

Christian Hofer

Konzeptstudie für alternative Triebwerkskonfigurationen

DIPLOMARBEIT

zur Erlangung des akademischen Grades

Diplom-Ingenieur/in

im Rahmen des Studiums

Wirtschaftsingenieurwesen/Maschinenbau

Technische Universität Graz
Institut für Thermische Turbomaschinen und Maschinendynamik

Betreuer: Dipl.-Ing. Dr. techn. Andreas Marn

Graz, im März 2012

EIDESSTATTLICHE ERKLÄRUNG

Ich erkläre an Eides statt, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig verfasst, andere als die angegebenen Quellen/Hilfsmittel nicht benutzt, und die den benutzten Quellen wörtlich und inhaltlich entnommenen Stellen als solche kenntlich gemacht habe.

Graz, am

.....

(Unterschrift)

STATUTORY DECLARATION

I declare that I have authored this thesis independently, that I have not used other than the declared sources / resources, and that I have explicitly marked all material which has been quoted either literally or by content from the used sources.

.....

date

.....

(signature)

Kurzfassung

Ziel dieser Diplomarbeit ist es, eine Grundlagenstudie für alternative Triebwerkskonfigurationen zu erstellen. Im Schwerpunkt der Untersuchungen stehen Flugzeugturbinen für Personen- und Gütertransport für den Unterschallbereich. In diesem Einsatzgebiet sind vor allem der Treibstoffverbrauch, Schadstoffemissionen und Schallemissionen der Turbinen von primärem Interesse. Die Herangehensweise soll jedoch von reinen Optimierungsverfahren abweichen, viel mehr soll die Möglichkeit untersucht werden, ob Triebwerkskonfigurationen, die von der klassischen Bauart abweichen in Zukunft als konkurrenzfähige Produkte eingesetzt werden können. Sehr wohl werden jedoch auch für diese alternativen Konfigurationen Optimierungsmethoden wie „Erhöhung des Bypassverhältnisses“, „höhere Turbinenaustrittstemperatur“ und „höhere Verdichterdruckverhältnisse“ angewandt. Neben dem geringen Verbrauch sind auch die Geräuschentwicklung und die Schadstoffe im Abgasstrom wichtige Faktoren für den Einsatz von Flugzeugturbinen, und müssen daher in dieser Arbeit ebenfalls untersucht werden. Ein wesentliches Hilfsmittel für diese Betrachtungen ist die Software *GasTurb 11*, welche größtenteils für die Turbinenauslegung eingesetzt wird. Als Resultat sollen diese Untersuchungen zeigen, ob es machbar ist zukünftig Turbinen mit neuartigen Bauartkonzepten zu konstruieren, welche ökonomische oder ökologische Vorteile gegenüber Standardturbinen aufweisen, bzw. in welchen Teilbereichen der Entwicklung noch Fortschritte gemacht werden müssen, um solche Triebwerke zu realisieren.

Abstract

The target of this thesis is to create a feasibility study for alternative engine concepts. The main focus is set on engines for passenger and freight planes. These planes are generally operated at subsonic speed. To keep the operation cost low, the owners are interested in engines with a low fuel usage. In this thesis the approach to design a more efficient jet engine differs from the conventional development of aircraft turbines. Instead of optimizing engines with a typical design or engine parts, alternative designs are engineered and tested if they are competitive. Therefore the conventional optimization tools like „ultra high bypass rates“, „high turbine inlet temperatures“ and „high compressor pressure rates“ are used as well. Besides low fuel usage, engine noise and emitted pollutants are important factors when operating an aircraft and have to be taken into consideration. Therefore the software *GasTurb 11* is used as a calculation tool for the turbine design. The results of the study should show, if it is possible to build jet engines on the basis of an alternative design, and if there are economic or ecological advantages in comparison to conventional aircraft engines. Furthermore, this thesis should show which next generation technologies are required to realize future jet engine architecture.

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	1
1.1	Motivation & Aufgabenstellung	1
1.2	Zielsetzung	3
1.3	Gliederung	3
2	Grundlagen Flugantriebe	4
2.1	Funktionsprinzip des Flugantriebs	4
2.2	Grundlagen Turboluftstrahltriebwerk	4
2.2.1	Einlauf	6
2.2.2	Verdichter	8
2.2.3	Brennkammer	10
2.2.4	Turbine	11
2.2.5	Schubdüse	12
2.3	Geschichte des Strahlantriebs	13
3	Thermodynamische Grundlagen	17
3.1	Gasgenerator	17
3.2	Joule-Prozess	17
3.3	Kreisprozessrechnung	20
3.3.1	Definition Wirkungsgrade und spezifische Werte	20
3.3.2	Berechnungsbeispiel	24
4	GasTurb	33
4.1	GasTurb 11	33
4.2	Berechnungsablauf mit GasTurb	35
5	Triebwerkskonzepte	39
5.1	Eingesetzte Strahltriebwerke	39
5.1.1	Turbojet	40
5.1.2	Turbofantriebwerk	40
5.1.3	Turboproptriebwerk	42
5.2	Forschungsprojekte und zukünftige Triebwerkskonfigurationen	43
5.2.1	Forschungsprojekte	43

5.2.2	Zukünftige Triebwerkskonfigurationen	45
5.2.3	Geared Turbofan	45
5.2.4	Open Rotor	48
5.2.5	CRISP	49
5.2.6	Active Core Concept	50
5.2.7	Intercooled Recuperated Core	52
5.3	Parameterstudie	55
5.3.1	Rahmenbedingungen der Parameterstudie	55
5.3.2	Three Spool Turbofan	58
5.3.3	Three Spool Turbofan with Intercooler	62
5.3.4	Three Spool Turbofan with Recuperator	66
5.3.5	Three Spool Turbofan with Intercooler and Recuperator	70
5.4	Zusammenführung der zukunftssträchtigen Technologien	74
5.4.1	Untersetzungsgetriebe	74
5.4.2	Fans für Ultra-High-Bypass-Triebwerke	74
5.4.3	Schnelllaufende Niederdruckturbinen	74
5.4.4	Verdichterzwischenkühlung	75
5.4.5	Abwärmerückgewinnung	75
6	Alternatives Triebwerkskonzept	76
6.1	Basistriebwerk	78
6.2	Freilaufturbine	78
6.3	Verbindungssteg und Kraftübertragungssystem	78
6.3.1	Kegelradgetriebe	79
6.3.2	Kettentrieb	79
6.3.3	Strömungsgetriebe	79
6.4	Zusatzrotor	80
6.5	Integration in die Flugzeugarchitektur	80
7	Zusammenfassung	85
A	Bezeichnung der Turbinenebenen	87
B	Tabellen	89
	Abbildungsverzeichnis	96
	Tabellenverzeichnis	99
	Literaturverzeichnis	100

Kapitel 1

Einleitung

1.1 Motivation & Aufgabenstellung

In unserer globalisierten Gesellschaft ist ein hohes Maß an Mobilität ein sehr wichtiges Element um wirtschaftliche sowie persönliche Bedürfnisse zu befriedigen. Da hierbei besonders der Faktor Zeit eine wichtige Rolle spielt, ist der Flugverkehr aus unserer Gesellschaft nicht mehr wegzudenken. Daraus ergibt sich eine ständig steigende Zahl an Flugmeilen und Passagierzahlen pro Jahr, was jedoch gleichzeitig zu einer Erhöhung der Emissionen durch den Flugverkehr führt. Abbildung 1.1 [6] [1] zeigt einige Szenarien für das Wachstum des jährlichen Luftverkehrs in Europa. Wie man daraus erkennen kann weist sogar die niedrigste Prognose ein Wachstum um den Faktor 1,4 für die nächsten 30 Jahre aus, die stärkste Wachstumsprognose sogar ein Wachstum auf 220% des heutigen Flugverkehrs. Da jedoch auch die Umweltschutzverordnungen [12] immer wieder verschärft werden, wird die Forderung nach umweltfreundlichen und leisen Flugzeugen immer lauter. Durch das daraus entstehende Dilemma für Flugzeugbetreiber und Hersteller entstand die Anfrage an das Institut für Thermische Turbomaschinen und Maschinendynamik der TU Graz, ob ein Triebwerk mit einem zusätzlichen getriebeuntersetzter Propeller oder Fan, welcher außerhalb des Triebwerks angeordnet wird und von einer Niederdruckturbine angetrieben wird, eine mögliche Lösung für den Bau umweltfreundlicher Triebwerke darstellt.

Daraus ergibt sich nun die Aufgabe fest zu stellen, ob ein Triebwerk dieser Art generell machbar ist und im Weiteren, ob sich daraus Vorteile im Bezug auf die Umweltfreundlichkeit und Ökonomie ergeben. Außerdem sollen Aussagen darüber getroffen werden, welche Voraussetzungen dafür geschaffen werden müssen. Als Beispiel hierfür kann die Entwicklung der Werkstoffe und Kühlung für Turbinen genannt werden. Wie Abbildung 1.2 zeigt erfordern Wirkungsgradverbesserungen durch Erhöhung der Turbineneintrittstemperatur eine ständige Weiterentwicklung der eingesetzten Materialien und Techniken. In der Grafik wird dargestellt welche Materialien bzw. Herstellungsverfahren im Laufe der letzten siebzig Jahre im Turbinenbau ein-

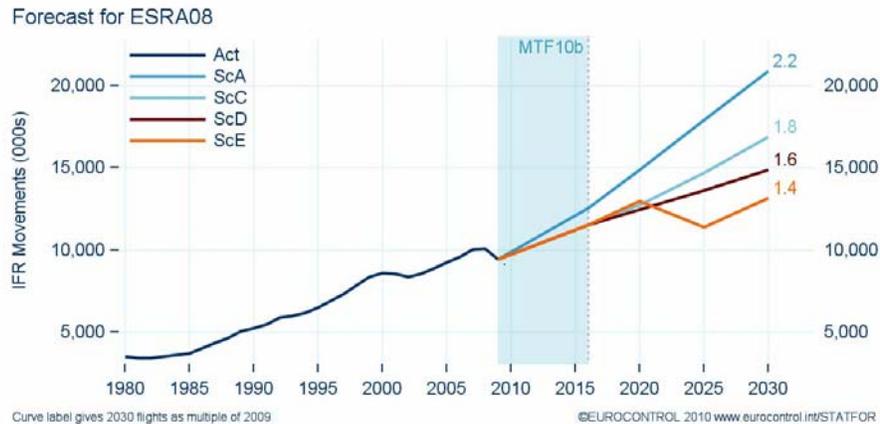


Abbildung 1.1: Vorschau des jährlichen Luftverkehrs im europäischen Raum [6]

gesetzt wurden, sowie für welche Triebwerke sie eingesetzt wurden. Außerdem wird der Einfluss von Kühltechnologien, welche Turbineneintrittstemperaturen über dem Materialschmelzbereich erlauben veranschaulicht. Für ein neues Konzept werden außerdem zukünftige Entwicklung in den Bereichen Getriebetechnik, Leichtbau und anderen relevant sein.

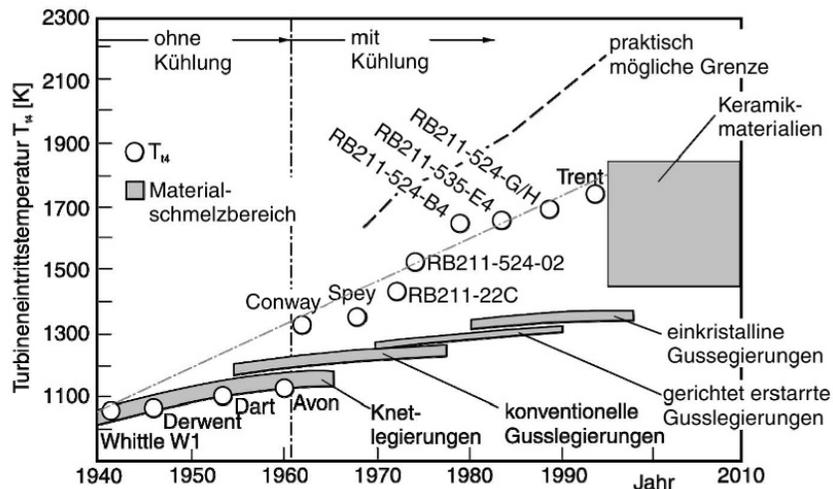


Abbildung 1.2: Entwicklung der Turbineneintrittstemperaturen und Turbinenmaterialien [4]

Eine ausführliche Recherche über das gesamte Spektrum an Neuentwicklungen und Forschungsprojekten im Bereich des Triebwerkbaus stellt daher einen der Hauptaufgabengebiete dieser Arbeit dar. Im Kombination mit dem obligatorischen Grundlagenwissen können neue Konzeptideen entwickelt werden.

1.2 Zielsetzung

Diese Konzeptstudie soll in erster Linie die Machbarkeit der Entwicklung eines Flugzeugtriebwerks in einer alternativen Konfiguration überprüfen. Als Grundlage dafür werden eine Reihe von Triebwerkskonzepten und Technologien analysiert, welche komplett oder teilweise im Alternativkonzept eingesetzt werden könnten. Des Weiteren soll eine Parameterstudie einiger ausgewählter Triebwerkskonfigurationen einen Überblick geben, wie einzelne Technologien Verbrauch, Leistung oder Wirkungsgrade der Triebwerke beeinflussen. Durch die Zusammenführung von zukunftssträchtigen Technologien in einer alternativen Triebwerkskonfiguration soll die Vorteile dieses Konzepts aufzeigen, sowie auf mögliche Probleme bei der Entwicklung aufmerksam machen.

1.3 Gliederung

Die Arbeit unterteilt sich in drei Blöcke, wobei sich der erste Teil mit den Grundlagen der Triebwerkstechnik beschäftigt. Neben der grundsätzlichen Definition eines Strahltriebwerks und einem kurzen historischen Rückblick werden hauptsächlich mathematische Werkzeuge zur Beschreibung der physikalischen Grundlagen behandelt. Dazu gehören sowohl die klassische Kreisprozessberechnung, sowie die rechnergestützte Auslegung gesamter Triebwerke.

Im zweiten Abschnitt wird der Fokus auf konkrete Triebwerkskonzepte gelegt. Aufgeteilt in die Sparten „Eingesetzte Triebwerke“ und „Forschungstriebwerke“ werden die wichtigsten Konfigurationen genauer beschreiben, und versucht Eigenschaften zu analysieren, welche in einem alternativen Konzept eingesetzt werden könnten. Neben diesem beschreibenden Teil soll eine Parameterstudie Werte liefern, um das Potential einzelner Triebwerkstypen zu zeigen.

Im letzten Teil werden die aus dem zweiten Abschnitt gewonnenen Erkenntnisse angewandt, um aus der Skizze des Auftraggebers ein Triebwerk mit alternativer Konfiguration abzuleiten. Um das Triebwerk bestmöglich an die Einsatzbedingungen anpassen zu können werden eine Reihe von Variation erstellt und beschrieben. Eine Beschreibung der Bauteile, welche sich in der Konzeptstudie stark von Standardbauteilen unterscheiden, befindet sich ebenfalls in diesem Teil der Arbeit. Ein Fazit zur Machbarkeit und zum Potential dieser alternativen Triebwerkskonstruktion schließt sowohl diesen Abschnitt als auch die gesamte Arbeit ab.

Kapitel 2

Grundlagen Flugantriebe

2.1 Funktionsprinzip des Flugantriebs

Wie jedes Fortbewegungsmittel benötigt auch das Flugzeug eine Antriebskraft um sich in Bewegung zu setzen und die auftretenden Widerstände zu überwinden. Da im Flug diese Antriebskraft nicht wie bei Landfahrzeugen direkt über Reibkräfte auf den Untergrund übertragen werden kann, machen sich Flugantriebe das Prinzip des Rückstoßantriebs zu Nutze. Flugtriebwerke erzeugen einen Massenstrom welcher mit einer bestimmten Geschwindigkeit in der der Flugrichtung entgegengesetzten Richtung austritt. Dieser Impuls ruft, dem dritten Newtonschen Axiom ($actio = reactio$) zufolge eine Vortriebskraft auf das Fluggerät hervor.

Für die Erzeugung dieses Massenstroms können verschiedenste Kraftmaschinen zum Einsatz kommen, die Bandbreite reicht von einfachen Elektromotoren für den Modellbau, über Kolbenmaschinen und Gasturbinen für den konventionellen Flugverkehr, bis zu Raketentriebwerken für die Raumfahrt. Da jedoch für diese Arbeit nur Antriebe mit Gasturbinen relevant sind, wird in weiterer Folge auf andere Kraftmaschinen nicht näher eingegangen.

2.2 Grundlagen Turboluftstrahltriebwerk

Die grundlegende Wirkungsweise des Turboluftstrahltriebwerks ist die Erzeugung eines energiereichen Luftmassenstroms mit Hilfe einer Gasturbine welche den Antriebs Schub für ein Luftfahrzeug entwickelt.

Je nach Triebwerkskonfiguration unterscheiden sich die eingesetzten Komponenten. Die Hauptkomponenten sind jedoch zwar in unterschiedlicher Ausführung in jeder Konfiguration vorhanden.

- Einlauf
- Verdichter

- Brennkammer
- Turbine
- Schubdüse

In Abbildung 2.1 sind diese Komponenten anhand eines einfachen Turbojettriebwerks dargestellt. Außerdem wird eine Einteilung der Komponenten mittels Bezugsebenen gezeigt. Diese dienen einer einheitlichen Notation und sind besonders für Berechnungen hilfreich. Eine Auflistung der Bezugsebenen für komplexere Triebwerke befindet sich im Anhang A.

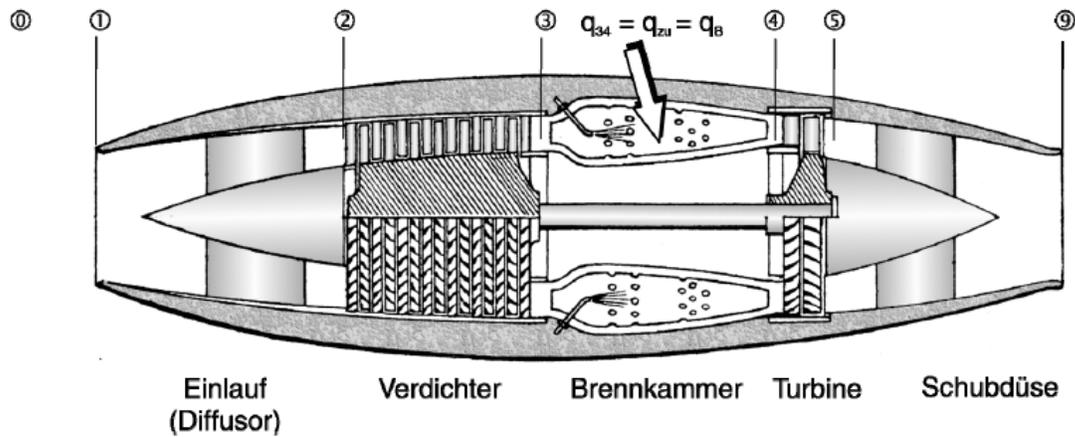


Abbildung 2.1: Einfaches Turbojettriebwerk mit durch Bezugsebenen eingegrenzten Hauptbauteilen [4]

2.2.1 Einlauf

Aufgabe des Triebwerkseinlaufs ist es für alle Betriebszustände die bestmögliche Anströmung des Verdichters oder Fans zu erzielen. Dabei unterscheiden sich vor allem die Bauarten für Unterschall- bzw. Überschallflug. Wie in Abbildung 2.2 zu sehen wird der Triebwerkseinlauf für den Unterschallflug mit einer abgerundeten Einlasslippe ausgeführt um die Empfindlichkeit gegen Inzidenzvariationen zu verringern. In der Darstellung wird das Triebwerk von links nach rechts durchströmt. Es ist zu erkennen, dass die Einlauflippe fester Bestandteil der Gondel ist, das heißt der Einlauf weist in diesem Fall keine verstellbaren Teile auf, was in der Regel für sämtliche Unterschalltriebwerke zutrifft. Für den Überschalleinlass werden im Gegensatz dazu scharfe Kanten eingesetzt. Ziel dieser Kanten ist es im Einlauf entstehende Verdichtungsstöße so zu manipulieren, dass eine möglichst hohe Vorverdichtung erreicht wird. Diese Verdichtungsstöße entstehen beim Verzögern der eintretenden Luft unter die Schallgeschwindigkeit. Da die Stoßausbreitung nicht nur von der Geometrie des Einlaufs, sondern auch von der Fluggeschwindigkeit abhängt wird der Einlass von Überschalltriebwerken in der Regel variabel ausgeführt. Der in Abbildung 2.3 gezeigte Einlauf des Blackbirdtriebwerks verfügt über einen verschiebbaren Konus um diese Variabilität zu erreichen. Außerdem sind einige Luftablassöffnungen dargestellt, welche zur Grenzschichtabtrennung dienen und zu einer weiteren Effizienzerhöhung führen. Der hier gezeigte verstellbare Konus ist nur eine Variante eines variablen Überschalleinlass.

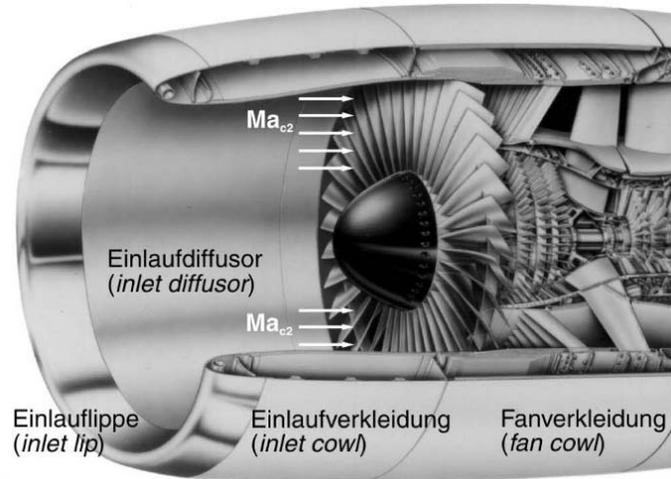


Abbildung 2.2: Pitot-Einlauf des Turbofantriebwerks CF6-80C2 [4]

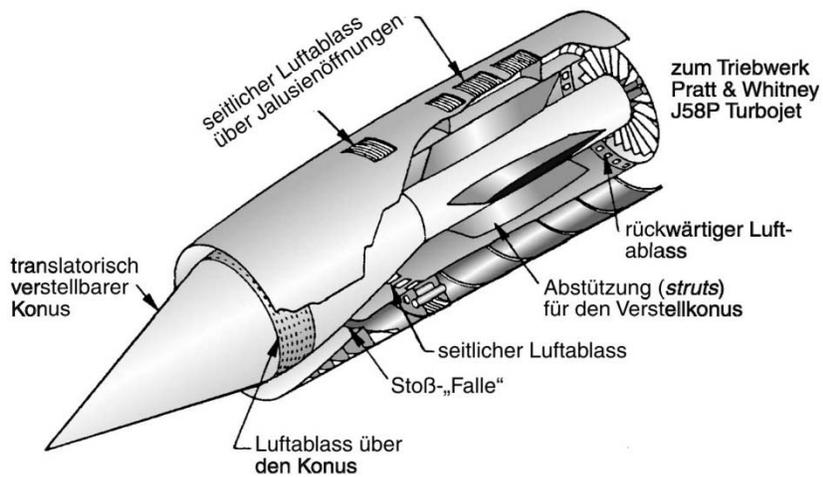


Abbildung 2.3: Überschalleinlauf mit variabler Geometrie der Lockheed SR-71 (Blackbird) [4]

2.2.2 Verdichter

Das Turboluftstrahltriebwerk benötigt einen mechanischen Verdichter um ein Druckniveau zu erreichen, welches eine möglichst effiziente Verbrennung und Leistungsabgabe in der Turbine ermöglicht. In der Regel ist dieser Druckanstieg so groß, dass der Verdichter mehrstufig ausgeführt werden muss. Prinzipiell können die einzelnen Stufen als Axial- oder Radialverdichter ausgeführt werden. Bei den meisten Flugzeugturbinen besteht der Verdichter jedoch nur aus Axialstufen, welche zwar eine größere Anzahl an Stufen benötigen um ein bestimmtes Druckverhältnis zu erreichen, aber auf Grund der besseren Strömungsführung und des höheren Wirkungsgrades bevorzugt eingesetzt werden. Ein solcher Verdichter wird in Abbildung 2.4 gezeigt. Konkret handelt es sich um den Verdichter des zweiwelligen Rolls Royce Tyne Turboproptriebwerks, welches zum Beispiel in der Transall C160 eingesetzt wird. Wird der in der Abbildung gezeigte Verdichter im Betrieb durchströmt, trifft die Luft zuerst auf den links liegenden Niederdruckverdichter. Mit zunehmender Verdichtung werden die benötigten Querschnitte immer kleiner. Der kleinste Querschnitt wird am Ende des sich im rechten Bildabschnitt befindenden Hochdruckverdichters erreicht. Daran anschließend befindet sich ein Diffuser um die strömende Luft vor dem Eintritt in die Brennkammer zu verlangsamen.

Als Ausnahme können Helikoptertriebwerke genannt werden, bei welchen die letzte Verdichterstufe oft als Radialverdichter in Kombination mit einer Umkehrbrennkammer ausgeführt wird. Diese Anordnung ermöglicht eine gute Anströmung der Brennkammer bei verhältnismäßig kurzer Baulänge des Triebwerks. Ein Beispiel für diese Bauart ist das in Abbildung 2.5 gezeigte MTR390-2C Triebwerk der MTU Turbomeca Rolls-Royce GmbH.

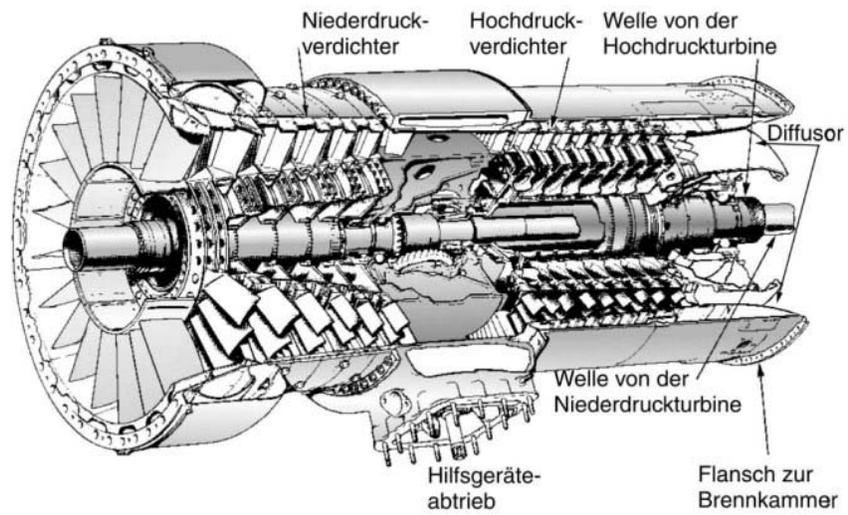


Abbildung 2.4: Mehrwellenverdichter des Rolls-Royce Tyne Triebwerks [4]

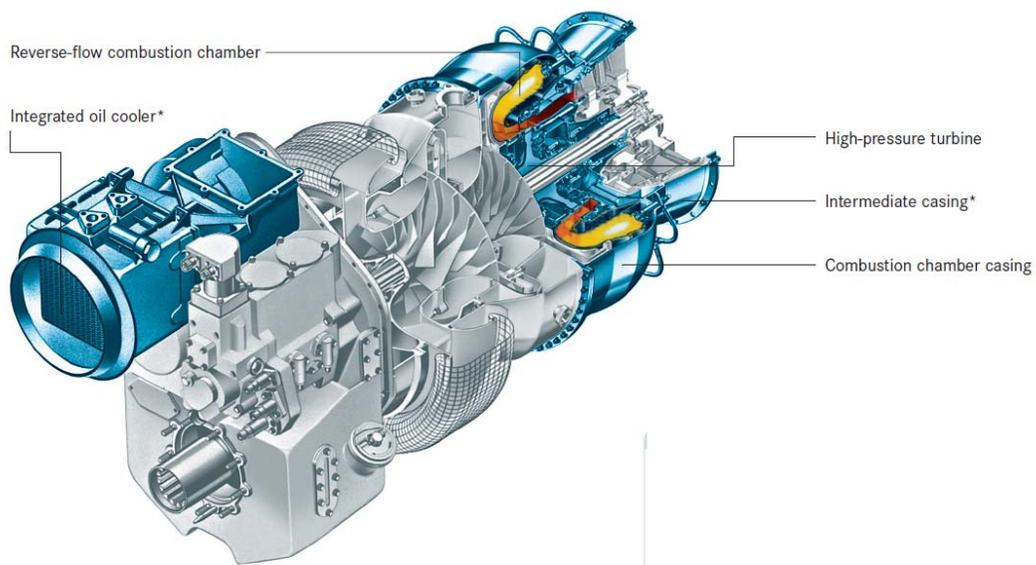


Abbildung 2.5: MTR390-2C Triebwerk mit Radialverdichter und Umkehrbrennkammer [9]

2.2.3 Brennkammer

Die Brennkammer dient dazu, den Brennstoff in die verdichtete Luft einzubringen, ein geeignetes Gemisch aus Luft und Brennstoff zu erzeugen und dieses möglichst effizient zu verbrennen. Die hohen Anforderungen bezüglich Stabilität und Umweltverträglichkeit der Verbrennung, sowie die schwierigen Bedingungen auf Grund der hohen Temperaturen, Drücke und Geschwindigkeiten machen die Brennkammerentwicklung zu einem sehr komplexen Arbeitsgebiet. Die drei gängigsten Bauformen, welche in Abbildung 2.6 in entwicklungsgeschichtlicher Reihenfolge gezeigt sind, stellen die Rohrbrennkammer, die Ring-Rohr-Brennkammer und die Ringbrennkammer dar. Als Stand der Technik kann laut [4] die Ringbrennkammer angesehen werden, welche die noch teilweise eingesetzte Ring-Rohr-Brennkammer abgelöst hat. Rohrbrennkammern werden in der Regel nicht mehr eingesetzt.

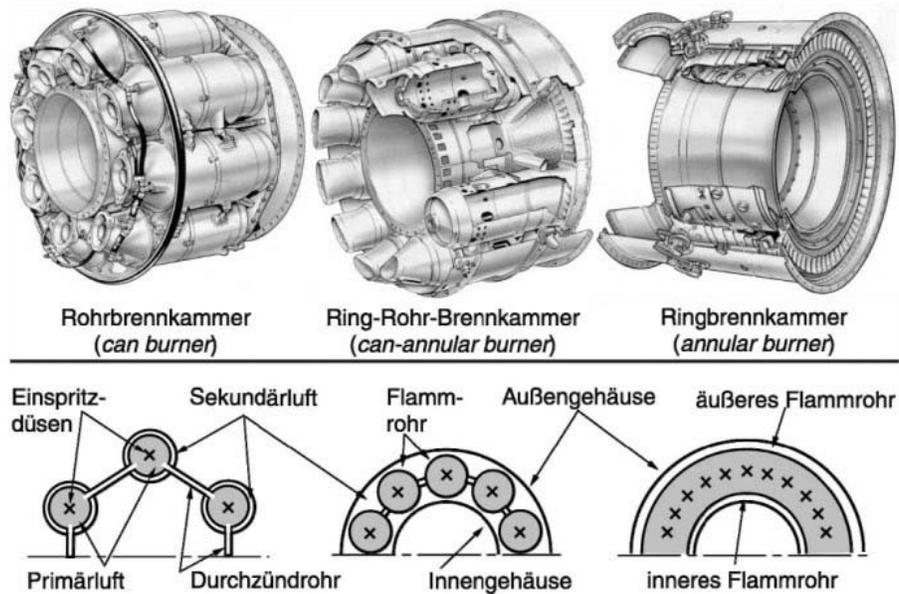


Abbildung 2.6: Brennkammerbauformen [4]

2.2.4 Turbine

Die Turbine eines Triebwerks entzieht dem aus der Brennkammer kommenden Heißgas Energie, um die vom Verdichter benötigte Wellenleistung zur Verfügung zu stellen. Bei Einkreistriebwerken wird nur ein geringer Teil dieser Energie umgesetzt, da der gesamte Schub des Triebwerks durch die Restenergie des Abgasstrahls erzeugt wird. Das Zweikreistriebwerk benötigt im Gegensatz dazu eine relativ hohe Turbinenleistung für den Antrieb des Fans, um den hauptsächlich für den Schub verantwortlichen Mantelstrom zu erzeugen. Die Restenergie im Abgasstrom des Kerntriebwerkes und somit dessen Schubanteil fällt vergleichsweise gering aus. Ebenso wie der Verdichter wird auch die Turbine meist mehrstufig ausgeführt. Zwar ist auch bei der Turbine wie beim Verdichter eine radiale Bauart möglich, jedoch wird die Turbinenstufe bei Strahltriebwerken in der Regel axial ausgeführt [4]. In Abbildung 2.7 ist eine Turbine mit dieser typischen axialen Bauform dargestellt. Nach dem das Heißgas aus der am linken Bildrand liegenden Brennkammer austritt erreicht es die erste Stufe der Hochdruckturbine. Die hohen Temperaturen des Gases stellen eine Herausforderung bei der Konstruktion der Turbinen, insbesondere der Hochdruckstufen dar. Die Schaufeln der Hochdruckturbine werden in der Regel gekühlt um dem stark korrosiven Heißgas stand halten zu können. Zusätzlich können auch Beschichtungen eingesetzt werden um die Schaufeln noch widerstandsfähiger zu machen. Im rechten Bildbereich befindet sich die Niederdruckturbine in der das Heißgas weiter entspannt wird. Der Abgasstrom mit der Restenergie für den Antriebsstrahl tritt an der rechten Seite des Bildes aus dem Turbinenteil des Triebwerks aus. Die Gehäusestützen in diesem hochbelasteten Bereich dienen der Stabilität des Triebwerks.

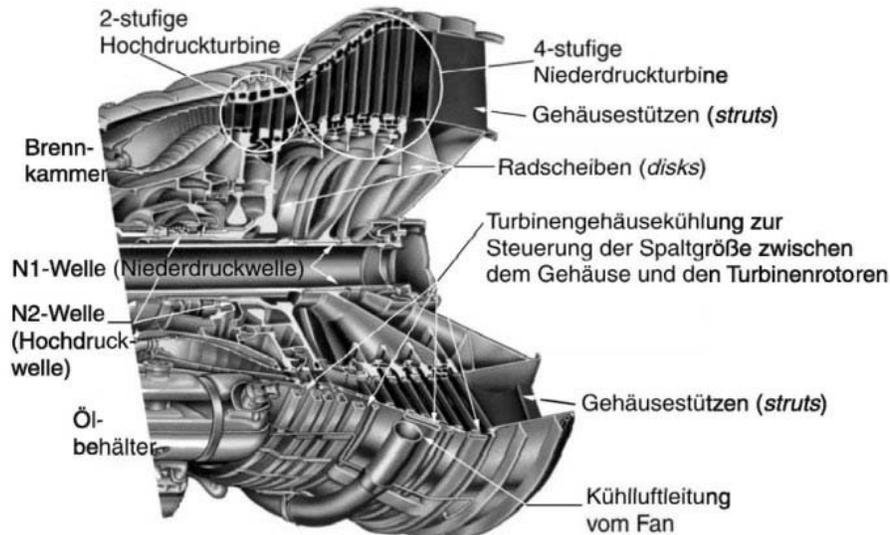


Abbildung 2.7: Turbine des PW JT9D-7R4 Turbofan [4]

2.2.5 Schubdüse

Damit das Triebwerk effektiv Schub erzeugt wird in der Schubdüse die Energie, welche sich nach der Turbine noch im Abgasstrom befindet, in einen Impuls bzw. eine Geschwindigkeit umgewandelt. Ein Standardabgassystem für Strahltriebwerke ist in Abbildung 2.8 zu sehen. Für Flugzeugtriebwerke gibt es im Wesentlichen zwei verschiedene Arten von Schubdüsen. Konvergente Düsen mit fester Geometrie werden typischerweise für den subsonischen zivilen Flugbetrieb eingesetzt, während konvergent-divergente Düsen mit variabler Geometrie hauptsächlich für militärische Überschallflugzeuge eingesetzt werden. Durch die feste Geometrie der konvergenten Düse kann der Abgasstrahl maximal Schallgeschwindigkeit erreichen. Wird die Leistung des Triebwerks darüber hinaus weiter erhöht entsteht ein statischer Überdruck am Düsenausgang, welcher zu einem gewissen Teil zum Triebwerksschub beiträgt. Laut [4] wird dieser Zustand bis zu einer Flugmachzahl von ca. 1,5 bei der Auslegung bewusst herbeigeführt. Erst bei Geschwindigkeiten darüber lohnt es sich den höheren mechanischen Aufwand und das höhere Gewicht einer verstellbaren Schubdüse in Betracht zu ziehen. Diese verstellbaren konvergent-divergente Düsen können an die Strömungsverhältnisse angepasst werden um die Verluste im Abgasstrahl zu minimieren. Für besonders manövrierfähige Flugzeuge wurde die verstellbare Düse zur so genannten Schubvektordüse weiterentwickelt, wodurch der Abgasstrahl auch zur Steuerung des Jets beiträgt.

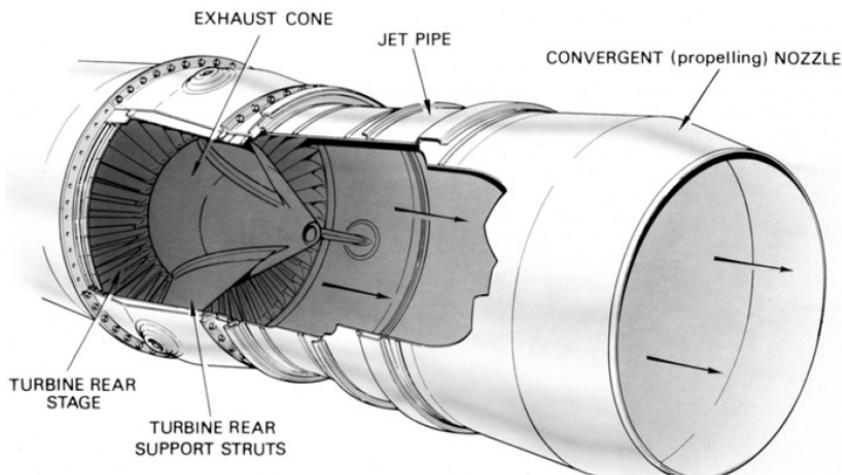


Abbildung 2.8: Standardabgassystem eines Strahltriebwerks [20]

2.3 Geschichte des Strahlantriebs

Anfang des 20. Jahrhunderts erdachten Wissenschaftler die ersten konkreten Ideen Luftfahrzeuge mit Strahltriebwerken anzutreiben. Konzepte wie der Ejektorantrieb des Franzosen O. Morize (siehe Abb. 2.9), oder das Antriebskonzept von H.S. Harris (siehe Abb. 2.10), sowie einige andere wurden zwar zum Patent angemeldet, erreichten jedoch höchstens Experimentalstadium oder wurden nie realisiert. Für beide Konzepte sollte ein Kolbenmotor zum Antrieb eines Verdichters eingesetzt werden. Der verdichteten Luft wird in einer Brennkammer Kraftstoff zugefügt und verbrannt. Die Abgase werden durch eine Düse abgeleitet und erreichen eine sehr hohe Geschwindigkeit, was zu einer Abnahme des Drucks führt. Dieser Unterdruck wird dazu verwendet um zusätzliche Umgebungsluft anzusaugen und somit den Massenstrom des austretenden Strahls zu erhöhen.

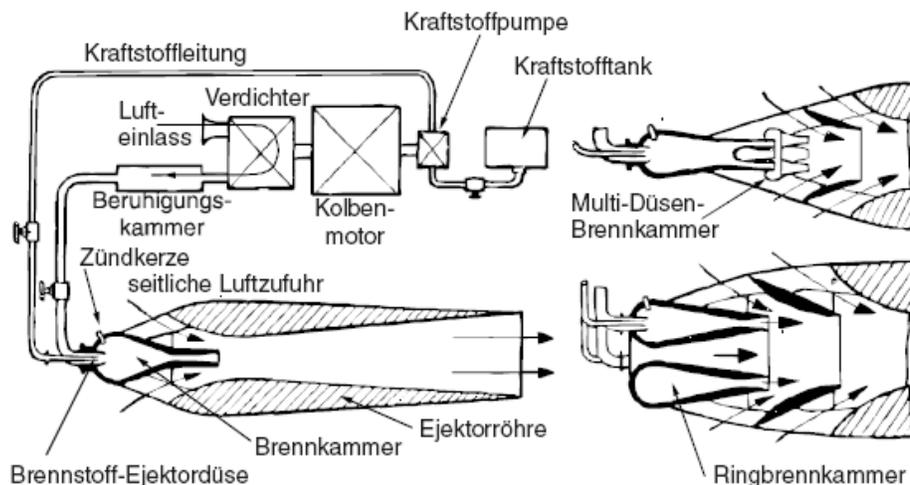


Abbildung 2.9: Ejektorantrieb von O. Morize, 1917 [4]

Diese Konzepte gerieten zunehmend in Vergessenheit und erst mit fortschreitender Weiterentwicklung der Luftfahrttechnik wurde in den dreißiger Jahren die Idee des Strahltriebwerks erneut aufgegriffen. Im Laufe des Jahrzehnts wurden die ersten strahlgetriebenen Flugzeuge realisiert. Besonders erwähnenswert sind in diesem Zusammenhang der Engländer Sir Frank Whittle und der Deutsche Prof. Dr. Hans-Joachim Pabst von Ohain. Sir Frank Whittle wurde 1932 das Patent über eine Gasturbine zur Erzeugung eines energiereichen Antriebsstrahl zugesprochen (siehe Abb. 2.11) und entwickelte daraus sein berühmtes W1-Triebwerk (Whittle Engine W1) welches am 15. Mai 1941 den Erstflug in einer Gloster E28/39 absolvierte.

Prof. Dr. Hans-Joachim Pabst von Ohain entwickelte unabhängig von Whittle ein Strahltriebwerk welches 1937 unter dem Titel „Verfahren und Apparat zur Herstellung von Luftströmungen zum Antrieb von Flugzeugen“ patentiert wurde.

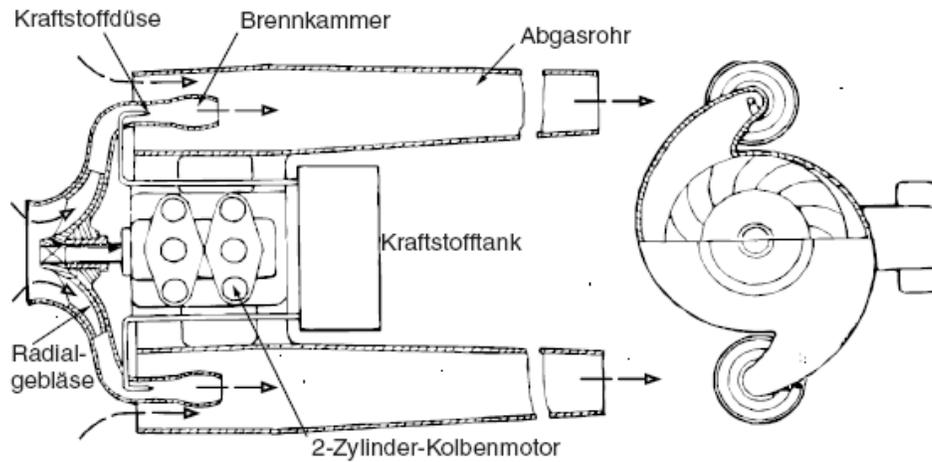


Abbildung 2.10: Antriebskonzept von H.S. Harris, 1917 [4]

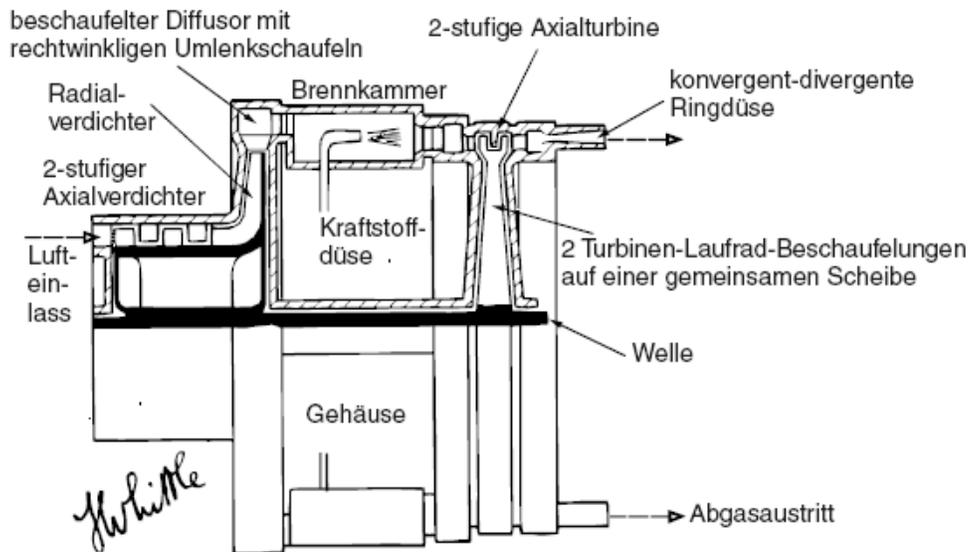


Abbildung 2.11: Nachbildung der Skizze in Whittle's Patentantrag [4]

Durch die Mithilfe der Heinkel-Flugzeugwerke konnte Pabst von Ohain die Entwicklung einer funktionierenden Turbinen schnell vorantreiben und am 27. August 1939 absolvierte sein He.S3B genanntes Triebwerk in einer He-178 den Erstflug. Die in Abbildung 2.12 gezeigte Heinkel He-178 mit dem He.S3B Strahltriebwerk war somit das ersten Strahl getriebene Flugzeug der Welt.

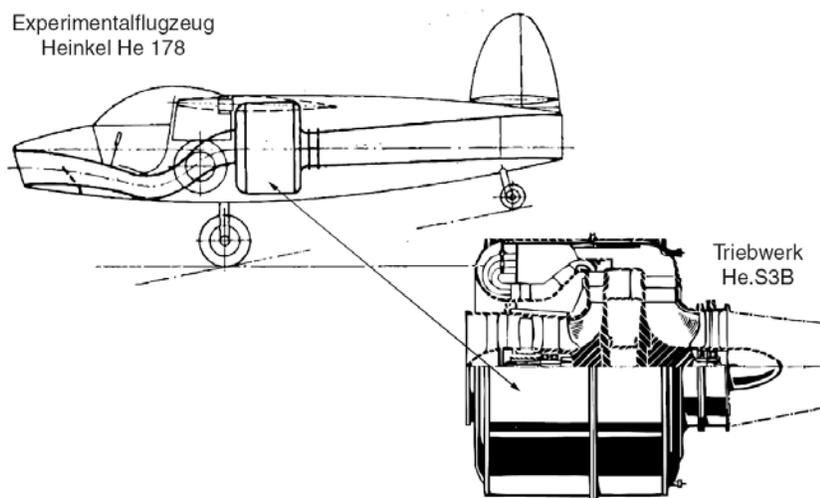


Abbildung 2.12: links oben: Zeichnung der Heinkel He-178, rechts unten: Bild des Nachbaus des Strahltriebwerks He.S3B [4]

In den folgenden Jahrzehnten wurden immer leistungsfähigere Jet-Triebwerke entwickelt. Anfangs wurde vor allem in Deutschland die Forschung für militärische Zwecke vorangetrieben und 1944 das erste Kampfflugzeug mit Strahltriebwerk, die Me-262 in Serie hergestellt. Angetrieben wurde die Me-262 durch das Junkers Jumo 004B Triebwerk (siehe Abb. 2.13, dessen Aufbau bereits alle Merkmale von neuen Einkreistriebwerken aufweist. Besonders erwähnenswert in dieser Hinsicht ist die vollautomatische Steuerung und der Einsatz von Axialverdichterstufen für den gesamten Verdichter, wodurch der Stirnwiderstand des Triebwerks im Vergleich zu seinen Vorgängern stark reduziert wurde.

Die Entwicklung von Antrieben für militärische Zwecke ist bis heute auf Grund hoher Budgets, der Forschung für Einsätze in Grenzbereichen und vielfältiger Test- und Versuchsmöglichkeiten eine Triebfeder für die Turbinenentwicklung, jedoch nimmt seit dem Ende des zweiten Weltkriegs die Bedeutung der zivilen Luftfahrt immer mehr zu. Im Jahr 1952 wurde der erste Passagierjet mit Strahltriebwerk in Dienst gestellt. Während für Militärjets die Flugleistungen und das Gewicht der Turbine im Vordergrund stehen, sind für den zivilen Einsatz die Effizienz und Standfestigkeit die wesentlichen Ziele für die Turbinenentwicklung, welche durch das steigende Umweltbewusstsein in den letzten Jahrzehnten noch um den Aspekt erweitert wurde umweltfreundliche Turbinen zu bauen.

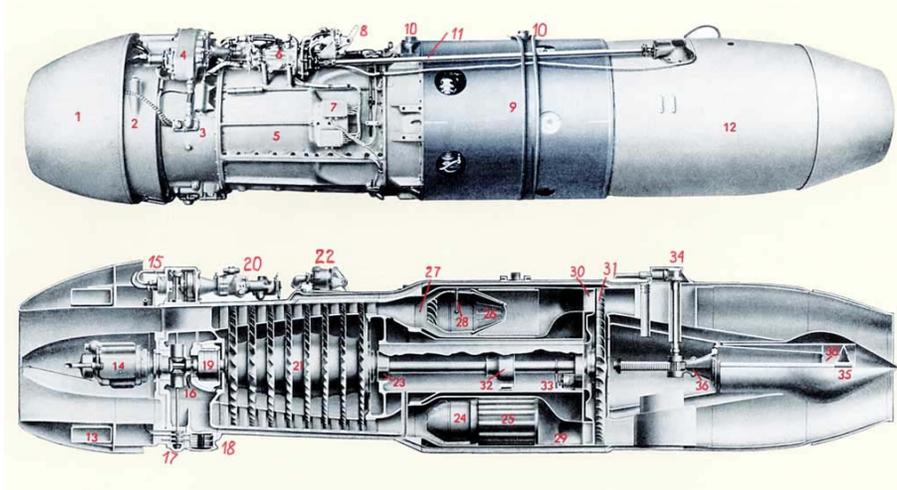


Abbildung 2.13: Schnittbild des Junkers-Strahltriebwerkes Jumo 004B [15]

Somit hat sich das Strahltriebwerk in den letzten hundert Jahren von einer Konzeptzeichnung zu einem interdisziplinären Forschungsgebiet mit immenssem ökonomischen und ökologischen Einfluss entwickelt.

Kapitel 3

Thermodynamische Grundlagen

Thermodynamische Berechnungsmodelle bilden die Grundlage für die Auslegung von Gasturbinen und eine Kreisprozessberechnung steht daher am Anfang jeder Turbinenentwicklung. Es handelt sich dabei jedoch um einen iterativen Prozess. Anfänglich getroffene Annahmen oder Erfahrungswerte aus vorangegangenen Projekten müssen mit Fortschreiten der Entwicklung durch Ergebnisse aus den einzelnen Teilbereichen ersetzt werden.

3.1 Gasgenerator

Das Kernstück jedes Turbotriebwerks ist der Gasgenerator welcher oft als Gasturbine bezeichnet wird. Er besteht aus Verdichter, Brennkammer und Turbine, wobei die Turbine nur die für den Verdichter notwendige Arbeit leistet. Diese Einheit gibt dem zu Folge keine mechanische Arbeit nach außen ab, sondern dient nur dazu ein hochenergetisches Gasgemisch für weitere Energieumwandlungsprozesse zur Verfügung zu stellen.

3.2 Joule-Prozess

Um die Vorgänge in diesem Gasgenerator zu verstehen und beschreiben zu können, wird er als thermodynamischer Kreisprozess dargestellt. Im Fall der Gasturbine dient der Joule-Prozess bzw. Brayton-Prozess als Vergleichsprozess. Die Bezeichnung als Brayton-Prozess ist besonders im englischsprachigen Raum gebräuchlich. Der Joule-Prozess, ein rechtslaufender thermodynamischer Kreisprozess, dient als Basis für alle Auslegungsrechnungen einer Gasturbine. Abbildung 3.1 dient zur Veranschaulichung dieses Kreisprozesses. Es zeigt ein Enthalpie-Entropie-Diagramm für einen Gasturbineprozess welcher durch die kleine Skizze schematisiert wird. Die Skizze zeigt die Hauptkomponenten (Verdichter, Brennkammer, Turbine), sowie eine Nummerierung einzelner Punkte welche auf die dazugehörigen Zustände im Diagramm verweist. Dargestellt werden sowohl die realen Zustandänderungen, als auch isentro-

pe (Index s) und verlustfreie Änderungen (Index '). Als Hilfslinien wurden Isobaren eingetragen. Der gesamte Prozess kann wie folgt beschrieben werden:

- $0 \Rightarrow 1$: Ansaugen der Umgebungsluft mit einem Druckverlust in der Ansaugstrecke. Für den verlustfreien Fall fällt diese Zustandsänderung weg.
- $1 \Rightarrow 2$: Komprimieren der Luft in einem verlustbehafteten Verdichter (Zuwachs der Entropie). Durch eine isentrope Verdichtung würde der Punkt 2_s , bei einer verlustlosen Maschine der Punkt $2'$ erreicht werden.
- $2 \Rightarrow 3$: Wärmezufuhr durch die Verbrennung in der Brennkammer. Dabei tritt ein Brennkammerdruckverlust auf, ohne diesen Verlust würde der Prozess in Zustand $3'$ enden.
- $3 \Rightarrow 4$: Entspannen des Rauchgases in einer verlustbehafteten Turbine. Analog zum Verdichter beschreiben auch hier die Punkte 4_s bzw. $4'$ die Endpunkte der Zustandsänderung für den isotropen bzw. verlustfreien Fall. Der Druck des Gases nach dem Turbinenaustritt muss im realen Fall über dem Umgebungsdruck liegen, da auch in der Auspuffleitung ein Druckverlust auftritt.

Die Darstellung des Prozesses im Enthalpie-Entropie-Diagramm bietet weiters den Vorteil, dass Energiemengen direkt aus dem Diagramm abgelesen werden können. In der Abbildung 3.1 kann zum Beispiel die benötigte Verdichterleistung direkt als Größe des Werts Δh_v ablesen.

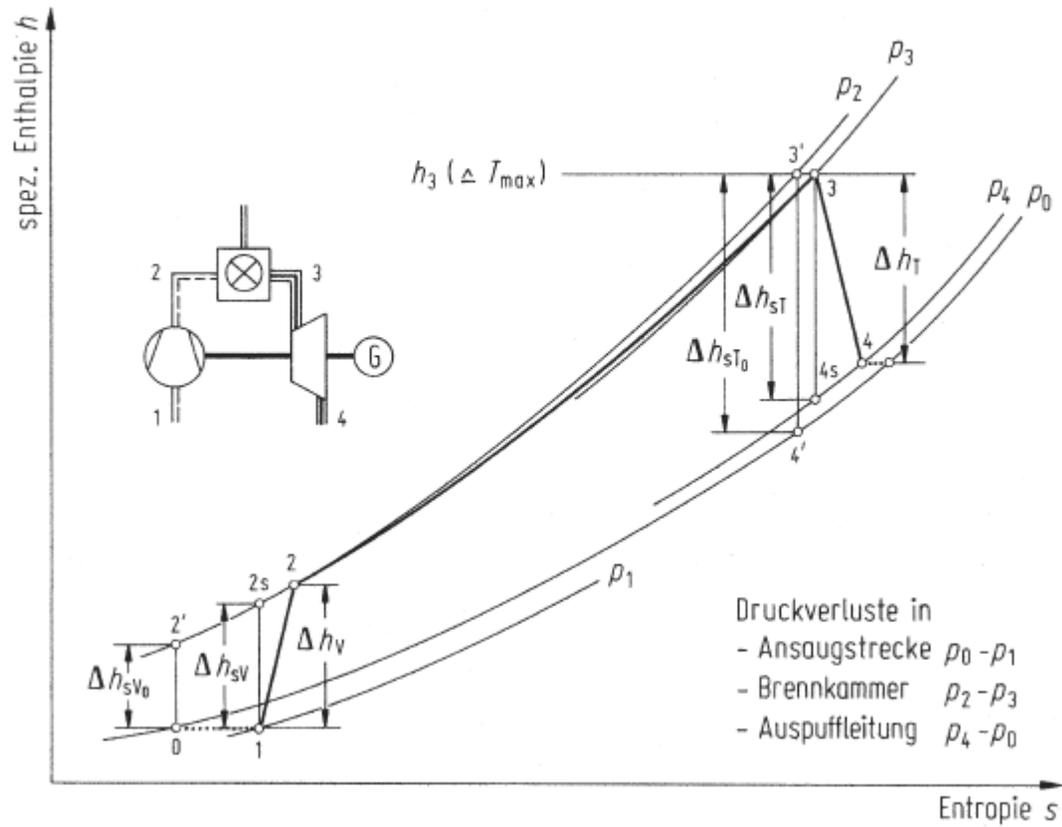


Abbildung 3.1: h-s-Diagramm eines Joule-Kreisprozesses [13]

3.3 Kreisprozessrechnung

Eine exakte Auslegung einer Gasturbine inklusive der Komponenten ist sehr umfangreich und würde den Rahmen dieser Diplomarbeit überschreiten. Die nachfolgende Berechnung soll deshalb die Auslegung anhand eines stark verallgemeinerten Modells veranschaulichen. Alle weiteren notwendigen Berechnungen zur Turbinenauslegung bzw. um Parameterstudien zu erstellen wird das Berechnungsprogramm GasTurb 11 verwendet, welches in Kap. 4 genauer beschrieben wird.

3.3.1 Definition Wirkungsgrade und spezifische Werte

Um Ergebnisse von Berechnungen besser vergleichen zu können, werden wie in den meisten technischen Disziplinen, auch bei der Turbinenentwicklung Wirkungsgrade bzw. spezifischen Werte definiert. Folgende Größen werden häufig bei der Berechnung von Triebwerksprozessen verwendet und im Anschluss genau definiert:

- Bypassverhältnis
- spez Schub
- spez. Treibstoffverbrauch
- Innerer Wirkungsgrad
- Prozesswirkungsgrad
- Gütegrad
- Äußerer Wirkungsgrad
- Gesamtwirkungsgrad

Bypass- (Nebenstrom-) verhältnis:

Dieser Wert beschreibt das Verhältnis des Massenstroms im Nebenstrom zum Massenstrom im Primärstrom von Zweikreistriebwerken.

$$\mu := \frac{\text{Luftmassenstrom im Nebenstrom}}{\text{Luftmassenstrom im Primärstrom}} = \frac{\dot{m}_{Fan}}{\dot{m}_{Kern}} = \frac{\dot{m}_0 - \dot{m}_{Kern}}{\dot{m}_{Kern}} \quad (3.1)$$

\dot{m}_{Fan} = Luftmassenstrom im Nebenstrom

\dot{m}_{Kern} = Luftmassenstrom im Primärstrom

angesaugter Massenstrom: $\dot{m}_0 = \dot{m}_{Kern} + \dot{m}_{Fan}$

Spezifischer Schub:

Im Allgemeinen ist der spezifische Schub der auf den in das Triebwerk einströmenden Luftmassenstrom bezogene Schub.

$$F_s := \frac{F}{\dot{m}_0} \quad (3.2)$$

Die Werte für den Triebwerksschub F werden je nach Triebwerkstyp ermittelt. Für einen Turbojet kommt dafür die *allgemeine Schubgleichung für Turbojettriebwerke* 3.3 [4] zum Einsatz

$$F = c_9 * (\dot{m}_0 + \dot{m}_B + \dot{m}_Z) - c_0 * \dot{m}_0 + A_9 * (p_9 - p_0) \quad (3.3)$$

Analog dazu verwendet man zur Ermittlung des Schubs beim Turbofan die *allgemeine Schubgleichung für Turbofantriebwerke* 3.4 [4].

$$F = [c_9 * (\dot{m}_1 + \dot{m}_B + \dot{m}_Z) - c_0 * \dot{m}_I + A_9 * (p_9 - p_0)] + [\dot{m}_{II} * (c_{18} - c_0)] \quad (3.4)$$

Werden diese beiden Gleichungen unter Zuhilfenahme der dimensionslosen Größen β , α und A_{9s} (siehe Gleichungen 3.5, 3.6, 3.7,) in die Gleichung 3.2 eingesetzt, kann der spezifische Schub für den Turbojet mit Gleichung 3.8, sowie der spezifische Schub für den Turbofan mit Gleichung 3.9 ermittelt werden.

$$\beta := \frac{\dot{m}_B}{\dot{m}_I} = \text{Brennstoff/Luft-Verhältnis} \quad (3.5)$$

$$\alpha = \frac{\dot{m}_Z}{\dot{m}_I} = \text{Zapfluft/Luft-Verhältnis} \quad (3.6)$$

$$A_{9s} = \frac{A_9}{\dot{m}_I} = \text{spez. Schubdüsenfläche} \quad (3.7)$$

$$F_S = c_9 * (1 + \beta - \alpha) - c_0 + A_{9s} * (p_9 - p_0) \quad (3.8)$$

$$F_S = \frac{1}{1 + \mu} [(1 + \beta - \alpha) * c_9 - c_0 + \mu * (c_{19} - c_0) + A_{9s} * (p_9 - p_0)] \quad (3.9)$$

Spezifischer Treibstoffverbrauch:

Der schubspezifische Treibstoffverbrauch ist wie folgt definiert:

$$B_S := \frac{\text{Brennstoffmassenstrom}}{\text{Schub}} = \frac{\dot{m}_B}{F} [4] \quad (3.10)$$

Mit Hilfe einiger mathematischer Umformungen, den Gleichungen 3.1 für das Bypassverhältnis und 3.2 für den spez. Schub, sowie dem Brennstoffluftverhältnis $\beta = \dot{m}_B/\dot{m}_I$ kann der spez. Schub in folgender Form dargestellt werden:

$$B_S = \frac{\beta}{F_S * (1 + \mu)} \quad (3.11)$$

Innerer Wirkungsgrad:

$$\eta_i := \frac{\text{abgegebene Leistung}}{\text{zugeführte Wärme}} = \frac{P_i}{Q} = \frac{\text{Zuwachs an kinetischer Energie}}{Q} \quad (3.12)$$

$$P_i = \dot{m}_G * \frac{c_9^2}{2} - \dot{m}_L * \frac{c_0^2}{2} \doteq \dot{m} * \frac{1}{2} * (c_9^2 - c_0^2)$$

$$\text{Annahme: } \dot{m}_G = \dot{m}_L$$

$$q = \frac{Q}{\dot{m}} \doteq \beta * H_u \rightarrow \eta_i = \frac{c_9^2 - c_0^2}{2 * \beta * H_u} = \eta_{th} * \eta_g \quad (3.13)$$

Prozeß- (thermischer) Wirkungsgrad:

$$\eta_{th} := \frac{P_{id}}{Q} = \frac{\text{Leistung der verlustlosen Maschine}}{\text{zugeführte Wärme}} \quad (3.14)$$

$$\eta_p = \frac{\dot{m}_G * (h_3 - h_5) - \dot{m}_L * (h_2 - h_0)}{\dot{m}_G * h_3 - \dot{m}_L * h_2} \doteq \frac{(h_3 - h_5) - (h_2 - h_0)}{h_3 - h_2} = \frac{(h_3 - h_2) - (h_5 - h_0)}{h_3 - h_2}$$

$$\eta_{th} = 1 - \frac{h_5 - h_0}{h_3 - h_2} = 1 - \frac{q_{ab}}{q_{zu}}$$

$$\text{Annahme: Ideales Gas: } c_{pG} = c_{pL} = \textit{konst}$$

$$\left. \begin{array}{l} p_2 = p_3 \\ p_0 = p_5 \end{array} \right\} \frac{p_2}{p_0} = \frac{p_3}{p_5} \rightarrow \left(\frac{p_2}{p_0} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = \left(\frac{p_3}{p_5} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \rightarrow \frac{T_2}{T_0} = \frac{T_3}{T_5}$$

$$T_5 = T_3 * \frac{T_0}{T_2} : \eta_{th} \approx 1 - \frac{T_5 - T_0}{T_3 - T_2} = 1 - \frac{T_3 * T_0 - T_0 * T_2}{(T_3 - T_2) * T_2}$$

$$\eta_{th} \approx 1 - \frac{T_0}{T_2} = 1 - \left(\frac{p_0}{p_2} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 1 - \frac{1}{\pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \quad (3.15)$$

Gütegrad:

$$\eta_g := \frac{P_i}{P_{id}} = \frac{\text{Leistung der realen Maschine}}{\text{Leistung der verlustfreien Maschine}} \quad (3.16)$$

$$\eta_g = \frac{(h_3 - h_5) * \eta_{35} - (h_2 - h_0) * 1/\eta_{20}}{(h_3 - h_0) - (h_2 - h_0)} \approx \frac{(T_3 - T_5) * \eta_{35} - (T_2 - T_0) * 1/\eta_{20}}{(T_3 - T_5) - (T_2 - T_0)}$$

$$\eta_g = \frac{\frac{T_3 - T_5}{T_2 - T_0} * \eta_{35} - \frac{1}{\eta_{02}}}{\frac{T_3 - T_5}{T_2 - T_0} - 1} = \frac{\frac{T_3}{T_2} * \eta_{35} - \frac{1}{\eta_{02}}}{\frac{T_3}{T_2} - 1}$$

$$\left(T_5 = T_3 * \frac{T_0}{T_2} \right)$$

Aufheizungsgrad: $\frac{T_3}{T_2} = \frac{T_3}{T_0} * \frac{T_0}{T_2} = \frac{1 - \eta_p}{1 - \eta_c}$

$$\eta_g = f \left(\frac{T_3}{T_2}, \eta_{02}, \eta_{23}, \eta_{35}, \eta_m, \Delta p_{23} \right) \quad (3.17)$$

Äußerer (Vortriebs-) Wirkungsgrad:

$$\eta_a := \frac{\text{Schub- (Vortriebs-) Leistung}}{\text{Zuwachs an kinetischer Energie}} = \frac{P_a}{P_i} = \frac{(c_9 - c_0) * c_0}{0,5 * (c_9^2 - c_0^2)} \quad (3.18)$$

$$(c_9 - c_0) * c_0 = 0,5 * (c_9^2 - c_0^2) - 0,5(c_9 - c_0)^2$$

$$\eta_a = \frac{2 * c_0}{c_9 + c_0} = \frac{2}{1 + \frac{c_9}{c_0}} = \frac{2 * \frac{c_0}{c_9}}{1 + \frac{c_0}{c_9}} \quad (3.19)$$

Durch einsetzen der Gleichung für den spez. Schub $F_s = c_9 - c_0$ ergibt sich für den Vortriebswirkungsgrad die Gleichung:

$$\eta_a = \frac{2}{2 + F_s/c_0} \quad (3.20)$$

Gesamt- (wirtschaftlicher) Wirkungsgrad:

$$\eta_{ges} := \frac{\text{Vortriebsleistung}}{\text{zugeführte Leistung}} = \frac{c_0 * (c_9 - c_0)}{q} = \frac{c_0^2}{q} * \left(\frac{c_9}{c_0} - 1 \right) \quad (3.21)$$

3.3.2 Berechnungsbeispiel

Zur Veranschaulichung des Ablaufs einer Triebwerksberechnung bzw. zur Erläuterung, wie die zur Wirkungsgradberechnung notwendigen Daten ermittelt werden, soll folgendes Beispiel dienen. Als Grundlage dient eine Triebwerksberechnung aus dem Skriptum Grundlagen der Strahlantriebe [29]. Als Modell für die Berechnung dient ein einfaches Turboluftstrahltriebwerk. Neben der Art des Triebwerks müssen noch die Randbedingungen für den Flugzustand bestimmt werden.

Als erstes wird das Triebwerk im Boden-Stand-Fall betrachtet. Für diese vereinfachte Berechnung müssen einige Annahmen getroffen werden:

- Turbineneintrittstemp. [K]: $T_{3t} = 1100$
- Verdichterdruckverhältnis: $p_{2t}/p_{3t} = 4,23$
- Isentroper Wirkungsgrad Verdichter: $\eta_{12} = 0,75$
- Isentroper Wirkungsgrad Turbine: $\eta_{34} = 0,85$
- Isentroper Wirkungsgrad Schubdüse: $\eta_{45} = 0,95$
- Mechanischer Wirkungsgrad: $\eta_m = 0,98$
- Ausbrenngrad der Brennkammer: $\eta_{23} = 0,98$
- Druckverlust der Brennkammer [bar]: $\Delta p_{23} = 0,12$

Die spezifische Wärmekapazität wird für die einzelnen Zustandsänderungen als konstant angenommen, weshalb statt Enthalpieänderungen auch die Totaltemperaturänderungen als Maß für die Leistung verwendet werden kann.

Außerdem muss der Atmosphärenzustand definiert werden:

- Flughöhe [m]: 0
- Umgebungstemperatur nach ISA [K]: 288
- Umgebungsdruck nach ISA [bar]: 1,0133
- relative Luftfeuchte [%]: 0

Verdichter:

Mit Hilfe des vorgegebenen Verdichterdruckverhältnisses sowie des isentropen Wirkungsgrad des Verdichters kann die notwendige Verdichterleistung und der Zustand der Luft nach dem Verdichter ermittelt werden.

$$\begin{aligned}\frac{T_{2t}}{T_{1t}} &= \left(\frac{p_{2t}}{p_{1t}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 4,23^{0,286} = 1,51 \\ &\rightarrow \Delta T_{12t} = 0,51 * 288 = 147K \\ \Delta T_{12} &= \frac{\Delta T_{12t}}{\eta_{12}} = \frac{147}{0,75} = 196K (\text{Verdichterleistung}) \\ T_{2t} &= T_{1t} + \Delta T_{12} = 288 + 196 = 484K \\ p_{2t} &= 4,32 * 1,0133 = 4,286bar\end{aligned}$$

Brennkammer:

Die nachfolgenden Berechnungsschritte dienen zur Ermittlung des Brennstoffverbrauchs um die in als Annahme getroffene Turbineneintrittstemperatur von 1100K zu erreichen.

$$\begin{aligned}\Delta T_{23} &= T_{3t} - T_{2t} = 1100 - 484 = 616K \\ &\rightarrow b_{tn} = 0,0163kgB/kgL \\ b &= \frac{b_{tn}}{\eta_{23}} = \frac{0,0163}{0,98} = 0,0195kgB/kgL \\ \dot{m}_k = \dot{m}_B : \beta &= \frac{0,0165}{1,0165} = 0,0164kgB/kgL \\ p_{3t} &= p_{2t} - \Delta p_{23} = 4,286 - 0,12 = 4,166bar\end{aligned}$$

Turbine:

Die von der Turbine abgegebene Leistung dient zum Antrieb des Verdichters sowie zur Abdeckung der mechanischen Widerstände. Basierend auf dieser Annahme kann die erforderliche Turbinenleistung sowie der Zustand der Verbrennungsgase nach der Turbine ermittelt werden.

$$\begin{aligned}\text{Turbinenleistung} &= \text{Verdichterleistung} \\ \Delta T_{34} * c_{p34} * \eta_m &= \Delta T_{12} * c_{p12} \\ \rightarrow \Delta T_{34} &= 196 * \frac{1005}{1147} * \frac{1}{0,99} = 173K\end{aligned}$$

$$\Delta T_{34'} = \frac{\Delta T_{34}}{\eta_{34}} = \frac{173}{0,85} = 204K$$

$$T_{4t} = 1100 - 204 = 896K$$

$$\frac{p_{3t}}{p_{4t}} = \left(\frac{T_{3t}}{T_{4t}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = \left(\frac{1100}{896} \right)^4 = 2,272$$

$$p_{4t} = \frac{4,166}{2,272} = 1,834bar$$

$$T_{4t} = 1100 - 173 = 926K$$

Schubdüse:

Düsendruckverhältnis: $\frac{p_{4t}}{p_0} = \frac{1,834}{1,0133} = 1,81$

$$\frac{T_{4t}}{T_{5t}} = \left(\frac{p_{4t}}{p_0} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 1,81^{0,25} = 1,16 \rightarrow T_{5t} = \frac{926}{1,16} = 798K$$

$$\Delta T_{45t} = 926 - 798 = 128K$$

$$\Delta T_{45} = \Delta T_{45t} * \eta_{45} = 128 * 0,95 = 121K$$

$$T_5 = 926 - 121 = 805K$$

$$c_a^2 = 2 * c_{p45} * \Delta T_{45} = 2 * 1147 * 121 \rightarrow c_a = 527m/s$$

Kritisches Düsenverhältnis:

$$\left(\frac{p_{5t}}{p_5} \right)_{krit} = \left(\frac{T_{5t}}{T_5} \right)_{krit}^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = \left(\frac{\kappa+1}{2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = \left(\frac{2,3}{2} \right)^4 = 1,85 > 1,81$$

Schallgeschwindigkeit:

$$a_s = \sqrt{\kappa * R * T_5} = \sqrt{1,3 * 287 * 805} = 555m/s > 527m/s$$

$$\text{Machzahl: } Ma_s = \frac{527}{555} = 0,949 < 1$$

Bilanz:

Als Abschluss der Berechnung dient eine Bilanz bezüglich des gesamten Triebwerks. Für den Boden-Stand-Fall kann der spezifische Schub mit der Strahlgeschwindigkeit gleichgesetzt werden:

$$\text{spez. Schub: } f = c_a = 527 \text{ N/kg/s}$$

Der für den geforderten Gesamtschub erforderliche Massenstrom durch das Triebwerk ergibt sich aus:

$$\text{Durchsatz: } \dot{m} = \frac{F}{f} = \frac{13340}{527} = 25,3 \text{ kg/s}$$

Wodurch sich in weiterer Folge der erforderliche Düsenquerschnitt errechnen lässt:

Düsenaustrittsquerschnitt:

$$A_5 = \frac{\dot{m}}{c_5} * v_5 = \frac{\dot{m}}{c_5} * \frac{R * T_5}{p_5} = \frac{25,3}{527} * \frac{287 * 805}{1,0133 * 10^5} = 0,1095 \text{ m}^2$$
$$\rightarrow d_a = 0,373 \text{ m}$$

Um einen von der Triebwerksgröße unabhängigen Vergleichswert zu erhalten, kann der schubspezifische Brennstoffverbrauch wie folgt berechnet werden:

spez. Brennstoffverbrauch:

$$b_{sp00} = \frac{\beta * 3600}{f} = \frac{0,0164 * 3600}{52,7} = 1,12 \text{ kgB/daN*s} = 1,1 \text{ kgB/kp*s}$$

Die Berechnung eines Triebwerks im Stand kann mehrere Zwecke erfüllen. Sowohl für die Verifizierung von Ergebnissen von Messungen an Versuchsständen, sowie wie in diesem Fall als Basis für weiterführende Berechnungen können daraus Daten entnommen werden.

Da nun die Grundlagenberechnungen durchgeführt wurden, kann in weiterer Folge das Triebwerk für den Boden-Flug-Fall berechnet werden.

Flugzustand:

- Flughöhe [m]: 0
- Umgebungstemperatur nach ISA [K]: 288,15
- Umgebungsdruck nach ISA [bar]: 1,01325
- relative Luftfeuchte [%]: 0
- Fluggeschwindigkeit [m/s]: 179

zusätzliche Annahmen:

- Turbineneintrittstemp. [K]: $T_{3t} = 1100$
- Verdichterdruckverhältnis: $p_{2t}/p_{3t} = 4,23$
- Isentroper Wirkungsgrad Verdichter: $\eta_{12} = 0,75$
- Isentroper Wirkungsgrad Turbine: $\eta_{34} = 0,85$
- Isentroper Wirkungsgrad Schubdüse: $\eta_{45} = 0,95$
- Mechanischer Wirkungsgrad: $\eta_m = 0,99$
- Ausbrenngrad der Brennkammer: $\eta_{23} = 0,98$
- Druckverlust der Brennkammer [bar]: $\Delta p_{23} = 0,12$

Einlauf:

$$c_{p01} = 1004,5 \text{ J/kgK}$$

$$\kappa = 1,4$$

$$\Delta T_{01} = \frac{c_0^2}{2 * c_{p01}} = \frac{179^2}{2 * 1004,5} = 16K$$

$$\rightarrow T_{1t} = T_{0t} = T_0 + \Delta T_{01} = 288 + 16 = 304K$$

$$\text{Annahme : } p_{1t} = p_{0t} \text{ (verlustlos)}$$

$$\frac{p_{0t}}{p_0} = \frac{p_{1t}}{p_0} = \left(\frac{T_{1t}}{T_0} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = \left(\frac{304}{288} \right)^{\frac{1,4}{0,4}} = 1,208$$

$$p_{1t} = 1,208 * 1,01325 = 1,224 \text{ bar}$$

Verdichter:

$$\Delta T_{12} = 196K = \Delta T_{1200} \rightarrow T_{2t} = 196 + 304 = 500K$$

$$\Delta T_{12'} = 147K = \Delta T_{12'00} \rightarrow T_{2t} = 147 + 304 = 451K$$

$$\frac{p_{2t}}{p_{1t}} = \left(\frac{451}{304} \right)^{3,5} = 3,977 < \left(\frac{p_{2t}}{p_t} \right)_{00}$$

$$p_{2t} = 1,224 * 3,977 = 4,868 \text{ bar}$$

Brennkammer:

$$T_{2t} = 500K$$

$$\Delta T_{23} = 1100 - 500 = 600K \rightarrow b_{th} = 0,0159^{kgB/kgL}$$

$$b = \frac{b_{th}}{\eta_{23}} = \frac{0,0159}{0,98} = 0,0162^{kgB/kgL}$$

$$\beta = \frac{b}{1+b} = \frac{0,0162}{1,0162} = 0,016^{kgB/kgL}$$

Durchsatz und Turbine:

$$1.\text{Naherung: } \Delta p_{23} = 0,12 * \frac{4,868}{4,286} = 0,136bar$$

$$p_{3t} \doteq 4,868 - 0,136 = 4,732bar$$

$$\dot{m} = \dot{m}_{00} * \frac{p_{3t}}{p_{3t00}} = 25,3 * \frac{4,732}{4,166} = 28,74^{kg/s}$$

$$\Delta p_{23} = 0,12 * \left(\frac{28,74}{25,3} \right)^2 * \frac{4,286}{4,868} * \frac{500}{484} = 0,141bar$$

$$p_{3t} = 4,868 - 0,141 = 4,727bar$$

$$\dot{m} = 25,3 * \frac{4,727}{4,166} = 28,71^{kg/s}$$

$$\Delta T_{34} = 173K = \Delta T_{3400} (\Delta T_{12}, c_p, \eta = konst.)$$

$$\frac{p_{3t}}{p_{4t}} = 2,272 = \left(\frac{p_{3t}}{p_{4t}} \right)_{00} (T_{3t} = konst.)$$

$$p_{4t} = \frac{4,727}{2,272} = 2,081bar$$

$$T_{4t} = 926K = T_{4t00}$$

Schubduse:

$$\frac{p_{4t}}{p_0} = \frac{2,081}{1,013} = 2,053 > \left(\frac{p_{4t}}{p_0} \right)_{krit} = 1,85$$

Annahme: Vollstandige Expansion:

$$\frac{T_{4t}}{T_{5t'}} = \left(\frac{p_{4t}}{p_0} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 2,053^{0,25} = 1,197$$

$$T_{5'} = \frac{926}{1,197} = 773K \rightarrow \Delta T_{45'} = 926 - 773 = 153K$$

$$\Delta T_{45} = \Delta T_{45'} * \eta_{45} = 153 * 0,95 = 145K$$

$$c_a = \sqrt{2 * c_{p45} * \Delta T_{45}} = \sqrt{2 * 1147 * 145} = 576m/s$$

$$T_5 = 926 - 145 = 781K$$

$$a_5 = \sqrt{\kappa * R * T_5} = \sqrt{1,3 * 287 * 781} = 547m/s$$

$$\text{Machzahl: } Ma = \frac{576}{547} = 1,053 > 1$$

Bilanz:

$$\text{spez. Schub: } f = c_a - c_0 = 576 - 179 = 397N/kg/s$$

$$\text{Gesamtschub: } F = \dot{m} * f = 28,71 * 397 = 11,4kN = 1162kp$$

$$b_{sp} = \frac{\beta * 3600}{f} = \frac{0,016 * 3600}{39,7} = 1,45kgB/daNh = 1,42kgB/kph$$

Wirkungsgrade:

$$\text{unterer Heizwert: } H_u = 43144kJ/kg$$

$$\eta_i = \frac{576^2 - 179^2}{2 * 0,016 * 43144 * 10^3} = 0,217$$

$$\eta_a = \frac{2}{1 + \frac{576}{179}} = 0,474$$

$$\text{Gesamtwirkungsgrad: } \eta_{ges} = 0,217 * 0,474 = 0,103$$

Richtigere Berechnung der Schubdüse

überkritische Düse: $p_5 > p_0$

$$\text{isentrop: } \left(\frac{T_{4t}}{T_{5'}} \right)_{krit} = \frac{\kappa + 1}{2} = \frac{2,3}{2} = 1,167$$

$$T_{4t} = T_{5t} = 926K \rightarrow T_{5'} = \frac{926}{1,167} = 794K$$

Annahme wegen Verlusten:

$$T_5 = 802K > T_{5'}$$

$$\rightarrow a_5 = \sqrt{\kappa * R * T_5} = \sqrt{1,3 * 287 * 802} = 554m/s$$

$$\Delta T_{45} = 926 - 802 = 124K$$

$$c_a = \sqrt{2 * 1147 * 124} = 533m/s$$

$$Ma_5 = \frac{533}{554} = 0,96 < 1$$

$$\Delta T_{45'} = \frac{\Delta T_{45}}{\eta_{45}} = \frac{124}{0,95} = 131K \rightarrow T_{5'} = 926 - 131 = 795K$$

$$\frac{p_{4t}}{p_5} = \left(\frac{926}{795}\right)^4 = 1,841 \rightarrow p_5 = \frac{2,081}{1,841} = 1,131bar$$

$$v_5 = \frac{R * T_5}{p_5} = \frac{287 * 802}{1,131 * 10^5} = 2,034m^3/kg$$

Kontrolle:

$$c_5 = \frac{\dot{m}}{A_5} * v_5 = \frac{28,71}{0,1095} * 2,034 = 533m/s$$

Bilanz für die veränderte Berechnung

Geschw. - Schub:

$$F_c = \dot{m} * (c_5 - c_0) = 28,71 * (533 - 179) = 10172N$$

Druck - Schub:

$$F_p = A_5 * (p_5 - p_0) = 0,1095 * (1,131 - 1,013) * 10^5 = 1292N$$

Gesamtschub:

$$F = F_c + F_p = 11464N$$

spez. Schub:

$$f = \frac{F}{\dot{m}} = \frac{11464}{28,71} = 399N/ks/s$$

$$\dot{m}_B = \beta * \dot{m} * 3600 = 0,016 * 28,71 * 3600 = 1654kg/h$$

$$b_{sp} = \frac{\dot{m}_B}{F} = \frac{1654}{1146,4} = 1,44kgB/daNh = 1,42kgB/kph$$

Strahlleistung:

$$P = F * c_0 = 11464 * 179 = 2,052MW$$

$$b_{sp} = \frac{1654}{2052} * 10^3 = 807gB/kWh$$

Polytropische Berechnung der Schubdüse

Annahme:

$$\eta_{p45} = 0,947 < \eta_{45} = 0,95$$

$$\frac{n-1}{n} = \frac{\kappa-1}{\kappa} * \eta_p = 0,25 * 0,947 = 0,237$$

$$n = \frac{1}{1 - \frac{n-1}{n}} = \frac{1}{1 - 0,237} = 1,31$$

$$\left(\frac{T_{5t}}{T_5}\right)_{krit} = \frac{n+1}{2} = 1,155 \rightarrow T_5 = \frac{926}{1,155} = 802K$$

$$\frac{p_{5t}}{p_5} = \left(\frac{T_{5t}}{T_5}\right)^{\frac{n}{n-1}} = 1,155^{1/0,237} = 1,839$$

$$p_5 = \frac{2,081}{1,839} = 1,132bar$$

Kapitel 4

GasTurb

Die Studie der verschiedenen Triebwerkskonzepte wird in dieser Arbeit nicht händisch durchgeführt, sondern mit dem Programm *GasTurb*, welches hier in weiterer Folge vorgestellt wird. Spezialisierte Software wie *GasTurb* kann Auslegungsberechnungen, wie das im Kapitel 3 gezeigte Beispiel wesentlich schneller und exakter durchführen, weshalb es wie schon erwähnt für alle folgenden Berechnungen verwendet wird. Neben dem Hauptprogramm *GasTurb 11* für die Berechnung kompletter Triebwerke bietet das Paket zusätzliche Tools wie *GasTurb Details* für die Auslegung einzelner Triebwerkskomponenten oder *Smooth C* und *Smooth T* zum bearbeiten von Verdichter- und Turbinenkennfeldern.

4.1 GasTurb 11

Das Kernprogramm des Softwarepakets *GasTurb 11* bietet mit seiner umfangreichen Datenbank die Möglichkeit einen Großteil aller gängigen Triebwerkstypen zu simulieren. Es können Berechnungen im und abseits des Auslegungspunktes durchgeführt werden, sowie Parameterstudien und Optimierungsrechnungen erstellt werden. Zusätzlich zu den thermodynamischen Berechnungen können basierend auf den Geometriedaten Festigkeitsberechnungen durchgeführt werden. Abbildung 4.1 zeigt die Startoberfläche des Programms in welcher die wichtigsten globalen Einstellungen, wie zum Beispiel die Auswahl des Triebwerktyps, vorgenommen werden können. Eine genauere Beschreibung der Einstellmöglichkeiten folgt im anschließenden Berechnungsbeispiel.

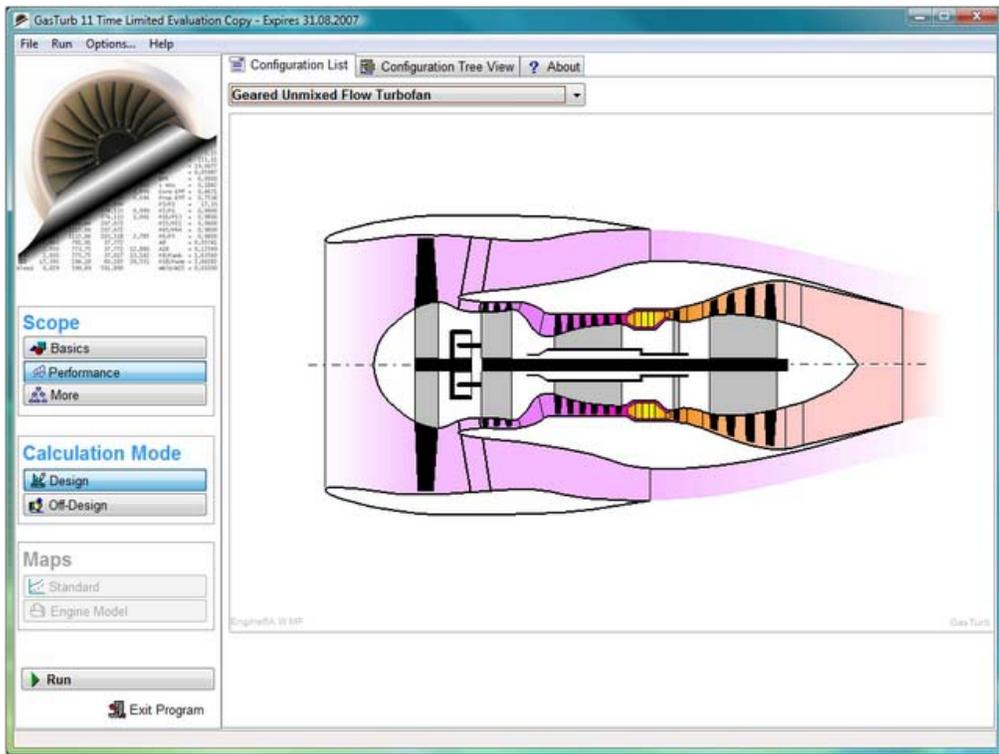


Abbildung 4.1: GasTurb 11 [14]

4.2 Berechnungsablauf mit GasTurb

Auf Grund der umfangreichen Voreinstellungen kann eine erste Durchrechnung sehr schnell und einfach durchgeführt werden. Im späteren Verlauf können sämtliche Variablen noch an ein individuelles Problem angepasst werden. Zur Veranschaulichung wie die Software verwendet werden kann, dient die folgende beispielhafte Berechnung des Kreisprozesses einer Turbine im Auslegungspunkt.

Als erster Schritt wird der gewünschte Turbinentyp ausgewählt. Wurde die genaue Konfiguration des Triebwerks schon vor der Berechnung festgelegt, kann die Auswahl über eine Liste erfolgen. Alternativ dazu kann ein Konfigurationsbaum als Entscheidungshilfe verwendet werden. Zusätzlich können noch einige allgemeine Optionen für die spätere Berechnung eingestellt werden. Diese Einstellungen werden in dem in Abbildung 4.2 gezeigten Startfenster ausgewählt. Durch Klicken des Run-Knopfs werden alle modellspezifischen Daten geladen.

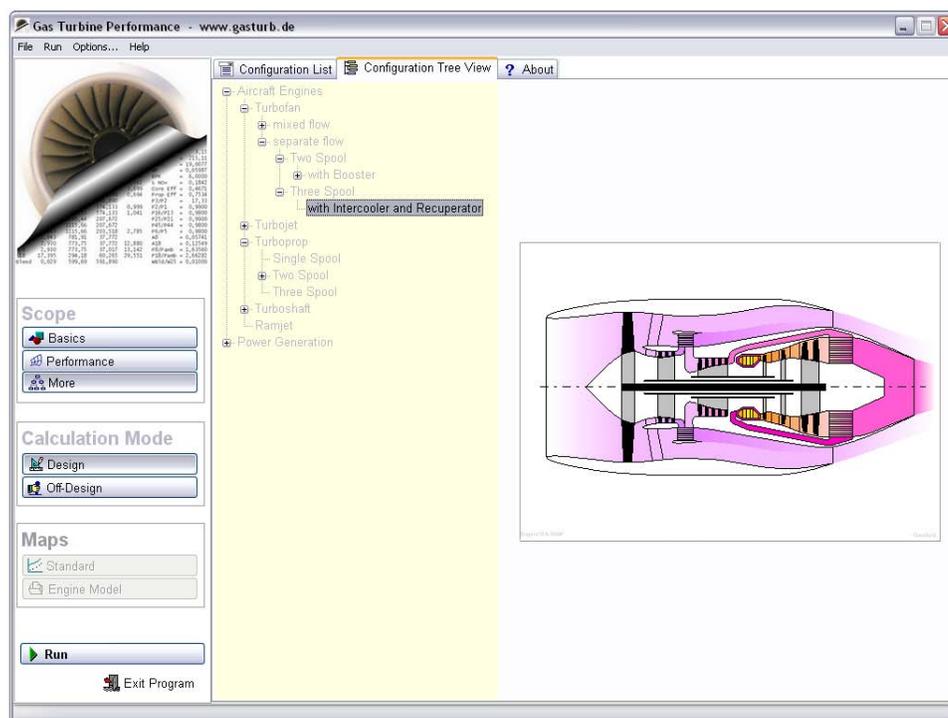


Abbildung 4.2: GasTurb11 Startfenster zur Auswahl des Turbinentyps [14]

Als nächstes wird dem Benutzer die Möglichkeit gegeben sämtliche von Programm vorgegebenen Daten zu verändern, bzw. eigene Datensätze zu erstellen oder hinzuzufügen. Ist die Eingabe der Parameter für den Turbinentyp und die Umgebungsbedingungen abgeschlossen muss noch die konkrete Aufgabe gewählt werden. Bild 4.3 zeigt, dass in diesem Beispiel die Berechnung für einen einzelnen Zyklus des Kreisprozesses gewählt wurde. Wie zuvor wird die Eingabe mit dem Drücken des Run-Knopfes bestätigt.

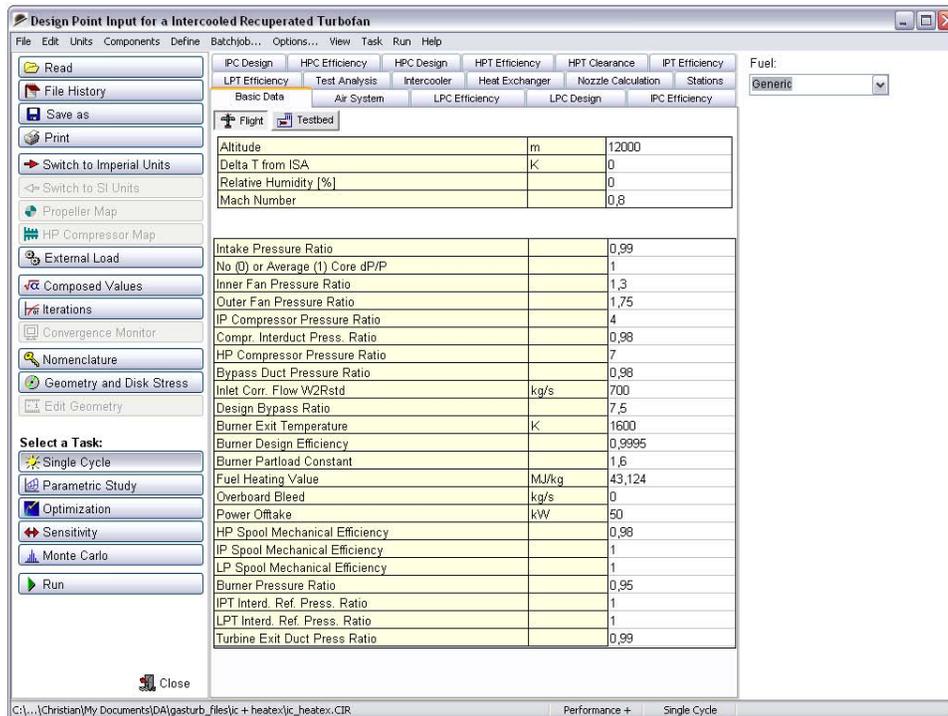


Abbildung 4.3: GasTurb11 Interface zur Variation der Variablen [14]

Hat die Software die Berechnung erfolgreich durchgeführt wird dem Benutzer eine Oberfläche zur Auswertung der Ergebnisse zur Verfügung gestellt. Wie Abbildung 4.4 zeigt, erfolgt die Ausgabe der Berechnungsergebnisse in tabellarischer Form und kann somit für eine weitere Bearbeitung in ein Tabellenkalkulationsprogramm exportiert werden. Zusätzlich bietet das Programm die Möglichkeit Diagramme des thermodynamischen Kreisprozesses zu erstellen.

The screenshot shows the 'Summary' tab of the GasTurb11 software. The window title is 'Intercooled Recuperated Turbofan Alt=12000m / Mn=0.800 ISA'. The interface includes a menu bar (File, View, Extra, Excel, Help) and a toolbar with various options like 'View Geometry', 'Save as', 'Export as Textfile', and 'Print this Page'. The main display area contains a table of engine parameters across various stations and a list of efficiency and performance metrics.

Station	W kg/s	T K	P kPa	WRstd kg/s
amb		216,65	19,330	
2	218,870	244,44	29,180	700,000
13	203,960	292,79	51,065	407,948
14	40,792	320,98	50,554	
16	203,960	298,44	50,963	
21	14,910	266,35	37,934	38,290
24	14,910	419,80	151,736	12,018
25	14,910	343,59	148,701	11,094
3	14,314	628,86	1003,301	2,136
31	13,344	628,86	1003,301	
35	12,599	851,32	983,235	
4	13,062	1999,92	934,073	3,733
41	13,808	1944,46	934,073	3,891
42	13,808	1700,64	460,152	
43	14,703	1642,61	460,152	
44	14,703	1642,61	460,152	
45	15,001	1622,91	460,152	7,839
46	15,001	1503,62	312,362	
47	15,150	1495,02	312,362	
48	15,150	1495,02	312,362	11,194
49	15,150	950,13	34,647	
5	15,299	946,51	34,647	81,089
6	15,374	945,10	34,301	
7	15,374	764,82	33,272	
8	15,374	764,82	33,272	76,275
18	203,960	298,44	49,944	421,120
Bleed	0,000	628,86	1003,297	

Efficiencies:	isent	polytr	RNI	P/P	XM8	=	0,92960
Outer LPC	0,8780	0,8872	0,350	1,750	XM18	=	1,00000
Inner LPC	0,8700	0,8748	0,350	1,300			
IP Compressor	0,8400	0,8675	0,411	4,000	PWX	=	50,0 kW
Intercooler	0,6000			0,9800	T14	=	320,98 K
HP Compressor	0,8500	0,8833	1,190	6,747	W_NGV/W25	=	0,05000
Burner	0,9995			0,9310	Loading	=	100,00 %

Abbildung 4.4: Visualisierung der Berechnungsergebnisse in GasTurb11 [14]

Zusätzlich zu den Ergebnissen der Kreisprozessrechnung stellt GasTurb 11 auch Geometriedaten des Modells zur Verfügung, falls diese Funktion vor der Berechnung aktiviert wurde. Neben der in Abbildung 4.5 gezeigten grafischen Darstellung der Triebwerksgeometrie, in welcher auch die mechanische Belastung der Bauteile mit Hilfe eines Farbcodes gezeigt werden, stehen auch Datenblätter für die einzelnen Bauteile zu Verfügung. In diesen Datenblättern sind unter anderem die exakten Abmessungen sowie die Bauteilmassen und Materialspezifikationen hinterlegt.

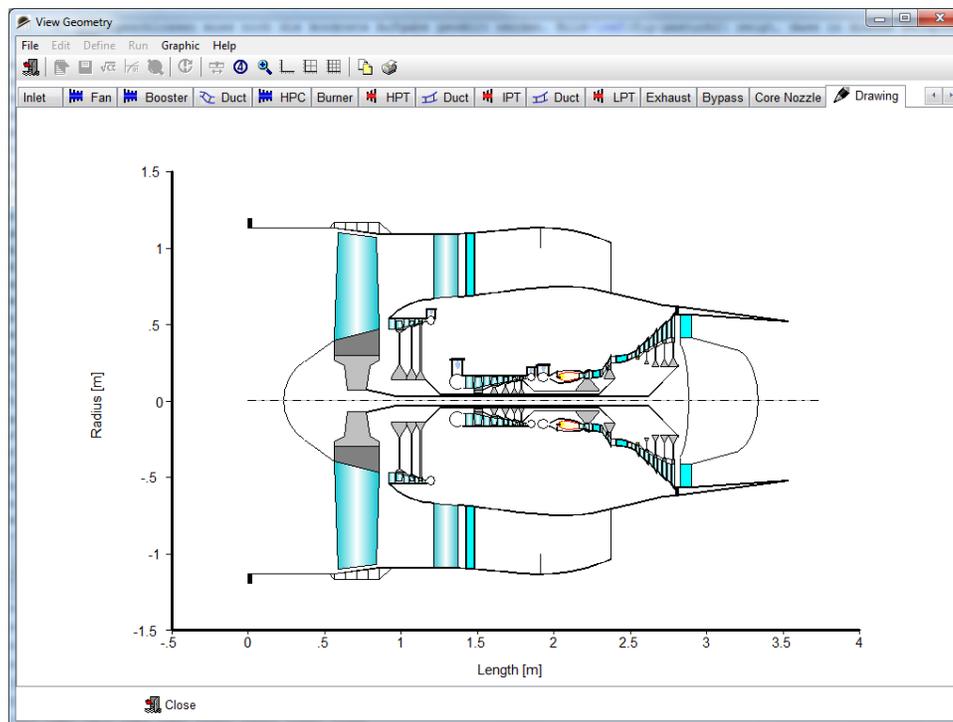


Abbildung 4.5: Darstellung der Triebwerksgeometrie in GasTurb11 [14]

Kapitel 5

Triebwerkskonzepte

In diesem Kapitel werden der Stand der Technik und der Stand der Wissenschaft wiedergegeben. Als Stand der Technik werden die Turbinenkonzepte betrachtet, welche für den Flugbetrieb eingesetzt werden. Die wichtigsten Vertreter dieser Gruppe werden im ersten Teil dieses Kapitels genauer behandelt. Basierend auf der in 2 getroffenen Beschränkung werden auch in diesem Kapitel nur luftatmende Strahltriebwerke mit mechanischem Verdichter berücksichtigt.

Da sich diese Arbeit in erster Linie mit zukünftigen Entwicklungen beschäftigt, stellen die laufenden Forschungsprojekte [10, 19, 24] in diesem Segment den Stand der Wissenschaft dar und müssen im entscheidenden Maße mitberücksichtigt werden. Die wichtigsten Projekte, sowie einige Triebwerkskonzepte welche daraus hervorgehen werden im zweiten Teil dieses Kapitels vorgestellt.

Abschließend wird ein ausgewähltes Triebwerkskonzept, der Intercooled Recuperated Turbofan, einer Parameterstudie unterzogen werden. Dieser Vergleich eignet sich dazu um das Potential eines Konzepts zu veranschaulichen.

5.1 Eingesetzte Strahltriebwerke

Durch die oben getroffene Einschränkung werden Triebwerkstypen wie Staustrahltriebwerke, Pulstriebwerke oder Raketenantriebe hier nicht weiter behandelt. Diese Antriebe sind jedoch für den zivilen Luftverkehr kaum von Relevanz, im Gegensatz zu folgenden Triebwerkstypen, welche im Anschluss genauer betrachtet werden:

- Turbojet
- Turbofantriebwerk
- Turboproptriebwerk

5.1.1 Turbojet

Eigentlich hat das Turbojettriebwerk seit einigen Jahrzehnten kaum noch wirtschaftliche Bedeutung, da es jedoch als Urtyp der Luftstrahltriebwerke betrachtet werden kann, soll es hier kurz erwähnt werden. Der Turbojet ist ein Einstrom-Strahltriebwerk. Der gesamte angesaugte Luftmassenstrom wird durch das Kerntriebwerk geführt. Reine Einstrom-Strahltriebwerke werden heutzutage kaum noch verwendet, da ihr spezifischer Verbrauch relativ hoch ist. Sie waren jedoch die ersten Luftstrahltriebwerke die realisiert wurden und im militärischen Sektor noch lange im Einsatz, bis sie auch hier von Zweistrom-Strahltriebwerken mit kleinem Bypass-Verhältnis abgelöst wurden. Abbildung 5.1 zeigt ein solches einwelliges Turbojettriebwerk. Die Abbildung zeigt den relativ einfachen Aufbau des Triebwerks mit den Hauptkomponenten Axialverdichter, Brennkammer und Axialturbine.

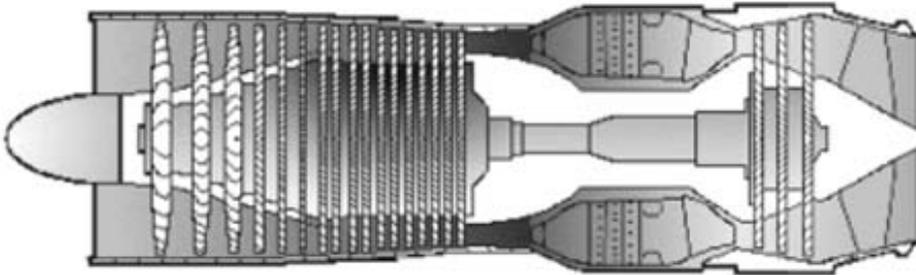


Abbildung 5.1: Turbo-Luftstrahl-Triebwerk [4]

5.1.2 Turbofantriebwerk

Das Turbofantriebwerk ist ein Zweistrom-Strahltriebwerk mit meist relativ hohem Bypass-Verhältnis. Hierbei gelangt nur ein Teil der vom Triebwerk angesaugten Luft in das Kerntriebwerk, der restliche Teil wird nach der Vorverdichtung im Fan am Kerntriebwerk vorbeigeführt. Dieser Triebwerkstyp wird in erster Linie für den Langstreckenbetrieb bei höheren Geschwindigkeiten eingesetzt. Schematisch haben diese Turbinen immer den selben Aufbau (siehe Abb. 5.2). Die Abbildung zeigt ein dreiwelliges Triebwerk, wobei die Niederdruckturbinen den Fan, die Mitteldruckturbinen den Mitteldruckverdichter und die Hochdruckturbinen den Hochdruckverdichter antreibt. Diese Ausführung ist auf Grund der komplizierten Konstruktion weniger verbreitet als der Turbofan mit zwei Wellen. Die Drehrichtung der Wellen kann gleich- oder gegenläufig sein. Gegenläufige Wellen und somit Turbinenstufen verringern die

notwendige Umlenkung der Strömung in den Leitschaufeln, wodurch eine Effizienzsteigerung erreicht werden kann. Gegenläufige Turbinen werden zum Beispiel in der Rolls-Royce Trent 1000 und in der Pratt & Whitney PW6000 eingesetzt.

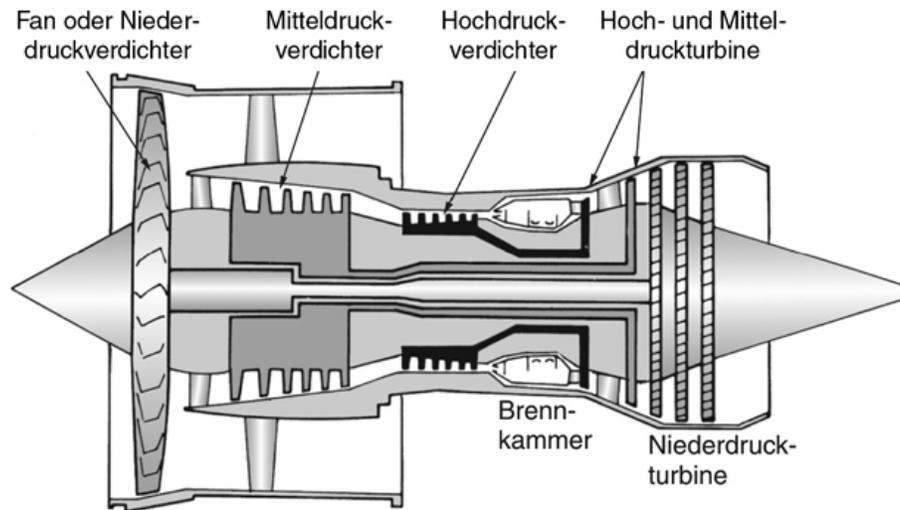


Abbildung 5.2: Schema Turbofan [4]

5.1.3 Turboproptriebwerk

Das Turboproptriebwerk stellt eine Sonderform der Strahltriebwerke dar. Im eigentlichen Sinne handelt es sich um eine Wellenleistungsturbine welche einen Propeller antreibt, d.h. der Abgasstrom des Kerntriebwerks trägt nur unwesentlich zur Erzeugung des Schubs bei. Da die Wirtschaftlichkeit von Turboproptriebwerken bei hohen Geschwindigkeiten stark abnimmt werden sie hauptsächlich für den Gütertransport bzw. für Kurzstreckenflüge eingesetzt. Ihr schematischer Aufbau ähnelt dem eines Turbofans, jedoch ersetzt ein Propeller, welchem in der Regel ein Getriebe vorgeschaltet ist, den ummantelten Fan. Abbildung 5.3 zeigt die einfachste Ausführung mit einer Welle. Das Untersetzungsgetriebe für den Propeller ermöglicht diese Ausführung, jedoch sind wie beim Turbofantriebwerk auch Ausführungen als Zwei- oder Mehrwellentriebwerk möglich.

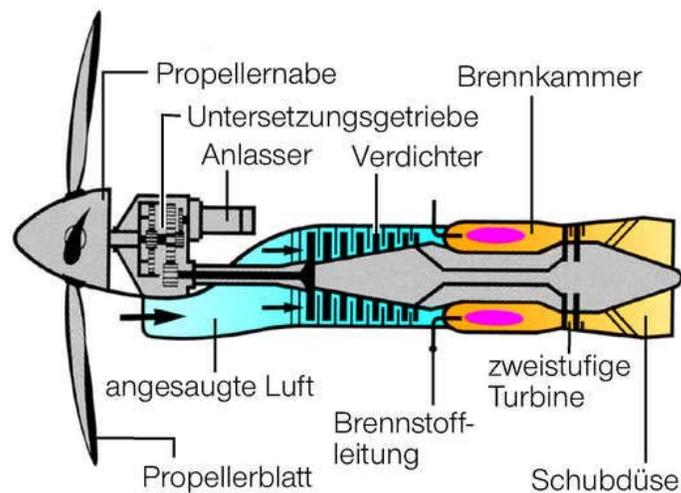


Abbildung 5.3: Schema Turboprop [25]

5.2 Forschungsprojekte und zukünftige Triebwerkskonfigurationen

Um die Wirkungsgrade des Gesamttriebwerks bzw. den Einzelkomponenten weiter zu steigern, sowie den Kraftstoffverbrauch und damit den Kohlendioxidausstoß zu verringern wurden in den letzten Jahren etliche Forschungsprogramme von der Europäischen Union finanziert, die unter Anderem auch neuartige Konzepte untersuchen. Die Förderung der Forschungsprojekte in der EU erfolgt über Forschungsrahmenprogramme. Ziel der Projekte ist es Technologien für die nächste Triebwerksgeneration bereitzustellen.

5.2.1 Forschungsprojekte

Einige der wichtigsten Projekte der letzten Rahmenprogramme im Bereich der Triebwerksentwicklung sind:

- EEFAE (Efficient and Environmentally Friendly Aero Engine): Teil des 5. EU-Forschungsrahmenprogramms, bestehend aus:
 - ANTLE (Affordable Near-Term Low Emissions)
 - CLEAN (Component Validator for Environmental Friendly Aero Engine)
- NEWAC (New Aero Engine Concepts)
- VITAL (Environmentally Friendly Aero Engine)
- Clean Sky
- CLAIRE (Clean Air Engine)
- AIDA (Aggressive Intermediate Duct Aerodynamics)
- DREAM (Validation of Radical Engine Architecture Systems)

Neben den von der EU geförderten Programmen betreiben einige Unternehmen eigene Forschungsprojekte wie zum Beispiel:

- JTDP (Joint Technology Demonstrator Program)
- VISION 5/10/20

EEFAE

Der Fokus dieses Programms besteht in der Entwicklung von Triebwerken mit geringen CO₂ und NO_x Emissionen und somit sowohl die Effizienz als auch die Umweltfreundlichkeit zu erhöhen. Diese Ziele sollen in erster Linie durch Verbesserung des Verbrennungsvorgangs sowie durch Fortschritte im Bereich des Leichtbaus erreicht werden. Beim Teilprogramm ANTLE liegt das Hauptaugenmerk darauf in naher Zukunft ein umweltfreundliches als auch kostengünstiges Triebwerk zu entwickeln. CLEAN hingegen untersucht Technologien zur Emissionsvermeidung auf längere Sicht. Dafür wurde unter anderem der Einsatz eines Wärmetauschers im Abgasstrahl der Schubdüse untersucht. Das EEFAE Programm wurde 2004 abgeschlossen.

NEWAC

Als Hauptziel des NEWAC Programms kann die Verbesserung des thermischen Wirkungsgrades angesehen werden, was zu einer Reduktion des CO₂-Ausstoßes sowie zu einem geringeren Treibstoffverbrauch führt.

VITAL

VITAL hat das Ziel eine emissionsarme sowie lärmarme Turbine zu entwickeln. Eine Möglichkeit der Umsetzung dieser Ziele ist zum Beispiel die Entwicklung leiser und leichter Fan-Technologien für Triebwerke mit sehr hohem Mantelstromverhältnis.

Clean Sky

Clean Sky hat sich zum Ziel gesetzt die Entwicklung marktreifer umweltfreundlicher Triebwerke zu verbessern und zu beschleunigen. Daraus soll sowohl ein Wettbewerbsvorteil für die europäische Flugzeugindustrie, sowie ein schnelleres Erreichen von Umweltzielen gewährleistet werden.

CLAIRE

Ziel des Clear Air Engine Programms ist es bis zum Jahr 2035 den Kohlendioxid-Ausstoß eines Triebwerks im Vergleich zu einem aktuellen Triebwerk (V2500) um 30% zu verringern. Dafür sollen unter anderem auch Technologien eingesetzt werden, welche in anderen Programmen erforscht wurden.

AIDA

Kerngebiet dieses Forschungsprogramms sind die Strömungskanäle zwischen den Triebwerksbauteilen. Mit Hilfe von Tests, Messungen und CFD-Berechnung soll das Strömungsverhalten in diesen Kanälen erforscht und verbessert werden. Die daraus

gewonnenen Ergebnisse dienen der Entwicklung umweltfreundlicher und konkurrenzfähiger Triebwerke im europäischen Raum.

DREAM

Das DREAM-Programm hat sich zum Ziel gesetzt radikale Triebwerkskonzepte zu entwickeln, welche eine erhebliche Reduktion des CO₂ und NO_x Ausstoßes erreichen. Außerdem soll zusätzlich der Triebwerkslärm reduziert werden, was besonders bei Open Rotor Konzepten eine große Herausforderung darstellt.

5.2.2 Zukünftige Triebwerkskonfigurationen

Einige konkrete Konzepte, welche aus diesen Technologieprogrammen entstanden sind, sollen nun genauer betrachtet werden. Diese Konzepte können grundsätzlich in zwei Kategorien unterteilt werden. Bei der ersten Gruppe handelt es sich um Triebwerke bei denen eine Effizienzsteigerung hauptsächlich durch Erhöhung des Mantelstromverhältnisses erzielt werden soll:

- Geared Turbofan
- Open Rotor
- CRISP

Die zweite Gruppe beinhaltet Triebwerkskonzepte, welche in erster Linie zur Optimierung des Kerntriebwerks eine Effizienzsteigerung erzielen sollen:

- Intercooled Recuperated Core
- Active Core Concept

5.2.3 Geared Turbofan

Der Geared Turbofan ist eine Weiterentwicklung des normalen Turbofans um noch höhere Bypass-Verhältnisse erreichen zu können. Die Beschränkung des Mantelstromverhältnisses beim Turbofan beruht in erster Linie auf der zulässigen Geschwindigkeit der Fanspitzen sowie einer Begrenzung des Wirkungsgrads der Niederdruckturbinen, welcher mit abnehmender Drehzahl stark sinkt. Für die Schaufelspitzen des Fans gilt in der Regel, dass die Schallgeschwindigkeit nur gering überschritten werden soll. Um diese Beschränkung zu umgehen kann dem Fan ein Getriebe vorgeschaltet werden um damit die Drehzahlen von Fan und Niederdruckturbinen zu entkoppeln. Dadurch kann jetzt theoretisch je nach Getriebeübersetzung ein beliebig großes Bypassverhältnis bei optimalen Drehzahlverhältnissen für die Niederdruckturbinen erreicht werden. Das beschränkende Element dieser Ausführung ist also das Untersetzungsgetriebe des Fans. Die besondere Herausforderung in der Entwicklung

solcher Triebwerke besteht also darin ein hocheffizientes und gleichzeitig leichtes Getriebe zu entwickeln, welches sowohl in der Betriebssicherheit sowie bei der Lebensdauer die Standards der Luftfahrt erfüllt. Außerdem muss die Kühlung des Getriebes gewährleistet sein. Da bei leistungsstarken Triebwerken die Verlustleistung im Getriebe trotz Getriebewirkungsgraden von über 95% im Megawattbereich liegen kann, stellt die Kühlung eine weitere Schwierigkeit bei der Konstruktion dar. Neben dem hohen Nebenstromverhältnis ist ein weiterer Vorteil des Geared Turbofan, dass schnelllaufende Niederdruckturbinen zum Einsatz kommen können. Bei gleichbleibender Druckzahl $\psi = 2 * \Delta h / u^2$ erlaubt dieser Turbinentyp auf Grund der höheren Umfangsgeschwindigkeit mehr Energie pro Stufe abzarbeiten als konventionelle Niederdruckturbinen. Diesen Vorteilen steht eine Erhöhung des Gesamtgewichts des Triebwerks durch das Getriebe sowie dafür notwendige Zusatzaggregate und Betriebsmittel gegenüber. Die Treibstoffeinsparungen durch die verbesserten Wirkungsgrade müssen demnach den zusätzlichen Verbrauch durch das höhere Gewicht deutlich übersteigen um diese komplexe Konstruktion zu rechtfertigen.

Mit dem von der Firma Pratt & Whitney entwickelten Triebwerk PW1000G (siehe Abb. 5.4) ist es nun erstmals gelungen einen wirtschaftlichen Geared Turbofan für Großraumflugzeuge zu entwickeln. Mit Hilfe eines Planetengetriebes (siehe Abb. 5.5) erreicht die Turbine ein Bypass-Verhältnis von 12:1 und damit eine Reduktion des Treibstoffverbrauchs von ca. 15%. Zusätzlich zu dieser Effizienzsteigerung führt dieses hohe Mantelstromverhältnis zu einer Verringerung der Lärmemissionen.

Bei der weiteren Entwicklung des Geared Turbofan wird ein besonders Augenmerk auf dem Einsatz von leichten hochfesten Materialien liegen. Einerseits kann dadurch der Nachteil des höheren Gewichts weiter verringert werden. Andererseits erfordern Probleme, welche erst durch den Einsatz eines Getriebefans in Erscheinung treten (z. B. hohe Fußbelastung der Fanschaufeln auf Grund des steigenden Bypass-Verhältnisses und somit des Fandurchmessers), die stetige Verbesserung der eingesetzten Werkstoffe.

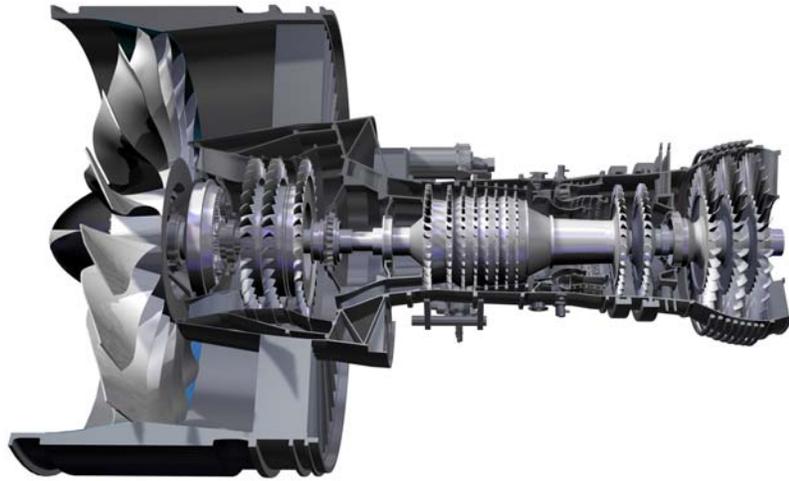


Abbildung 5.4: Artwork Pratt & Whitney PW1000G [23]



Abbildung 5.5: Platentengetriebesatz der PW1000G für den Fanantrieb [22]

5.2.4 Open Rotor

Die ersten Prototypen dieses Triebwerkskonzepts wurden während der Ölkrise in den 80er-Jahren entwickelt, da dieses Konzept ein deutliches Einsparungspotential gegenüber Standardtriebwerken darstellt. Allerdings wurden damals Probleme wie z.B. die hohe Lärmentwicklung oder das hohe Gewicht nicht gelöst, da mit Absinken des Ölpreises die Entwicklung gestoppt wurde. Erst in den letzten Jahren begannen die Unternehmen Rolls Royce (siehe Abb. 5.6) und GE wieder mit Forschungsarbeiten zur Konstruktion eines marktreifen Open-Rotor-Triebwerks. Das in der Abbildung 5.6 gezeigte Demonstrationstriebwerk entstand im Zuge des *Clean Sky* - Programms. Die beiden gegenläufigen Rotoren am hinteren Ende des Triebwerks ermöglichen ein sehr hohes Mantelstromverhältnis und dadurch einen guten Vortriebswirkungsgrad. Diese Anordnung erforderte die Entwicklung eines komplexen Kraftübertragungssystems mit Übersetzungsgetriebe, welches mit der Blattwinkelverstellung kombiniert werden musste. Des Weiteren konnten durch die spezielle Schaufelkonstruktion die Lärmemissionen reduziert werden. Am Prüfstand konnte das Demonstrationstriebwerk die geforderten Ziele erreichen.

Prinzipiell können beim Open-Rotor-Konzept die Rotoren vor oder hinter dem Kerntriebwerk angeordnet werden. Die Konfiguration mit hinter dem Gasgenerator liegenden Rotoren wird „Pusher“ genannt. Werden die Rotoren vorne angeordnet spricht man von einem so genannten „Puller“. Für den Antrieb der Rotoren kommen zwei verschiedene Systeme zur Verfügung:

- Gegenläufige Niederdruckturbinen
- Getriebe mit Drehrichtungsumkehr

Die Variante mit Getriebe stellt die komplexere Konfiguration dar, ermöglicht dafür jedoch den Einsatz einer Untersetzung für den Antrieb der Rotoren. Durch den Einsatz eines Getriebes erhöht sich beim Open Rotor Konzept wie beim Geared Turbofan das Gesamtgewicht des Triebwerks. Der zusätzliche Treibstoffverbrauch durch dieses Zusatzgewicht muss durch die Verbesserung der Wirkungsgrade kompensiert werden, um ein solches Konzept zu rechtfertigen.

Zu Letzt soll noch kurz erwähnt werden, dass ein solches offenes Konzept im Bereich Sicherheit besondere Anforderung an die Entwickler stellt. Im Fall des Versagens eines Rotorblatts ist das Risiko, dass die Flugzeugzelle oder sogar der Passagierraum beschädigt werden höher als bei einem ummantelten Fan. Um die geforderten Leistungen und das hohe Nebenstromverhältnis zu erreichen werden die Rotorblätter sehr hoch belastet. Der Einsatz bzw. die Entwicklung leichter und hochfester Werkstoffe für diese Rotorblätter wird in Zukunft eine weitere Erhöhung des Bypass-Verhältnisses und Leistung erlauben, ohne die Sicherheit zu gefährden.

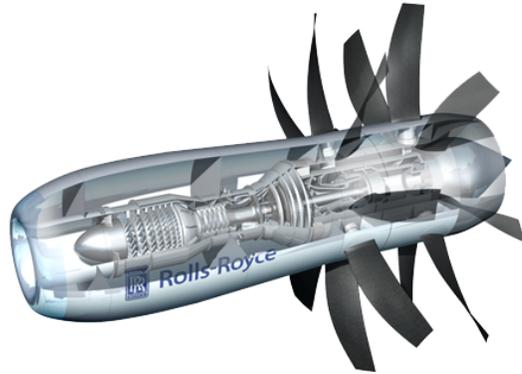


Abbildung 5.6: Rolls Royce Open Rotor Demonstrator [16]

5.2.5 CRISP

Die Bezeichnung CRISP stammt aus einem Technologieprogramm der MTU in Zusammenarbeit mit dem DLR und anderen Unternehmen in den 1980er Jahren und steht für Counter Rotating Integrated Shrouded Propfan. Besonderes Merkmal dieser Triebwerkskonfiguration sind die zwei gegenläufigen ummantelten Bläser mit verstellbaren Schaufeln. Die Resultate des Forschungsprogramms ergaben, dass ein solches Triebwerk erhebliche Treibstoffeinsparungen ermöglichen würde, jedoch auf Grund der hohen Kosten und der niedrigen Treibstoffkosten nicht rentabel wäre. Auf Grund der sich verändernden Voraussetzungen sowohl im Bereich der verfügbaren Technologien, sowie der steigenden Treibstoffpreise und Umwelanforderungen wurde 2010 das Projekt CRISP II vom DLR ins Leben gerufen. Abbildung 5.7 zeigt einen Versuchsaufbau für den im Zuge des CRISP-Projekts erstellten gegenläufigen Fans. Mit Hilfe dieser Prüfstandversuche konnten vor allem auf dem Bereich der Lärmentwicklung bzw. Lärmemission Fortschritte erreicht werden.

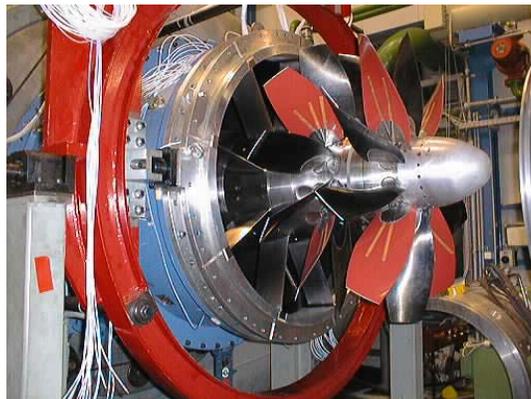


Abbildung 5.7: Versuchsaufbau CRISP [5]

5.2.6 Active Core Concept

Ein konventionelles Triebwerk wird für einen bestimmten Belastungsfall ausgelegt und versucht dafür die Wirkungsgrade zu optimieren. Flugzeugturbinen müssen jedoch einen sehr großen Betriebsbereich abdecken. Bei einem Active Core Concept [17,21] wird versucht das Triebwerk über den gesamten Einsatzbereich möglichst Nahe am Optimum zu betreiben. Als Beispiele dafür können die *Active Surge Control*, die *Active Clearance Control*, oder die *aktive Kühlluftkühlung* genannt werden, welche unter Anderem im Rahmen des NEWAC Programms [19] erforscht werden. Die aktive Kühlluftkühlung, wie sie im Triebwerksschema in Abbildung 5.8 dargestellt wird, dient zur Reduktion der Verluste durch Kühlluft. Bei heutigen Triebwerken kann der Kühlluftbedarf bis zu 25% des Luftmassenstroms betragen. Die Kühlleistung, welche sich daraus ergibt wird jedoch nur bei maximaler Belastung benötigt. Mit Hilfe der aktiven Kühlluftkühlung kann die Kühlleistung im Teillastbetrieb, wozu ein Großteil eines zählt, verringert werden und somit die Effizienz des Triebwerks erhöht werden. Bei der in Abbildung 5.8 gezeigten Umsetzung der aktiven Kühlluftkühlung kann der Kühlluftmassenstrom mit Hilfe eines Wärmetauschers im Nebenstrom abgekühlt werden. Durch die aktive Regelung des Kühlluftmassenstroms durch den Wärmetauscher kann die Kühlleistung an den erforderlichen Wert angepasst werden.

Die Systeme *Active Surge Control* (ASC) und *Active Clearance Control* (ACC) sind aktive Elemente zur Optimierung des Verdichterbetriebs im Teillastbereich. Wie aus Abbildung 5.9 hervorgeht werden dafür zusätzliche Einbauten im Verdichtergehäuse benötigt. Die Steuerung der Systeme kann in einer Kontrolleinheit kombiniert werden. Ziel des ASC ist es durch Einblasen von verdichteter Luft ein Pumpen des Verdichters zu vermeiden. Dadurch kann im Besonderen der Betrieb im niederen Teillastbereich begünstigt werden. Das ACC dient dazu den Spalt zwischen Laufschaufelspitze und Gehäuse konstant gering zu halten. Besonders beim Start variiert dieser Spalt, wie in Abbildung 5.9 zu sehen ist, ohne ACC stark. Mit der Reduktion des Spalts können Verluste vermieden werden und somit die Effizienz des Verdichters erhöht werden.

Die Entwicklung dieser Technologien befindet sich zwar noch im Anfangsstadium und ein Triebwerk mit vollständig aktivem Kern noch eine Zukunftsvision, aktive Elemente für einzelne Turbinenkomponenten bieten jedoch sehr aussichtsreiche Forschungsgebiete.

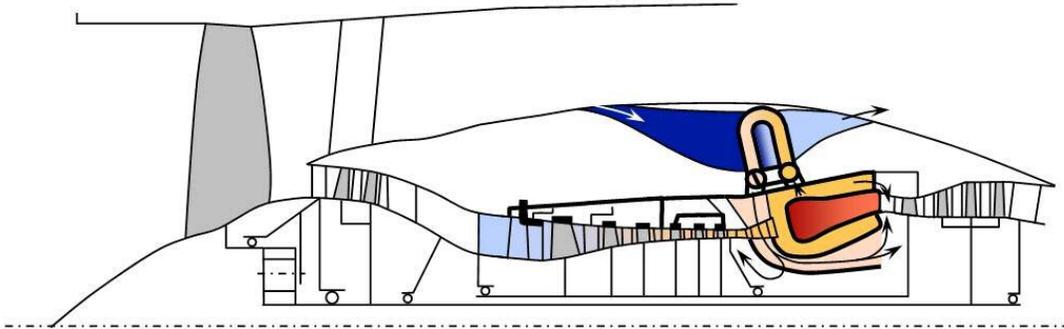


Abbildung 5.8: Schema eines Triebwerks mit Active Core Elementen [17]

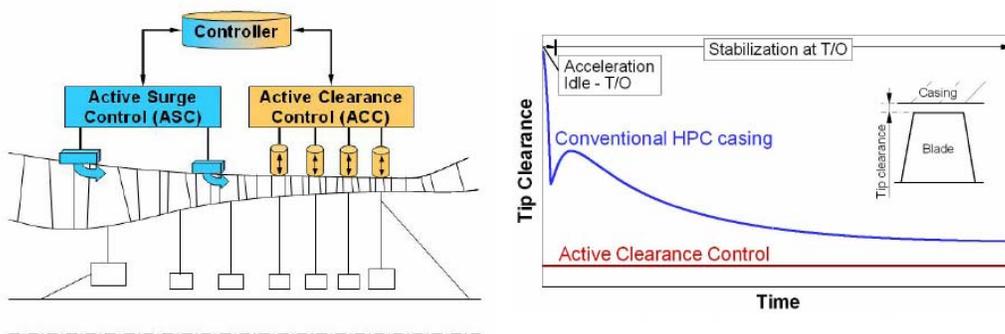


Abbildung 5.9: Links: Schema des Regelkreises für ACC und ASC [21], Rechts: Verlauf des Spalts zwischen Schaufelspitze und Gehäuse beim Start [21]

5.2.7 Intercooled Recuperated Core

Bei diesem Konzept liegt der Fokus auf der Verbesserung des inneren Wirkungsgrads des Triebwerks, da einerseits die erforderliche Verdichterarbeit durch Zwischenkühlung [2, 26] verringert wird und andererseits durch eine Abgaswärmerückgewinnung [7] weniger Treibstoff eingebracht werden muss [27, 28]. Durch die zusätzlichen Einbauten im Kerntriebwerk erhöht sich jedoch das Gewicht des Triebwerks, wodurch sich auch der benötigte Schub für gleichbleibende Flugleistungen erhöht. Für dieses Konzept ist also immer abzuwägen, ob das Treibstoffeinsparungspotenzial nicht durch das Zusatzgewicht aufgehoben wird. Durch ständig steigende Treibstoffkosten und neuen Technologien wird der Einsatz eines solchen Triebwerks immer attraktiver. Abbildung 5.10 zeigt den schematischen Aufbau eines solchen Triebwerks. Das 2d-Schnittbild eignet sich gut zur Darstellung der Strömungsführung, welche auf Grund der zusätzlichen Wärmetauscher wesentlich komplexer als in einem Turbofan ausgeführt werden muss. Wie man erkennen kann wird die Strömung für die Zwischenkühlung mehrmals stark umgelenkt, wodurch Verluste entstehen und die Anströmung der nachfolgenden Verdichterstufen beeinflusst wird. Zusätzlich tritt im Wärmetauscher ein Druckverlust auf. Im Fall der Wärmerückgewinnung wurde die Strömungsführung nur angedeutet, da diese noch schwieriger zu realisieren sein wird. In der 3d-Abbildung wird eine Möglichkeit zum Einbau des Rekuperators sehr gut veranschaulicht. Es wird ersichtlich, dass die notwendigen Wärmetauscher einen relativ hohen Platzbedarf haben, was in weiterer Folge die Bauform des Triebwerks, im Besonderen die Form der Schubdüse einschränkt. Die Entwicklung der Wärmetauscher für die Abwärmerückgewinnung stellt eine der größten Herausforderung bei diesem Konzept dar, da trotz Leichtbau, Platzmangel und einer stark korrosiven Umgebung hohe Leistungen übertragen werden müssen. Lanzetten-Wärmetauscher wie in Abbildung 5.11 dargestellt scheinen für diese Aufgabe geeignet zu sein und werden im Zuge von Forschungsprojekten der MTU genauer untersucht.

Diesen konstruktiven Schwierigkeiten steht das hohe Potential an Effizienzsteigerungen gegenüber, welches in erster Linie auf der Veränderung des Kreisprozesses durch die Zwischenkühlung und die Wärmerückgewinnung beruht. Abbildung 5.12 zeigt einen Vergleich der Kreisprozesse einen normalen Turbofans zum Intercooled Recuperated Turbofan. Betrachtet man den Kreisprozess beginnend mit der Verdichtung führt die Zwischenkühlung zum ersten wesentlichen Unterschied. Einerseits führt die Zwischenkühlung zu einem geringeren Gesamtarbeitsaufwand für die Verdichtung, andererseits erlaubt sie eine höhere Energiezufuhr nach der Verdichtung ohne die Turbineneintrittstemperatur wesentlich zu erhöhen. Die thermodynamischen Grundlagen dieser Effekte werden in Abschnitt 5.3 genauer erläutert. Als nächstes wird der verdichteten Luft Wärme zugeführt. Dies geschieht im Gegensatz zum konventionellen Kreisprozess nicht ausschließlich durch die Verbrennung in der Brennkammer, sondern anfänglich mit Hilfe eines Wärmetauschers. Die im Rekuperator übertragene Wärmemenge ist durch den Zustand des Heißgases nach dem Austritt aus der Niederdruckturbine beschränkt. Der Luftmassenstrom kann

im Rekuperator also höchstens auf die Temperatur des Heißgases am Ausgang der Niederdruckturbine abzüglich einer für den Wärmetauscher notwendigen Grädigkeit erhitzt werden. Wegen der beschränkten Wärmetauscherflächen kann die Grädigkeit relativ hohe Werte annehmen um die übertragene Wärmeleistung ($\dot{Q} = k * A * \Delta t_m$) zu maximieren.

Eine quantitative Betrachtung dieses Konzept kann dem nachfolgendem Abschnitt 5.3 entnommen werden. Die Parameterstudie bezieht sich größtenteils auf den Inter-cooled Recuperated Turbofan, da die Effizienzsteigerung des Kerntriebwerks dabei im Vordergrund steht.

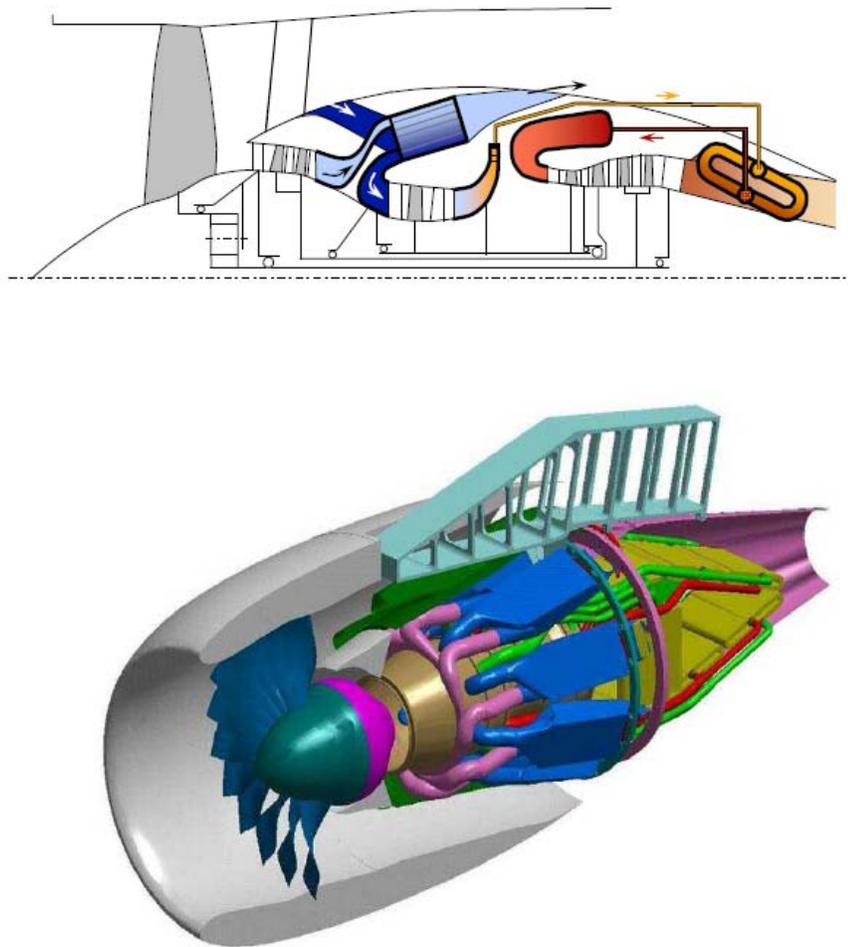


Abbildung 5.10: Schema eines Triebwerks mit Zwischenkühlung und Rekuperator [18]

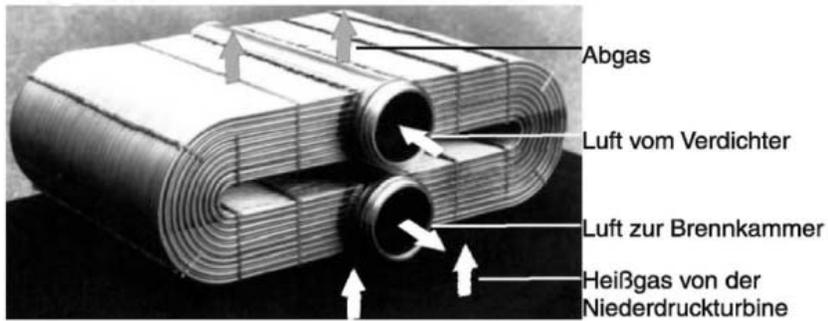


Abbildung 5.11: Lanzetten-Wärmetauscher [4]

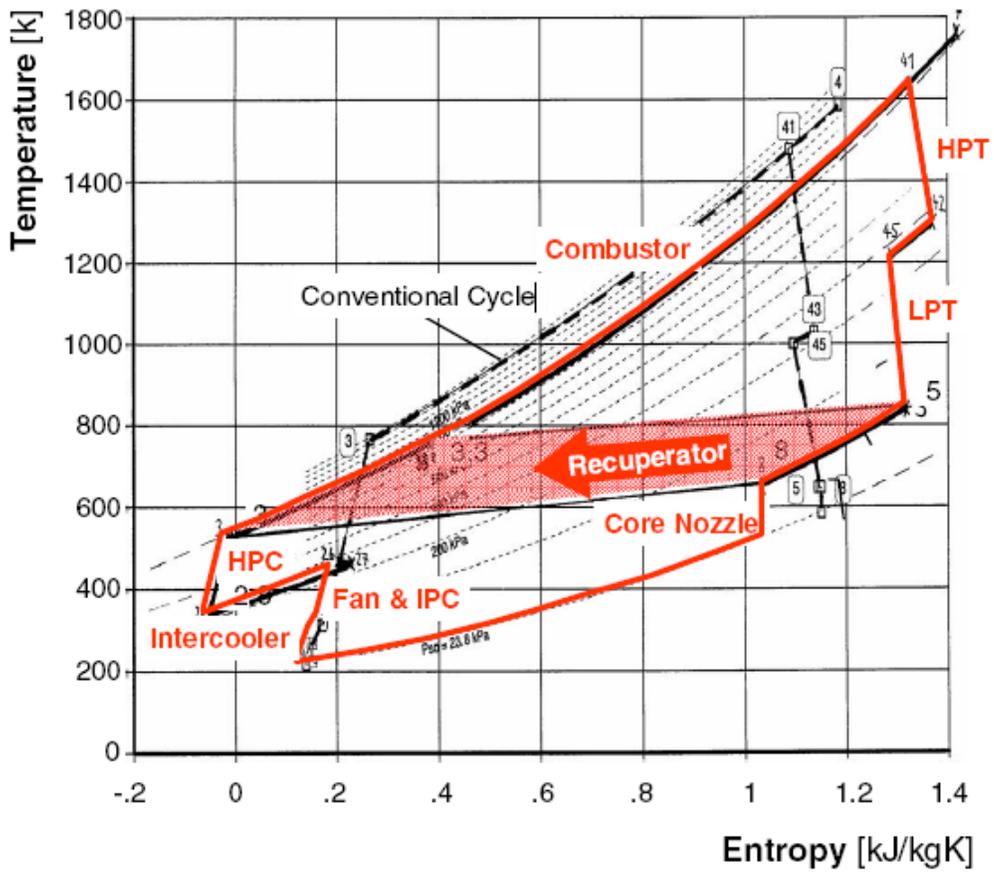


Abbildung 5.12: Temperatur - Entropie - Diagramm eines Intercooled Recuperated Turbofan [19]

5.3 Parameterstudie

Im vorhergehenden Abschnitt wurden Flugzeugkonzepte hauptsächlich qualitativ betrachtet. Daraus geht hervor, dass der Großteil der Forschungsprojekte sich entweder mit Technologien zur Erhöhung des Nebenstromverhältnisses oder mit Möglichkeiten zur Steigerung der Effizienz des Kerntriebwerks beschäftigt. Letzteres soll in diesem Abschnitt noch einmal mittels einer Parameterstudie quantitativ aufgearbeitet werden. Die wesentlichen Technologien zur Optimierung des Kreisprozesses für den Gasgenerator sind die Verdichterzwischenkühlung, die Abwärmerückgewinnung, sowie Active Core Elemente. Eine quantitative Bewertung der aktiven Elemente bezüglich ihrer Auswirkungen auf den Kreisprozess ist jedoch im Moment noch sehr hypothetisch und wird deshalb nicht weiter verfolgt. Somit scheint der Intercooled Recuperated Turbofan 5.2.7 am Besten als Grundlage für die Parameterstudie geeignet zu sein.

Um die notwendigen Berechnungen durchzuführen wurde dan in 4 vorgestellte Programm GasTurb verwendet. Durch die Anpassung des in GasTurb vorgefertigten Triebwerksmodells (siehe Abb. 5.13 eines dreiwelligen Turbofans mit Zwischenkühler und Rekuperator können durch gezieltes Ausschalten einzelner Komponenten folgende vier Varianten modelliert werden:

- Three Spool Turbofan
- Three Spool Turbofan with Intercooler
- Three Spool Turbofan with Recuperator
- Three Spool Turbofan with Intercooler and Recuperator

Werden sowohl Zwischenkühlung als auch Abwärmerückgewinnung deaktiviert entspricht das Modell einem konventionellen Turbofan, welcher in Folge als Basis für Vergleiche dient. Die zweite und dritte Variante können als Evolutionsstufen betrachtet werden, welche durch Kombination den in Abschnitt 5.2.7 beschriebenen Intercooled Recuperated Turbofan ergeben. Somit kann gezeigt werden, wie sich die einzelnen Technologien bzw. die Kombination von beiden auf den Kreisprozess des Triebwerks auswirken.

5.3.1 Rahmenbedingungen der Parameterstudie

Flugbedingungen

Die Randbedingungen für die Berechnungen wurden wie folgt definiert:

- Flughöhe [m]: 12000
- Temperaturdifferenz zu ISA [K]: 0

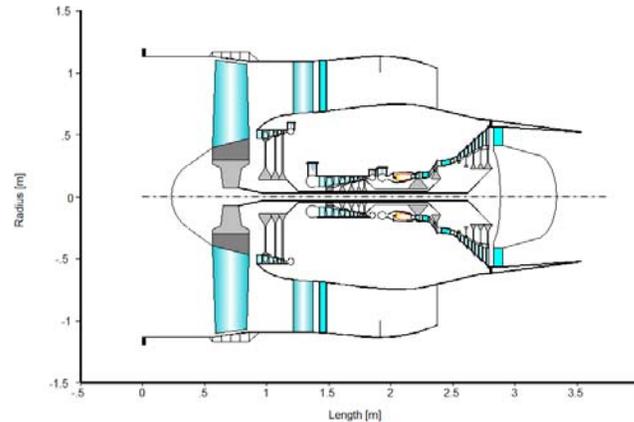


Abbildung 5.13: Maßstabgetreue Skizze des GasTurb Turbinenmodells

- relative Luftfeuchte [%]: 0
- Fluggeschwindigkeit [Ma]: 0,8

Die Werte entsprechen den derzeit üblichen Bedingungen für den Flugverkehr. Abweichungen, insbesondere bei der Fluggeschwindigkeit, können zu Schwierigkeiten bei der Koordination des Flugverkehrs führen. Diese Problematik wird hier nicht weiter behandelt, weshalb für die weiteren Berechnungen dieser Standardwert verwendet wird. Alle abgeleiteten Werte wurden nach den Grundsätzen der ISA berechnet.

Auswahl der Parameter

Auf Grund der Vielzahl an Einflussfaktoren, welche die Prozesse in einer Flugzeugturbine beeinflussen, können nicht alle parametrisiert werden. Die Auswahl fiel auf folgende Werte:

- Brennkammeraustrittstemperatur T_4
- Verdichterdruckverhältnis Π
- Bypass-Verhältnis μ

Die Brennkammeraustrittstemperatur wurde gewählt, da sie ein Indikator für die Entwicklung von Materialien und Kühlung der Turbinenschaufeln ist, und somit den Technologiefortschritt widerspiegelt. Für die Effizienz eines Triebwerks ist jedoch immer die Kombination aus Turbineneintrittstemperatur und Verdichterdruckverhältnis ausschlaggebend, weshalb auch dieses als Parameter verwendet wurde. Das Bypass-Verhältnis kann als Maßstab für den Vortriebswirkungsgrad gesehen werden

und wurde deshalb auch als Parameter verwendet.

Zur Veranschaulichung der Berechnungsergebnisse, bzw. um tendenzielle Veränderungen bei der Variation der Parameter aufzuzeigen wird der schubbezogene spezifische Kraftstoffverbrauch (TSFC) als Vergleichswert verwendet. Dieser Wert bietet die beste Möglichkeit verschiedene Turbinen im Bezug auf ihre Wirtschaftlichkeit miteinander zu vergleichen.

Weitere Rahmenbedingungen

Wie oben erwähnt ist die Anzahl der Einflussfaktoren bei weiten nicht durch die gewählten Parameter gedeckt. Nach Möglichkeit wurden diese Faktoren für alle Varianten gleich belassen. Großteils handelt es sich bei diesen Werten um Komponentenwirkungsgrade oder Verlustwerte. Abbildung 5.14 zeigt einen Auszug der Vielzahl an Einflussfaktoren, welche GasTurb für die Kreisprozessrechnung verwendet. Für die einzelnen Verdichter- und Turbinenstufen werden der isentrope und der polytrope Wirkungsgrad angegeben. Außerdem noch der Reynoldszahlindex RNI und das Druckverhältnis. Der Reynoldszahlindex ist das Verhältnis der effektiven Reynoldszahl zur Reynoldszahl für eine konstante Machzahl. Für Simulationen eignet sich der Wert besser als die eigentliche Reynoldszahl. Für die Brennkammer, den Zwischenkühler und den Rekuperator werden nur der isentrope Wirkungsgrad und das Druckverhältnis angegeben. Das Druckverhältnis ist in diesem Fall gleichbedeutend mit dem Druckverlust in den jeweiligen Bauteilen. Im unteren Teil der Liste werden noch die mechanischen Wirkungsgrade der drei Turbinenwellen sowie deren Drehzahlen angegeben.

Efficiencies:	isentrp	polytr	RNI	P/P
Outer LPC	0,8780	0,8872	0,350	1,750
Inner LPC	0,8700	0,8748	0,350	1,300
IP Compressor	0,8400	0,8675	0,411	4,000
Intercooler	0,6000			0,9800
HP Compressor	0,8500	0,8833	1,190	6,747
Burner	0,9995			0,9310
HP Turbine	0,8800	0,8715	0,988	2,030
IP Turbine	0,8900	0,8857	0,602	1,473
LP Turbine	0,9107	0,8864	0,449	9,015
Heat Exchang	0,7000			0,9700
HP Spool mech Eff	0,9800	Nom Spd	16000 rpm	
IP Spool mech Eff	1,0000	Nom Spd	7500 rpm	
LP Spool mech Eff	1,0000	Nom Spd	4057 rpm	

Abbildung 5.14: Liste von Einflussfaktoren [14]

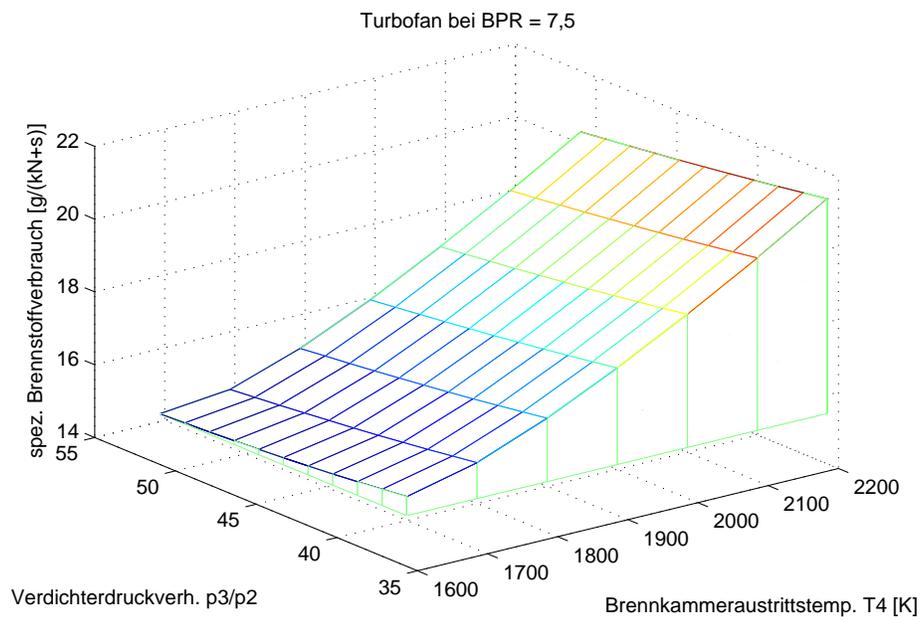


Abbildung 5.16: spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans bei BPR = 7,5

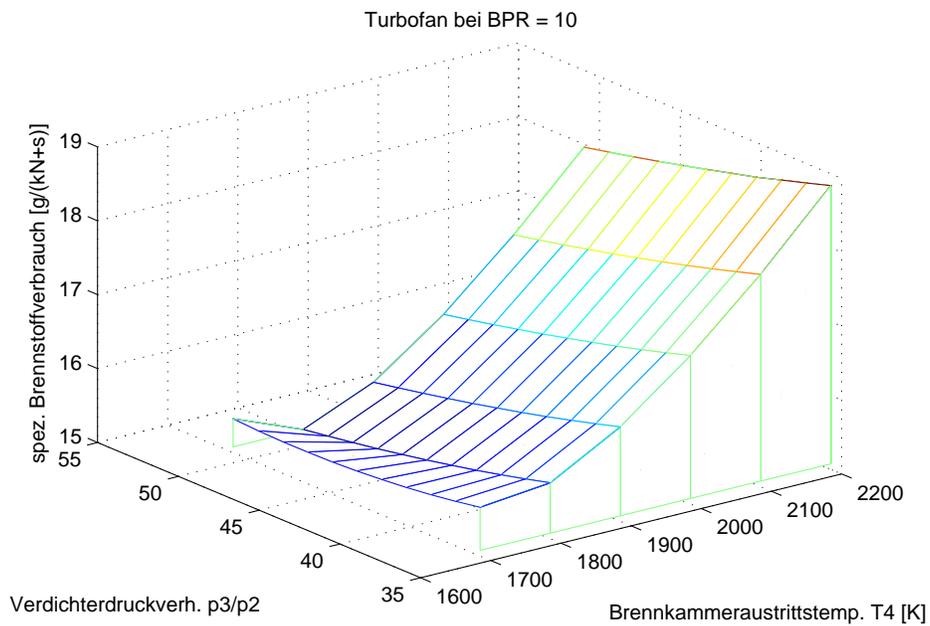


Abbildung 5.17: spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans bei BPR = 10

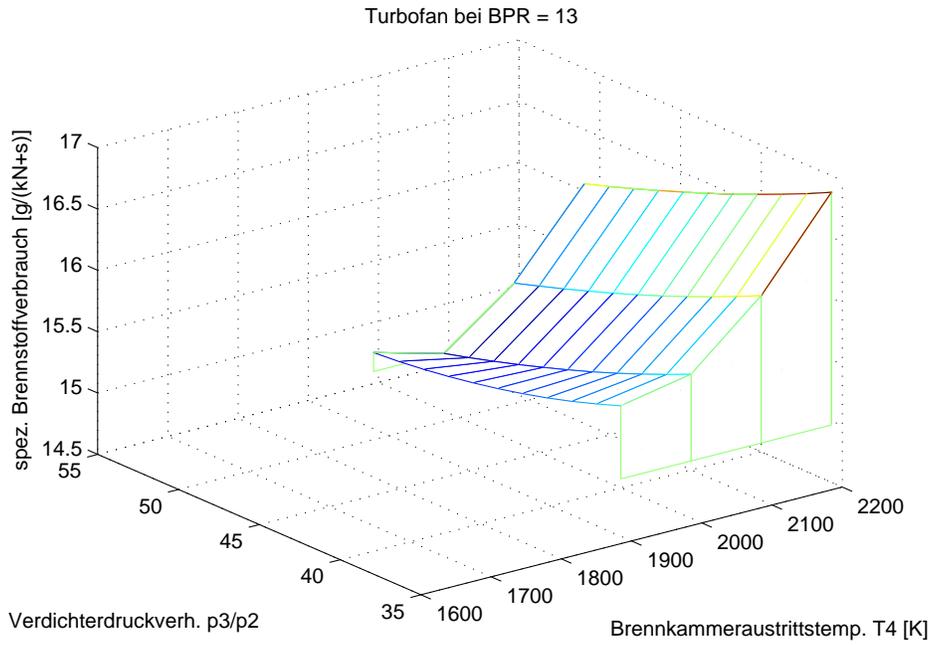


Abbildung 5.18: spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans bei BPR = 13

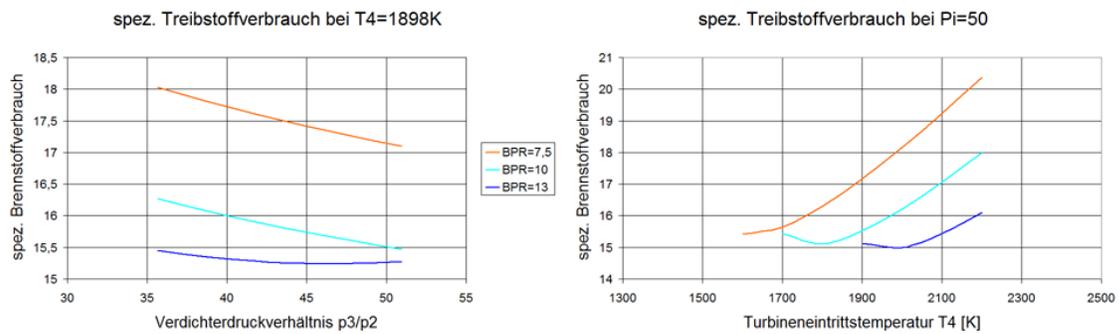


Abbildung 5.19: spez. Treibstoffverbrauch Three Spool Turbofan

Die Diagramme in den Abbildungen 5.16, 5.17, 5.18 und 5.19 zeigen den schubspezifischen Kraftstoffverbrauch in Abhängigkeit von Verdichterdruckverhältnis und Turbineneintrittstemperatur bei einem bestimmten Bypass-Verhältnis. Die Variation des Nebenstromverhältnisses wird somit durch den Vergleich der Diagramme zueinander ersichtlich. Die Diagramme lassen sehr gut erkennen, dass die Erhöhung von Temperatur und Druckverhältnis unabhängig von einander kaum Vorteile bringt. Gleichung 5.1 [4] dient zur Ermittlung des optimalen Verdichterdruckverhältnisses bei gegebener Turbineneintrittstemperatur für ein Turbojettriebwerk. Analog dazu müssen diese beiden Werte auch beim Turbofantriebwerk aufeinander abgestimmt werden. Des Weiteren zeigen die Diagramme, dass durch die Erhöhung des Bypass-Verhältnisses das Optimum Richtung steigenden π und T_4 verschiebt. Steigen die Werte jedoch noch weiter steigt der Verbrauch stark an. Grund für diesen Anstieg ist, dass das Temperaturniveau in der Brennkammer steigt und für die gleiche Temperaturerhöhung eine größere Wärmemenge und somit Treibstoff notwendig ist.

$$\pi_{V_{opt}} = \left(\frac{\sqrt{T_\lambda}}{T_0} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (5.1)$$

Bei folgenden Werten erreicht das Berechnungsmodell mit einem spez. Kraftstoffverbrauch von $14,93g/kNs$ ein Optimum:

- $\mu = 12, 15$
- $T_4 = 1898$
- $\pi = 50$ (Anm.: gewählter Grenzwert erreicht)

Den Datenblättern des Modells können noch Gewichtsdaten entnommen werden um die verschiedenen Varianten auch in dieser Hinsicht mit einander vergleichen zu können. Die Daten beruhen auf Materialwerten für standardmäßig im Triebwerksbau eingesetzte Werkstoffe. Die Abmessungen der Bauteile werden so berechnet, dass keine kritischen Spannungswerte auftreten. Mit den für das Optimum errechneten Parametern würde sich ein Gesamtgewicht für das Triebwerk von $4131,36kg$ ergeben.

5.3.3 Three Spool Turbofan with Intercooler

Als nächster Schritt wird dem Modell eine Verdichterzwischenkühlung hinzugefügt, welche der Zustandänderung 24 → 25 in dem in Abbildung 5.20 gezeigten Enthalpie-Entropie-Diagramm. Ziel der Zwischenkühlung ist es die notwendige Verdichterarbeit zu reduzieren. Die notwendige Verdichterarbeit kann näherungsweise mit Gleichungen 5.2 beschrieben werden (isentrope Verdichtung). In dieser Schreibweise ist die benötigte Arbeit nur von der Temperatur bei Beginn der Verdichtung abhängig. Bei einer mehrstufigen Verdichtung ist somit immer die Temperatur am Eingang in die Verdichterstufe relevant. Wird diese vor der Verdichtung durch eine Zwischenkühlung reduziert, verringert sich auch der Arbeitsaufwand. Der für die Zwischenkühlung notwendige Wärmetauscher ist im Betrieb hohen Temperaturdifferenzen ausgesetzt. Dies ist einerseits förderlich für die übertragene Wärmeleistung, andererseits muss das Material hohen Wärmespannungen standhalten.

$$w_V = c_p * T_1 * \left(\pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \quad (5.2)$$

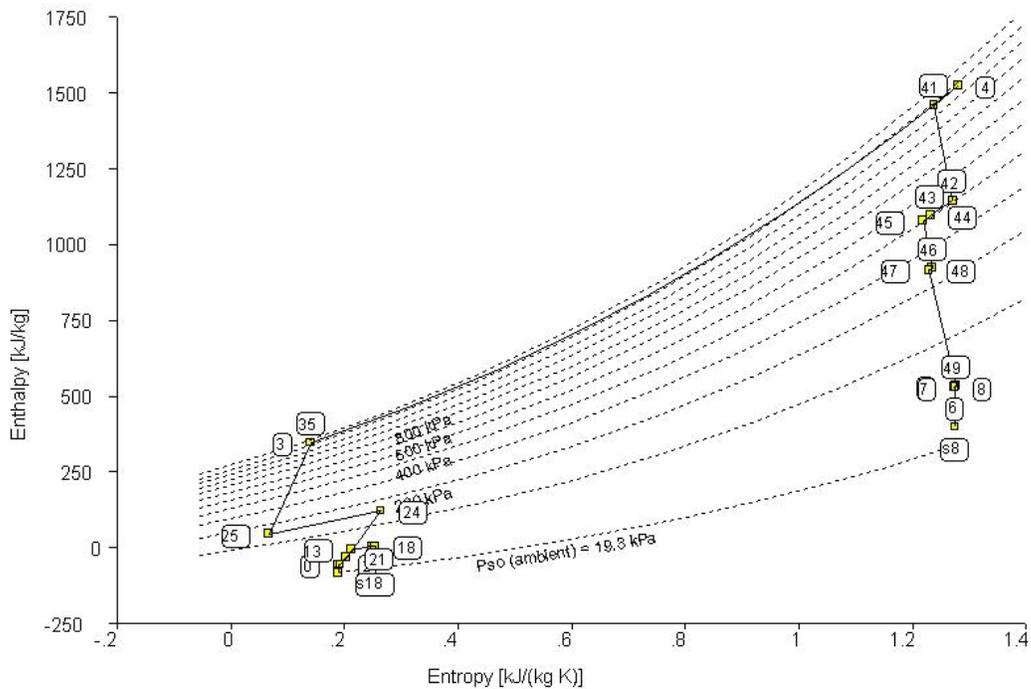


Abbildung 5.20: h-s-Diagramm Three Spool Turbofan with Intercooler

Die Ergebnistabellen B.4, B.5, B.6 für die Parameterstudie des Three Spool Turbofan with Intercooler sind ebenfalls in Anhang B zu finden.

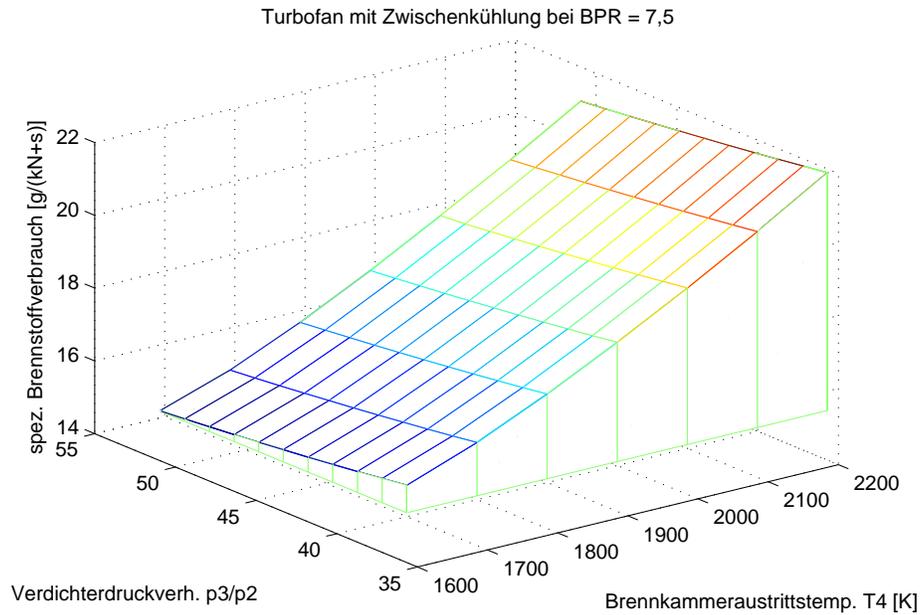


Abbildung 5.21: spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Zwischenkühlung bei BPR = 7,5

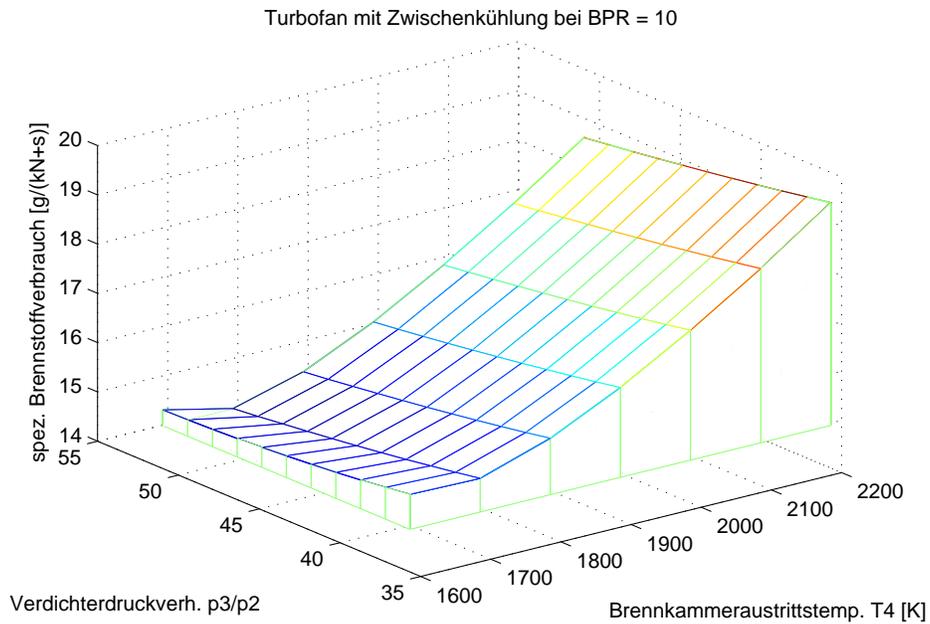


Abbildung 5.22: spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Zwischenkühlung bei BPR = 10

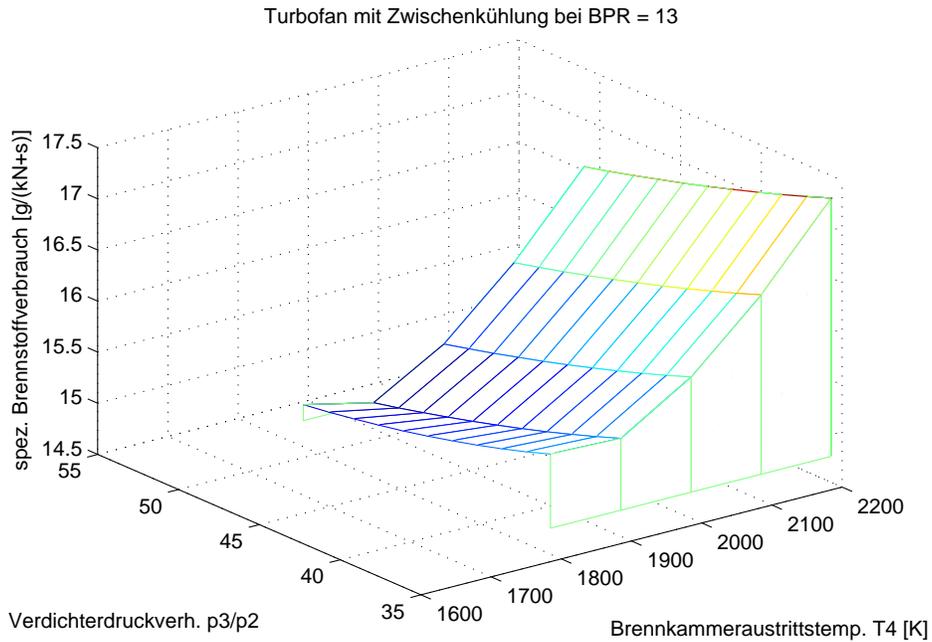


Abbildung 5.23: spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Zwischenkühlung bei BPR = 13

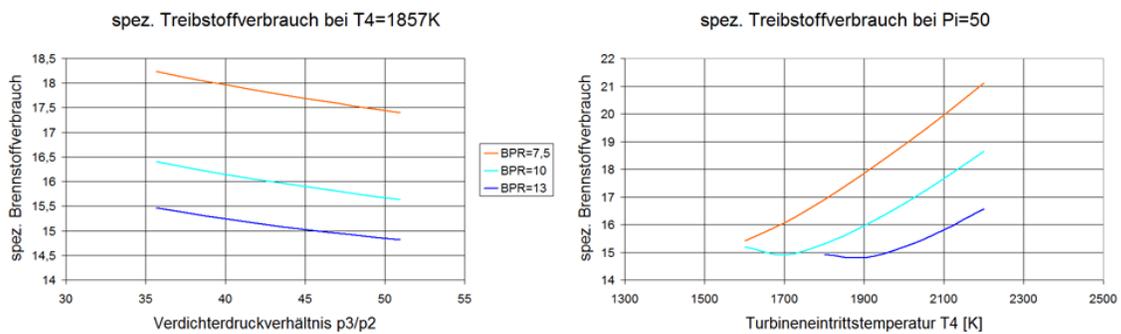


Abbildung 5.24: spez. Treibstoffverbrauch Three Spool Turbofan with Intercooler

Aus den Diagrammen in den Abbildungen 5.21, 5.22, 5.23 und 5.24 kann entnommen werden, dass sich nur eine geringe Verbesserung des spez. Treibstoffverbrauchs im Vergleich zum konventionellen Turbofan einstellt. Die abschließende Optimierungsrechnung zeigt, dass sich ein minimaler Verbrauch von $14,70 \text{ g}/\text{kNs}$ bei folgenden Parameterwerten einstellt:

- $\mu = 13,05$
- $T_4 = 1857$
- $\pi = 50$ (Anm.: gewählter Grenzwert erreicht)

Mit diesen Parametern würde das Triebwerk ohne Wärmetauscher ein Gewicht von 3918,26kg erreichen. Durch eine Verbesserung des Gesamtwirkungsgrades kann die Turbine etwas kleiner ausgeführt werden um die gleichen Flugleistungen zu erzielen. Nach Einbeziehen der Masse des Zwischenkühlers, welche nachfolgend abgeschätzt wird, ergibt sich ein Gesamtgewicht von 4038,36kg.

Abschätzung Wärmetauscher

Im Zwischenkühler wird laut GasTurb-Berechnung die Luft von 400,2K auf 327,3K abgekühlt. Mit Hilfe der restlichen Zustandswerte kann errechnet werden, dass der Wärmetauscher eine Wärmeleistung von $\dot{Q}_{ZK} = 1182,39 \text{ kJ}/\text{s}$ abführen muss. Die mittlere Temperaturdifferenz beträgt rund 100°C . Auf Grund von Vergleichen mit Wärmetauschern für ähnliche Anwendungen wird ein Schätzwert 0,1kg pro Kilowatt übertragener Leistung zur Bestimmung der Masse herangezogen. Somit wird das Gewicht des Zwischenkühlers in etwa 120kg betragen.

5.3.4 Three Spool Turbofan with Recuperator

Die nächste Variante für die Studie basiert auf dem Modell des Three Spool Turbofan mit Abwärmerückgewinnung. Durch den Rekuperator entsteht eine Abhängigkeit zwischen der Verdichteraustrittstemperatur und Temperatur des Heißgases beim Austritt aus der Niederdruckturbine. Das Diagramm in Abbildung 5.25 zeigt den Kreisprozess für dieses Modell mit den Ergebnissen der Optimierungsrechnung.

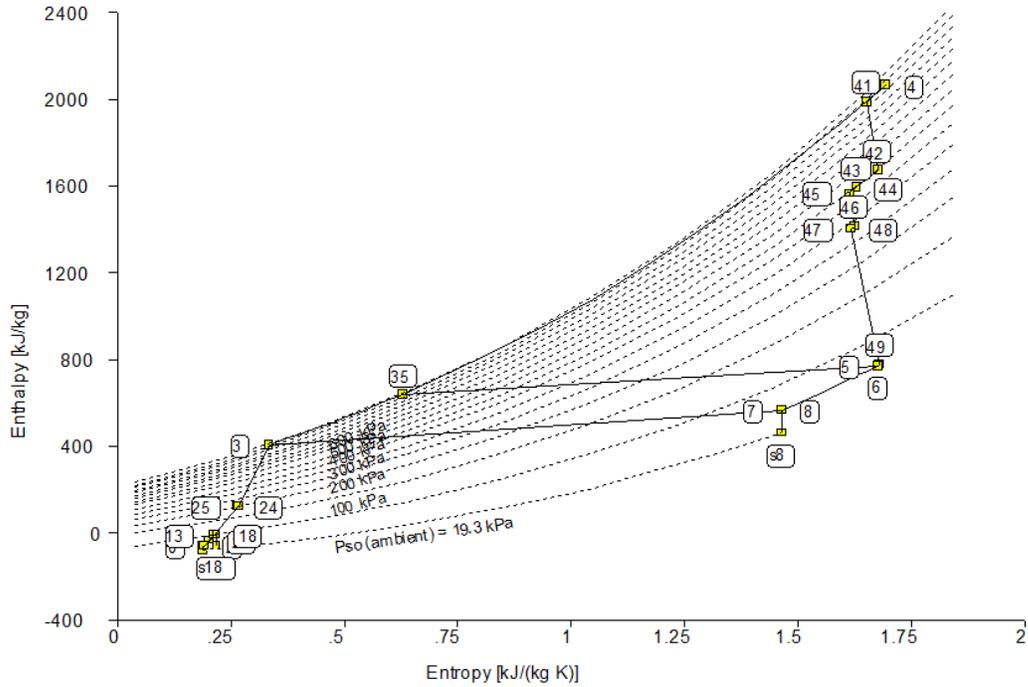


Abbildung 5.25: h-s-Diagramm Three Spool Turbofan with Recuperator

Wie bei den vorangegangenen Varianten können auch für den Three Spool Turbofan with Recuperator die Ergebnistabellen B.7, B.8, B.9 den Anhang B entnommen werden.

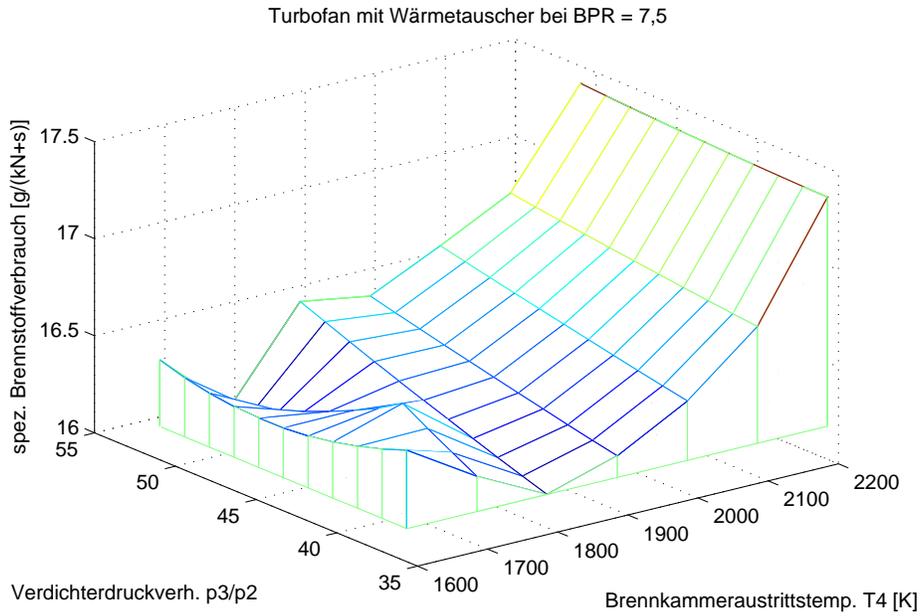


Abbildung 5.26: spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Rekuperator bei BPR = 7,5

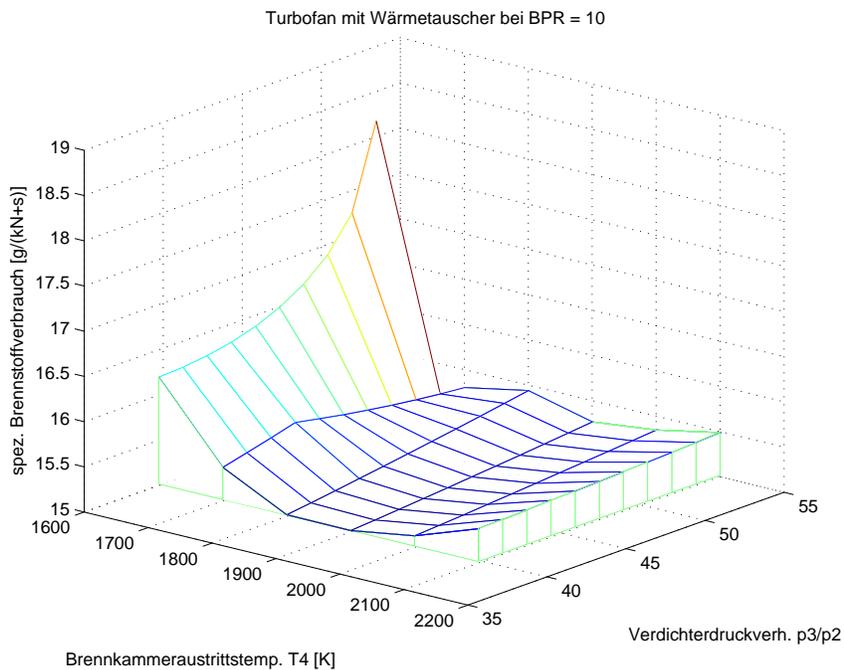


Abbildung 5.27: spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Rekuperator bei BPR = 10

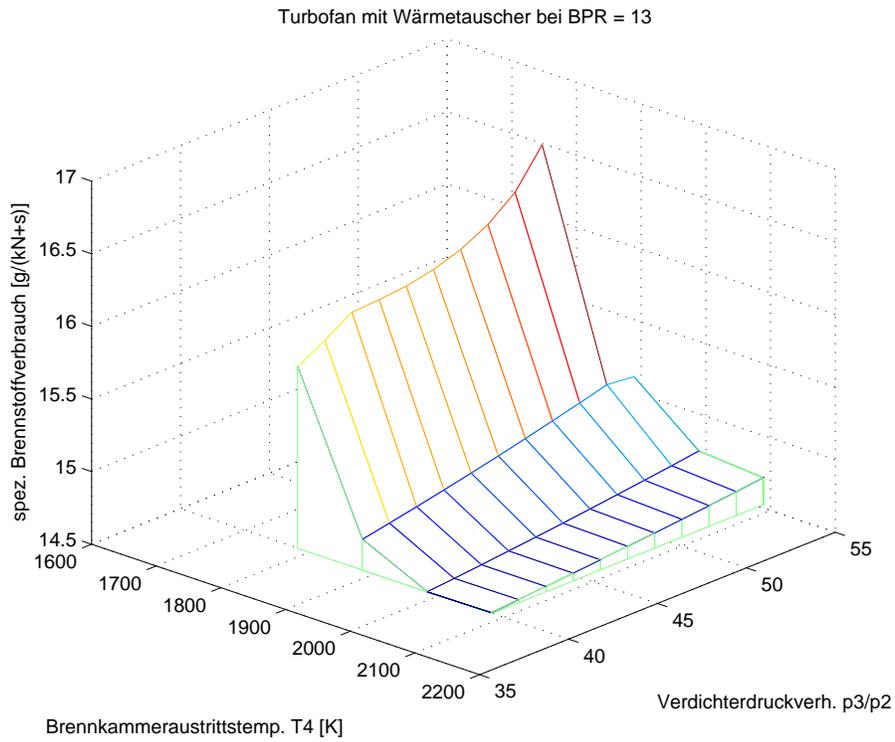


Abbildung 5.28: spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Rekuperator bei BPR = 13

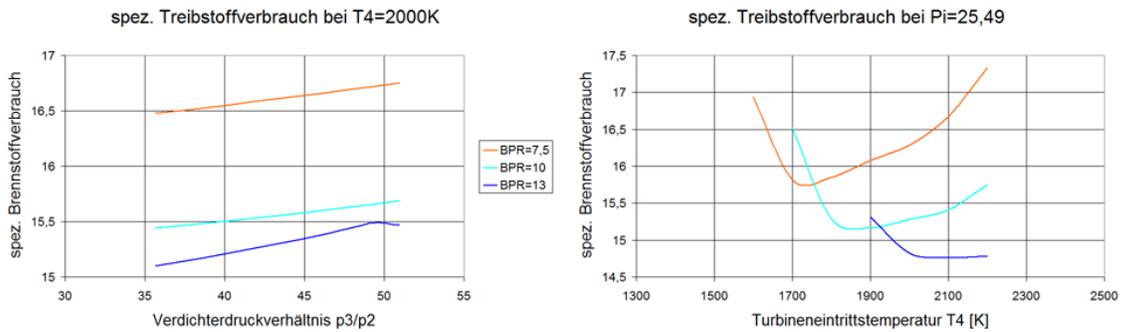


Abbildung 5.29: spez. Treibstoffverbrauch Three Spool Turbofan with Recuperator

Die Diagramme in den Abbildungen 5.26, 5.27, 5.28 und 5.29 zeigen, dass für ein Triebwerk mit Abwärmerückgewinnung hohe Verdichterdruckverhältnisse nicht geeignet sind. Folglich befindet sich das optimale Ergebnis für die Berechnungen mit einem spez. Treibstoffverbrauch von $14,93 \text{ g/kNs}$ bei einem relativ niedrigen Verdichterdruckverhältnis:

- $\mu = 12,64$
- $T_4 = 2000$ (Anm.: gewählter Grenzwert erreicht)
- $\pi = 25,49$

In diesem Fall würde sich das Gewicht des Triebwerks ohne Wärmetauscher 4571,41kg betragen. Das höhere Gewicht bei gleichbleibendem Treibstoffverbrauch zeigen, dass ein Rekuperator für sich alleine kaum Verbesserungspotential bietet. Das zusätzliche Gewicht des Rekuperators beträgt laut nachfolgender Abschätzung circa 400kg, wodurch das Gesamtgewicht des Triebwerks auf 4971,41kg ansteigt.

Abschätzung Wärmetauscher

Im Rekuperator wird laut den Berechnungsergebnissen ein Wärmeleistung von $\dot{Q}_{RK} = 3990,75 \text{ kJ/s}$ übertragen. Wird für den Rekuperator derselbe Schätzwert für die Masse wie beim Zwischenkühler verwendet, entsteht ein Zusatzgewicht von ungefähr 400kg.

5.3.5 Three Spool Turbofan with Intercooler and Recuperator

Die letzte Evolutionsstufe des Modells für die Parameterstudie ist die Kombination der beiden vorangegangenen Versionen. Der dreiwellige Turbofan wird sowohl mit Zwischenkühlung, als auch mit Abwärmerückgewinnung versehen. Abbildung 5.30 zeigt das Enthalpie-Entropie-Diagramm für den optimalen Kreisprozess für dieses Modell in der Studie. Im Gegensatz zum der Variante mit Abwärmerückgewinnung jedoch ohne Verdichterzwischenkühlung erbringt der Rekuperator hier ein beachtliche Wärmeleistung. Die Kombination beider Technologien scheint einen positiven Effekt zu haben. Die entsprechenden Werte dazu können den Tabellen B.10, B.11, B.12 im Anhang B entnommen werden.

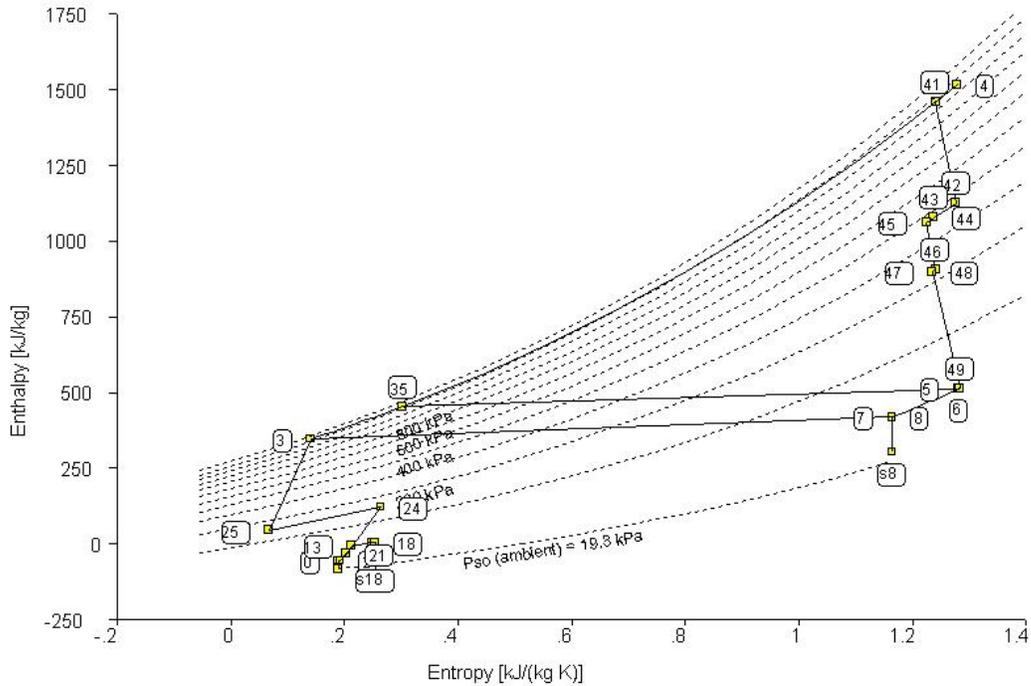


Abbildung 5.30: h-s-Diagramm Three Spool Turbofan with Intercooler and Recuperator

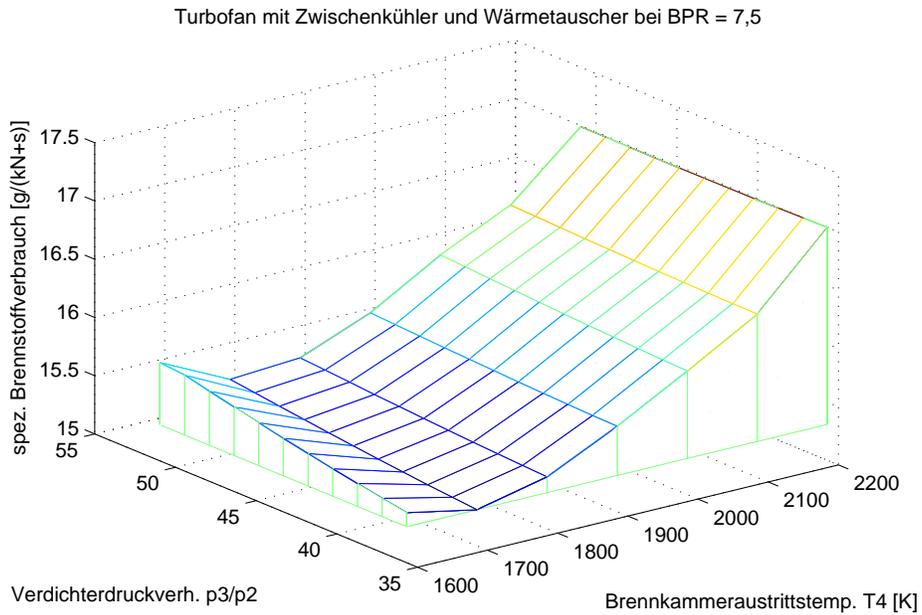


Abbildung 5.31: spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Zwischenkühlung und Rekuperator bei BPR = 7,5

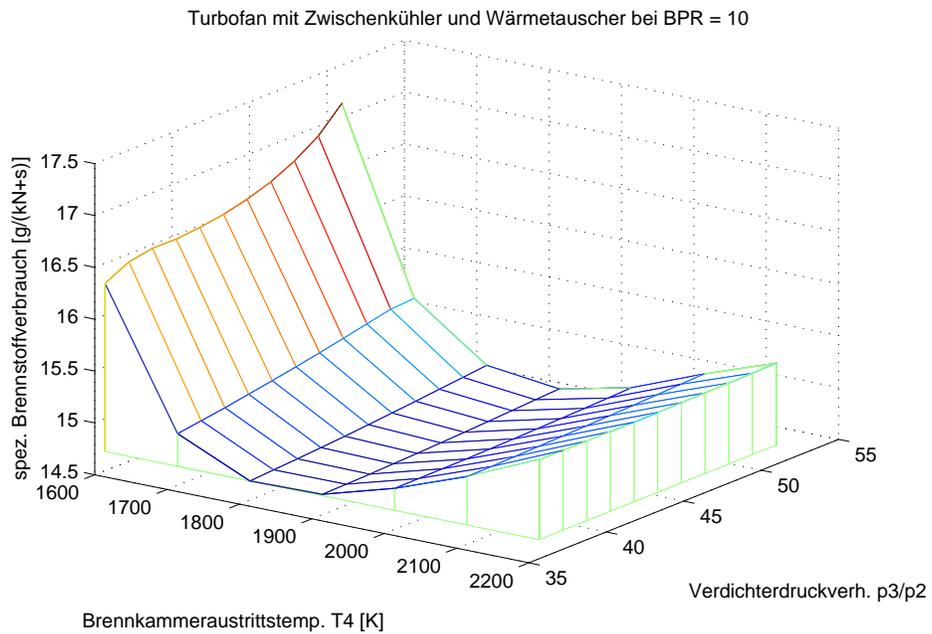


Abbildung 5.32: spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Zwischenkühlung und Rekuperator bei BPR = 10

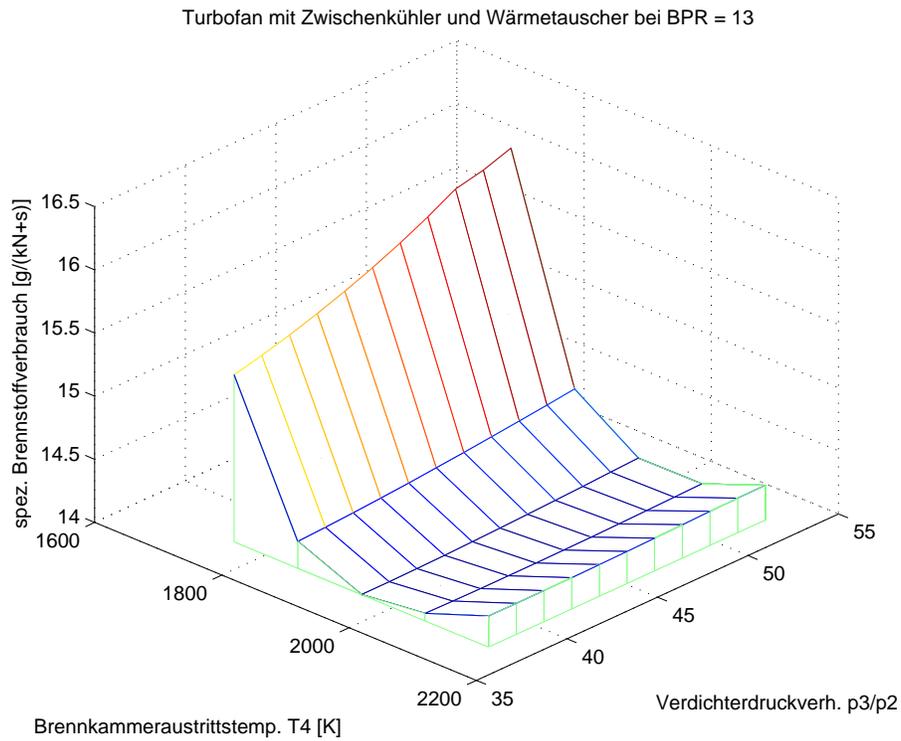


Abbildung 5.33: spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Zwischenkühlung und Rekuperator bei BPR = 13

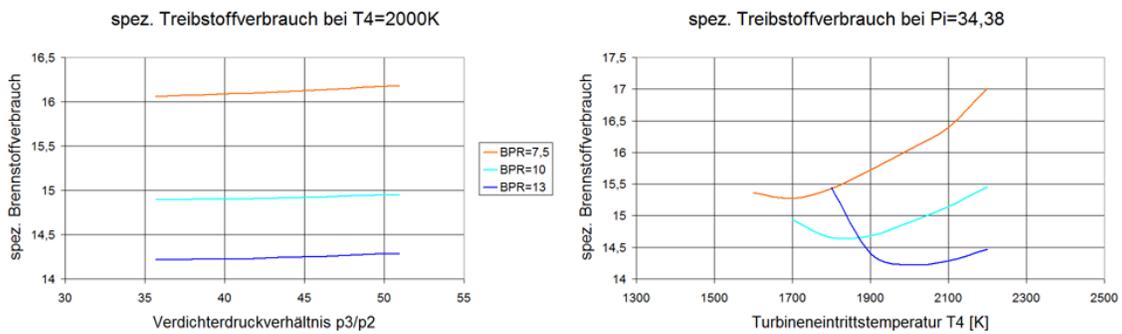


Abbildung 5.34: spez. Treibstoffverbrauch Three Spool Turbofan with Intercooler and Recuperator

Auch in diesem Fall zeigen die Diagramme in den Abbildungen 5.31, 5.32, 5.33 und 5.34, dass das Verdichterdruckverhältnis in Kombination mit einem Rekuperator eher niedrig gehalten werden muss. Die Zwischenkühlung wirkt diesem Effekt jedoch entgegen. Im Vergleich zu den anderen Modellen erreicht der Turbofan mit Zwischenkühlung und Rekuperator mit einem spez. Treibstoffverbrauch von $14,199 \text{ g/kN}_s$ einen sehr guten Wert. Dieser Minimalverbrauch welcher zu einer Treibstoffeinsparung von etwa 5% führt wird bei folgenden Parameterwerten erreicht:

- $\mu = 13,68$
- $T_4 = 2000$ (Anm.: gewählter Grenzwert erreicht)
- $\pi = 34,38$

Neben den guten Verbrauchswerten sinkt auch das Gewicht des Triebwerks ohne die Wärmetauscher auf 3995,52kg. Diese Variante hat jedoch durch den Einsatz von Zwischenkühler und Rekuperator das höchste Zusatzgewicht durch Wärmetauscherflächen. Die nachfolgende Abschätzung der Wärmetauscher ergibt ein Zusatzgewicht von 472,5kg, wodurch das Triebwerk ein Gesamtgewicht von 4468,02kg erreicht.

Abschätzung Wärmetauscher

Im Zwischenkühler wird laut GasTurb-Berechnung die Luft von 400,1K auf 344,3K abgekühlt. Mit Hilfe der restlichen Zustandswerte kann errechnet werden, dass der Wärmetauscher eine Wärmeleistung von $\dot{Q}_{ZK} = 874,32 \text{ kJ/s}$ abführen muss. Die mittlere Temperaturdifferenz beträgt rund 100°C . Der Zwischenkühler verursacht unter Verwendung des Schätzwertes von 0,1kg pro Kilowatt Wärmeleistung ein Zusatzgewicht von circa 87,5kg. Im Rekuperator wird laut den Berechnungsergebnissen ein Wärmeleistung von $\dot{Q}_{RK} = 3850,82 \text{ kJ/s}$ übertragen. Wird für den Rekuperator derselbe Schätzwert für die Masse wie beim Zwischenkühler verwendet, entsteht ein Zusatzgewicht von ungefähr 385kg.

Vergleicht man nun die vier Varianten zeigt sich, dass das letzte Modell den Anderen in thermodynamischer Hinsicht überlegen ist. Diese Verbesserung entsteht durch die Kombination von Zwischenkühler und Rekuperator, welche für sich alleine betrachtet kaum oder keine Vorteile gegenüber dem konventionellen Turbofan erbracht haben. Können die Werkstoffe für Turbinenschaufeln und Wärmetauscher in Zukunft weiter verbessert werden, steigt das Potential des Intercooled Recuperated Turbofan noch weiter an. Ein Nachteil des Konzepts ist der sehr komplexe Aufbau. Um diese Problematik zu umgehen könnten alternative Konfigurationen, zum Beispiel für die Integration der Wärmetauscher hilfreich sein.

5.4 Zusammenführung der zukunftssträchtesten Technologien

In den ersten Abschnitten dieses Kapitels wurden die erforschten Technologien größtenteils alleinstehend betrachtet. Die Parameterstudie konnte jedoch zeigen, dass eine Kombination von Einzeltechnologien zu Synergieeffekten führen kann, wie der Intercooled Recuperated Turbofan zeigt. Die logische Weiterführung dieser Erkenntnis ist zu versuchen möglichst viele dieser Komponenten in einem Triebwerk zu vereinen. Ohne eine konkrete Konfiguration zu definieren sollte es möglich sein folgende Technologien in eine Flugzeugturbine zu integrieren:

- Untersetzungsgetriebe
- Fans für Ultra-High-Bypass-Triebwerke
- schnelllaufende Niederdruckturbinen
- Verdichterzwischenkühlung
- Abwärmerückgewinnung

5.4.1 Untersetzungsgetriebe

Die Einführung von Getrieben im Turbinenbau erlaubt eine weitere Optimierung der Wirkungsgrade von Fan und Niederdruckturbine durch den Betrieb der Komponenten im optimalen Drehzahlbereich. Diesen Wirkungsgradverbesserungen stehen eine Gewichtszunahme des Triebwerks durch das Getriebe und dafür notwendige Betriebsmittel, sowie eine zusätzliche Quelle für Abwärme, welche abgeführt werden muss, gegenüber.

5.4.2 Fans für Ultra-High-Bypass-Triebwerke

Ein hohes Nebenstromverhältnis ist sowohl für gute Vortriebswirkungsgrade, sowie für eine niedrigere Lärmemission des Triebwerks verantwortlich. Neuentwicklungen wie zum Beispiel gegenläufige Rotoren, als ummantelter Fan oder als Open Rotor Design, sollen durch eine vorteilhafte Strömungsführung die Lärmemission, sowie die Wirkungsgrade im Fan erhöhen.

5.4.3 Schnelllaufende Niederdruckturbinen

Die Entkopplung von Fan- und Niederdruckturbinendrehzahl erlaubt den Einsatz von schnelllaufenden Niederdruckturbinen. Diese bieten den Vorteil, dass pro Stufen ein höherer Energieumsatz erreicht werden kann. Daraus folgt eine Reduktion der notwendigen Turbinenstufen, wodurch eine Gewichtsreduktion, eine geringere Baulänge und eine Effizienzsteigerung in der Turbine erreicht werden kann.

5.4.4 Verdichterzwischenkühlung

Eine Kühlung des Luftmassenstroms zwischen den Verdichterstufen hat den Vorteil, dass der Arbeitsaufwand für die Kompression verringert werden kann. Die dafür notwendigen Einbauten bringen jedoch Nachteile im Bezug auf die Strömungsführung sowie eine Gewichtszunahme mit sich.

5.4.5 Abwärmerückgewinnung

Mit Hilfe einer Abwärmerückgewinnung kann die Energiebilanz eines Triebwerks verbessert werden, da die in der Brennkammer benötigte Energiezufuhr verringert wird. Diese Technik ist besonders bei Triebwerken mit hohem Bypass-Verhältnis von Vorteil, da bei diesen die Energie im Abgasstrahl des Kerntriebwerks eine untergeordnete Rolle spielt. Analog zur Zwischenkühlung führen auch hier zusätzliche Einbauten zu einer Gewichtszunahme und Nachteile bei der Strömungsführung.

Kapitel 6

Alternatives Triebwerkskonzept

In Kapitel 5 wurde neue Technologien und deren Potential in der Weiterentwicklung des Flugzeugtriebwerks gezeigt. Außerdem konnte die Parameterstudie zeigen, dass die Kombination dieser Technologien, im konkreten Fall eine Kombination von Verdichterzwischenkühlung und Abgaswärmerückgewinnung, die positiven Effekte weiter verstärkt. Die abschließenden Betrachtungen in Kapitel 5 legen nahe, dass eine Integration weiterer Technologien zu einer weiteren Verbesserung der Triebwerke führen würden, wodurch jedoch auch die Konstruktion der Flugzeugturbinen zunehmend komplexer werden würde. Durch die hohe Komplexität des Triebwerks entstehen jedoch neue Probleme wie zum Beispiel Bauraumüberschneidungen oder nachteilige Strömungsführung. Eine Möglichkeit einige dieser Probleme zu umgehen besteht darin die gesamte Konfiguration des Triebwerks so zu verändern, dass Bauteilgruppen, welche großteils unabhängig von einander arbeiten, räumlich getrennt werden. Die abstrakte Darstellung eines Triebwerks mit außenliegendem Rotor in Abbildung 6.1, welche der Anfrage die zur Ausarbeitung dieser Arbeit führte angefügt war, entspricht im Wesentlichen einer solchen Konfiguration.

Der folgende Abschnitt dient somit zur Konkretisierung dieser alternativen Konzeptidee sowie deren Komponenten. Der notwendige Verbindungssteg bietet Platz für ein Getriebe und Wärmetauscher. Die Getriebeübersetzung kann Dank der großzügigeren Platzverhältnisse relativ frei gewählt werden, und erlaubt den Betrieb des Kerntriebwerks mit hohen Drehzahlen. Die Wärmetauscherflächen könnten einer Verdichterzwischenkühlung oder zur Unterstützung des Anti-Icing-Systems dienen. Für ein System zur Wärmerückgewinnung sind sie auf Grund ihrer Lage weniger geeignet. Neben der in der Abbildung dargestellten Ausführung des Fans als Open Rotor besteht auch die Möglichkeit einer Ausführung als ummantelter oder gegenläufiger Fan. Für den Antrieb des zusätzlichen Rotors soll eine freilaufende Niederdruckturbinen eingesetzt werden. Im Großen und Ganzen ist dieses Konzept noch sehr Allgemein gehalten, wodurch ein großer Spielraum für Variationen, wie sie Abbildung 6.2 zeigt, gegeben ist.

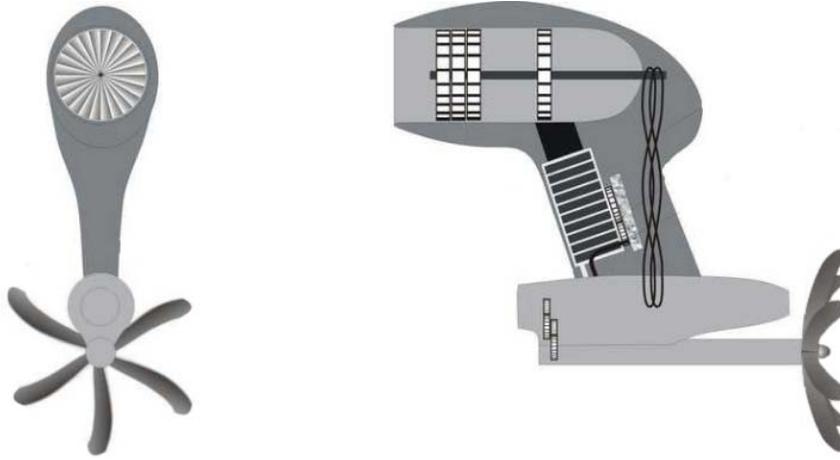


Abbildung 6.1: Konzeptidee eines Triebwerks mit außenliegendem Fan

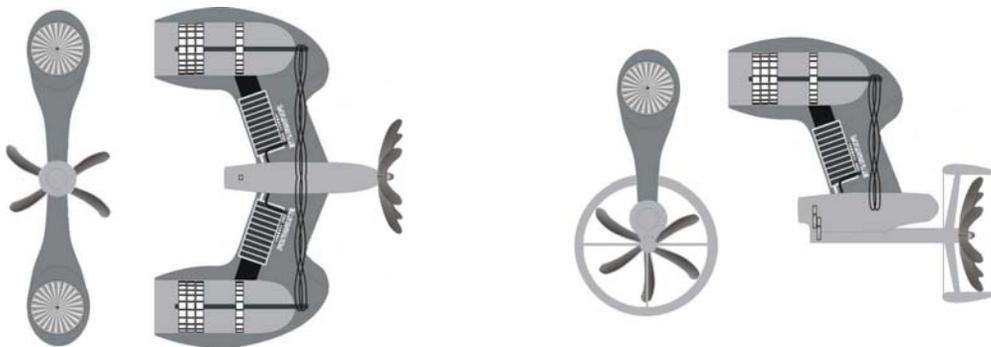


Abbildung 6.2: Variationsbeispiele der grundlegenden Konzeptidee

6.1 Basistriebwerk

Prinzipiell reicht für die Umsetzung des Konzepts ein Turbojet als Kerntriebwerk, da der außenliegende Rotor für das hohe Bypass-Verhältnis sorgt. Alternativ könnte auch ein Turbofantriebwerk eingesetzt werden. Neben dem Vorteil, dass Turbofantriebwerke höher entwickelt sind als Turbojets, leistet der Mantelstrom im Basistriebwerk einen Anteil um ein möglichst hohes Bypass-Verhältnis zu erreichen. Für den Antrieb des Zusatzrotors würde sich eine schnelllaufende Niederdruckturbine [8] [11] eignen. Die Turbine wird als Freilaufturbine mit Außenverzahnung ausgeführt um den direkten Antrieb eines Getriebes zu ermöglichen.

Primäres Auswahlkriterium für das Basistriebwerk sollte deshalb eine hohe Effizienz des Kerntriebwerks sein. Somit kommen von den in Kapitel 5 aufgezeigten Konzepten, neben dem Standardturbofan als einfachste Lösung, der Intercooled Recuperated Turbofan oder ein Turbofan mit Active Core Elementen in Frage. Über deren Potential kann die Parameterstudie in Kapitel 5 Auskunft geben.

6.2 Freilaufturbine

Für das alternative Triebwerkskonzept wird eine Freilaufturbine als zusätzliche Turbinenstufe ausgeführt. Dadurch wird versucht den Einfluss des Rotors auf das Kerntriebwerk möglichst gering zu halten und eine variable Leistungsabgabe zu ermöglichen. Der Effizienzvorteil der schnelllaufenden Freilaufturbine im Vergleich zur konventionellen Niederdruckturbine kann am Besten ausgenutzt werden, wenn sie am Beginn des Niederdruckteils angeordnet wird, da in diesem Abschnitt des Niederdruckbereichs das Volumen noch relativ gering ist, und somit eine hohe Drehzahlen erwünscht ist.

6.3 Verbindungssteg und Kraftübertragungssystem

Eine wesentliche Komponente des Konzepts stellt der Verbindungssteg zwischen Basisgetriebe und außenliegendem Rotor dar. Darin können neben dem Kraftübertragungssystem auch Wärmetauscherflächen untergebracht werden. Die Größe des Stegs hängt somit von verschiedenen Faktoren ab:

- Art des Kraftübertragungssystems
- notwendige Wärmetauscherflächen
- Integration in der Flugzeugzelle

Das Kraftübertragungssystem stellt das Verbindungsglied zwischen Basistriebwerk und Zusatzrotor dar. Um ein geeignetes Getriebe dafür auszuwählen müssen

mehrere Kriterien berücksichtigt werden. Ein grundlegendes Problem stellt, wie Allgemein im Flugzeugbau, das Gewicht der Komponenten dar. Weiter muss der relativ große Abstand, sowie die Temperaturdifferenz zwischen Antrieb und Abtrieb berücksichtigt werden. Die übertragene Leistung kann einige Tausend Kilowatt betragen. Vorstellbar wäre der Einsatz eines Kegelradgetriebe, eines Kettentrieb oder eines Strömungsgetriebes. Klassische Zahnradgetriebe könnten die großen Achsabstände nur mit Hilfe von Zwischenstufen überwinden und werden deshalb den Anforderungen an Platzbedarf und Gewicht nicht gerecht. Riementriebe sind wegen der hohen notwendigen Leistungen und dem Temperaturniveau in Nähe der Freilaufturbine nicht geeignet. Eine weitere Alternative würde die elektrische Übertragung mittels Generator an der Freilaufturbine und Elektromotor am Rotor darstellen.

6.3.1 Kegelradgetriebe

Kegelradgetriebe sind im Allgemeinen technisch sehr gut beherrschbar und eignen sich auch zur Übertragung großer Leistungen im Megawattbereich. Für die besonderen Anforderungen des Turbinenbau im Bezug auf Leichtbau und thermischer Belastung sind Standardkegelradgetriebe jedoch nicht einsetzbar und müssen noch entsprechend weiterentwickelt werden. Die Ausführung als Kegelradgetriebe bietet zusätzlich die Möglichkeit die Freilaufturbine mit zwei gegenläufigen Turbinenrädern zu konstruieren. Die kegelverzahnten Laufräder würden dabei gemeinsam nur ein Kegelrad antreiben.

6.3.2 Kettentrieb

Ebenso wie das Kegelradgetriebe sind Kettentriebe für Standardanwendungen gut beherrschbar. Für den Turbinebau einsetzbare Versionen sind jedoch noch nicht verfügbar, da es bislang dafür keine Verwendung gab. Besonders die hohen Temperaturunterschiede und Leistungen könnten zu Problemen bei der Entwicklung einer geeigneten Kette führen. Diese Problematik wird in erster Linie die Entwicklung neuer Werkstoffe für leichte und ausreichend feste Ketten erfordern.

6.3.3 Strömungsgetriebe

Das hydrostatische Getriebe bietet eine sehr flexible Lösung der Kraftübertragung. Auch im Bereich der Maschinendynamik bringt dieses System Vorteile, da Basistriebwerk und Zusatzrotor mechanisch von einander entkoppelt sind. Weiters könnte der Pumpenteil des Getriebes genutzt werden, um die gesamte Bordhydraulik zu versorgen und somit die Gewichtszunahme zu relativieren. Schwierigkeiten könnte die Wahl des Fluids mit sich bringen, da es für einen sehr großen Temperaturbereich einsatzfähig bleiben muss.

6.4 Zusatzrotor

Die Auswahl des Rotors bietet die Möglichkeit, das Triebwerk für spezielle Einsatzbereiche zu optimieren. Je nach Anforderungen bzgl. Fluggeschwindigkeit und Lärmentwicklung können einfache Propeller, gegenläufige Propeller oder ummantelte Propeller verwendet werden. Generell muss die Konstruktion jedoch für große Luftmassenströme geeignet sein. Eine geeignete Lösung hierfür stellt der Einsatz eines Planetengetriebebesatz als Untersetzungsgetriebe für den Rotor dar. Als Grundlage dafür dienen die Erfahrungen aus der Entwicklung des Geared Turbofan. Die örtliche Trennung zwischen Strahltriebwerk und Propeller führt zu einer Vereinfachung der Konstruktion des Getriebes, da geringere Beschränkungen für den Bauraum herrschen und die Verlustwärme einfacher abgeführt werden kann.

6.5 Integration in die Flugzeugarchitektur

Die ersten Abschnitte dieses Kapitels zeigen den möglichen Aufbau eines alternativen Triebwerkkonzepts ohne auf die Möglichkeiten einzugehen, wie dies in ein Flugzeug integriert werden soll. Dabei ist zu berücksichtigen, dass auch im Bereich der Flugzeugarchitektur eine Reihe von Designs entwickelt und erforscht werden, welche möglicherweise beim Bau zukünftiger Flugzeuggenerationen zum Einsatz kommen. Eine kleine Auswahl an Varianten, wie das alternative Triebwerkskonzept in die Flugzeugarchitektur integriert werden könnte, soll einen Ausblick in die mögliche Zukunft des Flugzeugdesigns geben. Die ersten beiden Konzepte orientieren sich dabei eher an das konventionelle Flugzeug, die beiden Letzteren zeigen futuristischere Modelle:

- Open Rotor Variante im Leitwerk
- Shrouded Propfan Variante am Flügel
- Nurflügelkonzept mit Aftfan
- CRISP Variante mit zwei Turbofantriebwerken im Höhenleitwerk

Open Rotor Variante

Für diese Variante wird das Kerntriebwerk im Heck des Flugzeugs unterhalb des Leitwerks angeordnet (Abb. 6.3). Die Getriebegondel für den Rotor befindet sich an der Spitze des Leitwerks, welches als Verbindungssteg dient. Weiters kann das Leitwerk für den Einbau von Wärmetauschern genutzt werden. Dieser Aufbau bietet genügend Platz um den Rotordurchmesser verhältnismäßig groß auszuführen.

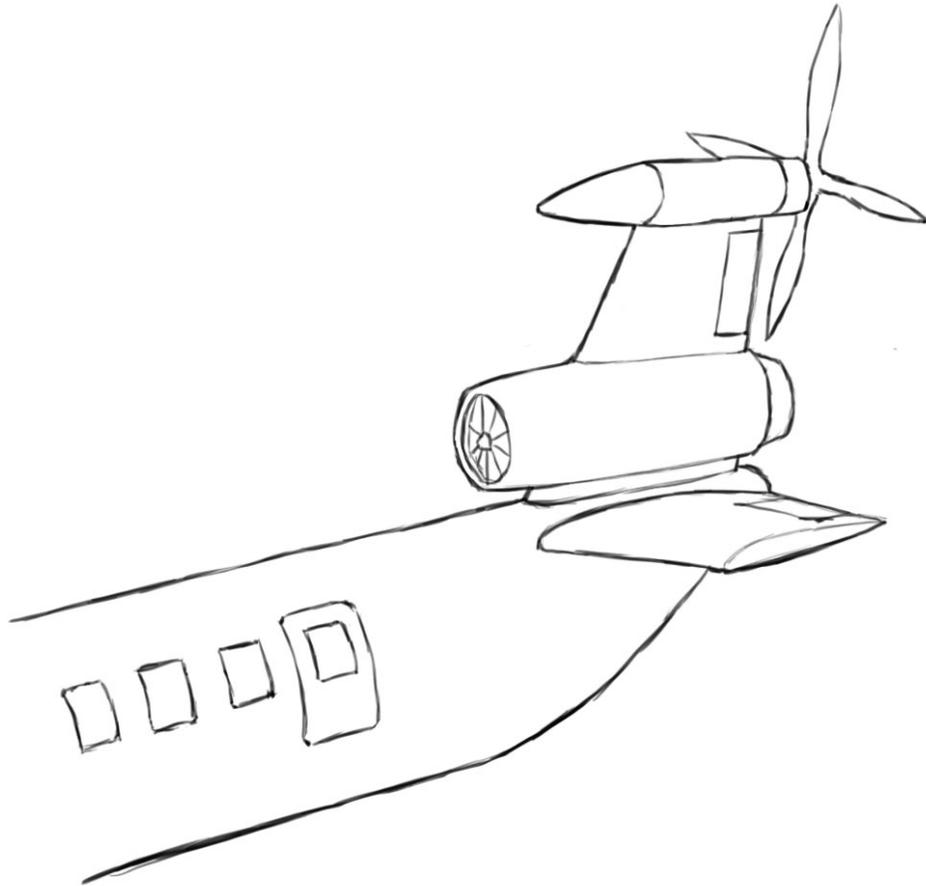


Abbildung 6.3: Open Rotor Variante im Leitwerk

Shrouded Propfan Variante

Diese Variante baut auf der klassischen Bauform für Flugzeuge auf. Zusätzlich zu den unter den Tragflächen angebrachten Turbofantriebwerken wird je ein ummantelter Rotor oberhalb der Flügel angeordnet (Abb. 6.4). Der Antrieb des Rotors wird durch die Tragfläche geführt. Da sich der Zusatzfan bei dieser Bauweise direkt neben dem Passagierraum befindet, wurde die ummantelte Variante gewählt, was sowohl sicherheitstechnische als auch akustische Vorteile bietet.

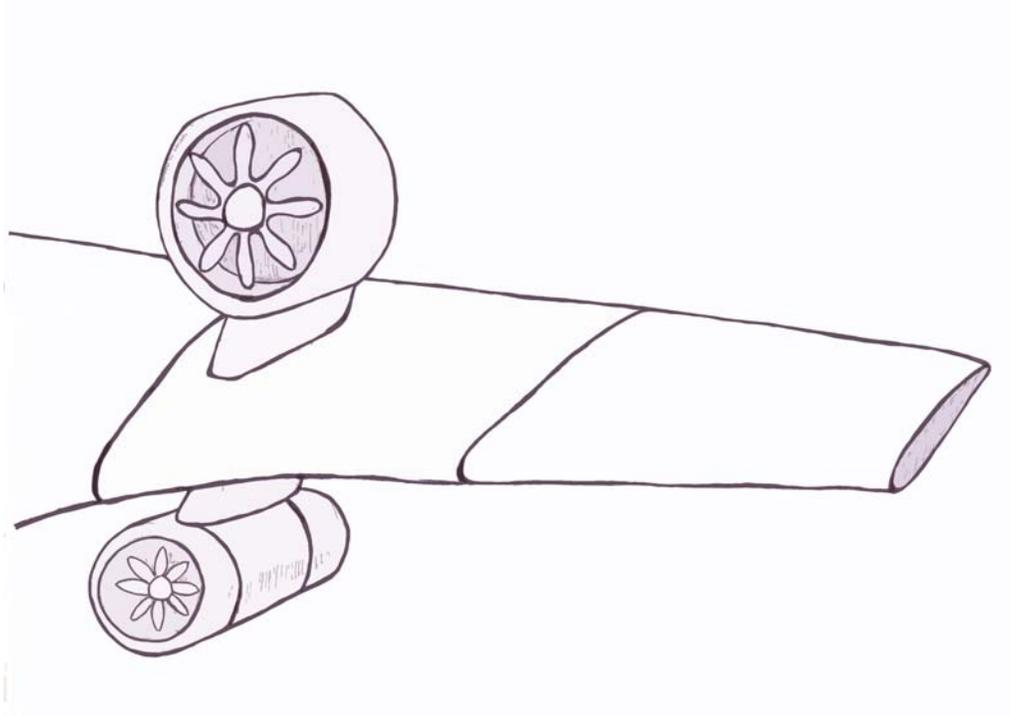


Abbildung 6.4: Shrouded Propfan oberhalb der Tragfläche

Nurflügelkonzept

Ein Flugzeug in Nurflügelbauweise bietet durch die große Bauhöhe des Flügels ausreichend Platz um sowohl das Kerntriebwerk, als auch das Getriebe für den zusätzlichen Aftfan zu verbauen (Abb. 6.3). Der Durchmesser des Rotors ist durch den vorgegebenen Abstands der Tragfläche zum Boden beschränkt.

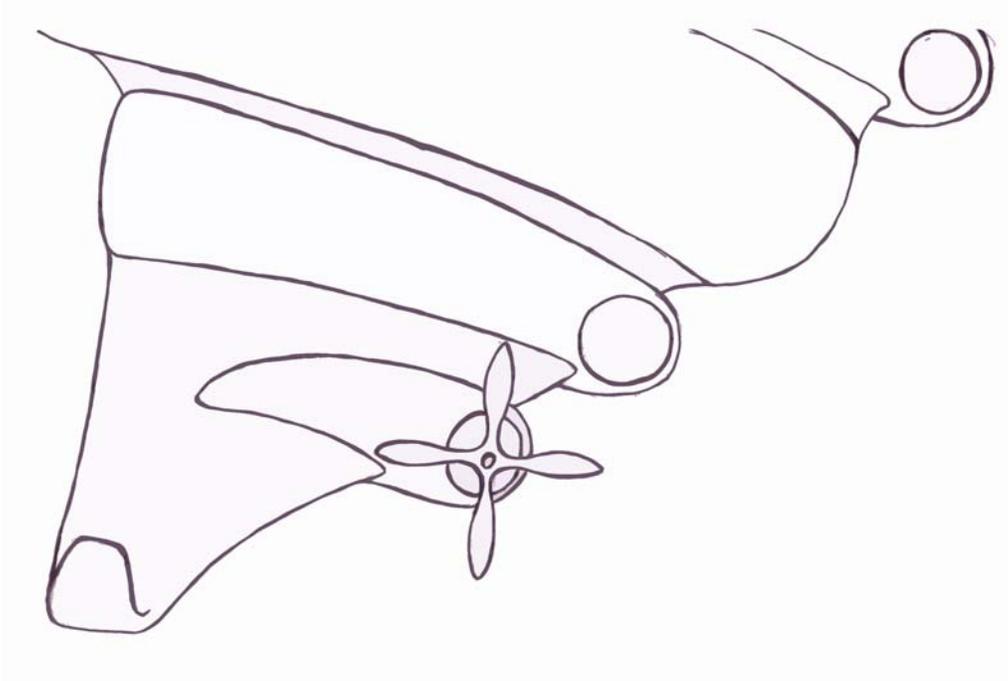


Abbildung 6.5: Nurflügelkonzept

CRISP Variante

Bei dieser Variante erfolgt der Antrieb eines Propellers durch zwei Turbinen. Der Verbindungssteg zwischen den beiden Turbinen, in dessen Mitte sich die Gondel für das Getriebe befindet wird als Höhenleitwerk ausgeführt. Abbildung 6.6 zeigt eine schematische Variante dieser Version, wobei die gegenläufigen ummantelten Rotoren nur vereinfacht dargestellt sind.

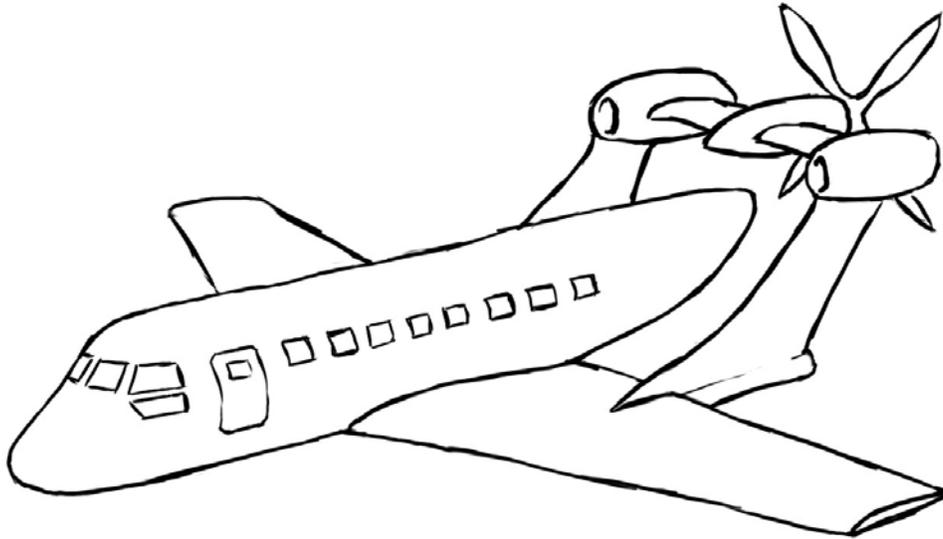


Abbildung 6.6: CRISP Variante mit zwei Turbofantriebwerken im Höhenleitwerk

Kapitel 7

Zusammenfassung

Die Entwicklung von Flugzeugtriebwerken, in den speziellen Strahltriebwerken ist trotz ihrer langen Geschichte noch nicht an ihrem Ziel angelangt. Als Basis für jede Weiterentwicklung müssen jedoch die Grundlagen bekannt sein, weshalb sich der erste Teil dieser Arbeit mit dem Funktionsprinzip, sowie dem grundlegenden Aufbau eines Strahltriebwerks beschäftigt. Um das Grundlagenwissen abzurunden enthält der erste Teil auch einen geschichtlichen Rückblick auf die Entwicklung der ersten Strahltriebwerke.

Im darauf folgenden Abschnitt wird näher auf die Eigenschaften eines Flugzeugtriebwerks als Wärmekraftmaschine eingegangen, welche in erster Linie durch den Gasgenerator repräsentiert werden. Dazu werden die einzelnen Module des Kerntriebwerks anhand ihrer thermodynamischen Umwandlungsvorgänge beschrieben. In den daraus resultierende Joule- oder Braytonprozess, welcher für Gasturbinen charakteristisch ist, können sämtliche Umwandlungsprozesse zusammengefasst werden. Dieser thermodynamischen Grundlagen ermöglichen es eine Gasturbine im Auslegungspunkt zu berechnen. Um vergleichbare Ergebnisse zu erzielen werden Wirkungsgrade definiert. Das abschließende Berechnungsbeispiel soll die aus diesem Kapitel gewonnenen Erkenntnisse veranschaulichen.

Da eine Berechnung, wie sie in Kapitel 3 gezeigt wird, sehr aufwendig ist, wird im darauf folgenden Teil der Arbeit eine computergestützte Alternative vorgestellt. Nach einer einführenden Beschreibung des Programms GasTurb 11 soll ein weiteres Berechnungsbeispiel die Leistungsfähigkeit der Software, sowie der prinzipielle Ablauf veranschaulicht werden.

Nach den ersten Kapiteln, welche sich hauptsächlich auf die theoretischen Grundlagen beziehen, werden in Kapitel 5 konkrete Triebwerkskonfigurationen behandelt. Dieses Kapitel besteht aus drei Themenblöcken. Die ersten Beiden dienen der qualitativen Beschreibung von Triebwerkskonzepten, wobei sich der erste Teil näher mit im Flugbetrieb eingesetzten Triebwerken beschäftigt. Dazu gehören in erster

Linie das Turbofan- und das Turboproptriebwerk. Zur Vervollständigung wird auch der veraltete Turbojet erwähnt. Eine Reihe von europäischen Forschungsprogrammen und die daraus entstandenen Triebwerkskonzepte bilden den Inhalt des zweiten Abschnitts. Diese Konzepte teilen sich in zwei Kategorien. Ultra-High-Bypass-Triebwerke bilden die erste Kategorie. Dazu gehören der Geared Turbofan, das Open Rotor Konzept und das CRISP-Triebwerk. Die zweite Kategorie beinhaltet Konzepte zur Verbesserung des thermodynamischen Kreisprozess des Triebwerks. Das Active Core Konzept sowie der Intercooled Recuperated Turbofan können dieser Kategorie zugeordnet werden. Anschließend werden einige ausgewählte Konfigurationen einer Parameterstudie unterzogen. Die Studie zeigt, dass der Kreisprozess eines Turbofantriebwerks durch den Einsatz von Verdichterzwischenkühlung und Rekuperator verbessert werden kann. Das Einsparungspotential beträgt in etwa 5% des Treibstoffverbrauchs, was jedoch das Gesamtgewicht des Triebwerks um einige hundert Kilo erhöht.

Basierend auf den Grundlagen der ersten Kapitel und den Überlegungen zu den Triebwerkskonzepten wurde im letzten Kapitel ein alternatives Triebwerkskonzept entwickelt. Durch eine Kombination viel versprechender Systemkomponenten wurden einige Varianten eines Triebwerkkonzepts entwickelt, welche auf der Idee basiert ein Triebwerk mit zusätzlichem Rotor zu bauen. Dabei stehen für das Basistriebwerk Technologien zur Verbesserung des Kreisprozesses im Vordergrund. Geeignet scheinen die in Kapitel 5 gezeigten Triebwerke mit Intercooled Recuperated Core oder Active Core Elementen. Der Zusatzrotor bringt die Vorteile von High-Bypass-Triebwerken mit sich. Durch die örtliche Trennung von Basistriebwerk und Rotor sinkt die Komplexität des Triebwerks. Für die mechanische Verbindung ist jedoch die Entwicklung eines geeigneten Getriebes notwendig. Zum Abschluss werden einige Designideen gezeigt, wie das Triebwerk in die Flugzeugzelle integriert werden könnte.

Anhang A

Bezeichnung der Turbinenebenen

Triebwerksebenen nach SAE-Norm [3]:

(Abbildung A.1 zeigt ein Beispiel wie diese Norm auf ein Triebwerk angewandt wird)

0 ambient

1 aircraft-engine interface

2 first compressor inlet

21 inner stream fan exit

13 outer stream fan exit

16 bypass exit

161 cold side mixer inlet

163 cold side mixing plane

18 bypass nozzle throat

24 intermediate compressor exit

25 high-pressure compressor inlet

3 last compressor exit, cold side heat exchanger inlet

31 burner inlet

35 cold side heat exchanger exit

4 burner exit

41 first turbine stator exit = rotor inlet

two spool engines:

43 high-pressure turbine exit before addition of cooling air

44 high-pressure turbine exit after addition of cooling air

45 low-pressure turbine inlet

49 low-pressure turbine exit before addition of cooling air

three spool engines:

42 high-pressure turbine exit before addition of cooling air

43 high-pressure turbine exit after addition of cooling air

44 intermediate turbine inlet

45 intermediate turbine stator exit

46 intermediate turbine exit before addition of cooling air

47 intermediate turbine exit after addition of cooling air

48 low-pressure turbine inlet

49 low-pressure turbine exit before addition of cooling air

5 low-pressure turbine exit after addition of cooling air

6 jet pipe inlet, reheat entry for turbojet, hot side heat exchanger inlet

61 hot side mixer inlet

63 hot side mixing plane

64 mixed flow, reheat entry

7 reheat exit, hot side heat exchanger exit

8 nozzle throat

9 nozzle exit (convergent-divergent nozzle only)

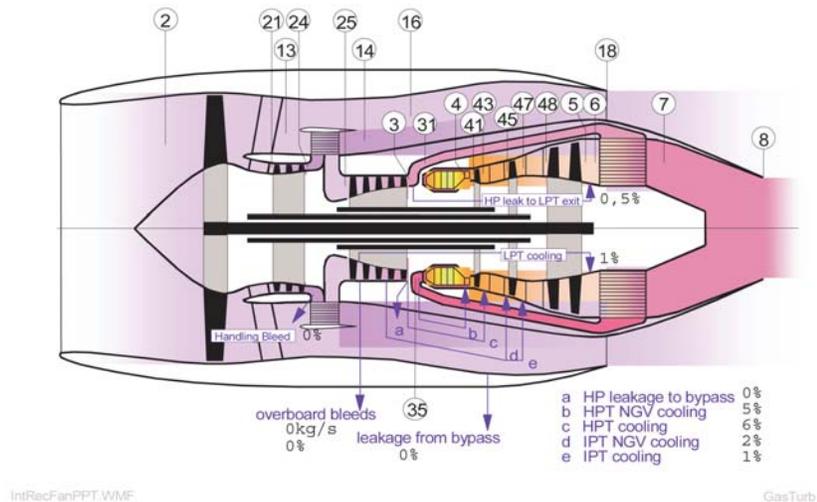


Abbildung A.1: Intercooled Recuperated Turbofan mit dazugehörigen Bezeichnungen der Triebwerksebenen [14]

Anhang B

Tabellen

Tabelle B.1: TSFC Three Spool Turbofan bei BPR = 7,5

BPR = 7,5								
	T4	1600	1700	1800	1900	2000	2100	2200
p3/p2								
35,67		15,9195	16,3822	17,1357	18,0449	19,0511	20,1321	21,2893
37,2		15,8406	16,2821	17,0275	17,9334	18,9387	20,0192	21,1756
38,73		15,7670	16,1873	16,9242	17,8268	18,8310	19,9110	21,0665
40,26		15,6994	16,0974	16,8254	17,7247	18,7275	19,8071	20,9616
41,79		15,6387	16,0129	16,7318	17,6273	18,6284	19,7073	20,8609
43,32		15,5846	15,9338	16,6431	17,5343	18,5336	19,6117	20,7643
44,84		15,5359	15,8589	16,5580	17,4447	18,4422	19,5194	20,6709
46,37		15,4924	15,7878	16,4763	17,3583	18,3539	19,4302	20,5806
47,9		15,4540	15,7202	16,3976	17,2749	18,2685	19,3439	20,4931
49,43		15,4205	15,6560	16,3219	17,1943	18,1858	19,2601	20,4082
50,96		15,3921	15,5900	16,2489	17,1162	18,1057	19,1788	20,3257

Tabelle B.2: TSFC Three Spool Turbofan bei BPR = 10

BPR = 10								
	T4	1600	1700	1800	1900	2000	2100	2200
p3/p2								
35,67		x	15,6583	15,7567	16,2787	17,0100	17,8728	18,8413
37,2		x	15,6007	15,6676	16,1802	16,9076	17,7689	18,7362
38,73		x	15,5512	15,5839	16,0865	16,8098	17,6696	18,6357
40,26		x	15,5095	15,5052	15,9972	16,7165	17,5745	18,5329
41,79		x	15,4764	15,4318	15,9128	16,6275	17,4836	18,4468
43,32		x	15,4521	15,3632	15,8329	16,5428	17,3967	18,3583
44,84		x	15,4357	15,2985	15,7565	16,4614	17,3130	18,2730
46,37		x	15,4276	15,2376	15,6835	16,3832	17,2323	18,1906
47,9		x	15,4280	15,1804	15,6136	16,3078	17,1545	18,1109
49,43		x	15,4376	15,1265	15,5465	16,2352	17,0791	18,0337
50,96		x	15,4573	15,0760	15,4821	16,1650	17,0062	17,9588

Tabelle B.3: TSFC Three Spool Turbofan bei BPR = 13

BPR = 13								
	T4	1600	1700	1800	1900	2000	2100	2200
p3/p2								
35,67		x	x	x	15,5633	15,6740	16,1685	16,8633
37,2		x	x	x	15,4907	15,5839	16,0731	16,7654
38,73		x	x	x	15,4249	15,4990	15,9826	16,6723
40,26		x	x	x	15,3656	15,4187	15,8965	16,5833
41,79		x	x	x	15,3128	15,3431	15,8146	16,4984
43,32		x	x	x	15,2666	15,2720	15,7370	16,4174
44,84		x	x	x	15,2262	15,2047	15,6627	16,3396
46,37		x	x	x	15,1915	15,1407	15,5916	16,2648
47,9		x	x	x	15,1624	15,0800	15,5234	16,1927
49,43		x	x	x	15,1388	15,0223	15,4579	16,1232
50,96		x	x	x	15,1209	14,9674	15,3949	16,0560

Tabelle B.4: TSFC Three Spool Turbofan with Intercooler bei BPR = 7,5

BPR = 7,5								
	T4	1600	1700	1800	1900	2000	2100	2200
p3/p2								
35,67		16,1252	16,8294	17,6908	18,6467	19,6692	20,7517	21,9033
37,2		16,0311	16,7311	17,5916	18,5475	19,5704	20,6530	21,8038
38,73		15,9419	16,6374	17,4968	18,4526	19,4759	20,5586	21,7085
40,26		15,8572	16,5480	17,4060	18,3617	19,3854	20,4681	21,6171
41,79		15,7767	16,4624	17,3189	18,2744	19,2984	20,3811	21,5292
43,32		15,7000	16,3803	17,2352	18,1904	19,2147	20,2974	21,4448
44,84		15,6269	16,3014	17,1546	18,1095	19,1340	20,2167	21,3634
46,37		15,5570	16,2256	17,0769	18,0313	19,0560	20,1389	21,2848
47,9		15,4901	16,1525	17,0017	17,9557	18,9806	20,0637	21,2089
49,43		15,4261	16,0820	16,9291	17,8826	18,9078	19,9908	21,1354
50,96		15,3669	16,0159	16,8605	17,8134	18,8525	19,9217	21,0658

Tabelle B.5: TSFC Three Spool Turbofan with Intercooler bei BPR = 10

BPR = 10								
	T4	1600	1700	1800	1900	2000	2100	2200
p3/p2								
35,67		15,5753	15,5509	16,0110	16,6902	17,4990	18,4013	19,3902
37,2		15,5083	15,4633	15,9187	16,5970	17,4059	18,3084	19,2967
38,73		15,4483	15,3809	15,8311	16,5082	17,3171	18,2197	19,2074
40,26		15,3948	15,3034	15,7478	16,4235	17,2323	18,1349	19,1218
41,79		15,3476	15,2301	15,6685	16,3425	17,1511	18,0536	19,0397
43,32		15,3065	15,1608	15,5927	16,2648	17,0731	17,9754	18,9607
44,84		15,2712	15,0951	15,5201	16,1903	16,9981	17,9002	18,8846
46,37		15,2416	15,0329	15,4506	16,1185	16,9258	17,8277	18,8113
47,9		15,2177	14,9738	15,3838	16,0495	16,8561	17,7576	18,7406
49,43		15,1995	14,9177	15,3197	15,9828	16,7887	17,6898	18,6724
50,96		15,1890	14,8658	15,2595	15,9200	16,7249	17,6256	18,6078

Tabelle B.6: TSFC Three Spool Turbofan with Intercooler bei BPR = 13

BPR = 13								
	T4	1600	1700	1800	1900	2000	2100	2200
p3/p2								
35,67		x	x	15,4799	15,4581	15,8833	16,5106	17,2798
37,2		x	x	15,3977	15,3693	15,7932	16,4207	17,1899
38,73		x	x	15,3223	15,2857	15,7079	16,3354	17,1043
40,26		x	x	15,2532	15,2067	15,6270	16,2541	17,0226
41,79		x	x	15,1898	15,1320	15,5499	16,1765	16,9444
43,32		x	x	15,1318	15,0611	15,4764	16,1022	16,8695
44,84		x	x	15,0787	14,9936	15,4061	16,0311	16,7975
46,37		x	x	15,0303	14,9295	15,3388	15,9627	16,7283
47,9		x	x	14,9862	14,8683	15,2742	15,8968	16,6617
49,43		x	x	14,9465	14,8099	15,2122	15,8334	16,5977
50,96		x	x	14,9123	14,7555	15,1538	15,7736	16,5371

Tabelle B.7: TSFC Three Spool Turbofan with Recuperator bei BPR = 7,5

BPR = 7,5								
	T4	1600	1700	1800	1900	2000	2100	2200
p3/p2								
35,67		16,5746	16,3518	16,1706	16,2820	16,4767	16,7727	17,3517
37,2		16,5274	16,4219	16,2126	16,3087	16,5017	16,7859	17,3537
38,73		16,4889	16,4947	16,2563	16,3366	16,5278	16,8002	17,3571
40,26		16,4583	16,5708	16,3013	16,3655	16,5548	16,8157	17,3617
41,79		16,4373	16,4916	16,3471	16,3948	16,5821	16,8315	17,3670
43,32		16,4268	16,4281	16,3934	16,4242	16,6093	16,8474	17,3728
44,84		16,4250	16,3710	16,4401	16,4539	16,6366	16,8636	17,3791
46,37		16,4322	16,3183	16,4880	16,4842	16,6642	16,8803	17,3860
47,9		16,4490	16,2698	16,5372	16,5152	16,6924	16,8976	17,3937
49,43		16,4757	16,2253	16,5875	16,5469	16,7211	16,9155	17,4021
50,96		16,5135	16,1847	16,6390	16,5794	16,7504	16,9339	17,4111

Tabelle B.8: TSFC Three Spool Turbofan with Recuperator bei BPR = 10

BPR = 10								
	T4	1600	1700	1800	1900	2000	2100	2200
p3/p2								
35,67		x	16,6218	15,7956	15,4421	15,4398	15,5517	15,8010
37,2		x	16,6354	15,8622	15,4784	15,4606	15,5703	15,8080
38,73		x	16,6679	15,9321	15,5166	15,4828	15,5903	15,8166
40,26		x	16,7215	16,0056	15,5563	15,5062	15,6114	15,8265
41,79		x	16,8024	15,9535	15,5971	15,5302	15,6328	15,8368
43,32		x	16,9180	15,9015	15,6386	15,5546	15,6544	15,8476
44,84		x	17,0792	15,8566	15,6810	15,5799	15,6766	15,8592
46,37		x	17,3104	15,8164	15,7245	15,6054	15,6989	15,8711
47,9		x	17,6739	15,7809	15,7694	15,6318	15,7218	15,8836
49,43		x	18,5967	15,7499	15,8156	15,6591	15,7453	15,8967
50,96		x	x	15,7233	15,8630	15,6874	15,7694	15,9104

Tabelle B.9: TSFC Three Spool Turbofan with Recuperator bei BPR = 13

BPR = 13								
	T4	1600	1700	1800	1900	2000	2100	2200
p3/p2								
35,67		x	x	x	16,1372	15,0996	14,8882	14,8938
37,2		x	x	x	16,2450	15,1356	14,9050	14,9078
38,73		x	x	x	16,3635	15,1740	14,9237	14,9233
40,26		x	x	x	16,3754	15,2146	14,9438	14,9401
41,79		x	x	x	16,3937	15,2563	14,9649	14,9575
43,32		x	x	x	16,4327	15,2992	14,9860	14,9749
44,84		x	x	x	16,4960	15,3441	15,0084	14,9929
46,37		x	x	x	16,5923	15,3911	15,0320	15,0118
47,9		x	x	x	16,7400	15,4398	15,0567	15,0315
49,43		x	x	x	16,9919	15,4905	15,0823	15,0521
50,96		x	x	x	x	15,4703	15,1090	15,0733

Tabelle B.10: TSFC Three Spool Turbofan with Intercooler and Recuperator bei BPR = 7,5

BPR = 7,5								
	T4	1600	1700	1800	1900	2000	2100	2200
p3/p2								
35,67		15,4308	15,3097	15,4446	15,7322	16,0604	16,4032	17,0018
37,2		15,4669	15,3286	15,4552	15,7383	16,0691	16,4053	16,9961
38,73		15,5052	15,3491	15,4671	15,7456	16,0787	16,4086	16,9917
40,26		15,5454	15,3708	15,4800	15,7539	16,0894	16,4129	16,9887
41,79		15,5877	15,3941	15,4939	15,7631	16,1008	16,4182	16,9867
43,32		15,6320	15,4186	15,5087	15,7730	16,1131	16,4243	16,9857
44,84		15,6780	15,4441	15,5243	15,7837	16,1260	16,4311	16,9855
46,37		15,7255	15,4705	15,5405	15,7949	16,1395	16,4386	16,9861
47,9		15,7746	15,4977	15,5574	15,8067	16,1535	16,4466	16,9874
49,43		15,8251	15,5257	15,5749	15,8190	16,1680	16,4552	16,9894
50,96		15,8436	15,5532	15,5918	15,8307	16,1815	16,4631	16,9910

Tabelle B.11: TSFC Three Spool Turbofan with Intercooler and Recuperator bei BPR = 10

BPR = 10								
	T4	1600	1700	1800	1900	2000	2100	2200
p3/p2								
35,67		16,3053	14,9982	14,6844	14,6959	14,8959	15,1513	15,4551
37,2		16,4214	15,0314	14,6985	14,7016	14,8974	15,1550	15,4526
38,73		16,4623	15,0670	14,7143	14,7087	14,9003	15,1600	15,4515
40,26		16,4601	15,1049	14,7317	14,7171	14,9043	15,1660	15,4516
41,79		16,4796	15,1454	14,7507	14,7267	14,9093	15,1730	15,4527
43,32		16,5154	15,1881	14,7712	14,7373	14,9153	15,1808	15,4547
44,84		16,5703	15,2329	14,7929	14,7489	14,9220	15,1894	15,4576
46,37		16,6486	15,2797	14,8156	14,7612	14,9295	15,1987	15,4612
47,9		16,7566	15,3282	14,8393	14,7744	14,9376	15,2086	15,4655
49,43		16,9072	15,3786	14,8639	14,7882	14,9463	15,2191	15,4704
50,96		17,1298	15,3933	14,8885	14,8018	14,9545	15,2288	15,4749

Tabelle B.12: TSFC Three Spool Turbofan with Intercooler and Recuperator bei BPR = 13

BPR = 13								
	T4	1600	1700	1800	1900	2000	2100	2200
p3/p2								
35,67		x	x	15,5423	14,4304	14,2185	14,2776	14,4645
37,2		x	x	15,5947	14,4420	14,2195	14,2741	14,4636
38,73		x	x	15,6550	14,4559	14,2224	14,2722	14,4642
40,26		x	x	15,7233	14,4720	14,2269	14,2718	14,4660
41,79		x	x	15,7999	14,4900	14,2330	14,2726	14,4689
43,32		x	x	15,8855	14,5098	14,2404	14,2745	14,4729
44,84		x	x	15,9807	14,5312	14,2490	14,2774	14,4778
46,37		x	x	16,0872	14,5542	14,2587	14,2813	14,4836
47,9		x	x	16,2070	14,5787	14,2693	14,2860	14,4893
49,43		x	x	16,2556	14,6044	14,2809	14,2914	14,4914
50,96		x	x	16,3294	14,6305	14,2925	14,2968	14,4933

Abbildungsverzeichnis

1.1	Vorschau des jährlichen Luftverkehrs im europäischen Raum [6]	2
1.2	Entwicklung der Turbineneintrittstemperaturen und Turbinenmaterialien [4]	2
2.1	Einfaches Turbojettriebwerk mit durch Bezugsebenen eingegrenzten Hauptbauteilen [4]	5
2.2	Pitot-Einlauf des Turbofantriebwerks CF6-80C2 [4]	7
2.3	Überschalleinlauf mit variabler Geometrie der Lockheed SR-71 (Blackbird) [4]	7
2.4	Mehrwellenverdichter des Rolls-Royce Tyne Triebwerks [4]	9
2.5	MTR390-2C Triebwerk mit Radialverdichter und Umkehrbrennkammer [9]	9
2.6	Brennkammerbauformen [4]	10
2.7	Turbine des PW JT9D-7R4 Turbofan [4]	11
2.8	Standardabgassystem eines Strahltriebwerks [20]	12
2.9	Ejektorantrieb von O. Morize, 1917 [4]	13
2.10	Antriebskonzept von H.S. Harris, 1917 [4]	14
2.11	Nachbildung der Skizze in Whittle's Patentantrag [4]	14
2.12	links oben: Zeichnung der Heinkel He-178, rechts unten: Bild des Nachbaus des Strahltriebwerks He.S3B [4]	15
2.13	Schnittbild des Junkers-Strahltriebwerkes Jumo 004B [15]	16
3.1	h-s-Diagramm eines Joule-Kreisprozesses [13]	19
4.1	GasTurb 11 [14]	34
4.2	GasTurb11 Startfenster zur Auswahl des Turbinentyps [14]	35
4.3	GasTurb11 Interface zur Variation der Variablen [14]	36
4.4	Visualisierung der Berechnungsergebnisse in GasTurb11 [14]	37
4.5	Darstellung der Triebwerksgeometrie in GasTurb11 [14]	38
5.1	Turbo-Luftstrahl-Triebwerk [4]	40
5.2	Schema Turbofan [4]	41
5.3	Schema Turboprop [25]	42
5.4	Artwork Pratt & Whitney PW1000G [23]	47
5.5	Platentengetriebesatz der PW1000G für den Fanantrieb [22]	47

5.6	Rolls Royce Open Rotor Demonstrator [16]	49
5.7	Versuchsaufbau CRISP [5]	49
5.8	Schema eines Triebwerks mit Active Core Elementen [17]	51
5.9	Links: Schema des Regelkreises für ACC und ASC [21], Rechts: Verlauf des Spalts zwischen Schaufelspitze und Gehäuse beim Start [21]	51
5.10	Schema eines Triebwerks mit Zwischenkühlung und Rekuperator [18]	53
5.11	Lanzetten-Wärmetauscher [4]	54
5.12	Temperatur - Entropie - Diagramm eines Intercooled Recuperated Tur- bofan [19]	54
5.13	Maßstabgetreue Skizze des GasTurb Tubinenmodells	56
5.14	Liste von Einflussfaktoren [14]	57
5.15	h-s-Diagramm Three Spool Turbofan	58
5.16	spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans bei BPR = 7,5	59
5.17	spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans bei BPR = 10	59
5.18	spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans bei BPR = 13	60
5.19	spez. Treibstoffverbrauch Three Spool Turbofan	60
5.20	h-s-Diagramm Three Spool Turbofan with Intercooler	62
5.21	spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Zwischenkühlung bei BPR = 7,5	63
5.22	spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Zwischenkühlung bei BPR = 10	63
5.23	spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Zwischenkühlung bei BPR = 13	64
5.24	spez. Treibstoffverbrauch Three Spool Turbofan with Intercooler	64
5.25	h-s-Diagramm Three Spool Turbofan with Recuperator	66
5.26	spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Rekuperator bei BPR = 7,5	67
5.27	spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Rekuperator bei BPR = 10	67
5.28	spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Rekuperator bei BPR = 13	68
5.29	spez. Treibstoffverbrauch Three Spool Turbofan with Recuperator	68
5.30	h-s-Diagramm Three Spool Turbofan with Intercooler and Recuperator	70
5.31	spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Zwischenkühlung und Re- kuperator bei BPR = 7,5	71
5.32	spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Zwischenkühlung und Re- kuperator bei BPR = 10	71
5.33	spez. Treibstoffverbrauch des Turbofans mit Zwischenkühlung und Re- kuperator bei BPR = 13	72
5.34	spez. Treibstoffverbrauch Three Spool Turbofan with Intercooler and Re- cuperator	72
6.1	Konzeptidee eines Triebwerks mit außenliegendem Fan	77
6.2	Variationsbeispiele der grundlegenden Konzeptidee	77
6.3	Open Rotor Variante im Leitwerk	81
6.4	Shrouded Profan oberhalb der Tragfläche	82

6.5	Nurflügelkonzept	83
6.6	CRISP Variante mit zwei Turbofantriebwerken im Höhenleitwerk	84
A.1	Intercooled Recuperated Turbofan mit dazugehörigen Bezeichnungen der Triebwerksebenen [14]	88

Tabellenverzeichnis

B.1	TSFC Three Spool Turbofan bei BPR = 7,5	89
B.2	TSFC Three Spool Turbofan bei BPR = 10	90
B.3	TSFC Three Spool Turbofan bei BPR = 13	90
B.4	TSFC Three Spool Turbofan with Intercooler bei BPR = 7,5	91
B.5	TSFC Three Spool Turbofan with Intercooler bei BPR = 10	91
B.6	TSFC Three Spool Turbofan with Intercooler bei BPR = 13	92
B.7	TSFC Three Spool Turbofan with Recuperator bei BPR = 7,5	92
B.8	TSFC Three Spool Turbofan with Recuperator bei BPR = 10	93
B.9	TSFC Three Spool Turbofan with Recuperator bei BPR = 13	93
B.10	TSFC Three Spool Turbofan with Intercooler and Recuperator bei BPR = 7,5	94
B.11	TSFC Three Spool Turbofan with Intercooler and Recuperator bei BPR = 10	94
B.12	TSFC Three Spool Turbofan with Intercooler and Recuperator bei BPR = 13	95

Literaturverzeichnis

- [1] ADMINISTRATION, Federal A.: *FAA Aerospace Forecast Fiscal Years 2011 - 2031*. URL, <http://www.faa.gov>, 2011
- [2] ANDREW M. ROLT, Nick J. B.: *Intercooled Turbofan Engine Design and Technology Research in the EU Framework 6 NEWAC Programme*. 2009
- [3] AUTOMOTIVE ENGINEERS SAE, Society of: *ARP 755C*. Dezember 1997
- [4] BRÄUNLING, Willy J. G.: *Flugzeugtriebwerke*. Berlin : Springer, 2009
- [5] (DLR), German Aerospace C.: *CRISP*. 2012. – 23.01.2012
- [6] EUROCONTROL: *EUROCONTROL Long-Term Forecast*. URL, <http://www.eurocontrol.int/statfor/gallery/content/public/forecasts/Doc415-LTF10-Report-Vol1.pdf>, Dezember 2010
- [7] G. WILFERT, B. M.: *Technology Integration in a Low Emission Heat Exchanger Engine*
- [8] G. WILFERT, L. Wald O. J. B. Kriegl K. B. Kriegl: *CLEAN - Validierung einer schnelllaufenden Niederdruckturbinen und eines Abgaswärmetauschers für ein umweltfreundliches Triebwerkskonzept*
- [9] GMBH, MTU Aero E.: *MTR390 turboshaft engine*. www.mtu.de, . – 17.01.2012
- [10] GÜNTER WILFERT, Andrew Rolt Nick Baker Arnel Touyeras Salvatore C. Joerg Sieber S. Joerg Sieber: *New Environmental Friendly Aero Engine Core Concepts*. 2007
- [11] I. RAAB, G. W. M. Artmeier A. M. Artmeier: Technologieerprobung für schnelllaufende Niederdruckturbinen für wirtschaftliche und umweltschonende Triebwerke. In: *DGLR-Jahrestagung 2000*, 2000
- [12] ICAO: Committee on Aviation Environmental Protection. In: *The ICAO Journal* 65 (2010)
- [13] K.-H. GROTE, J. F.: *Dubbel - Taschenbuch für den Maschinenbau*. Berlin : Springer, 2007

- [14] KURZKE, Joachim: *GasTurb 11*. URL, <http://www.gasturb.de/Software/GasTurb11/gasturb11.html>, August 2007
- [15] LORENZ, Holger: *Meilensteine der Junkersforschung 1910 bis 1953*. <http://www.flugzeug-lorenz.de>. <http://www.flugzeug-lorenz.de/index.php?id=73>. – 08.12.2011
- [16] ROLLS-ROYCE: *Open Rotor Demonstrator*. URL, <http://www.rolls-royce.com/Images/openrotortcm92-24869.png>, 2011
- [17] S. BOCK, G. Wilfert J. S. W. Horn H. W. Horn: *Active Core Technology within the NEWAC Research Program for cleaner and more efficient Aero Engines*. URL, <http://www.newac.eu>, 2007
- [18] SIEBER, Dr. J.: *Neue Triebwerkskonzepte und alternative Brennstoffe*. März 2009
- [19] SIEBER, Joerg: NEWAC Technologies / NEWAC. 2011. – Forschungsbericht. – 19.05.2011
- [20] SOARES, Claire: *Gas turbines: a handbook of air, land, and sea applications*. 1. Butterworth-Heinemann, 2007
- [21] STEPHAN BOCK, Jörg S. Wolfgang Horn H. Wolfgang Horn: „ACTIVE CORE“ - A Key Technology for more environmentally friendly Aero Engines being investigated under the NEWAC Program. In: *ICAS2008 proceedings*, 2008
- [22] TECHNOLOGIES, United: *Fan Drive Gear System*. URL, www.purepowerengines.com, 2010
- [23] TECHNOLOGIES, United: *PW1000G Engine Artwork*. URL, www.purepowerengines.com, 2010
- [24] TILLMANN C. GMELIN, Dr.-Ing. Oliver L. Prof. Dr.-Ing. Gerhard Hüttig H. Prof. Dr.-Ing. Gerhard Hüttig: Zusammenfassende Darstellung der Effizienzpotenziale bei Flugzeugen unter besonderer Berücksichtigung der aktuellen Triebwerkstechnik sowie der absehbaren mittelfristigen Entwicklungen / Im Auftrag des Bundesministerium für Umwelt, Naturschutz und Reaktorsicherheit. 2008. – Forschungsbericht. – 19.08.2011
- [25] VERLAG, Wissen M.: *Propellerturbine*. URL, <http://wissen.de>, Juli 2011
- [26] WÖRRLEIN, Karl: *Einfluß der Wärmeübertragung und der Zwischenkühlung auf den Brennstoffverbrauch von Zweikreistriebwerken*
- [27] WÖRRLEIN, Karl: *Optimierung der Zwischenkühlung und der Zwischenerhitzung beim Gasturbinen-Prozeß*. 1998

- [28] WÖRRLEIN, Karl: *Optimierung der Zwischenkühlung und der Zwischenerhitzung beim Gasturbinen-Prozeß mit Wärmeübertragung*. 1998
- [29] ZHUBER-OKROG, Ao.Univ.-Prof.i.R. Dipl.-Ing. D. Günther: *Grundlagen der Strahlantriebe*. Vorlesungsskript, Oktober 2009