er Jahren nicht mehr anfliegen oder verursachen erhöhte Start- und Landegebühen. Aus diesem Grund wird von Pratt & Whitney ein nachrüstbarer Schalldämpfer (Hush Kit) am Heck angeboten, der sich auch bei der Lufthansa noch bis vor wenigen Jahren im Einsatz befand. Eine weitere Besonderheit der B 737-200 ist eine von Boeing gesondert angebotene Steinschutzausrüstung (*Unpaved Strip Kit* oder auch *Gravel Kit*) für das Starten und Landen auf nicht asphaltierten Pisten.

Die ursprünglich nur als größere Version (maximal 149 Passagiere) geplante B 737-300 wird letztlich aber der Start für ein grundlegendes Neumotorisieren dieses Flugzeugtyps. An Stelle der ursprünglichen JT8D Triebwerke kommen jetzt zwei

Hochbypass-Triebwerke CFM-56-3 der Firma CFM International³⁷, einem 1974 gegründeten 50:50 Joint Venture der Firmen General Electric und SNECMA, mit einem Nebenstromverhältnis von $\mu = 5,0$ zur Anwendung. Der Erstflug dieser Ausführung erfolgt am 24.02.1984 und am 28.11.1984 wird die erste Maschine an USAir übergeben. Infolge des sehr viel größeren Nebenstromverhältnisses ergibt sich auch ein höherer Durchmesser des Fans dieses Triebwerkes. Wegen der beschränkten Bodenfreiheit des Flugzeuges weicht die Gondel dieses Triebwerkes von der Axialsymmetrie ab. Ihr unterer Teil wird schlanker (flacher) ausgebildet wodurch sich die "elliptische" Frontansicht der Gondel ergibt.

Zusammen mit der weiter getreckten Version B 737-400 (maximal 188 Passagiere) und einer wieder kleineren, speziellen Version für eine größere Reichweite, B 737-500 bilden diese 3 Varianten die sogenannte Classic Baureihe der B 737. Bis zum Ende der Produktion der Classic Baureihe im Jahr 2000 werden 1.988 Flugzeuge dieses Typs gefertigt.

Eine weitere Modernisierung der Boeing 737 erfolgt mit den vier Ausführungen der Next Generation (NG) Baureihe B 737-600/700/800/900 NG. Wesentliche Änderungen war ein neuer Flügel und ein leicht verbessertes Triebwerk CFM56-7B. Beide Änderungen führten zu einer vergrößerten Reichweite von 900 nmi (1.667 km). Von allen vier Versionen gibt es auch Extended Range (ER) Ausführungen. Die größte Maschine ist die B 737-900ER, die bis zu 220 Passagiere befördern kann.

Als erstes Modell dieser Reihe flog eine B 737-700 erstmalig am 09.02.1997. Bis zum Februar 2016 werden von diesen vier NG Versionen insgesamt 5.640 Flugzeuge gefertigt.

Genau zum jetzigen Zeitpunkt findet die Erprobung der nächsten Remotorisierung des Flugzeuges Boeing B 737 statt. Als Antrieb kommt das völlig überarbeitete Triebwerk CFM56-Leap1B zum Einsatz, dessen Nebenstromverhältnis mit $\mu = 9,0$ fast verdoppelt ist zur Ursprungsversion, und auch das Kerntriebwerk ist deutlich effizienter gestaltet und damit anspruchsvoller belastet. Eine komprimierte Übersicht über die drei wesentlichen Entwicklungsschritte dieses Flugzeugmusters B 737, basierend im Wesentlichen auf jeweils neuen Motoren, gibt die Abbildung 65. Betrachtet man diese Abbildung, kann man eine ganz

erstaunliche Entwicklung eines einzigen Flugzeugtyps ablesen, vom 100 Sitzer mit einer Reichweite von 2.500 km zu einem doppelt so viele Passagiere transportierenden Flugzeug, das eine Reichweite von 6.000 km aufweist. Dieser gewaltige Fortschritt beruht im Wesentlichen auf der Verbrauchsverbesserung der jeweils eingesetzten Triebwerke.



Abbildung 65: Boeing B 737 Die 3 wesentlichen Entwicklungsschritte durch jeweils neue Antriebsgenerationen: PW JT8D > CFM56 > CFM56 Leap

Vom Beginn bis zum heutigen Tage, d.h., in ca. 50 Jahren hat sich der Verbrauch der Antriebe um deutlich mehr als auf die Hälfte reduziert.

6.3.3. Airbus A320

Als drittes Beispiel einer Remotorisierung wird der ebenfalls zweimotorige Airbus A320, das neueste der drei betrachteten Flugzeuge betrachtet. Es kam gut 20 Jahre nach der Douglas DC-9 zum Einsatz. Der A320 war der erste Schmalrumpfer für Kurz- und Mittelstrecken von Airbus die zweite Flugzeugbaureihe nach ihrem ersten Modell der A300.

Eine besondere Neuheit dieses Flugzeugmusters stellt neben dem vollelektronischen Cockpit und Flugmanagement System, das auch seinen Weg in die neueren Douglas und Boeing Flugzeuge findet, das digitale Fly-by-Wire-System mit Sidesticks dar, das hier erstmals im zivilen Flugzeugbau zum Einsatz kommt.

Der Erstflug einer A320 erfolgt am 22.04.1987, und die Linieneinführung bei der Air France erfolgt, fast genau ein Jahr nach dem Erstflug, am 18.04.1988. Er hat von den drei betrachteten Flugzeugreihen den größten Rumpfquerschnitt und erlaubt eine 6 sitzige Bestuhlung pro Reihe. Neben dem A320 Modell mit maximal 195 Passagieren waren noch eine Vergrößerte Variante, die A321 mit maximal 240 Passagieren und zwei verkleinerte Versionen, die A319 und A318 mit jeweils maximal 160 und 136 Passagieren angeboten.

Alle vier Varianten werden mit jeweils zwei unterschiedlichen Hochbypass-Triebwerken ($\mu \approx 5$)

³⁷ CFM ist eine Zusammensetzung der Bezeichnungen der damals bereits bestehenden Triebwerksfamilien General Electric CF6 und Sncema M56.

angeboten. Für alle vier kann die CFM56-5 gewählt werden. Alternativ werden für die A320/321/319 das IAE V2500-A5³⁸ und für die A318 das Pratt & Whitney PW6000 angeboten.

Neben den normalen kleineren Verbesserungen innerhalb des fast 30jährigen Produktionszyklus kommt es mit der A320neo im Jahre 2016 zu einer echten Remotorisierung, s. Abbildung 66.

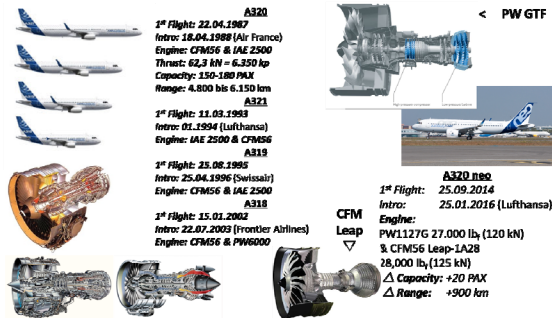


Abbildung 66: Die Schmalrumpffamilie von Airbus

Auf der Seite von CFMI wird die CFM56-3 durch ein konventionelles Triebwerk, die CFM56-Leap1A, mit einem mehr als verdoppeltem Nebenstromverhältnis von $\mu = 11$ eingesetzt. Der Erstflug der A320 mit diesem Triebwerk erfolgte mit dem dritten Flugzeug der Flugerprobung am 19.05.2015. An Stelle des alternativen Triebwerkes IAE V2500-5 an der Normalversion kommt an der A320neo ein neuartiger Getriebefan von Pratt & Whitney, die PW1127G, zum Einsatz. Dabei steht das G für Geared Turbofan, der ein Nebenstromverhältnis von $\mu > 12$ besitzt. Diese Kombination hat ihren Erstflug am 25.09.2014 und die Linieneinführung bei der Lufthansa erfolgt am 25.01.2016.

Beide Triebwerke weisen ein hohes Nebenstromverhältnis auf, eine der wenigen Maßnahmen mit denen heute noch größere Verbrauchseinsparungen zu realisieren sind. Sie sollen zusammen mit Verbesserungen an der Zelle (z.B. neue Winglets, Gewichtseinsparungen) die Verbrauchswerte um mindestens 15 % gegenüber der bisherigen Normalausführung, reduzieren. Auch bei dieser Verbesserung bildet aber die Remotorisierung den Hauptanteil der Gesamtverbesserung. Der Gewinn der neo Versionen kann in etwa durch 20 zusätzliche Passagiere und eine zusätzliche Reichweite von 900 km ausgedrückt werden.

³⁸ IAE International Aero Engines ist ein Zusammenschluss von ursprünglich fünf Unternehmen mit dem Ziel, das V2500, ein neues Triebwerk in der mittleren Schubklasse für die Airbus-A320-Familie zu entwickeln.

Airbus bietet, zumindest bis auf weiteres, auch die "neo Zelle" mit den bisherigen Triebwerken an. Diese Version heißt jetzt A320ceo (ceo für current engine option). Es wird von der neo Ausführung auch eine vergrößerte A321neo und eine verkleinerte A319neo geben, während es zur Zeit noch keine Pläne für eine nochmals verkleinerte A318neo gibt.

Mit der Anwendung des Getriebefans PW1100G in der Airbus A320neo Familie und in den weiteren Flugzeugen Bombardier C Serie (PW1500G), Embraer E-Jet E2 Familie (PW1700G/1900G), dem MRJ Mitsubishi Regional Jet (PW1200G) und der Irkut MS-21 (PW1400G bzw. Awiadwigatel PD-14) erfüllt sich ein langgehegter Wunsch der Ingenieure bei Pratt & Whitney, MTU und der damaligen Fiat Avio. Bereits in der zweiten Hälfte der 80er Jahre führen sie in einem gemeinsamen Technologieprogramm grundlegende Untersuchungen an den unterschiedlichsten Varianten eines UHB Ultrahochbypass-Triebwerkes durch. Fiat Avio entwickelt zusammen mit PW das geeignete Getriebe. Die MTU untersucht speziell den CRISP (Counter Rotating Integrated Shrouded Prop Fan) mit einem gegenläufigen Fan und eine schnelllaufende Niederdruckturbine. Pratt & Whitney konzipiert den ADP Advanced Ducted Propfan, einen direkten Vorläufer des heutigen GTF. Ein Demonstrator des ADP auf der Basis des PW2037 Kerntriebwerkes läuft 1989 erstmals erfolgreich im Windkanal des NASA Ames Research Centers (ARC) in Moffett Field (Kalifornien).

6.4. Der zivile Sonderweg

In etwa zu der Zeit als die Großraumflugzeuge eingeführt werden, werden sowohl in einer französisch-britischen Zusammenarbeit als auch in der Sowjetunion zwei sich sehr ähnelnde Überschallflugzeuge, s. Abbildung 67, entwickelt, die im Jahr 1976 ihren Liniendienst aufnehmen. Beide Maschinen fliegen etwa mit der doppelten Schallgeschwindigkeit, sie besitzen einen Deltaflügel, ogival im Fall der Concorde und ein Doppeldeltaflügel im Fall der Serien-Tupolev. Beide besitzen eine zur Landung absenkbare Rumpfnase, während die Tupolev zusätzlich einen einziehbaren Entenflügel aufweist zur Erhöhung des Auftriebes im Langsamflug. Die gewählte Machzahl wird auf zwei begrenzt, da bei höheren Machzahlen die Oberflächentemperatur in Folge der auftretenden Stautemperatur für die Verwendung von Aluminium zu hoch wird. Die US-amerikanischen Überschallstudien, die aber nie realisiert werden, streben eine dreifache Schallgeschwindigkeit als Reisegeschwindigkeit an, müssen aber wegen der höheren Oberflächentemperatur Titan als Werkstoff wählen.

Gegenüber den Großraumflugzeugen besitzt der Rumpf einen kleinen Durchmesser, der nur 4 Sitze pro Reihe ermöglicht und auch die Kabinenhöhe sehr begrenzt. Die Tu-144S wird erstmals für den Post- und Frachtdienst zwischen Moskau und Alma-Ata am 26. Dezember 1975 eingesetzt, bevor am 1. November 1977 der echte Passagierverkehr beginnt.

Der Überschallflug wird durch gesetzliche Lärmbeschränkungen begrenzt. Er wird nur über hoher See und sehr bevölkerungsarmen Gebieten erlaubt, da die auf die Erde treffende Stoßwelle zu einem für den Menschen zu starken, plötzlich auftretenden, Knall führt. Die verwendeten Triebwerke sind Einkreistriebwerke mit einem zusätzlichen Nachbrenner, der kurzzeitig beim Start und beim Durchbrechen der Schallmauer zur Schuberrhöhung eingesetzt wird. Sieht man von der Amortisation der Entwicklungskosten ab, so läßt sich der Betrieb nur wirtschaftlich durchführen, wenn die Flugkarten zum erster Klasse Preis mit einem 20 %igen Aufschlag verkauft werden können und eine sehr hohe Auslastung sichergestellt ist. Die russische Maschine wird nur eine kurze Zeit, bis zum 1. Juli 1983, im Passagierdienst eingesetzt, da es ernsthafte Probleme mit der Festigkeit der Zelle gibt. Der Betrieb der Concorde wird 27 Jahre nach ihrer Einführung eingestellt. Ein spektakulärer Absturz am 25. Juli 2000 bei Paris ließ die Auslastung deutlich zurückgehen. Auch stellt die Aufrechterhaltung der Wartung, bei nur wenigen, verkauften Maschinen, ein zusätzliches Kostenproblem dar.

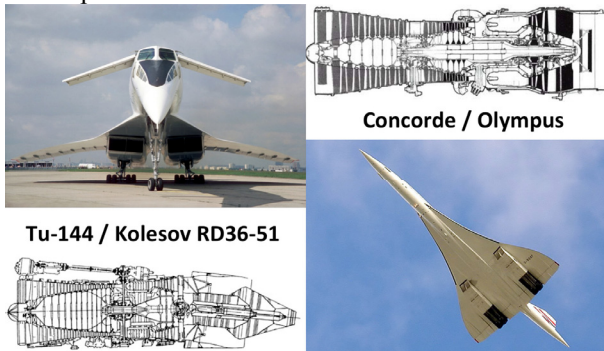


Abbildung 67: Die zwei bisher entwickelten zivilen Überschallflugzeuge.

**Tupolev Tu-114 (Nato Code: Charger): 16 Stück
Erstflug: 31.12.1968, Einführung: 26.12.1976.
Aérospatiale-BAC Concorde: (20 Stück)
Erstflug: 02.03.1969, Einführung: 21.01.1976
Letzer Flug: 26.11.2003 (Heathrow-Filton).**

Insgesamt erweist sich der Überschallverkehr bei heutiger Technologie nicht als wirtschaftlich realisierbar. Vor allem fehlt es an einer Triebwerkstechnologie, die einen wettbewerblichen Überschallverkehr ermöglicht. Auch gibt es bis heute kein sinnvolles Konzept, den Überschallknall am Entstehungsort deutlich zu reduzieren, oder

seine Ausbreitung so zu beeinflussen, daß seine Stärke am Boden minimiert wird.

7. Militärische Sonderwege

Während sich der zivile Luftfahrtbereich über die Jahre fast in eine einheitliche Richtung entwickelt - Großraumflugzeuge mit zwei Gängen, Schmalrumpfer mit einem Gang, gepfeilte Flügel, vier oder zwei Triebwerke in Gondeln unter dem Flügel aufgehängt - zeigt der Militärbereich deutlich größere Variationen.

7.1. Frachtflugzeuge

Bei Beschränkung auf größere Maschinen ist der Transporterbereich, dem zivilen noch am ähnlichsten. Es wird im Allgemeinen eine Hochdeckeranordnung gewählt, bedingt durch die Anforderung nach einem möglichst großen, ungestörten Ladebereich. Betrachtet man die russische Seite s. Abbildung 68, so fällt eigentlich nur die Antonov An-225 Mrija etwas aus dem Rahmen, da sie insgesamt 6 Triebwerke aufweist.

Antonov An-225 „Mrija“ NATO: *Cossack*
ZMKB Lotarjow D-18T >



Ilyushin Il-76 Nato: *Candid*
Solowjow D-30 / Perm PS-90A76 V



Antonov An-124 „Ruslan“ >
NATO: *Condor*
Ivchenko Progress D-18T



Abbildung 68: Russische Transportflugzeuge

7.2. Strategische Bomber

Ganz anders sieht es bei den Bomberflotten aus. Bei den drei britischen V Bombern (Valiant, Victor, Vulcan), s. Abbildung 69, die für den Transport der britischen Nuklearwaffen vorgesehen sind, sieht der Entwurf vor, daß ihre Triebwerke mehr oder weniger in die Flügel integriert sind. Die „Valiant“ ist als Schulterdecker, und der „Victor“ als Mitteldecker konzipiert, während die „Vulcan“ einen großen Deltaflügel aufweist und auf ein gesondertes Höhenleitwerk verzichtet. Alle drei Bomber fliegen im hohen Unterschallbereich, und ihre Geschwindigkeit erreicht daher nur Werte, die leicht über denen der Verkehrsflugzeuge liegen. Daher konnte die „Vulcan“ auch als Versuchsträger für die aufkommenden Nebenstromtriebwerke (Conway) genutzt werden, bzw. die „Valiant“ auf diese umgerüstet werden. Die Avon benutzt das erste Zweiwellentriebwerk der Welt, die Bristol B.E.10 „Olympus“ [49], zurückgehend auf den November 1946, auch wenn es nicht das erste ist, das auf dem Prüfstand läuft oder in die Serie geht. Später wird die Olympus auch als Antrieb der Concorde ausgewählt. Bemerkenswert an der

britischen Entwicklung ist neben den technischen Aspekten besonders die Tatsache, daß alle drei Bomber in den späten 40er Jahren des vorigen Jahrhunderts fast parallel entwickelt werden. Dies ist aus heutiger Sicht fast unvorstellbar und zeigt sehr deutlich, daß in der Nachkriegszeit in der britischen Luftfahrt einige Weichen falsch gestellt sein müssen.

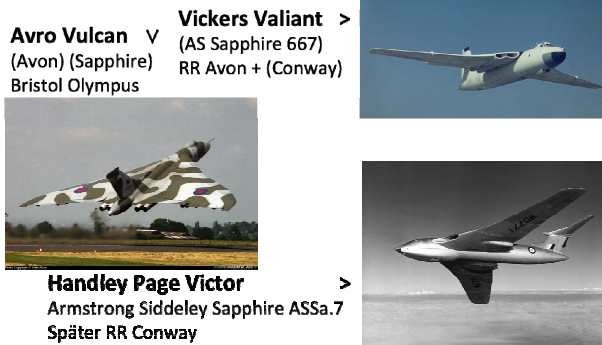


Abbildung 69: Britische Bomber

Bei den amerikanischen Strahlbombern, s.

Abbildung 70, besitzt die Boeing B-52 Stratofortress die größte Ähnlichkeit mit den Verkehrsflugzeugen. Allerdings besitzt sie acht in Doppel-Gondeln angeordnete PW J-57 Turbojet Triebwerke. Diese Maschine wird zur gleichen Zeit wie die britische V Flotte entwickelt. Sie bildet bis heute, in ihrer letzten Ausführung vom Mai 1961 mit PW TF-33 Turbofantriebwerken, das Rückrat der strategischen Bomberflotte der USA. Zur Zeit wird wieder einmal über eine weitere Modernisierung und den Einsatz moderner Hochbypasstriebwerke diskutiert.

Die Convair B-58 „Hustler“ weist wie die britische „Vulcan“ einen Deltaflügel ohne gesondertes Höhenleitwerk auf, Die vier GE J-79 Triebwerke sind aber in Gondeln unter der Deltafläche angeordnet. Die Maximalgeschwindigkeit liegt bei der zweifachen Schallgeschwindigkeit, und sie war der erste US Überschallbomber, der aber schwierig zu fliegen ist und eine relativ hohe Unfallrate von 22 % besitzt. Es werden 116 Exemplare von ihm gefertigt. Der „Hustler“ wird am 31. Januar 1970 von der USAF ausgemustert.

Die North American XB-70 „Valkyrie“ ist ein strategischer Langstrecken-Überschallbomber, der für große Höhen und eine Reiseflugmachzahl von $Ma = 3-3,2$ ausgelegt ist. Die eigentliche Entwicklung beginnt Ende 1957, nachdem North American erfolgreich aus einem Wettbewerb mit Boeing hervorgegangen ist. Der Erstflug erfolgt am 21. September 1961. Die Flügelanordnung besteht aus einem Deltaflügel und einem vorderen wesentlich kleineren Entenflügel. Eine Besonderheit ist ein nach unten schwenkbarer äußerer Teil des Deltaflügels. Durch die große

Fluggeschwindigkeit und die dadurch auftretenden hohen Temperaturen werden für die Oberflächen Edelstahl Honigwabekonstruktionen und Titan verwandt. Die Maschine wird von sechs General Electric J-93-GE-3 Turbojettriebwerken mit Nachbrennern angetrieben. Sie sind unter dem Deltaflügel in einem Rechteckkasten angeordnet. Da die ursprüngliche Strategie der Penetration in großer Höhe in Folge hochreichender Präzisionsabfangraketen obsolet wird, werden nur zwei Maschinen gefertigt, bevor das Programm am 28. März 1961 von Präsident Kennedy eingestellt wird.

Die Rockwell B-1 Lancer ist ein Überschallbomber mit einem schwenkbaren, gepfeilten Flügel. Seine Aufgabe ist der Bombenabwurf in kleiner Höhe nahe der Schallgeschwindigkeit ($Ma 0,95$) und einem Reiseflug in großer Höhe bei 1,25-facher Schallgeschwindigkeit. Die vier Turbofantriebwerke General Electric F101-GE-102 mit Nachbrennern sind in zwei Doppelgondeln direkt in Rumpfnähe unter dem Flügel angeordnet. Die Entwicklung einer Version, die noch die doppelte Schallgeschwindigkeit erreichen soll beginnt Anfang der 70er Jahre, und es kommt zu einem Erstflug am 23. Dezember 1974. Von diesen Prototypen B-1A werden aber nur vier Maschinen gefertigt, da es zu einer Programmunterbrechung kommt. Erst im Januar 1982 erhält Rockwell einen Auftrag für 100 Flugzeuge der B-1B Version mit der geänderten Aufgabenstellung, die am 1. Oktober 1986 bei der Air Force eingeführt wird.

Bereits während der langen Entwicklungsperiode der Rockwell B-1 wird die Konzeption eines Tarnkappenflugzeuges vorbereitet. Nach längeren Vorarbeiten und schwankenden Entscheidungen über die Beschaffung der B-1 erhält Northrop am 20. Oktober 1981 den Zuschlag für die Entwicklung der Northrop B-2 Spirit. Da auch die Anforderung an die B-2 nochmals von Höhenangriff auf Bodenrelieffolge umgestellt wird, erfolgt der Erstflug erst am 17. Juli 1989, und zum Dienstesinsatz kommt es erst im April 1997. Die Auslegung des Flugzeuges erfolgt als Nurflügelversion mit hoher Unterschallgeschwindigkeit ($Ma = 0,95$). Die vier General Electric F118-GE-100 Turbofan Triebwerke sind in der Mitte des Rumpfes integriert und sie arbeiten ohne Nachbrenner. Die Luftansaugung erfolgt auf der oberen Seite des Rumpfes bzw. des Flügels. Für den Gründer der Firma, Jack Northrop, wäre es sicher eine Genugtuung zu sehen, daß sein Nurflügelkonzept mit den beiden Prototypen YB-35 and YB-49, das von ihm gegen Ende des Krieges und kurz nach dem Kriege konzipiert wird aber nicht in die Serienproduktion geht, mit der B-2 seine späte

Rechtfertigung bekommt. Der Wermutstropfen ist die starke Reduktion des Programmes auf nur 20 Flugzeuge.



Abbildung 70: US Strahlbomber

7.3. Senkrechtstarter

Eine völlig andere technische Entwicklung betrifft die Fähigkeit eines Flugzeuges senkrecht zu starten und auch wieder zu landen, s. Abbildung 71: Senkrechtstarter.

Zu Beginn der 1960er Jahre vergibt das westdeutsche Verteidigungsministerium die Aufträge zur Entwicklung von drei deutschen, senkrecht startenden Flugzeugen, s. [50], [51] und [52].

Vom Entwicklungsrings Süd (EWR), eines Gemeinschaftsunternehmens der Ernst Heinkel Flugzeugbau GmbH, der Messerschmitt AG und der Bölkow GmbH, wird als Nachfolger des Lockheed F-104G Starfighters der Versuchs-Jäger VJ 101C entwickelt und ein Schwebegestell und zwei Prototypen gefertigt und erprobt. Der endgültige Auftrag wird am 11. September 1959 erteilt. Der Erstflug erfolgt am 10. April 1963, und am 29. Juli 1964 durchbricht die VJ 101C als erstes senkrecht startende Flugzeug die Schallmauer. Der Schulterdecker besitzt einen Trapezflügel. Den Antrieb liefern sechs Rolls-Royce/MAN Turbo RB 145 Triebwerke ohne Nachverbrennung. Jeweils zwei der Triebwerke sind an den Flügelspitzen in einer Gondel angeordnet. Die beiden Gondeln können als Ganzes bis in die Vertikale geschwenkt werden. Zusätzlich besitzt der Versuchsjäger noch zwei weitere dieser Triebwerke im Rumpf, die als reine Hubtriebwerke den vertikalen Start und die vertikale Landung unterstützen. Im Jahr 1968 wird die experimentelle Erprobung und das Projekt eingestellt.

Als Nachfolge für die Fiat G91 wird 1961 ein Auftrag an die Vereinigten Flugtechnischen Werke zur Entwicklung der VAK191B vergeben und ein Schwebegestell und drei Prototypen gefertigt und erprobt. Der Erstflug findet am 10. September 1971 statt. 1972 wird das Programm zugunsten des MRCA (multi role combat aircraft) Panavia

Tornado aufgegeben. Als Triebwerk wird ein Hub-Schubtriebwerk Rolls-Royce/MTU RB 193-12 gewählt, bei dem im Hubbetrieb der Abgasstrahl durch Schwenken der Düse nach unten gelenkt wird. Zusätzlich besitzt die VAK im Rumpf zwei reine Hubtriebwerke Rolls-Royce RB.162-81, die nur zum senkrechten Start und der senkrechten Landung zum Einsatz kommen.



Abbildung 71: Senkrechtstarter

Als drittes deutsches Projekt entwickelt die Firma Dornier das senkrecht startende und landende Transportflugzeug Do 31. Die Vorarbeiten begannen 1959, und im Februar 1962 folgt der Entwicklungsauftrag dieses 25 t Kampfzonentransporters der u.a. 36 vollausgerüstete Soldaten aufnehmen soll. Es werden 2 Schwebegestelle, ein Systemprüfgerät (Iron Bird) und 3 Prototypen gefertigt und erprobt. Der erste Prototyp führt seinen Erstflug am 10. Februar 1967 durch. Von den drei Prototypen sind nur zwei (E-1 und E-3) zu Flugversuchen vorgesehen, während die Zelle (E-2) für Bruchversuche genutzt wird. Das Flugzeug besitzt 2 Marschtriebwerke Pegasus 5-2 von Bristol-Siddeley, die für den senkrechten Auf- und Abstieg geschwenkt werden können. Zusätzlich erzeugen 8 Hubtriebwerke (Rolls-Royce RB 162), die zu je 4 Aggregaten in zwei Gondeln am Außenflügel angeordnet sind, vertikalen Schub. Das Projekt wird offiziell im Oktober 1969 beendet. Die Dornier Do 31 ist das bis heute einzige senkrecht startende und landende Transportflugzeug der Welt.

Im Rahmen der Entwicklung dieser deutschen Senkrechtstarter entwickelt und erprobt die mtu auch einen schwenkbaren Nachbrenner.

„Dass keines der drei Projekte schließlich in Serie ging hing vor allem mit der veränderten Strategie der Nato zusammen. Anfang der 70er ging deren Führung mittlerweile davon aus, dass nach einem Angriff des Warschauer Pakts genügend Logistik für die Luftwaffe zur Verfügung stehen würde, um den Gegenschlag von konventionellen Basen aus einleiten zu können“, aus [53]. *Honi soit qui mal y pense.*

Weitere Senkrechtstarter werden als Prototypen in Frankreich (Dassault Balzac V und daraus Mirage IIIV) und der Sowjetunion (Jakowlew Jak-36) entwickelt. Eine aus letzterer abgeleitete Version Yakovlev Yak-38 wird in einer Stückzahl von 231 Maschinen für die sowjetische Kriegsmarine gefertigt. Die später (Erstflug am 9. März 1987) entwickelte Jakowlew Jak-141 wird nur in 2 Prototypen hergestellt und das Projekt im August 1991 eingestellt.

Der einzige in Serie gehende westliche Senkrechtstarter ist der britische Harrier der Firma Hawker Siddeley. Sein Antrieb leistet ein Bristol-Siddeley Pegasus 6 Triebwerk, s. [54], dessen Abgasstrahl von der Horizontalen in die Vertikale durch eine schwenkbare Schubdüse umgeleitet wird. Der Harrier basiert im Wesentlichen auf dem Erprobungsträger Hawker P.1127, der im Oktober 1960 zum ersten Mal geflogen ist. Dieses Flugzeug wird in einer verbesserten Version, Harrier II, bis zum Jahre 2003 produziert. Diese abgeleitete Variante wird in den USA als McDonnell Douglas AV-8B Harrier II für das United States Marine Corps mitentwickelt und in Lizenz gefertigt. In Großbritannien wird der Harrier im Jahr 2010 aus Kostengründen außer Dienst gestellt. Insgesamt werden mehr als 700 Harrier aller Versionen gefertigt.

Zukünftig wird der Harrier durch die senkrecht startende und landende Version des Joint Strike Fighters (JSF), die Lockheed Martin F-35B *Lightning II*, ersetzt werden. Angetrieben wird die Maschine durch einen Pratt & Whitney F135 Turbopan, der mit einem Nachbrenner ausgerüstet ist. Dieses Triebwerk ist versehen mit einer variablen Vektordüse, die es erlaubt den Schubstrahl am Rumpfe in die vertikale Richtung umzulenken. Zusätzlich besitzt diese Version ein von Lockheed und Rolls-Royce entwickeltes vertikales Hubgebläse, bestehend aus einem gegenläufigen als Blisk gefertigten Gebläse, das durch eine Welle angetrieben wird, die über ein Getriebe von der Niederdruckturbine des Haupttriebwerkes angetrieben wird.

8. Wie wird es weitergehen?

Wie die bisherige Entwicklung des Strahltriebwerkes zeigt, ist die Erhöhung des Nebenstromverhältnisses von $\mu = 0$ (Einkreiser oder reines Strahltriebwerk) über die ersten Zweikreiser ($\mu = 1-2$) bis hin zu den heutigen Hochbypasstriebwerken ($\mu = 5$), die mit der militärischen Lockheed C5 und der zivilen Boeing 747 ihren Siegeszug antreten, ungebrochen. Die neuesten Nebenstromtriebwerke liegen bei etwa $\mu = 10$ und der Getriebfan bei über $\mu = 12$. Aus der Abbildung 72 kann deutlich die

Halbierung des Verbrauches und die Reduktion des Lärmes um 20 dB abgelesen werden, die im Wesentlichen eine Folge der Erhöhung des Nebenstromverhältnisses auf $\mu = 5$ ist.

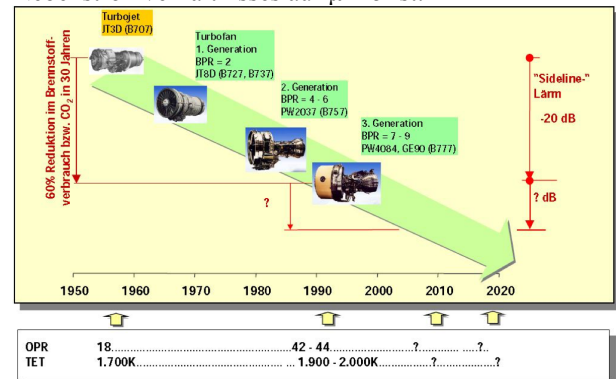


Abbildung 72: Zeitlicher Verlauf des spezifischen Kraftstoffverbrauchs und Lärms und das Anwachsen des Nebenstromverhältnisses

Die weitere Erhöhung auf $\mu = 10$ und dann durch den GTF auf heute $\mu \geq 12$ und in Zukunft auf Werte von bis zu $\mu = 20$ wird nochmals Verbrauchsverbesserungen um mehrere Prozente ergeben, während die in der Vergangenheit gleichzeitig gestiegenen Verdichtungsverhältnisse (OPR Overall Pressure Ratio) und Turbineneintrittstemperaturen (TET Turbine Entry Temperature) zukünftig nur noch Bruchteile an Effizienzsteigerungen erbringen werden.

Die Frage ob zukünftig der offene Propeller, der ja Nebenstromverhältnisse in der Größenordnung von $\mu \sim 100$ erreicht, den Turbopan ablösen wird, ist zur Zeit noch etwas spekulativ. Der große Einfluß des Nebenstromverhältnisse schwächt sich mit seiner Höhe deutlich ab, d.h. die Verbrauchskurve wird mit den sehr großen Nebenstromverhältnissen sehr flach, so daß von $\mu = 20$ bis $\mu = 100$ maximal 3 % zu erwarten sind. Ein weiterer Vorteil des Propellers ist das fehlende Gehäuse und damit dessen Gewicht und Widerstand. Gegen den Propeller sprechen sein wesentlich größerer Propellerdurchmesser, der eine Installation am Flugzeug wesentlich erschwert. Die offene Bauart hat darüberhinaus, den Nachteil, daß der Propeller im Außenbereich kein Druckverhältnis erzeugen kann, es kommt zu einem äußeren Endwirbel, der eine Verlustzeugung darstellt. Vor allem aber besitzt der offene Propeller eine wesentlich größere Lärmabstrahlung, da kein Gehäuse die Ausbreitung hindert.

Die Verfasser sind deshalb fest überzeugt, daß der Getriebefan den zukünftigen Normalantrieb der zivilen Verkehrsfliegerei darstellen wird. Und wenn es, entgegen der Meinung der Verfasser, zu einem präferieren des offenen Propellers kommt, dann

wird es auf jeden Fall eine Ausführung mit gegenläufigem Propeller sein, da die unvermeidlichen, immensen Drallverluste des Einzelpropellers nicht verantwortbar sind.

Eine weitere Möglichkeit den Triebwerkswirkungsgrad zu erhöhen besteht darin, eine Zwischenverbrennung im Turbinenbereich einzuführen, s. Abbildung 73.

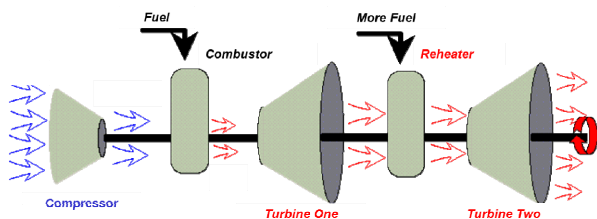


Abbildung 73: Zwischenerhitzung im Turbinenbereich

Diese Zwischenerhitzung stellt eine Möglichkeit dar, die Turbinenzustandsänderung in Richtung Isotherme zu verschieben (Carnotisierung des Kreisprozesses). Eine konkrete Ausführung wird das erste Mal bei der stationären Gasturbinenfamilie ABB / Alstom Power /Ansaldo GT 24 / GT 26 eingeführt. Ob die Prozeßverbesserung auch in einem Flugtriebwerk Vorteile erbringt, kann erst durch eine mögliche Realisierung bewiesen werden, da im Flugbetrieb immer auch die Gewichtserhöhung mit in die Gesamtbilanz einbezogen werden muß.

Wesentlich überzeugender ist dagegen die Einführung eines Wärmetauschers, der sich bei stationären und Fahrzeuggasturbinen überzeugend bewährt hat. Allerdings muß auch hier der reale Beweis im Flugbetrieb erst noch nachgewiesen werden. Ein Prinzipbild einer derartigen Ausführung ist in Abbildung 74 gezeigt.

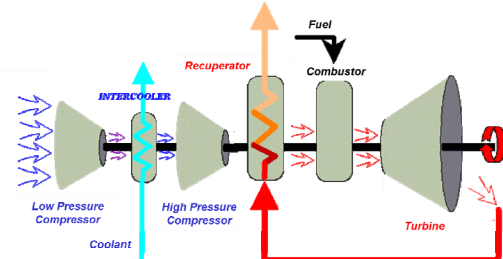


Abbildung 74: Gasturbinenprozeß mit Wärmetauscher und Zwischenkühler

Für eine reale Anwendung muß allerdings zusätzlich zu dem eigentlichen Wärmetauscher, der einen Teil der Abgaswärme vor der Brennkammer wieder dem Prozeß zuführt, immer auch ein Zwischenkühler im Verdichterbereich vorgesehen werden, da die hohe Gesamtverdichtung sonst die Turbin Austrittstemperatur soweit absenkt, daß

kein Wärmeaustausch mehr möglich ist. Der zu erwartende Gewinn der Prozeßverbesserung muß auch hier gegen die Gewichtszunahme durch den Wärmetauscher und den Zwischenkühler und die Strömungsverluste in beiden Zusatzaggregaten abgewogen werden.

Die Anstrengungen zur Verbesserung der Aerodynamik der Strömungsmaschinen werden ganz sicher weitergeführt, allerdings sind hier, wegen der heute schon erreichten hohen Wirkungsgrade, nur noch Fortschritte im Zehntelbereich zu erwarten. Das Augenmerk wird in dieser Hinsicht verstärkt auf Schaufel- bzw. Stufenreduzierung und Stabilitätsverbesserung gelegt werden.

Wie bereits erwähnt sind die Verdichterdrukverhältnisse, s. z.B. Abbildung 75, in den letzten Jahrzehnten kontinuierlich gestiegen,

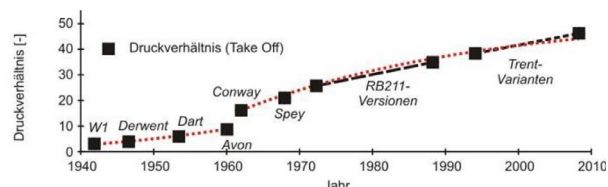


Abbildung 75: Zeitlicher Verlauf der Steigerung des Verdichtergesamtdruckverhältnisses von Rolls-Royce Triebwerken

zusammen mit den Turbineneintrittstemperaturen. Eine weitere Erhöhung bis zu Werten von 80:1 ist abzusehen, bei gleichzeitiger Steigerung der Turbineneintrittstemperatur auf 2.100 K, nahe der stöchiometrischen³⁹ Temperatur von knapp 2.300 K bei einer Kerosin-Luft-Verbrennung.

Die Turbineneintrittstemperatur kann immer soweit gesteigert werden, wie sowohl der Fortschritt in der Werkstoffentwicklung fortgesetzt, als auch die Schaufelkühlung laufend verfeinert und verbessert werden kann, s. Abbildung 76. Aus dieser Abbildung wird aber auch deutlich sichtbar, daß die Schaufelkühlung den größeren Anteil an der realisierten Temperaturerhöhung hat, verglichen mit den Möglichkeiten durch verbesserte Materialien. Durch die heutigen technischen Möglichkeiten im Nanobereich, und damit im atomaren Bereich, nicht nur messen sondern auch manipulieren zu können, werden der Werkstofftechnik neue Fenster geöffnet, die weitere zukünftige Verbesserungen wahrscheinlich machen. Dies gilt auch für die Oberflächenbeschichtungen, sei es im Hinblick auf Wärmedämmschichten, wie z.B. der Oxidkeramik

³⁹ Stöchiometrisch ist eine Verbrennung, wenn der gesamte in der Luft enthaltene Sauerstoff bei der Verbrennung oxidiert wird.

Zirkonoxid, oder Oxidationsschutzschichten und Einlaufbelägen.

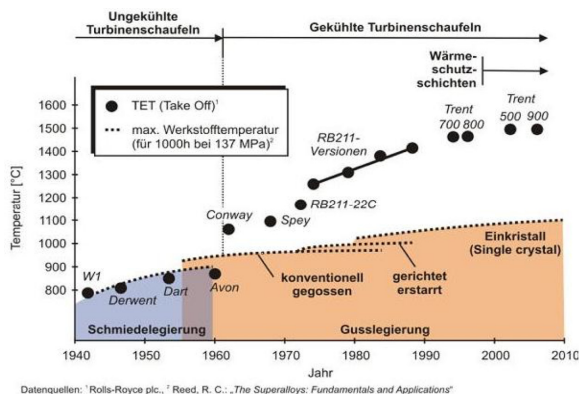


Abbildung 76: Zeitlicher Verlauf der Turbineneintrittstemperatur am Beispiel von Rolls-Royce Triebwerken

Auch für neue Verbundwerkstoffe ergeben sich daraus und aus neuen Fertigungsverfahren mögliche Anwendungen. Erste Beispiele sind Keramikfaserwerkstoffe für stationäre Bauteile in der Brennkammer und der Turbine, wie sie gerade von General Electric zum Einsatz in der CFM56-Leap und der GE9X vorbereitet werden, s. [55]. Aber auch Kohlefaserkunststoffe in Verbindung mit Titan sind bei Fanschaufeln wieder en vogue. So plant selbst Rolls-Royce für ihre zukünftigen Advance and UltraFan Triebwerke mit diesen Materialien, s. [56], [57] und [58], und das knapp 50 Jahre nach ihrem Desaster mit der ersten Generation, den Hyfil Schaufeln der RB211 im Jahre 1970.

Bei den zukünftigen Kraftstoffen für Flugtriebwerke werden auf der einen Seite versiegende Ressourcen auf der Erdölseite erwartet. Auf der anderen Seite stellt der Kerosinverbrauch auch das direkte Maß an der CO₂ Emission dar, die nur durch geringeren Kraftstoffverbrauch gesenkt werden kann. Der Ressourcenbedarf wird je nach Erdölpreis kritisch oder entspannter gesehen. Prinzipiell lassen sich heutige Flugkraftstoffe (Kerosin) auch synthetisch aus Kohle oder Methan herstellen, die eine wesentlich größere Reichweite aufweisen. Methan bzw. Erdgas kann in flüssiger Form auch direkt in der Gasturbine verbrannt werden. Der Mix von natürlichen und synthetischen Kraftstoffen ist daher nur eine Frage der jeweiligen Kosten.

Synthetische Sunfuels, s. dazu Abbildung 77, das sind heutige Kraftstoffe oder Alkohole, die aus nachwachsenden Rohstoffen synthetisiert werden.

Synthetisch (fossil) *Synfuel*

- Benzin + Diesel aus Kohle
- Benzin + Diesel aus Methan

•Wasserstoff

Synthetisch (nachwachsend) *Sunfuel*

- Benzin + Diesel aus ölhaltigen Pflanzen
- Benzin + Diesel aus Holz und Stroh
- Alkohol aus zuckerhaltigen Pflanzen

Abbildung 77: Prinzipielle zukünftige Flugkraftstoffe

Sie haben den großen Vorteil, daß ihre Verbrennung CO₂-neutral ist, solange die Synthetisierung durch CO₂-lose Energie (Kernkraft, Wasser, Wind, Sonne) ermöglicht wird. Ihr Einsatz wird einerseits durch ihre Herstellkosten begrenzt, langfristig kritischer ist dagegen der sich ergebende Konkurrenzkampf zwischen "Teller und Tank". Letzterer ist solange sozial kritisch, solange es noch hungernde Menschen auf der Welt gibt.

Der in der Abbildung 77 ebenfalls aufgeführte Wasserstoff ist ganz sicher ein geeigneter, wenn nicht gar idealer Brennstoff für Gasturbinen, solange einzig der Verbrennungsprozeß betrachtet wird, wie dies bereits von Ohain beim Erstlauf seiner Fluggasturbine, der He S 2, im März 1937 zeigte. Allerdings kommt Wasserstoff nicht in natürlichen Lagerstätten vor, sondern er muß erst hergestellt werden. Dies geschieht meist durch Elektrolyse von Wasser (H₂O) und erfordert einen hohen Energieeinsatz. Aus Sicht der CO₂ Bilanz, gilt hier die gleiche Einschränkung wie beim Sunfuel, d.h., die H₂ Herstellung muß so erfolgen, daß die hierzu benötigte Energie ohne CO₂ Ausstoß gewonnen werden kann. Beim Einsatz als Flugkraftstoff ergibt sich allerdings ein grundlegendes Problem, das für die Verfasser noch nicht eindeutig gelöst ist.

Der Wasserstoff in flüssiger Form hat bei gleicher Energiemenge nur etwa 40% des Gewichtes von Kerosin, s. Abbildung 78, was gerade bei Fluganwendungen einen großen Vorteil darstellte. Allerdings ist das Volumen dieser leichteren Masse um einen Faktor 4 größer als als das von Kerosin. Daher muß der Kraftstofftank um das gleiche Verhältnis größer ausfallen, mit dem dadurch verbundenen größeren Behältergewicht und vor allem dem entsprechend größeren Luftwiderstand des Wasserstofftanks. Um einen operativen Gewinn zu erzielen, müßten die Nachteile des größeren Tankgewichts und Luftwiderstandes durch das geringere Wasserstoffgewicht ausgeglichen werden. Dies konnte bisher nicht überzeugend nachgewiesen werden.

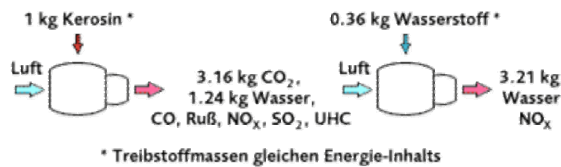


Abbildung 78: Vergleich der Kraftstoffmengen bei Verwendung von Kerosin und Wasserstoff

Der oft genannte Nachteil der großen Explosionsgefahr eines Wasserstoff-Sauerstoff-Gemisches (Knallgasexplosion), läßt sich durch eine geeignete Spülung nach der Abschaltung des Verbrennungsvorganges vermeiden. Auch die bei gewissen Materialien auftretende Wasserstoffversprödung läßt sich durch die Wahl geeigneter Werkstoffe sicher vermeiden.

9. Schlußbemerkung

Mit dieser Ausarbeitung wird ein Überblick über die Entwicklung des Strahlfluges und speziell der zugehörigen Strahltriebwerke seit dem Erstflug der Heinkel He 178 am 27. August 1939 mit dem Ohainschen Triebwerk He S 3B gegeben. Nachdem der erstgenannte Autor in einem Vortrag anlässlich des 100sten Geburtstages von Hans Joachim Pabst von Ohain, s. [59], speziell die deutschen und britischen Beiträge zur Strahltriebwerksentwicklung hervorgehoben hat, wird in diesem Beitrag ausführlicher auf die Anfänge in den USA eingegangen.

Der Strahlantrieb hat die Fluggeschwindigkeit des zivilen Flugverkehrs verdoppelt, und es hat den heutigen, erschwinglichen Massenluftverkehr erst ermöglicht. Im militärischen Bereich können Fluggeschwindigkeiten erreicht werden, die Machzahlen von mehr als $Ma = 3$ entsprechen, und es könnten Manöver geflogen werden, die die menschliche Belastungsfähigkeit weit überschreiten, so daß zukünftige unbemannte militärische Kampfflugzeuge wahrscheinlich werden. Die Zuverlässigkeit heutiger ziviler Strahltriebwerke hat sich um weit mehr als das Zehnfache der Flugkolbenmotoren erhöht. Diese Zuverlässigkeit trägt einerseits zur drastisch gestiegenen Sicherheit des Luftverkehrs bei, und ist gleichzeitig ein wesentlicher Faktor zur Reduzierung der Flugkosten. Der Strahlantrieb besitzt noch ein merkliches Potential zur weiteren Reduzierung der Betriebskosten. Hierzu wird ein deutlich höheres Nebenstromverhältnis (Geared Turbofan mit einem Nebenstromverhältnis von $\mu \sim 20$) und ein zukünftiger Wärmetauscher beitragen. Ferner werden Kohlenstoffaser-Kunststoffe sowie Metallfaser-Keramiken weitere Gewichtseinsparungen und Kühlluftreduktionen ermöglichen. Eine weitere Verfeinerung der bordseitigen Triebwerksmessung und -simulation,

verbunden mit einer erhöhten Kommunikation mit leistungsfähigeren Bodenstationen, wird die situationsangepaßte Triebwerkswartung und Fehlerfrüherkennung vorantreiben und damit die Sicherheit erhöhen und gleichzeitig die Kosten reduzieren. Das höhere Nebenstromverhältnis und die verbesserte Berechnungsfähigkeit wird auch den Lärm nochmals deutlich mindern, obwohl die in der Vergangenheit erzielten extremen Lärminderungen, die im wesentlichen ein Windfall Profit des aus Verbrauchsgründen gewählten höheren Nebenstromverhältnisses sind, nicht mehr automatisch abfallen.

Eine völlig neue Antriebsart ist bis auf Sonderfälle, wie Solarflieger als Prinzipdemonstration und Batterieantriebe in Flughafennähe zur Lärmreduktion, in absehbarer Zukunft nicht zu erwarten. Biologisch hergestellte Kraftstoffe könnten in geringer Menge zugefügt werden. Flüssiges Methan könnte auch heute schon eingesetzt werden, allerdings bietet es sich natürlich an, die Umstellung zuerst bei Landfahrzeugen flächendeckend durchzuführen. Auch völlig synthetisch hergestellte Kraftstoffe aus erneuerbaren Energien oder Kernkraftwerken sollten sinnvoller Weise ebenfalls erst in terrestrischen Anwendungen zur Anwendung kommen.

10. Abbildungsverzeichnis

Seite

Abbildung 1: Erstflug des Strahlflugzeuges Heinkel He 178 am 27.08.1939 (Video: www.firstjetpilot.com/archive.html).....	2
Abbildung 2: Strahltriebwerk Heinkel He S 3B.....	2
Abbildung 3: Junkers RT0 mit geöffnetem 14 stufigen Verdichter.....	3
Abbildung 4: Laufrad eines fünfstufigen Verdichters des Junkers Teams in Magdeburg.....	3
Abbildung 5 Heinkel He S 30 (He 109-006) Verdichter: 5 x axial, $\pi = 2,8$, $r = 0,5$. Turbine: 1 x axial Erstlauf: 1941. Die Turbine liefert nicht die ausreichende Leistung für den Verdichter. Daraufhin Turbinen-Neuauslegung durch Hans Stabernack in Zuffenhausen. Im April 1942 wird ein Schub von 8,04 kN (820 kp) gemessen.....	4
Abbildung 6: Jumo TL109-004 Strahltriebwerk. Erstlauf: 11.10.1940, Schub: 8,8kN (900kp), $\pi = 3,2$. Erstflug: 18.07.1942 in einer Messerschmitt Me 262 in Leipheim (Testpilot: Fritz Wendel).....	4
Abbildung 7: Messerschmitt Me 262, zweistrahliges Jagdflugzeug mit gepfeilten Flügeln.....	4
Abbildung 8: BMW TL109-003 Strahltriebwerk. Erstlauf 20.02.1941, Schub: 7,8kN (800kp), $\pi = 2,7$ (6-stufig) $\pi = 3,2$ (7-stufig).....	5
Abbildung 9: BMW 109-002 (P 3304) Verdichter: 5 + 4 axial gegenläufig Turbine: 3 + 4 axial gegenläufig Standschub: 5,89 kN (600 kp).....	5
Abbildung 10: Schnitt Daimler-Benz Zweikreistriebwerk DB 109-007. Verdichter: axial 8 + 9 gegenläufig,	

$\pi = 8$ Nebenstromverhältnis: $\mu = 2,42$ Standschub: 13,7 kN (1.400 kp).....	21
Abbildung 11: Daimler-Benz Zweikreistriebwerk DB 109-007, Erstlauf: 27. Mai 1943.....	22
Abbildung 12: Frank Whittles erstes lauffähiges Triebwerk W. U. (Whittle Unit).....	6
Abbildung 13: Gloster E28/E39.....	6
Abbildung 14: RAE 8-stufiges Axialverdichter Modul "Anne" von Alan Arnold Griffith and Hayne Constant in 1938.....	7
Abbildung 15: Axial-Triebwerk Metrovick F2.4 (Beryl), mit 10stufigem Axialverdichter. Erstlauf (Freda): Dezember 1941. Standschub: 8,00 kN (816 kp) ...	7
Abbildung 16: Axialtriebwerk Armstrong Siddeley ASX mit 14stufigem Verdichter Sarah des RAE. Erstlauf: April 1943. Standschub: 11,35 kN (1.157 kp), Druckverhältnis: $\pi = 5,0$	7
Abbildung 17: Lockheed L-133 Interceptor. Project: 1939 mit 2 x L-1000 (J37).....	8
Abbildung 18: Lockheed L-1000 / J37. Erstlauf: 1946. Standschub: 22,7 kN (2.315 kp).....	8
Abbildung 19: Northrop Turbodyne / T37 PTL mit Gegenlaufpropeller auf dem Prüfstand. Erstlauf: Ende 1947, Leistung: 10.139 PS (10.000 hp) = 7.457 kW.....	9
Abbildung 20: NACA 8 stage Compressor (Langeley Field).....	10
Abbildung 21: Allis-Chalmers Mfg. Co. Ducted Fan Turbojet.....	11
Abbildung 22: Westinghouse W19XB (J30) „Yankee“ 1st Run: 19.03.1943.....	11
Abbildung 23: General Electric TG-100 (T31).....	13
Abbildung 24: General Electric Strahltriebwerk TG-180 (J35) Erstlauf: 21.04.1944.....	13
Abbildung 25: Ljulka RTD-1 (KhAI) Schub: ca. 4,9 kN (500 kp).....	13
Abbildung 26: Ljulka RD-1 (SKB-1) Schub: ca. 5,15 kN (525 kp).....	14
Abbildung 27: Ljulka S-18 (TsiAM) Schub: ca. 12,26 kN (1.250 kp) Erstlauf: März 1945.....	14
Abbildung 28: Campini Caproni C.C.2 im Fluge Erstflug: 27. August 1940 Antrieb: 12-Zylinder Isotta Fraschini Asso L121 RC.40 Kolbenmotor (700 kW), mit einem vorgeschalteten dreistufigen Axialverdichter.....	15
Abbildung 29: Einbau des ML Triebwerkes in den Rumpf der Campini Caproni C.C.2 Kolbenmotor: 12-Zylinder Isotta Fraschini Asso L121 RC.40 mit 700 kW Leistung und 3 stufigen Axialgebläse vor dem Kolbenmotor Schub: 7,4 kN maximal.....	15
Abbildung 30: Schnitt des japanischen Turboflugtriebwerkes Ne-20, aufbauend auf der BMW 109-003A1 Schub: 5,23 kN (480 kp) Erstlauf: 26. März 1945.....	15
Abbildung 31: Nakajima J9Y Kikka (Orangenblüte) mit 2 x Ne-20 (2. Zelle, die nach 1945 in die USA verbracht wird). Erstflug: 7. August 1945.....	16
Abbildung 32: Wellenleistungstriebwerk Jendrassik Cs-1. Leistung: 1.000 bhp (745,70 kW = 1.013,87 PS), N = 13.500 rpm Erstlauf: 08.1940.....	16
Abbildung 33: Varga RMI-1 X/H.....	16
Abbildung 34: Wright PTL XT35-1. Erstlauf: 24.06.1946 Auslegungsleistung: 3.729 kW (5.069 PS = 5.000 shp).....	19
Abbildung 35: Pratt & Whitney Turboprop PT2 (T34). Erstlauf: Ende 1947, mit positive Leistung:	
Anfang 1949, äquivalente Startleistung: 4.476 kW (6.000 ehp).....	21
Abbildung 36: Lockheed F-80 Shooting Star. Erstflug: 08.01.1944. Antrieb: 1 x GE/Allison J33.....	22
Abbildung 37: Mikojan-Gurewitsch MiG 15. Entwurf durch Siegfried Günter. Erstflug: 30.12.1947. Antrieb: 1 x Klimov RD-45 (Lizenz des RR Nene).....	22
Abbildung 38: North American F-86 Sabre. Erstflug: 01.10.1947. Antrieb: 1 x GE J73.....	22
Abbildung 39: General Electric TG-190 bzw. J47. Erstlauf: 21.06.1947, Erstflug: 05.1948. Standschub: 22,24 kN (5.000 lb _f).....	22
Abbildung 40: de Havilland DH 106 Comet. Erstflug: 27.09.1949, Einführung: 02.05.1952. Antrieb: 4 x de Havilland Ghost 50 Mk1 (Halford H2).....	23
Abbildung 41: Boeing 707. Erstflug: 20.12.1957. Einführung: Oktober 1958, Triebwerke: 4 x Pratt & Whitney JT3C (J57).....	24
Abbildung 42: Pratt & Whitney JT3C (J 57). Schub: 60 kN (6.118 kp).....	25
Abbildung 43: Rolls-Royce RB.80 Conway. Nebenstromverhältnis: $\mu = 0,3$. Standschub: 76,3 kN (7.779 kp = 17.150 lb _f).....	25
Abbildung 44: Pratt & Whitney JT3D (TF33). Erster Prüfstandslauf: 1958. Erstflug in einer Boeing B707-120 am 22.06.1960 Standschub: 75,62 kN (7.711 kp = 17.000 lb _f) $\mu = 1,37$	25
Abbildung 45: Douglas DC-8. Erstflug: 30. Mai 1958. Einführung: 18.09. 1959.....	26
Abbildung 46: Convair CV880 "Golden Arrow" der Consolidated Vultee Aircraft Corporation. Erstflug: 27.01.1959. Einführung: Mai 1960 (Delta) Antrieb: 4 x General Electric CJ-805-3 Strahltriebwerke.....	26
Abbildung 47: General Electric CJ-805-3 mit Schubumkehrer und Schalldämpfer. Startschub: 51,82 kN (5.284 kp = 11.650 lb _f).....	26
Abbildung 48: GE J79 mit Nachbrenner. Standschub: 52,8 kN (5.384 kp = 11.870) trocken 79,7 kN (8.117 kp = 17.895 lb _f) mit Nachbrenner.....	26
Abbildung 49: Convair 990 „Coronado“. Erstflug: 24.01.1961 Liniendienst: 7. Januar 1962 (AA) Triebwerk: GE CJ805-23B (Aft-Fan).....	27
Abbildung 50: General Electric CJ 805-23B (J 79 ohne NB plus Aft-Fan) $\mu = 1,46$	27
Abbildung 51: Tupolev Tu-104 (NATO: „Camel“). Erstflug: 17.06.1955. Einsatz: 15.09.1956 . Fertigung: 1956 -1960 Anzahl: ca. 200. Triebwerke: 2 x Mikulin AM-3M.....	27
Abbildung 52: Heckenordnung der Strahltriebwerke.....	28
Abbildung 53: Lockheed Militärtransporter C-5 Galaxy. Erstflug: 30. Juni 1968. Einführung: Juni 1970.....	29
Abbildung 54: General Electric GE TF39 (schematisch). Erstlauf: 1964. Nebenstromverhältnis: $\mu = 8$. Startschub: 193 kN (19.641 kp = 43.300 lb _f).....	29
Abbildung 55: Boeing 747 (Jumbo-Jet). Erstflug: 09.02.1969. Einführung: 22.01.1970 (Pan Am).....	29
Abbildung 56: Pratt & Whitney JT9D (F105). Erstlauf: Dezember 1966. ($\mu = 5$) Startschub (JT9D-3A): 203,72 kN (20.775 kp = 45.800 lb _f).....	30
Abbildung 57: McDonnell Douglas DC-10 (KC-10). Erstflug: 29. August 1970. Einführung: 5. August 1971 (mit American Airlines).....	30

Abbildung 58: General Electric GE CF6-50 (F103/F138).
Erstlauf als CF6-6: 1971. Standschub: 217 kN
(22.128 kp = 48.784 lb_f) ($\mu = 5$). 31

Abbildung 59: Lockheed L-1011 TriStar. Erstflug:
16.11.1970. Einführung: 26. April 1972 mit
Eastern Air Lines 31

Abbildung 60: Rolls-Royce RB211-534 (Prinzipbild).
(RB211-22 ist die ursprüngliche Version für die
TriStar). Erstlauf: 1969 31

Abbildung 61 Douglas DC-9 (1. Generation) Kurz- und
Mittelstreckenflugzeug mit 2 Heckantrieben PW
JT8D 32

Abbildung 62: Douglas DC-9 (2. Generation) McDonnell
Douglas MD-80 Serie mit einer verbesserten
Triebwerkskonfiguration ($\mu = 1,7$). 33

Abbildung 63: Douglas DC-9 (3. Generation) McDonnell
Douglas MD-90. Die größere DC-9 mit einer
neuen Generation von Hochbypass-Triebwerken
($\mu \approx 5$) 33

Abbildung 64: Douglas DC-9 (4. Generation) McDonnell
Douglas MD-95 bzw. Boeing 717. Die kleinere
DC-9 mit einer neuen Generation von
Hochbypass-Triebwerken ($\mu \approx 5$). 33

Abbildung 65: Boeing B 737 Die 3 wesentlichen
Entwicklungsschritte durch jeweils neue
Antriebsgenerationen: PW JT8D > CFM56 >
CFM56 Leap 34

Abbildung 66: Die Schmalrupffamilie von Airbus 35

Abbildung 67: Die zwei bisher entwickelten zivilen
Überschallflugzeuge. Tupolev Tu-114 (Nato
Code: Charger): 16 Stück Erstflug: 31.12.1968,
Einführung: 26.12.1976. Aérospatiale-BAC
Concorde: (20 Stück) Erstflug: 02.03.1969,
Einführung: 21.01.1976 Letzer Flug: 26.11.2003
(Heathrow-Filton) 36

Abbildung 68: Russische Transportflugzeuge 37

Abbildung 69: Britische Bomber 37

Abbildung 70: US Strahlbomber 38

Abbildung 71: Senkrechtstarter 39

Abbildung 72: Zeitlicher Verlauf des spezifischen
Kraftstoffverbrauchs und Lärms und das
Anwachsen des Nebenstromverhältnisses 40

Abbildung 73: Zwischenerhitzung im Turbinenbereich 40

Abbildung 74: Gasturbinenprozeß mit Wärmetauscher
und Zwischenkühler 40

Abbildung 75: Zeitlicher Verlauf der Steigerung des
Verdichtergesamtdruckverhältnisses von Rolls-
Royce Triebwerken 41

Abbildung 76: Zeitlicher Verlauf der
Turbineneintrittstemperatur am Beispiel von Rolls-
Royce Triebwerken 41

Abbildung 77: Prinzipielle zukünftige Flugkraftstoffe .. 42

Abbildung 78: Vergleich der Kraftstoffmengen bei
Verwendung von Kerosin und Wasserstoff 42

11. Abkürzungen

APU	Auxiliary Power Unit (Hilfstriebwerk)
AVA	Aerodynamische Versuchsanstalt in Göttingen. Sie gründet auf der 1907 in Göttingen von Ludwig Prandtl initiierten „Modellversuchsanstalt für Aerodynamik der Motorluftschiff- Studiengesellschaft“. Im Jahr 1915 wird unter Beteiligung der 1911

gegründeten Kaiser-Wilhelm-Gesellschaft
(KWG) und unter der Leitung von
Ludwig Prandtl die
„Modellversuchsanstalt für
Aerodynamik“ gegründet, die 1919 als
„Aerodynamische Versuchsanstalt der
Kaiser-Wilhelm-Gesellschaft“ (AVA) in
die KWG übernommen und 1925 in das
„Kaiser-Wilhelm-Institut für
Strömungsforschung, verbunden mit der
Aerodynamischen Versuchsanstalt“
umgewandelt wird. Ludwig Prandtl leitet
das Institut bis 1937, sein Nachfolger
wird Albert Betz. Im gleichen Jahr erfolgt
eine Ausgliederung aus dem Institut unter
dem Namen „Aerodynamische
Versuchsanstalt Göttingen e. V. in der
Kaiser-Wilhelm-Gesellschaft“, an der
das Reichsluftfahrtministerium beteiligt
ist. Der nach der Ausgliederung
verbleibende Teil wird unter dem Namen
„Kaiser-Wilhelm-Institut für
Strömungsforschung“ weitergeführt aus
dem 1948 das Max-Planck-Institut für
Strömungsforschung entsteht (heute Max-
Planck-Institut für Dynamik und
Selbstorganisation). Die AVA wird 1945
von den Briten beschlagnahmt (bis 1948),
1953 als „Aerodynamische
Versuchsanstalt Göttingen e. V. in der
Max-Planck-Gesellschaft“ wiedereröffnet
und 1956 als „Aerodynamische
Versuchsanstalt in der Max-Planck-
Gesellschaft“ voll integriert. Im Jahr 1969
erfolgt die Ausgliederung aus der Max-
Planck-Gesellschaft und die Gründung
der „Deutschen Forschungs- und
Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt
e. V.“ (DFVLR), in die die AVA
integriert wird.

Avio Aero Triebwerks- und
Turbinenbereich der ehemaligen
Fiat Avio. *Fiat Avio* ging 2003 als *Avio
S.p.A.* in den Besitz von Finmeccanica
(heute Leonardo) und der amerikanischen
Investmentgruppe Carlyle Group über.
2006 ging der Carlyle-Anteil in den
Besitz des Private Equity-Funds Cinven.
Der Triebwerks- und Turbinenbereich des
Unternehmens wurde im August 2013 an
General Electricv erkauft und in
Avio Aero umbenannt. Der
Raketentriebwerk-Bereich in Colleferro
blieb im Unternehmen *Avio S.p.A.*

CFMI **CFM** International ist ein Joint Venture
zwischen GE Aviation, einer Division der
General Electric (USA) und Snecma, einer
Division von Safran (Frankreich) mit dem
Sitz in Evendale und Paris. Das Ziel des

	JVs ist die Entwicklung, Produktion, Fertigung und Wartung der CFM56 einer Serie von Turbofan-Triebwerken. Der Name CFM und der Produktlinie CFM56 geht auf die beiden Triebwerksnamen GE CF6 und Snecma M56 der Mutterfirmen zurück. Seit der Gründung in 1974 bis zum Oktober 2011, hat CFM International mehr als 23.000 Triebwerke geliefert.	gegründet und findet am damaligen Motorflugplatz Johannisthal-Adlershof ihren Stammsitz. Nach 1945 liegt Adlershof im sowjetischen Sektor Berlins. Daher ist ihr Sitz von 1953 bis 1958 auf dem Flughafen Essen/Mülheim. Im Jahre 1955 wird das 1937 gegründete <i>Flugfunkforschungsinstitut Oberpfaffenhofen</i> (FFO) mit der DVL fusioniert. Aufgrund besserer Rahmenbedingungen bezieht die DVL ab 1958 am Flughafen Köln-Wahn ihren endgültigen Standort. AVA, die DFL und die DVL gehen 1969 in der Deutschen Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DFVLR) auf, die in das heutige DLR übergeht.
DECU	Digital Engine Control Unit (Digitale Triebwerksregelung)	
DFL	Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt. Sie wird 1936 in Braunschweig gegründet und trägt von 1938 bis 1945 den Namen Luftfahrtforschungsanstalt Hermann Göring (LFA). Die DFL wird 1953 in Braunschweig wieder neu etabliert. 1969 geht sie zusammen mit der AVA und der DVL in der Deutschen Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DFVLR) auf, die wiederum in das heutige DLR übergeht.	
DLR (DFVLR)	Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. ist das Forschungszentrum der Bundesrepublik Deutschland für Luft- und Raumfahrt sowie Energietechnik, Verkehr und Sicherheit im Bereich der angewandten und Grundlagenforschung. Es hat seinen Hauptsitz in Köln und ist an weiteren 19 nationalen und 4 internationalen Standorten vertreten. Das DLR entsteht 1969 unter dem Namen <i>Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt</i> (DFVLR) durch den Zusammenschluss der Aerodynamischen Versuchsanstalt (AVA), der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt (DVL) und der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt (DFL). 1972 wird die Gesellschaft für Weltraumforschung mbH (GfW) in Bad Godesberg aufgelöst und teilweise in die DVL integriert. 1989 wird die DFVLR in <i>Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt</i> (DLR) umbenannt, dabei werden Aufgaben der DFVLR in die Deutsche Agentur für Raumfahrtangelegenheiten (DARA) ausgegliedert. Zum 1. Oktober 1997 wird die Deutsche Agentur für Raumfahrtangelegenheiten (DARA) aufgelöst und teilweise in die DLR integriert, die dabei in „Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt“ (DLR) umbenannt wird.	EEC Electronic Engine Control (elektronische Triebwerksregelung) = ECU ECU Engine Control Unit (elektronische Triebwerksregelung) = EEC FADEC Full Authority Digital Engine Control (Autonome Digitale Triebwerksregelung). Diese Triebwerksregelung läßt keinen äußeren (Piloten) Eingriff zu. GE General Electric bzw. speziell: <i>GE Aviation</i> hat seinen Sitz in Evendale in Ohio. Es ist der bedeutendste Hersteller von Flugzeug-Triebwerken. GE Aviation umfasst den Flugzeug-Triebwerk-Bau der amerikanischen General Electric Company. IAE International Aero Engines ist ein Zusammenschluss von ursprünglich fünf Unternehmen mit dem Ziel, das V2500, ein neues Triebwerk in der mittleren Schubklasse für die Airbus-A320-Familie zu entwickeln. Sein Sitz ist Zürich. Der Name des Produktes V2500 symbolisiert zum einen die römische Zahl 5 für die Anzahl der Gründungsmitglieder sowie 2500 für die angestrebte Schubklasse von 25.000 lb _f . Jedoch, wie bei vielen anderen Triebwerken, hat sich die Schubklasse mittlerweile auf 33.000 lb _f erhöht, die ursprüngliche Variante (A1) mit nur 25.000 lb _f wird nicht mehr produziert. Gründungsmitglieder im Jahr 1983 waren Rolls-Royce, Pratt & Whitney, die Japanese Aero Engines Corporation JAEC, MTU Aero Engines und Fiat Avio. Auf Grund von finanziellen Turbulenzen hat sich die Fiat Gruppe in den 1990er Jahren von ihren Anteilen getrennt und diese wurden je zur Hälfte von Rolls-Royce und Pratt & Whitney übernommen. Das Unternehmen FiatAvio (heute Avio Aero) ist aber weiterhin als Lieferant für Teile mit dem Projekt verbunden.
DVL	Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt. Sie wird am 20. April 1912 in Berlin	

- Am 12. Oktober 2011 gibt Rolls-Royce bekannt, seine Anteile an IAE für 1,5 Milliarden Dollar an Pratt & Whitney zu verkaufen. Rolls-Royce behält aber weiterhin die Verantwortung für seine entsprechenden Komponenten am Triebwerk und auch für 50 % der Endmontage.
- Die europäische Endmontage des gesamten Triebwerkes wird im Jahr 2005 von Rolls-Royce in Derby an das deutsche Tochterunternehmen nach Dahlewitz bei Berlin verlagert. Zusätzlich wird bei Pratt & Whitney in Middletown, CT die zweite Endmontagelinie weitergeführt.
- Die Triebwerke kommen an der A320-Familie in Schubversionen von 110 kN bis 150 kN zur Anwendung (Versionen A1 und A5/A5Select) und konkurrieren hier mit dem CFM56 vom Herstellerkonsortium CFMI. An der McDonnell Douglas MD-90 ist – bis zu deren Produktionseinstellung im Jahre 2000 – die V2500-D5 der Exklusivtrieb. Bei der A320-Familie wird das V2500 bei 42,3 % aller bestellten Flugzeuge als Antrieb ausgewählt (Stand 13.01.2011, s. [60]).
- KhAI Kharkov (Charkow) Aviation Institute ist eine Universität der Ukraine, die auf Luft- und Raumfahrt spezialisiert ist. Das KhAI wurde 1930 gegründet. Im August 1998 erfolgte die Umbenennung in *Nationale Mykola-Schukowski-Universität für Luft- und Raumfahrt*.
- ML Motor-Luftstrahltriebwerk
- MTU (**mtu**) Die mtu wird 1969 von der Daimler-Benz AG und der MAN AG als (50:50) Joint Venture unter dem Namen Motoren- und Turbinen-Union München GmbH gegründet. Sie bildet die Zusammenlegung der Aktivitäten beider Unternehmen in den Bereichen Luftfahrtantrieben und schnelllaufenden Dieselmotoren. Hierzu wird gleichzeitig die mtu Friedrichshafen GmbH als 83,5% Tochter der mtu München gegründet mit einem Besitzanteil von 16,5 % durch die Familiengeschafter Maybach (7,2 %), von Brandenstein-Zeppelin (3,124 %) und die *GBZ Holding GmbH* (1,326 %). In München sind die Luftfahrtanwendungen und in Friedrichshafen die Land- und Seeanwendungen angesiedelt.
- 1985 verkauft die MAN ihren 50 % Anteil an der mtu München an die Daimler-Benz AG, die damit alleiniger Besitzer wird.
- Am 1. Februar des gleichen Jahres wird der erste Chef der mtu, Dr. Ernst

Zimmermann, in seinem Gautinger Haus mit mehreren Schüssen aus kurzer Distanz in den Hinterkopf von zwei Gangstern der RAF brutal ermordet, die bis heute nicht dingest gemacht sind. Mit der Gründung der DASA (Deutsche Aerospace Aktiengesellschaft) wird die mtu 1989 dieser zugeordnet.

Im Jahr 1995 wird die mtu Friedrichshafen aus der DASA ausgegliedert und damit von der mtu München getrennt. Im Jahr 2003 verkauft DaimlerChrysler den Münchner Luftfahrtteil als **MTU Aero Engines** an die US-amerikanische Private-Equity-Investorengruppe KKR, welche die MTU am 6. Juni 2005 an die Börse bringt. Die Aktie wird mit Wirkung zum 19. September 2005 in den MDAX aufgenommen. KKR trennt sich im Januar 2006 komplett von seinen Anteilen. Dadurch befinden sich heute 100 % der Aktien im Streubesitz.

2005 werden die Familienanteile an der **mtu Friedrichshafen**, im Rahmen eines geplanten Verkaufs der MTU Friedrichshafen an einen Investor, an DaimlerChrysler veräußert und gleichzeitig als „DaimlerChrysler Off Highway“ geführt. Am 27. Dezember 2005 verkauft die DaimlerChrysler AG die mtu Friedrichshafen an die schwedische Private-Equity-Gruppe EQT. Seit Juli 2006 firmiert sie als Tognum GmbH. Die Friedrichshafener Werke sowie der Markenname mtu bleiben aber weiterhin erhalten. Seit dem Börsengang am 2. Juli 2007 hat Tognum die Rechtsform einer Aktiengesellschaft.

Ab 2011 besitzen der Motorenhersteller Rolls-Royce und Daimler über ihre gemeinsame Tochter Engine Holding GmbH 98,3 % des Kapitals von Tognum.

Am 26. August 2014 übernimmt der Rolls-Royce-Konzern die Anteile von Daimler komplett. Die mtu Friedrichshafen bildet heute die Kernmarke des Unternehmens **Rolls Royce Power Systems**.

Die Historie der Luftfahrtanwendungen der mtu reicht durch ihre Muttergesellschaften zurück in die Zeit vor dem 1. Weltkrieg. Bei der Daimler-Benz AG kann die Daimler-Motoren-Gesellschaft auf ihre Luftschiffmotoren zurückgreifen, die zunächst nur wenig abgeändert werden müssen. Ein 4-Zylinder Motor, der das „Parseval“ Luftschiff antrieb, wird 1906 an die Luftfahrt-Gesellschaft Bitterfeld geliefert und ist der

erste deutsche Flugmotor [61].
 Bei der BMW AG beginnt die Flugmotorenentwicklung bei den 1913 gegründeten Rapp Motorenwerke GmbH, einem Vorgängerunternehmen von BMW. In die BMW Vorkriegsaktivitäten flossen auch die entsprechenden Aktivitäten der Siemens AG ein durch den Verkauf am 8. Juni 1939 der Bramo (Brandenburgische Flugmotorenwerke GmbH, einer Siemens Tochter) an BMW. Aus Bramo wird im November 1939 die BMW Flugmotorenbau Brandenburg GmbH. Es erfolgt eine Zusammenfassung und anschließende Aufteilung. Bei der ehemaligen Bramo werden Strahltriebwerke und Raketen und bei der Flugmotorenbau GmbH in München (gegründet am 22. Dezember 1934) die Flugkolbenmotoren angesiedelt. Die MAN AG beginnt ihre Flugmotorenaktivitäten im Jahre 1916, diese treten aber nach dem ersten Weltkrieg in den Hintergrund. Sowohl Daimler als auch BMW sind die Hauptentwickler und Lieferanten deutscher Flugmotoren in der Zwischenkriegszeit nach dem Ende des Verbotes durch den Versailler Vertrag und dann bis zum Ende des Krieges 1945. Nach dem zweiten Weltkrieg und der Erlangung der Teilsouveränität im „Deutschlandvertrag“ beginnen beide in kleinerem Maßstab wieder mit der Entwicklung, Reparatur und Fertigung von Flugmotoren. Außer im Reparaturbereich aber ausschließlich mit Strahl- und Wellenleistungstriebwerken. BMW gründet 1954 die BMW Studiengesellschaft für Triebwerksbau GmbH, die 1957 in BMW Triebwerksbau GmbH umbenannt wird. Auch die MAN AG gründet im Oktober 1958 in München (Allach), direkt neben der BMW Triebwerksbau GmbH, die M.A.N. Turbomotoren GmbH und beginnt, in Zusammenarbeit mit Rolls Royce (Kooperationsvertrag 1960), mit der Entwicklung von Strahltriebwerken für die begonnene Entwicklung von mehreren senkrecht startenden Flugzeugen in Westdeutschland. 1960 übernimmt die M.A.N. 50% der BMW Triebwerksbau GmbH und fünf Jahre später die restlichen 50%. BMW zieht sich komplett aus der Luftfahrt zurück. Das Unternehmen wird mit der M.A.N. Turbomotoren GmbH verschmolzen und in M.A.N. Turbo GmbH umbenannt. Diese

Aktivitäten fließen 1969 als Teil der MAN Anteile in die neugegründete mtu. Der in die mtu eingebrachte Daimler Anteil besteht in ihren Wellenleistungsaktivitäten, die 1954 in Stuttgart beginnen, aber nur zu Entwicklungsarbeiten und Prototypen führen. Auf der Dieselmotorenseite bringt Daimler aber den größeren Anteil mit der Maybach Mercedes-Benz Motorenbau GmbH in Friedrichshafen ein, zu der auch das Gelände der Porsche-Diesel Motorenbau GmbH (seit 1963 zu 50 % im Besitz von Daimler) in Manzell, ein ehemaliges Dornier Werk, gehört und ab dann als Werk 2 der mtu Friedrichshafen firmiert.

- NACA National Advisory Committee for Aeronautics war eine US-amerikanische staatliche Organisation, die sich mit der Grundlagenforschung in der Luftfahrt beschäftigte. Sie wurde am 3. März 1915 gegründet und existierte bis zum 1. Oktober 1958, als sie aufgelöst und ihre Einrichtungen und das Personal in die neugegründete NASA überführt wurden.
- NASA National Aeronautics and Space Administration. Sie wurde am 29. Juli 1958 durch den „National Aeronautics and Space Act“ gegründet.
- PTL Propeller-(Turbo-) Luftstrahltriebwerk
- PW or P & W Pratt & Whitney ist ein US-amerikanisches Unternehmen der Luft- und Raumfahrttechnik mit Sitz in East Hartford. Die Firma ist eine Tochtergesellschaft (Division) der Holding United Technologies Corporation (UTC)
- RLM Reichsluftfahrtministerium. Im April 1933 wird die am 2. Februar 1933 geschaffene Behörde des Reichskommissars für die Luftfahrt in den Rang eines Reichsministeriums versetzt; im Mai 1933 wird Hermann Göring Reichsluftfahrtminister
- SNECMA Société nationale d'études et de constructions de moteurs d'aviation (Nationale Gesellschaft zur Entwicklung und zum Bau von Flugmotoren). Im Mai 2005 schließen sich Snecma und das ebenfalls französische Unternehmen Sagem zu Safran mit Hauptsitz in Paris zusammen.
- RR Rolls-Royce Holdings plc, London
- STOL Short Takeoff and Landing (Kurzstart- und landung)
- TBO Time between overhaul (Überholungsintervall)
- TL Turbo-Luftstrahltriebwerk

TM Turbomotor (Wellenleistungstriebwerk)
 VTOL Vertical Takeoff and Landing
 (Senkrechtstart- und landung)
 ZAGI (TsAGI) Zentrales Aerohydrodynamisches
 Institut (russisch ЦАГИ Центральный
 Аэрогидродинамический Институт).
 Es ist das wichtigste
 Luftfahrtforschungsinstitut Rußlands. Das
 ZAGI wird am 1. Dezember 1918 in
 Moskau vom Vater der russischen
 Luftfahrt, Nikolai Jegorowitsch
 Schukowski⁴⁰ (auch *Joukowski*) (Nikolai
 Yegorovich Zhukovsky, russisch Николай
 Егорович Жуковский) gegründet.
 Eigentlich geht aber das ZAGI zurück auf
 das erste europäische, aerodynamische
 Forschungsinstitut, das 1904 von Dimitri
 Pavlovitch Riabouchinsky⁴¹ in Koutchino,
 nahe Moskau als private Einrichtung auf
 dem Grund seines Vaters errichtet wird.
 Riabouchinsky entstammt einer
 wohlhabenden Industriellenfamilie. Er
 studiert an der Moskauer Universität und
 hört dort u.a. Vorlesungen von Joukowski,
 der wiederum nach dessen Gründung auch
 an diesem Forschungsinstitut mit weiteren
 namhaften Wissenschaftlern arbeitet. 1917
 führt Riabouchinsky sein Institut in eine
 staatliche Einrichtung über und übergibt
 die Leitung an ein staatliches Komitee, um
 eine Institutsauflösung zu verhindern und
 seine Mitarbeiter zu schützen. 1918 wird
 er zu einem Forschungsaufenthalt nach
 Dänemark eingeladen und ab 1919 lebt er
 fortan in Paris. Dort promoviert er 1922 an
 der Universität und wird nach der
 Gründung eines Strömungslaboratoriums
 1929 dessen Kodirektor.
 ZIAM (TsIAM, CIAM) Das Zentralinstitut für
 Flugmotoren Rußlands (russisch ЦИАМ
 Центральный институт авиационного
 моторостроения). Es wird in Moskau am
 3. Dezember 1930 gegründet. Gleichzeitig
 werden die in der Sowjetunion
 vorhandenen Aktivitäten im Bereich der
 Flugmotoren zusammengelegt. Unter
 anderem werden die Motoreninstitute des
 Zentralen Aerohydrodynamischen Instituts
 (ZAGI), die des Luftfahrtbereichs des
 Automobil- und

Automotorforschungsinstituts NAMI und
 die im Flugzeugwerk „M.W.Frunse“ zum
 „Institut für Flugmotorenbau“
 zusammengefasst (IAM). 1932 wird es
 zum ZIAM erweitert und erhält 1933 den
 Beinamen „Petr Ionovich Baranow“.
 ZTL Zweistrom-(Zweikreis)-(Turbo-)
 Luftstrahltriebwerk

12. Literaturverzeichnis

- [1] Warsitz, L., 2006, Flugkapitän Erich Warsitz, Books on Demand, Norderstedt.
- [2] Conner, M., 2001, Hans von Ohain, AIAA, Reston, VA.
- [3] Ohain Pabst von, H. J., 1935, “Ein Interferenzlichtrelais für weißes Licht,” *Annalen der Physik*, **415**(5), pp. 431–441.
- [4] Heinkel, E., 1998, *Stürmisches Leben*, Aviatic Verlag, Unterhaching.
- [5] Gersdorff, von, K., Schubert, H., and Ebert, S., 2007, *Flugmotoren und Strahltriebwerke*, Bernard & Graefe Verlag, Bonn.
- [6] Kay, A. L., 2007, *Turbojet Vol. 1*, The Crowford Press, Ramsbury, Marlborough, Wiltshire.
- [7] Heinzerling, W., Knausenberger, G. E., and Osietzki, M., eds., 1984, *Herbert Wagner*, DGLR Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, Bonn.
- [8] Keller, K., 1934, “Axialgebläse vom Standpunkt der Tragflügeltheorie,” *Leemann & Co.*
- [9] Meher-Homji, C. B., 1997, “Anselm Franz and the Jumo 004,” *Mechanical engineering*, **119**(9), pp. 88–91.
- [10] AEG, 1928, “Wir stellen vor: Dir. Prof. Dr.-Ing. E. A. Kraft,” *Spannung*, **1**(8), pp. 247–248.
- [11] Ohain Pabst von, H. J., Schelp, H., Hawthorne, S. W., Östrich, H., Lewis, G. M., and Schmidt, J., *50 Jahre Turbostrahlflug (II)*, Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, Bonn.
- [12] Schubert, H., 1999, *Deutsche Triebwerke*, Aviatic Verlag, Oberhaching.
- [13] Kay, A. L., 2002, *German Jet Engine and Gas Turbine Development, 1930-45*, Crowood Press, Ramsbury, Marlborough, Wiltshire.
- [14] Leist, K., and Wiening, H. G., 1963, *Enzyklopädische Abhandlung über ausgeführte Strahltriebwerke*, Westdeutscher Verlag, Köln und Opladen.
- [15] Golley, J., 2009, *Jet*, Datum Publishing Ltd., Liphook, Hampshire.
- [16] Russell, J., and Cohn, R., 2012, *Frank Whittle*, Book on Demand Limited.
- [17] Rubbra, A. A., 1964, “Alan Arnold Griffith. 1893-1963,” *Biographical Memoirs of Fellows of the Royal Society*, **10**, pp. 117–136.
- [18] Griffith, A. A., 1926, *An Aerodynamic Theory of Turbine Design*, Royal Aircraft Establishment, Farnborough.

⁴⁰ Nikolai Jegorowitsch Schukowski (* 17.01.1847 in Orechowo, Gouvernement Wladimir; † 17.03.1921 in Moskau)

⁴¹ Dimitri Pavlovitch Riabouchinsky (* 06.11.1882 in Moskau; † 22.08.1962 in Paris) russisch-französischer Strömungsforscher. Mein Dank geht an D. Eckardt, der mich auf seine Institutsgründung als Vorgänger des ZAGI hinwies.

- [19] Kay, A. L., 2007, *Turbojet Vol. 2*, Crowood Press UK, Ramsbury, Marlborough, Wiltshire.
- [20] Anderson, F., 1976, Northrop, Northrop Corporation.
- [21] Dawson, V. P., 1991, *Engines and Innovation*, NASA National Aeronautics and Space Administration, Washington, DC.
- [22] Lowell, W. O., 1940, *Gas Turbine Design*, SAE International, Warrendale, PA.
- [23] Lagasse, P. D., 1997, *The Westinghouse Aviation Gas Turbine Division 1950-1960*, Aircraft Engine Historical Society.
- [24] Kellner, T., 2016, "The Story of the 1st US Jet Engine," GE Reports.
- [25] Dalquest, L. A., Falk, E. R., Haskell, R. W., McGinnis, D. I., and Travers, W. R., 1979, *Seven Decades of Progress*, Aero Publishers Inc., Fallbrook, CA.
- [26] Kellner, T., 2015, "The First American Jet Engine Was Born Inside a Power Plant," GE Reports.
- [27] Kotelnikov, V., and Buttler, T., 2003, *Early Russian Jet Engines*, The Rolls Royce Heritage Trust, Derby.
- [28] Hoeveler, P., 2012, "Der zweite Jet der Welt: Campini-Caproni C.C.2," *Flug Revue*, (12), pp. 84–87.
- [29] Smith, G. G., 1941, "Possibilities of Jet Propulsion Vol. I," *Flight*, **40**(1705), pp. 115–117.
- [30] Smith, G. G., 1942, "More about Jet Propulsion," *Flight*, **41**(1730), pp. 153–154.
- [31] Gunston, B., 1989, *World encyclopaedia of aero engines*, Patrick Stephens, Wellingborough.
- [32] N N, wikipedia, "Jendrassik Cs-1" [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Jendrassik_Cs-1. [Accessed: 10-May-2017].
- [33] N N, "Varga RMI-1 X/H" [Online]. Available: <https://www.aviationmegastore.com/varga-rmi-1-xh-irma-4-int-resin-modellers-ass-irma-4-aircraft-scale-modelling/product/?action=prodinfo&art=114911>. [Accessed: 11-May-2017].
- [34] Eckardt, D., 2014, *Gas Turbine Powerhouse*, De Gruyter, Berlin.
- [35] Bentele, M., 1991, *Engine Revolutions*, SAE, Warrendale, PA.
- [36] Meher-Homji, C. B., and Prisell, E., 2005, "Dr. Max Bentele—Pioneer of the Jet Age," *J. Eng. Gas Turbines Power*, **127**(2), pp. 231–239.
- [37] Kruschik, J., 1960, *Die Gasturbine*, Springer-Verlag, Vienna.
- [38] Hirschel, E. H., Prem, H., and Madelung, G., 2001, *Luftfahrtforschung in Deutschland*, Bernard & Graefe Verlag, Bonn.
- [39] Müller, R., 1997, *Luftstrahltriebwerke*, Vieweg+Teubner Verlag, Wiesbaden.
- [40] Münzinger, F., 1949, *Dampfkraft*, Springer, Berlin, Heidelberg.
- [41] Musil, L., 1947, *Gasturbinenkraftwerke*, Springer-Verlag, Vienna.
- [42] N N, wikipedia, "Motorenhöhenprüfstand" [Online]. Available: <https://de.wikipedia.org/wiki/Motorenhöhenprüfstand>. [Accessed: 23-Oct-2016].
- [43] Culy, D., "Wright's T35 Turboprop Engine, et al." [Online]. Available: www.enginehistory.org/GasTurbines/Wright/T35/WrightT35.shtml. [Accessed: 17-Jun-2017].
- [44] Sullivan, M. P., and Udvar-Hazy, S. F., 2008, *Dependable engines*, Amer Inst of Aeronautics & Astronautics, Reston, Virginia.
- [45] Connors, J., and Allen, N., 2010, *The Engines of Pratt & Whitney*, Amer Inst of Aeronautics & Astronautics.
- [46] Bedwell, D., 2017, "GE's Trailblazing J47 | HistoryNet," *Aviation History*.
- [47] De Havilland, G., 1999, *Sky Fever*, Wrens Park (Open Library), Burton-on-Trent.
- [48] Ruffles, P. C., 2014, *The History of the Rolls-Royce RB211 Turbofan Engine*, The Rolls-Royce Heritage Trust, Derby.
- [49] N N, 1955, "Bristol Olympus," *Flight*, **68**(2446), pp. 869–876.
- [50] Schubert, H., Schmitt, D., Riccius, R., Madelung, G., Staufenbiel, R., and Hartmann, K. H., 2000, *Die deutschen Senkrechtstart-Flugzeuge EWR VJ 101C, Dornier Do 31 und VFW VAK 191B*, DGLR, Bonn.
- [51] Pabst, O. E., 1984, *Kurzstarter und Senkrechtstarter*, Bernard & Graefe, Koblenz.
- [52] Willbold, H.-U., 2000, *Meilensteine der Luftfahrt: Die deutschen Senkrechtstarter*, DaimlerChrysler Aerospace AG, Munich.
- [53] Stark, F., 2015, "Die steile Karriere der deutschen Senkrechtstarter," *Die Welt* [Online]. Available: <https://www.welt.de/geschichte/article136607974/Die-steile-Karriere-der-deutschen-Senkrechtstarter.html>. [Accessed: 22-Sep-2016].
- [54] Hooker, S. S., 1985, *Not Much of an Engineer*, The Crowood Press, Ramsbury.
- [55] Norris, G., 2015, "GE Unveils CMC Production Ramp-Up Plan," *Aviation Week Daily* [Online]. Available: <http://aviationweek.com/optimizing-engines-through-lifecycle/ge-unveils-cmc-production-ramp-plan>. [Accessed: 07-Nov-2016].
- [56] Norris, G., 2014, "Future Fans," *Aviation Week*, **176**(7), pp. 20–21.
- [57] Norris, G., 2016, "Rolls-Royce Builds Next-Gen Advance Demo Engine," *Aviation Week Daily* [Online]. Available: <http://aviationweek.com/commercial-aviation/rolls-royce-builds-next-gen-advance-demo-engine>. [Accessed: 07-Nov-2016].
- [58] Norris, G., 2016, "Future Force," *Aviation Week*, **178**(12), pp. 49–50.
- [59] Lichtfuss, H.-J., 2011, "100 Jahre Hans Joachim Pabst von Ohain und was er angerichtet hat," *Garching bei München*, p. 50.
- [60] Ranson, L., 2011, "IndiGo's engine choice holds clues for Leap-X and GTF battle," *Flight Global News* [Online]. Available: <https://www.flightglobal.com/news/articles/in>

- [61] digos-engine-choice-holds-clues-for-leap-x-and-gtf-351821/. [Accessed: 26-May-2017].
Sass, F., 1962, Geschichte des Deutschen Verbrennungsmotorenbaues, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg.

ⁱ Prof. Dr.-Ing. Hanns-Jürgen Lichtfuß,
Menzinger Str. 160, 80997 München
hanns-juergen.lichtfuss@berlin.de

ⁱⁱ Dipl.-Ing. Dipl.-Wirtsch.-Ing. Helmut
Schubert, Rathochstr. 9a, 81247 München
schubert.muc@t-online.de

