

Projekt

Vergleich des Kraftstoffverbrauchs von Strahltriebwerken und Propellertriebwerken

Verfasser: Houssein Mahfouz

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Abgabe: 2023-02-02

*Fakultät Technik und Informatik
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau*

DOI:

<https://doi.org/10.15488/xxxxx>

URN:

<https://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:gbv:18302-aero2023-02-02.013>

Associated URLs:

<https://nbn-resolving.org/html/urn:nbn:de:gbv:18302-aero2023-02-02.013>

© This work is protected by copyright

The work is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial-ShareAlike 4.0 International License: CC BY-NC-SA

<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0>



Any further request may be directed to:

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

E-Mail see: <http://www.ProfScholz.de>

This work is part of:

Digital Library - Projects & Theses - Prof. Dr. Scholz

<http://library.ProfScholz.de>

Published by

Aircraft Design and Systems Group (AERO)

Department of Automotive and Aeronautical Engineering

Hamburg University of Applied Science

This report is deposited and archived:

- Deutsche Nationalbibliothek (<https://www.dnb.de>)
- Repository of Leibniz University Hannover (<https://www.repo.uni-hannover.de>)
- Internet Archive (<https://archive.org>)
Item: <https://archive.org/details/TextMahfouz.pdf>

This report has associated published data in Harvard Dataverse:

<https://doi.org/10.7910/DVN/KC5Z8U>

Kurzreferat

Zweck – Vergleich des Kraftstoffverbrauchs von Strahl- und Propellertriebwerken über den Wirkungsgrad.

Methodik – Über eine umfangreiche Literaturrecherche wird eine Triebwerksdatenbank erstellt. Der Wirkungsgrad wird definiert als Verhältnis aus Schubleistung (Schub mal Geschwindigkeit) und Energiezufluss (Kraftstoffmassenstrom mal Heizwert). Die Rechnung nutzt dabei den spezifischen Kraftstoffverbrauch aus der Literatur basierend auf Schub (beim Jet) oder Leistung (beim Propellerflugzeug). Der Propellerwirkungsgrad wird mit 0.9 angenommen.

Ergebnisse – Der Gesamtwirkungsgrad von Turbonfantriebwerken und Turboprops steigt mit der Triebwerksgröße, mit dem Baujahr und dem Gesamtdruckverhältnis. Beim Jet steigt er auch mit der Machzahl im Reisflug und mit dem Nebenstromverhältnis. Mit dieser Methodik werden die Flugmotoren verglichen, die in ihrer Triebwerksklasse den höchsten Gesamtwirkungsgrad erreicht haben. Ein Dieselmotor (Junkers Jumo 205) erreicht dabei den höchsten Gesamtwirkungsgrad mit 0,386 gefolgt vom Jet (GE90-85B und Genx-2B67B) mit 0,375, Turboprop (TP400-D6) mit 0,358 und Ottomotor (R-3350-988TC18EA-2) mit 0,315. Die Turboprops zeigen den schlechtesten durchschnittlichen Gesamtwirkungsgrad im Vergleich der Klassen mit 0,222.

Bedeutung für die Praxis – Trotz unterschiedlicher Definitionen des spezifischen Kraftstoffverbrauchs, können Jettriebwerke und Propellertriebwerke über den Gesamtwirkungsgrad miteinander verglichen werden, was auch eine Aussage erlaubt hinsichtlich des Kraftstoffverbrauchs.

Soziale Bedeutung – Die Arbeit stellt die Ergebnisse so einfach dar, dass eine öffentliche Diskussion über die Klasse der Flugtriebwerke möglich wird. Über den Kraftstoffverbrauch der Triebwerke (und die Flughöhe) ist letztlich auch eine Aussage über die Umweltwirkung leicht möglich.

Originalität – Beim Vergleich von Jets und Props muss der Gesamtwirkungsgrad berücksichtigt werden. Dieser beinhaltet bei Propellertriebwerken auch den (angenommenen) Propellerwirkungsgrad. Bisher wurde bei Propellertriebwerken nur der Motorwirkungsgrad genannt, was die Props im Vergleich zum Jet zu gut erscheinen ließ.

Vergleich des Kraftstoffverbrauchs von Strahltriebwerken und Propellertriebwerken

Aufgabenstellung für ein Projekt

Hintergrund

Für Strahltriebwerke wird der Schub in Newton (N) angegeben. Für Propellertriebwerke wird hingegen die Leistung in Watt (W) angegeben. Die Leistung eines Strahltriebwerks könnte durch Multiplikation mit der Geschwindigkeit des Flugzeugs berechnet werden. Aber welche Geschwindigkeit ist damit genau gemeint? Bei beiden Triebwerkstypen ist der spezifische Kraftstoffverbrauch (Specific Fuel Consumption, SFC) unterschiedlich definiert: $\text{kg}/(\text{Ns})$ versus $\text{kg}/(\text{Ws})$. Wie lässt sich der Kraftstoffverbrauch beider Triebwerkstypen vergleichen? Wie sieht der Vergleich aus zwischen einem Kolbenmotor mit Propeller und einem Propellerturbinenluftstrahltriebwerk (PTL)? Bei Kolbenmotoren wird unterschieden zwischen Diesel- und Ottomotoren. Welche Unterschiede gibt es dabei hinsichtlich des spezifischen Kraftstoffverbrauchs und des Wirkungsgrads? Ziel ist die Ermittlung und der Vergleich der Wirkungsgrade. Angestrebt ist ein reiner Vergleich von Flugmotoren ohne deren Einbausituation, die durch Unterschiede in Aerodynamik und Leichtbau des Flugzeugs geprägt sein kann.

Aufgabe

Triebwerke sollen mithilfe des Gesamtwirkungsgrades verglichen werden. Der Gesamtwirkungsgrad schließt den Motorwirkungsgrad und einen angenommenen typischen Propellerwirkungsgrad ein. Bei Strahltriebwerken ist der Gesamtwirkungsgrad der des Motors. Folgende Teilaufgaben sind zu bearbeiten:

- Kurze Vorstellung der Technik von Flugmotoren.
- Kurze Darstellung der relevanten Grundlagen.
- Recherche des spezifischen Kraftstoffverbrauchs und des Wirkungsgrades von Flugmotoren.
- Auswertung und Vergleich der Triebwerksdaten.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Es sind die DIN-Normen zur Erstellung technisch-wissenschaftlicher Berichte zu beachten.

Inhalt

Verzeichnis der Bilder.....	7	
Verzeichnis der Tabellen.....	8	
Liste der Symbole.....	9	
Liste der Abkürzungen.....	10	
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen.....	11	
1	Einleitung	13
1.1	Motivation.....	13
1.2	Begriffsdefinitionen.....	13
1.3	Ziel der Arbeit.....	14
1.4	Literaturübersicht.....	14
1.5	Aufbau der Arbeit.....	15
2	Grundlagen	17
2.1	Turbojet.....	17
2.2	Turbofan.....	18
2.3	Turboprop.....	19
2.4	Ottomotor.....	20
2.5	Dieselmotor.....	21
2.6	Vor- und Nachteile eines Dieselmotors gegenüber einem Ottomotor.....	22
2.7	Propellerwirkungsgrad.....	22
3	Theoretische Betrachtung	24
3.1	Leistung von Strahltriebwerken.....	24
3.2	Leistung von Propellertriebwerken.....	24
3.3	Der Wirkungsgrad von Strahltriebwerken.....	25
3.4	Der Wirkungsgrad von Propellertriebwerken.....	26
4	Auswertung der Triebwerksdaten	29
4.1	Strahltriebwerk.....	29
4.2	Turboprop.....	33
4.3	Kolbenmotor.....	35
5	Vergleich der Flugtriebwerke	38
6	Zusammenfassung und Ausblick	42
Literaturverzeichnis	44	

Anhang A	Tabelle der Turbofan-Daten	47
Anhang B	Tabelle der Turboprop-Daten	61
Anhang C	Tabelle der Kolbenmotor-Daten	65

Verzeichnis der Bilder

Bild 2.1	Aufbau eines Turbojettriebwerks (Einwellig) (Bräunling 2015).....	18
Bild 2.2	Aufbau eines Turbojettriebwerks mit Nachbrenner (Bräunling 2015).....	18
Bild 2.3	Aufbau eines Turbofans (Khan 2005).....	19
Bild 2.4	Aufbau eines Turboprops (Wikimedia 2023)	20
Bild 2.5	Zylinder mit Kolben und Ventilen (Urlaub 1995)	20
Bild 2.6	RED A03 Dieselflugmotor (Red Aircraft 2023).....	21
Bild 2.7	Propellerwirkungsgrad als Funktion der Fluggeschwindigkeit und der Scheibenbelastung (Marckwardt, nach Scholz 2020).....	23
Bild 3.1	Abnahme der Wellenleistung eines Kolbenmotors mit der Höhe (Scholz 2019).....	25
Bild 3.2	Skizze des Propellertriebwerks und des Strahltriebwerks mit Wirkungsgraden.....	27
Bild 3.3	Propellertriebwerke und Strahltriebwerk – Wirkungsgrade, Formeln.....	28
Bild 4.1	Der Gesamtwirkungsgrad von Turbofans aufgetragen über dem Baujahr ..	29
Bild 4.2	Verbesserungen im spezifischen Kraftstoffverbrauch, SFC (Young 2012)..	30
Bild 4.3	Der Gesamtwirkungsgrad von Turbofans aufgetragen über der Machzahl im Reiseflug	31
Bild 4.4	Der Gesamtwirkungsgrad von Turbofans aufgetragen über dem Nebenstromverhältnis, BPR.....	31
Bild 4.5	Der Gesamtwirkungsgrad von Turbofans aufgetragen über dem Gesamtdruckverhältnis, OPR.....	32
Bild 4.6	Der Gesamtwirkungsgrad von Turbofans aufgetragen über dem Standschub, T_0	32
Bild 4.7	Der Gesamtwirkungsgrad von Turboprops aufgetragen über dem Baujahr.	34
Bild 4.8	Der Gesamtwirkungsgrad von Turboprops aufgetragen über dem Gesamtdruckverhältnis, OPR.....	34
Bild 4.9	Der Gesamtwirkungsgrad von Turboprops aufgetragen über der äquivalenten Leistung in Meereshöhe, $P_{e,sl}$	35
Bild 4.10	Der Gesamtwirkungsgrad von Kolbenmotoren aufgetragen über dem Baujahr.....	36
Bild 4.11	Der Gesamtwirkungsgrad von Kolbenmotoren aufgetragen über der Wellenleistung in Meereshöhe, $P_{s,sl}$	37
Bild 5.1	Vortriebswirkungsgrad in Abhängigkeit von der Reise-Machzahl (Young 2012).....	38
Bild 5.2	Der Gesamtwirkungsgrad von Strahltriebwerken und Turboprops aufgetragen über dem Gesamtdruckverhältnis, OPR.....	39
Bild 5.3	Mittelwert und Maximalwert des Wirkungsgrads verschiedener Flugzeugtriebwerke.....	40

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 3.1	Kraftstoffparameter für verschiedene Kraftstoffe.....	28
Tabelle 4.1	Ergebnisse der Auswertung, Strahltriebwerke.....	33
Tabelle 4.2	Ergebnisse der Auswertung, Turboprop	35
Tabelle 4.3	Ergebnisse der Auswertung, Kolbenmotor	37
Tabelle 4.4	Ergebnisse der Auswertung, Dieselmotor und Ottomotor.....	37

Liste der Symbole

a	Schallgeschwindigkeit
C_C	Besatzungskosten
C_{DEP}	Abschreibung
C_{DOC}	direkte Betriebskosten
C_F	Treibstoffkosten
C_{FEE}	Gebühren
C_{INS}	Versicherungskosten
C_{INT}	Zinsen
C_M	Wartungskosten
c_P	leistungsspezifischer Kraftstoffverbrauch
c_T	schubspezifischer Kraftstoffverbrauch
F	Kraft
H	unterer Heizwert (Energiegehalt des Kraftstoffs)
M	Flugmachzahl
m_F	Kraftstoffmasse
\dot{m}_F	Kraftstoffmassenstrom
P	Leistung
P_e	äquivalente Leistung des Propellerturbinenluftstrahltriebwerks (PTL, Turboprop)
P_S	Wellenleistung des Kolbenmotors
P_T	Vortriebsleistung (Schubleistung)
s	Strecke
t	Zeiteinheit
T	Schub, Reiseflugtemperatur
T_0	Stand Schub
V	Fluggeschwindigkeit
W	Arbeit

Griechische Symbole

δ	Dichteverhältnis
η	Wirkungsgrad
η_e	Wirkungsgrad des Propellerturbinenluftstrahltriebwerks (PTL, Turboprop)
η_{jet}	Gesamter Wirkungsgrad des Strahltriebwerks (Jet)
η_p	Propellerwirkungsgrad
η_{prop}	Gesamter Wirkungsgrad des Propellertriebwerks
η_s	Wirkungsgrad des Kolbenmotors

Liste der Abkürzungen

BPR	Bypass Ratio (Nebenstromverhältnis)
DOC	Direct Operating Costs (direkte Betriebskosten)
h	Stunde
NA	Not Available
OPR	Overall Pressure Ratio (Gesamtdruckverhältnis)
PSFC	Power-Specific Fuel Consumption (leistungsspezifischer Kraftstoffverbrauch)
PTL	Propellerturbinenluftstrahltriebwerk
s	Sekunde
SFC	Specific Fuel Consumption (spezifischer Kraftstoffverbrauch)
sl	Sea Level (Meereshöhe)
TSFC	Thrust-Specific Fuel Consumption (schubspezifischer Kraftstoffverbrauch)
URL	Universal Resource Locator

Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

Abgasstrahl

Ein Abgasstrahl kann als gasförmige oder partikelhaltige Emission definiert werden, die sich aus der Verbrennung von Kraftstoffen in technischen Systemen wie Brennkraftwerken, Düsen oder ähnlichen Systemen ergibt (Bräunling 2015).

Bewegungsenergie

Die Bewegungsenergie wird auch als kinetische Energie bezeichnet. Sie ist die Energie, die ein Körper aufgrund seiner Bewegung enthält. Sie entspricht der Arbeit, die verrichtet werden muss, um der Körper aus einem Ruhezustand in eine augenblickliche Bewegung zu bringen. Sie ist von der Masse und der Geschwindigkeit des bewegten Körpers abhängig (Wikipedia 2022a).

Bypassverhältnis

Das Bypassverhältnis oder das sogenannte Nebenstromverhältnis ist bei Turbofantriebwerken das Verhältnis aus, dem Luftmassenstrom des Sekundärkreises, zum Luftmassenstrom des Primärkreises (Bräunling 2015).

Kolbentriebwerk

In Bezug auf Flugzeuge ist ein Kolbentriebwerk ein Typ von Verbrennungsmotor, bei dem ein Kolben in einem Zylinder hin und her bewegt wird, um die Kraft der Verbrennung von stoff und Luft in eine drehende Bewegung umzuwandeln, die einen Propeller antreibt. Alle Kolbenverbrennungsmotoren besitzen die vier Teilprozesse Verdichtung des Arbeitsmediums, Wärmezufuhr, Expansion des Heißgases und Restwärmeabfuhr. Da sich diese Vorgänge immer in der gleichen Reihenfolge wiederholen, spricht man von einem Kreisprozess. Bei größerer Motordrehzahl wird die Nutzarbeit dieses Kreisprozesses als mechanische Energie von der Motorkurbelwelle über ein Getriebe an den Propeller abgegeben (Urlaub 1995). Es wird zwischen Zwei- und Viertaktmotoren unterschieden. Mit Ausnahme einiger Motorsegelflugzeugen und Leichtflugzeugmotoren arbeiten Flugmotoren nach dem Viertaktprinzip.

Leistungsspezifischer Kraftstoffverbrauch

Der leistungsspezifische Kraftstoffverbrauch (PSFC) ist das Verhältnis von Kraftstoffmasse pro Zeiteinheit zur erzeugten Leistung einer Verbrennungskraftmaschine. Es ist eine wichtige Kennzahl zur Bewertung der Effizienz von Kolbenmotoren und wird normalerweise in g/kWh angegeben. Ein niedrigerer Wert des leistungsspezifischen Kraftstoffverbrauchs zeigt höhere Effizienz an und ermöglicht eine längere Betriebszeit, höhere Leistung oder geringere Umweltauswirkungen (Wikipedia 2022e).

Schubspezifischer Kraftstoffverbrauch

Der schubspezifische Kraftstoffverbrauch (TSFC) bezeichnet das Verhältnis zwischen der Masse des verbrauchten Treibstoffs pro Zeiteinheit und der erzeugten Schubkraft einer Verbrennungskraftmaschine. Er wird üblicherweise in kg/kNh angegeben und ist eine wichtige Kenngröße für die Leistungsfähigkeit von Maschinen in der Luft- und Raumfahrt. Ein niedrigerer schubspezifischer Kraftstoffverbrauch bedeutet eine höhere Effizienz und damit eine längere Flugdauer oder höhere Nutzlast (Wikipedia 2022d).

Schubstrahl

Der Luftstrahl, der aus dem Triebwerk austritt und/oder von dem Propeller erzeugt wird, ist der Schubstrahl. Je höher die Geschwindigkeit der bewegten Luft oder je größer die Masse der bewegten Luft ist, desto größer ist der Schub (Bräunling 2015).

Spezifischer Kraftstoffverbrauch

Der spezifische Kraftstoffverbrauch (SFC) kann als ein Maß für die Effizienz des Kraftstoffverbrauchs in technischen Systemen mit Verbrennungskraftmaschinen, wie Kraftfahrzeugen oder Flugzeugen, definiert werden. Es gibt an, wie viel Kraftstoff erforderlich ist, um eine bestimmte Menge an Energie zu generieren, und wird in der Regel in Einheiten wie g/kWh oder kg/kWh ausgedrückt (Wikipedia 2022c).

Verdichter

Ein Verdichter ist ein Kompressionssystem, dessen Hauptfunktion darin besteht, eine bestimmte Menge an Gas oder Luft zu komprimieren und somit den Druck zu erhöhen (Bräunling 2015).

Wärmekraftmaschine

Die Wärmekraftmaschine ist auch als „rechts laufender Kreisprozess“ bekannt. Sie wandelt die Wärme in mechanische Energie um (Bräunling 2015).

1 Einleitung

1.1 Motivation

Das vorliegende Projekt, basierend auf Steinhausen (2022a und 2022b), zielt darauf ab, die Effizienz von verschiedenen Flugmotortypen unabhängig von den Eigenschaften des Flugzeugs hinsichtlich Aerodynamik und Leichtbau zu untersuchen und zu vergleichen. Hierbei werden die Größen für Schub und Leistung bei Strahltriebwerken und Propellertriebwerken betrachtet und ihre spezifischen Kraftstoffverbräuche definiert und miteinander verglichen. Zusätzlich wird ein Vergleich zwischen Kolbenmotoren mit Propeller und Propellerturbinenluftstrahltriebwerken durchgeführt. Durch die Analyse der spezifischen Kraftstoffverbräuche und der Wirkungsgrade soll eine fundierte Beurteilung der Effizienz dieser Flugmotortypen ermöglicht werden. Diese Erkenntnisse können von Wert für die Weiterentwicklung und Optimierung von Flugmotoren sein und zu einer Verbesserung der Nachhaltigkeit und Effizienz in der Luftfahrt beitragen. Eine solche Untersuchung stellt eine wichtige Ergänzung zur bestehenden Literatur dar, da bisher nur wenige Vergleiche dieser Art vorliegen.

1.2 Begriffsdefinitionen

Kraftstoffverbrauch

Der Kraftstoffverbrauch ist der Verbrauch einer Kraftstoffmenge pro Zeiteinheit. In Bezug auf Effizienz und Ökonomie ist der Kraftstoffverbrauch ein wichtiger Parameter in fast allen Flugleistungsberechnungen. Aus diesem Grund hat er eine wichtige Rolle beim Reiseflug und in den Formeln, die einer bestimmten Reichweite und Flugdauer entsprechen. Er lässt sich einfach im Cockpit ablesen und ist ursächlich abhängig von der Charakteristik und Wechselwirkung des Triebwerks mit der Flugzeugzelle. Die Art und Weise, wie der Kraftstoffverbrauch angezeigt wird, variiert je nach Motorhersteller. Teilweise wird auch nicht der Kraftstoffverbrauch angegeben, sondern der spezifische Kraftstoffverbrauch (Scheiderer 2008).

Propellertriebwerk

Ein Propellertriebwerk ist eine Art von Flugzeugtriebwerk, bei dem ein Propeller eine Luftströmung erzeugt, um Schubkraft auf das Flugzeug auszuüben. Es arbeitet durch Umwandlung der Energie des brennbaren Treibstoffes, der durch einen Verbrennungsmotor angetrieben wird, in mechanische Energie, die den Propeller antreibt (Urlaub 1995). Propellertriebwerke waren die dominierende Art von Triebwerken für Flugzeuge und werden auch heute noch in vielen Anwendungen eingesetzt, insbesondere bei kleineren Flugzeugen.

Strahltriebwerk

Ein Strahltriebwerk, auch als Jet-Triebwerk bezeichnet, ist eine Art von Triebwerk, das für den Antrieb von Flugzeugen verwendet wird. Es funktioniert durch den Schub eines kontinuierlichen Stroms von verbrennendem Gas aus dem Triebwerk heraus, was zu einer Beschleunigung des Flugzeugs führt. Dies geschieht durch den Einsatz einer Kombination aus Kompression, Brennkammer und Strahlauslass (Scheiderer 2008).

1.3 Ziel der Arbeit

Ziel dieser Arbeit besteht darin, den Kraftstoffverbrauch von Strahltriebwerken und Propellertriebwerken zu vergleichen. Hierfür wird ein Vergleich des Gesamtwirkungsgrades durchgeführt, welcher sowohl den Motorwirkungsgrad als auch einen angenommenen Propellerwirkungsgrad einschließt. Im Falle von Strahltriebwerken entspricht der Gesamtwirkungsgrad dem des Motors.

1.4 Literaturübersicht

Aus fachlicher Sicht reichen drei Bücher, ein Vorlesungsskript und ein Dokument für dieses Projekt aus, um einen Überblick über das Thema zu geben. Zwei weitere Bücher und eine Masterarbeit liefern die benötigten Daten der Triebwerke.

Mit dem Buch „Flugzeugtriebwerke“ von Bräunling 2015 erhält man die Grundlagen zu allen derzeitig verwendeten Antriebsarten von Flugzeugen.

In den Büchern „Fluglehre“ von Hohenemser 1957 und „Flugtriebwerke“ von Urlaub 1995 ist die Funktionsweise von Kolbenmotor erklärt. Damit kann ein Grundlagenverständnis über Otto- und Dieselmotor geschaffen werden.

Die theoretische Betrachtung der Leistung und des Wirkungsgrads von Strahl- und Propellertriebwerken bezieht sich auf das Vorlesungsskript „Flugmechanik – Flugleistung und statische Stabilität der Längsbewegung“ von Scholz 2019 und auf ein Dokument mit dem Namen „Der spezifische Kraftstoffverbrauch von Flugtriebwerken (TSFC und PSFC)“ von Scholz 2017.

Das Buch „Turboshaft, Turboprop and Propfan“ von Roux 2011 enthält die Datensammlung für die Analyse der Turboprop-Triebwerke.

Eine Excel-Tabelle von einer Masterarbeit „Turbofan Specific Fuel Consumption, Size and Mass from Correlated Engine Parameters“ von Hammami 2021 enthält die benötigten Daten für die Analyse der Turbofan-Triebwerke.

Das Buch „Moderne Flugzeug-Kolbentriebwerke“ von Frötschel 1959 und eine Tabelle von Wikipedia 2022c enthalten die benötigten Daten für die Analyse der Kolbentriebwerke.

Ergänzend zu den genannten Literaturen werden das Projekt „Kraftstoffverbräuche von Turbofan, Propfan und Turboprop im Vergleich“ von Koppe 2012 sowie das Buch „Angewandte Flugleistung“ von Scheiderer 2008 verwendet. Weitere Quellen werden nur einmal verwendet und werden an dieser Stelle nicht weiter aufgeführt, finden sich jedoch im Literaturverzeichnis.

1.5 Aufbau der Arbeit

Wie der Aufgabenstellung zu entnehmen ist, handelt es sich bei dieser Projektarbeit um ein Thema aus dem Bereich der Flugzeugtriebwerke. Zur inhaltlichen Verdeutlichung wurde das Projekt in folgende Abschnitte gegliedert:

- Abschnitt 1** enthält die Einleitung.
- Abschnitt 2** erläutert die grundlegende Funktionsweise von Turbojets, Turbofans, Turboprops, Dieselmotoren und Ottomotoren. Die Vor- und Nachteile eines Dieselmotors gegenüber einem Ottomotor werden diskutiert. Außerdem wird der Propellerwirkungsgrad erklärt.
- Abschnitt 3** stellt die theoretische Betrachtung der Leistung und des Wirkungsgrads von Strahl- und Propellertriebwerken vor.
- Abschnitt 4** beinhaltet die Auswertung der Triebwerksdaten.
- Abschnitt 5** befasst sich mit dem Vergleich der Flugtriebwerke.
- Abschnitt 6** fasst das ganze Thema zusammen und gibt einen Ausblick.
- Anhang A** enthält die Daten, die für die Auswertung der Strahltriebwerke erhoben wurden.

Anhang B enthält die Daten, die für die Auswertung der Turboprop-Triebwerke erhoben wurden.

Anhang C enthält die für die Auswertung von Kolbenmotoren erhobenen Daten.

Die Anhänge A, B und C sind als Excel-Tabelle abgelegt in Harvard Dataverse:

<https://doi.org/10.7910/DVN/KC5Z8U>

2 Grundlagen

Flugtriebwerke werden als Wärmekraftmaschinen klassifiziert, die Energie in mechanische Arbeit umwandeln. Sie sind dafür zuständig, dem Flugzeug den nötigen Schub zu verleihen, indem sie die Widerstandskraft überwinden (Scheiderer 2008). Dies wird durch Transformation der Wärmeenergie in mechanische Arbeit bei Nutzturbinen oder durch Umwandlung in Bewegungsenergie und Ausstoß eines Gasstrahls bei Strahltriebwerken erreicht (Bräunling 2015).

2.1 Turbojet

Der Turbojet, auch bekannt als Einkreis- oder Einstromtriebwerk, besteht aus mehreren Komponenten, einschließlich eines Triebwerkseinlasses, einer Schubdüse, eines Verdichters, einer Brennkammer und einer Turbine. Dieses Triebwerk erzeugt Schub mittels eines einzigen, schnellen Abgasstrahls und verfügt über eine Welle, die Verdichter und Turbine miteinander verbindet (Bräunling 2015).

Bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten weisen Turbojets einen niedrigen Wirkungsgrad und einen hohen Geräuschpegel aufgrund der hohen Austrittsgeschwindigkeit des Schubmediums. Bei Überschallgeschwindigkeiten ist ein Nachbrenner erforderlich. Diese Turbojets mit Nachbrenner sind kompakt und wartungsfreundlich (Wikipedia 2022b).

Die Expansionsenergie wird nur teilweise in kinetische Energie umgewandelt, wobei ein Teil zum Betrieb des Verdichters genutzt wird. Der Großteil der Expansionsenergie wird als Schubstrahl aus dem Triebwerk abgeführt (Koppe 2012).

Aufgrund des hohen Kraftstoffverbrauchs bei niedrigen Geschwindigkeiten werden diese Triebwerke aus ökonomischen und ökologischen Gründen normalerweise nicht mehr eingesetzt (Wikipedia 2022b).

Bild 2.1 und Bild 2.2 zeigen den prinzipiellen Aufbau eines Turbojettriebwerks und eines Turbojettriebwerks mit Verbrennung.

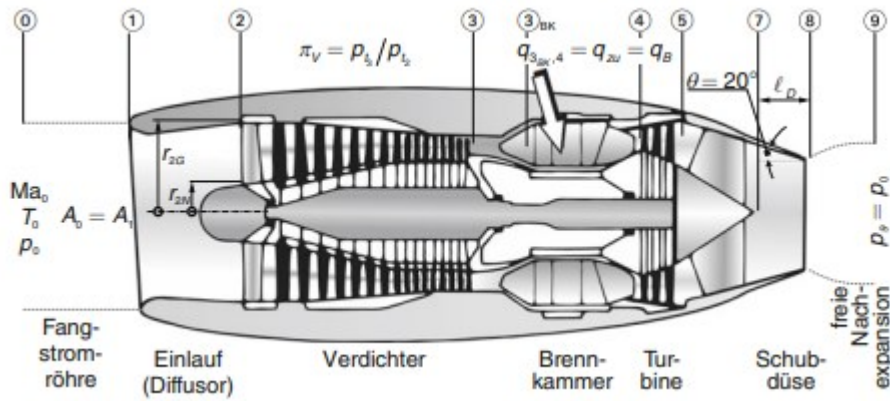


Bild 2.1 Aufbau eines Turbojettriebwerks (Einwellig) (Bräunling 2015)

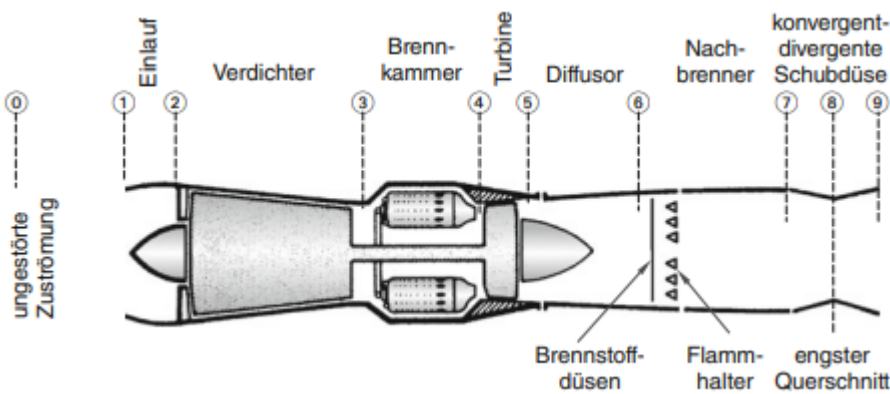


Bild 2.2 Aufbau eines Turbojettriebwerks mit Nachbrenner (Bräunling 2015)

2.2 Turbofan

Das Turbofantriebwerk, auch bekannt als Zweikreis- oder Zweistrommotor, ist ein Typen von Strahltriebwerk, bei dem eine Gasturbine ein zusätzliches Gebläse antreibt, um eine größere Menge an Luft zu beschleunigen und einen höheren Schub zu erzeugen (Bräunling 2015).

Die Funktionsweise des Turbofan-Triebwerks basiert auf dem Prinzip der Energieumwandlung, bei dem thermische Energie durch Verbrennung von Kraftstoff in kinetische Energie umgewandelt wird. Die Gasturbine besteht aus einer Reihe von Turbinenstufen, die durch den Fluss von heißem Gases angetrieben werden, das aus der Verbrennungskammer kommt.

Der Antrieb des Gebläses erfolgt durch eine zusätzliche Turbine, die eine größere Menge an Luft aus dem Umfeld ansaugt und sie durch den Fan beschleunigt, bevor sie in den Primärkreislauf eintritt. Das Verhältnis zwischen dem Luftstrom im Primär- und

Sekundärkreislauf wird als Nebenstromverhältnis bezeichnet und beeinflusst die Effizienz des Triebwerks.

Insgesamt verbessert das zusätzliche Gebläse des Turbofan-Triebwerks den Schub, indem es eine größere Menge an Luft beschleunigt, was es zu einem wichtigen Bestandteil moderner Verkehrsflugzeuge macht (Wikipedia 2022b).

Bild 2.3 zeigt den prinzipiellen Aufbau eines Turbofantriebwerks.

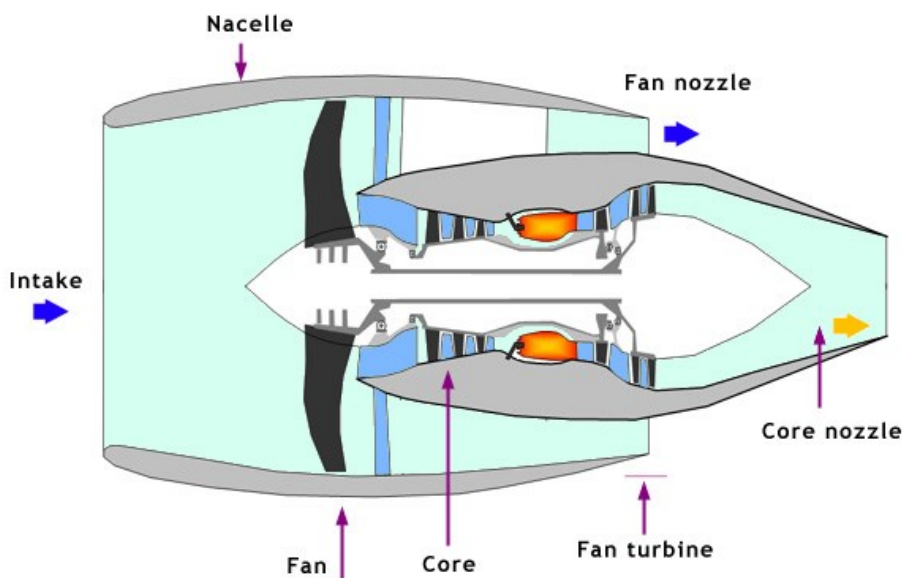


Bild 2.3 Aufbau eines Turbofans (Khan 2005)

2.3 Turboprop

Das Turboprop-Triebwerk, auch bekannt als Propeller-Turbo-Luftstrahl-Triebwerk (PTL-Triebwerk), ist ein Antriebssystem, bei dem eine Arbeitsturbine den Gasgenerator antreibt. PTL-Triebwerke können als Einwellen- oder Mehrwellentriebwerke ausgelegt sein, wobei die Expansion in der Nutzturbine stattfindet. Die von dieser Turbine erzeugte mechanische Energie wird über eine Welle und ein Getriebe dem Propeller zugeführt (Koppe 2012).

Etwa 90 % des Schubs bei einem Turboprop werden durch den Propeller und ca. 10 % durch den Abgasstrahl erzeugt (Bräunling 2015). Die Wahl des Propellers beeinflusst den erzeugten Schub. Propeller können in Bezug auf Schaufelzahl, Luftschraubendurchmesser und Bauform als feststehende oder regelbare Propeller ausgeführt sein, die entweder vor oder hinter dem Motor positioniert sind (Koppe 2012).

Der Aufbau eines Turboprops ist in Bild 2.4 dargestellt.

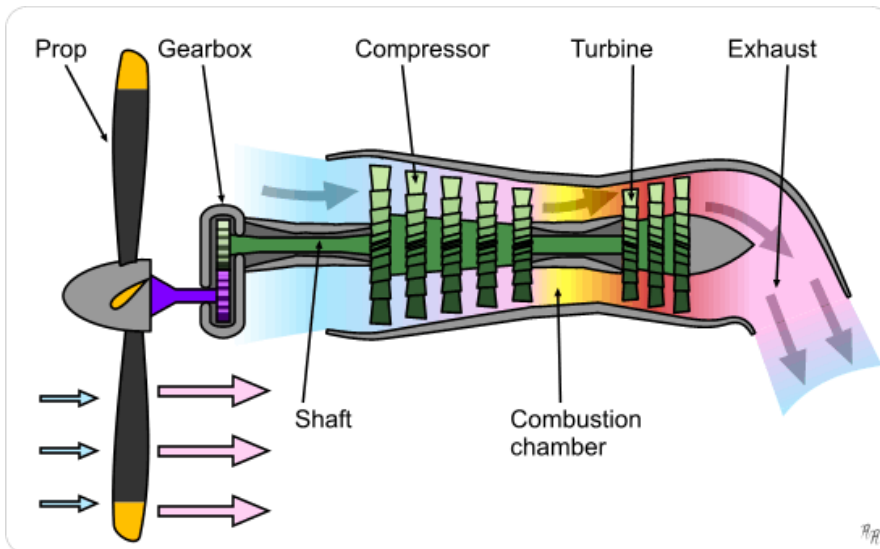


Bild 2.4 Aufbau eines Turboprops (Wikimedia 2023)

2.4 Ottomotor

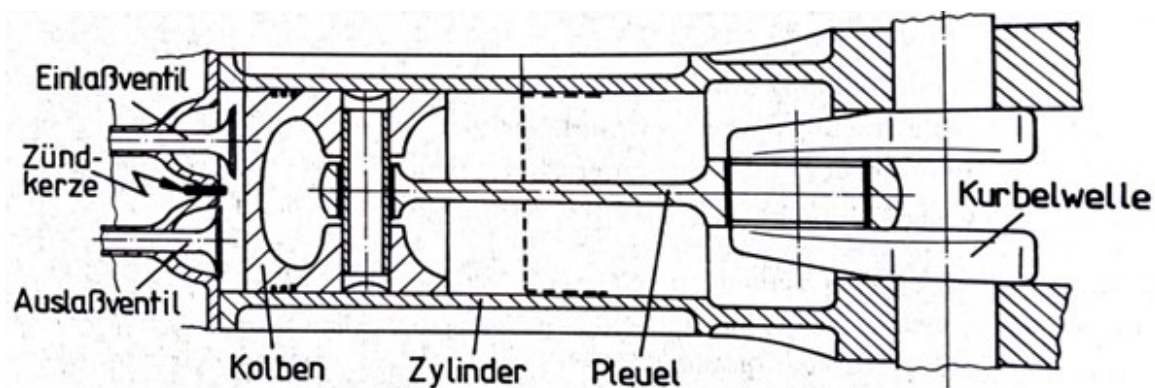


Bild 2.5 Zylinder mit Kolben und Ventilen (Urlaub 1995)

Die Funktionsweise eines Viertakt-Ottomotors lässt sich anhand von Bild 2.5 beschreiben. Der Kernbestandteil des Motors ist der Verbrennungszyylinder, der unten durch einen beweglichen Kolben, welcher mit der Kurbelwelle durch einen Pleuel verbunden ist, und oben durch Einlass- und Auslassventile verschlossen wird.

Während des ersten Takts, dem Ansaugtakt, bewegt sich der Kolben vom oberen zum unteren Totpunkt und saugt das Luft-Kraftstoff-Gemisch durch das geöffnete Einlassventil. Im zweiten Takt, dem Verdichtungstakt, wird das Gemisch komprimiert und durch einen elektrischen Funken nahe dem oberen Totpunkt gezündet.

Die Verbrennung wird im dritten Takt, dem Expansionstakt, abgeschlossen und das heiße Gas expandiert im Zylinder. Im vierten Takt, dem Auslass-takt, wird das Abgas ausgestoßen, wenn das Auslassventil geöffnet wird (Urlaub 1995).

2.5 Dieselmotor

Der Betrieb eines Dieselmotors unterscheidet sich von dem eines Ottomotors dadurch, dass reine Luft statt eines Gas-Luft-Gemischs angesaugt und verdichtet wird. Der Kraftstoff wird erst am Ende des Verdichtungsvorgangs, wenn die Luft auf eine höhere Temperatur als die Zündtemperatur des Kraftstoffs erhitzt wurde, durch eine Düse eingespritzt und dann verbrennt. Diese Art der Verbrennung erfolgt durch Kompression der Luft und unterscheidet sich von der Verbrennung in einem Explosionsmotor, bei der die Verbrennung durch einen elektrischen Funken ausgelöst wird (Hohenemser 1957).

Die Fortschritte in moderner Technologie haben zu einer Steigerung der Effizienz und einer Reduktion der Schadstoffemissionen bei Flugdieselmotoren geführt. Dies wird durch den Einsatz fortgeschrittener Systeme wie elektronischer Kraftstoffeinspritzung und Luftmanagement-Systemen erreicht, wie sie in Flugdieselmotoren wie dem RED A03, Austro Engine, Thielert Centurion und Continental zum Einsatz kommen.

Obwohl die spezifischen Designs und Funktionen der genannten Motoren unterschiedlich sein können, bleibt das grundlegende Konstruktionsprinzip des viertaktigen Flugdieselmotors gleich.

Bild 2.6 zeigt einen Dieselflugmotor des Typs RED A03.

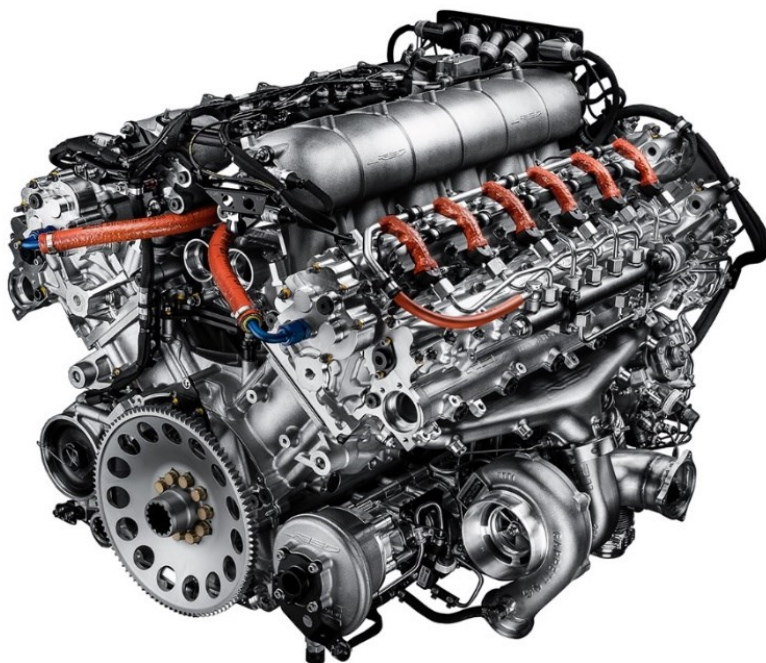


Bild 2.6 RED A03 Dieselflugmotor (Red Aircraft 2023)

2.6 Vor- und Nachteile eines Dieselmotors gegenüber einem Ottomotor

Als Treibstoff für einen Dieselmotor kann Schweröl mit einer hohen Selbstentzündungstemperatur verwendet werden, was die Brandgefahr in einer Notsituation praktisch eliminiert. Die Wirtschaftlichkeit eines Dieselmotors im Vergleich zu einem Ottomotor wird durch den niedrigeren Preis von Schweröl und die höhere Betriebssicherheit durch den Verzicht auf eine elektrische Zündanlage verbessert.

Ein weiteres Merkmal des Dieselmotors ist seine Kraftstoffeffizienz, die durch einen höheren Verdichtungsgrad erreicht wird. Der Verdichtungsgrad bei einem Ottomotor muss auf 7:1 begrenzt werden, um Klopfen zu vermeiden. Ein höherer Verdichtungsgrad für einen Schwerölmotor (14 bis 16:1) verbessert den thermischen Wirkungsgrad und führt zu Kraftstoffeinsparungen von 15 % bis 30 %.

All diesen Vorteilen steht jedoch ein Nachteil gegenüber: Bei hohen Arbeitsdrücken in den Zylindern müssen Motorteile wie Gehäuse, Kolben, Pleuel und Kurbelwelle stärker ausgelegt werden als bei einem Ottomotor. Dies führt zu einem höheren Gewicht pro kW. Ein Zweitaktmotor ist jedoch sinnvoll, wenn es darum geht, ein möglichst geringes Gewicht pro kW zu erreichen, da das Hubvolumen (bei gleicher Drehzahl) doppelt so oft genutzt wird, um Arbeit zu verrichten (Hohenemser 1957).

2.7 Propellerwirkungsgrad

Der Propellerwirkungsgrad ist ein Maß für die Effizienz eines Propellers und wird als Verhältnis des tatsächlich erzeugten Schubs zum möglichen Schub definiert. Ein höherer Wirkungsgrad bedeutet, dass ein größerer Teil der Leistung des Motors in Schub umgesetzt wird (Scholz 2020).

Der Wirkungsgrad eines Propellers hängt von verschiedenen Faktoren ab, wie z.B. der Propellergeometrie, der Geschwindigkeit und der Belastung. In der Praxis liegt der Wirkungsgrad eines Propellers normalerweise zwischen 60 % und 90 % (Scholz 2020).

Bild 2.7 zeigt den Propellerwirkungsgrad von verstellbaren Propellern als Funktion der Fluggeschwindigkeit und der Scheibenbelastung (disc loading).

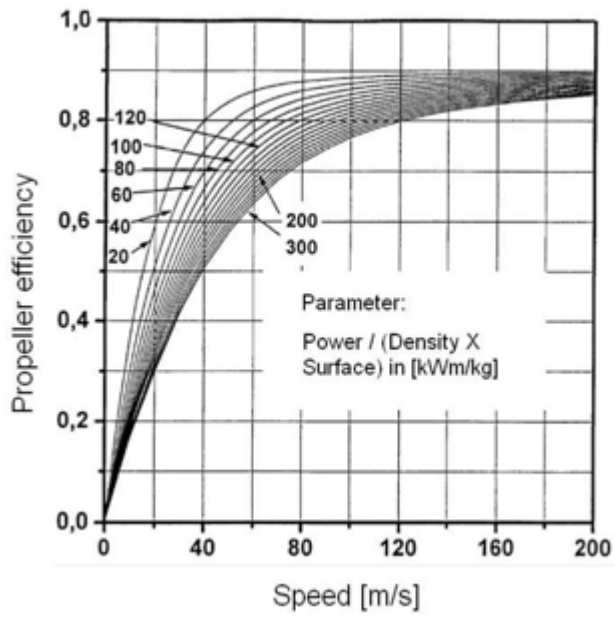


Bild 2.7 Propellerwirkungsgrad als Funktion der Fluggeschwindigkeit und der Scheibenbelastung (Marckwardt, nach Scholz 2020)

3 Theoretische Betrachtung

3.1 Leistung von Strahltriebwerken

Die Leistung reiner Strahltriebwerke hängt vom Schub, T ab, der in kN gemessen wird. Leistung, P bezieht sich auf Arbeit, W pro Zeiteinheit, t . Die Arbeit wird verrichtet, wenn eine Kraft, F entlang einer Strecke, s wirkt. Die Leistung wird durch folgende Formel berechnet

$$P = \frac{W}{t} = \frac{F \cdot s}{t} = F \cdot V. \quad (3.1)$$

Wenn Strahltriebwerke am Boden Schub erzeugen und sich das Flugzeug nicht bewegt, dann ist gemäß (3.1) die Leistung Null, obwohl Kraftstoff verbraucht wird. Bewegen sich aber die Strahltriebwerke mit dem Flugzeug, so lässt sich eine Leistung ausmachen, die als Vortriebsleistung bezeichnet wird (Bräunling 2015).

Die Schubleistung ist

$$P_T = T \cdot V. \quad (3.2)$$

Dabei ist V die Fluggeschwindigkeit. Wenn es sich um die Betrachtung des Reisefluges handelt, dann ist es die Reisefluggeschwindigkeit.

3.2 Leistung von Propellertriebwerken

Die Leistung für Propellertriebwerke wird in kW angegeben. Die folgenden Formeln nach Scholz 2019 werden hier eingeführt.

Die Schubleistung erhält man aus

$$P_T = P_s \cdot \eta_p. \quad (3.3)$$

η_p ist der Propellerwirkungsgrad. Die für den Reiseflug verfügbare Wellenleistung eines Kolbenmotors sinkt mit der Flughöhe und kann abgeschätzt werden aus

$$P_s = P_{s,sl} \cdot [\delta(1 + c_h) - c_h]. \quad (3.4)$$

Wobei $c_h = 0,132$, $P_{s,sl}$ die Wellenleistung des Kolbenmotors in Meereshöhe und δ das Dichteverhältnis ist. Der Faktor $[\delta(1 + c_h) - c_h]$ berücksichtigt die Abnahme der Motorleistung mit der Flughöhe.

Bild 3.1 zeigt die mit der Höhe abnehmende Wellenleistung eines Kolbenmotors.

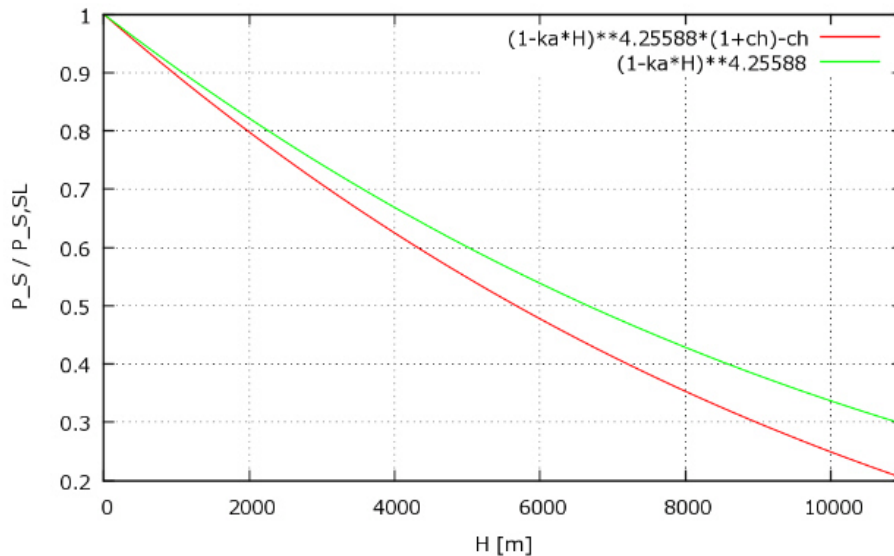


Bild 3.1 Abnahme der Wellenleistung eines Kolbenmotors mit der Höhe (Scholz 2019)

3.3 Der Wirkungsgrad von Strahltriebwerken

Die folgenden Formeln nach Scholz 2017 werden hier eingeführt.

$$c_T = TSFC = \frac{\dot{m}_F}{T} \quad (3.5)$$

Wobei TSFC der schubspezifische Kraftstoffverbrauch in $\text{kg}/(\text{Ns})$, \dot{m}_F der Kraftstoffmassenstrom in kg/s und T die erzeugte Schubkraft in N ist.

Für den Energiegehalt des Kraftstoffs gilt folgende Formel

$$H = \frac{E}{m_F} \quad (3.6)$$

H ist der untere Heizwert des Kraftstoffs. E ist die Energie in der Kraftstoffmasse, m_F . Es gilt per Definition

$$\dot{E} = P_T = T \cdot V \quad (3.7)$$

$$\dot{E} = \dot{m}_F \cdot H \cdot \eta = T \cdot V \quad . \quad (3.8)$$

(3.5) wird nach \dot{m}_F aufgelöst und in (3.8) eingesetzt, was zu folgender Formel führt

$$c_T \cdot H \cdot \eta = V \quad . \quad (3.9)$$

(3.9) kann nach c_T aufgelöst werden

$$c_T = \frac{V}{H \cdot \eta} \quad (3.10)$$

oder kann nach dem Wirkungsgrad des Jets umgestellt werden, was zu folgender Formel führt

$$\eta_{jet} = \eta = \frac{V}{H \cdot c_T} \quad . \quad (3.11)$$

Gemäß (3.10) steigt der schubspezifische Kraftstoffverbrauch mit der Fluggeschwindigkeit.

3.4 Der Wirkungsgrad von Propellertriebwerken

Um den Wirkungsgrad von Propellertriebwerken berechnen zu können, wird vom spezifische Kraftstoffverbrauch ausgegangen. Bei Propellertriebwerken wird der spezifische Kraftstoffverbrauch auf die Leistung bezogen und mit *PSFC* abgekürzt. Als Bezugsleistung wird beim Kolbentriebwerk die Wellenleistung (shaft power), P_s verwendet, beim Turboprop wird die äquivalente Leistung (equivalent power), P_e verwendet.

Die folgenden Formeln nach Scholz 2017 werden hier eingeführt.

$$c_p = PSFC = \frac{\dot{m}_F}{P} \quad . \quad (3.12)$$

Gemäß (3.12) ist der leistungsspezifische Kraftstoffverbrauch innerhalb gewisser Grenzen konstant.

Der Motorwirkungsgrad, η (η_s für Kolbenmotoren und η_e für Turboprops) ist definiert als

$$\eta = \frac{P}{\dot{m}_F \cdot H} \quad . \quad (3.13)$$

Wie ausgeführt, ist P beim Kolbenmotor die Wellenleistung, P_s und beim Turboprop die äquivalente Leistung, P_e . Mit Hilfe von (3.13) erhält man eine weitere Gleichung für den leistungsspezifischen Kraftstoffverbrauch.

$$c_p = PSFC = \frac{1}{\eta \cdot H} \quad (3.14)$$

(3.14) wird nach dem Motorwirkungsgrad umgestellt, was zu folgender Formel führt

$$\eta = \frac{1}{c_p \cdot H} \quad (3.15)$$

Der Motorwirkungsgrad, η nach (3.15) ist nur ein Teil des Wirkungsgrads von Propellertriebwerken, um den gesamten Wirkungsgrad zu berechnen, muss dieser Teil mit dem Propellerwirkungsgrad multipliziert werden, was folgende Formel ergibt

$$\eta_{prop} = \eta_p \cdot \eta \quad (3.16)$$

In dieser Arbeit wurde ein Wert von 0,9 für alle Propellerflugzeuge für den Propellerwirkungsgrad verwendet, siehe Bild 2.7. Der Wert von 0,9 wurde repräsentativ, aber willkürlich gewählt.

(3.16) separat aufgeschrieben für das Propellerflugzeug mit Kolbenmotor liefert

$$\eta_{prop} = \eta_p \cdot \eta_s \quad (3.17)$$

(3.16) separat aufgeschrieben für das Propellerflugzeug mit Propellerturbinenluftstrahltriebwerk (PTL-Triebwerk) liefert

$$\eta_{prop} = \eta_p \cdot \eta_e \quad (3.18)$$

Die Zusammenhänge sind in Bild 3.2, Bild 3.3 und Tabelle 3.1 nochmals verdeutlicht.

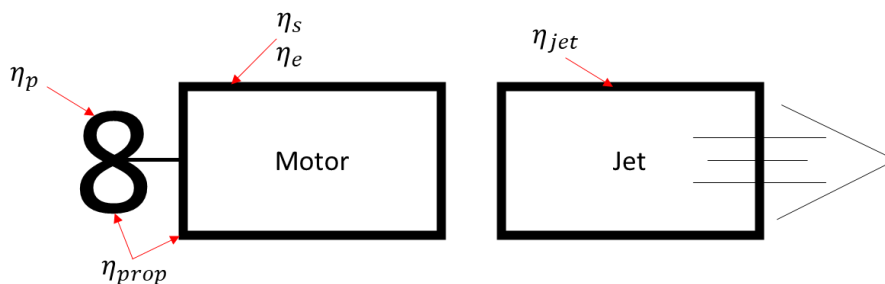


Bild 3.2 Skizze des Propellertriebwerks und des Strahltriebwerks mit Wirkungsgraden

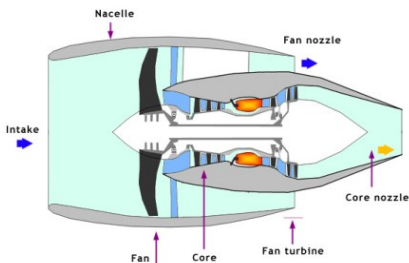
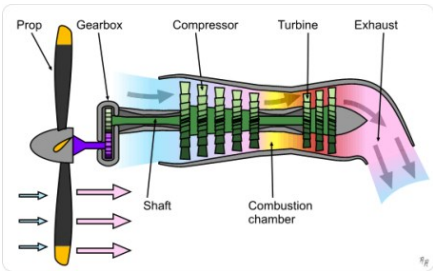
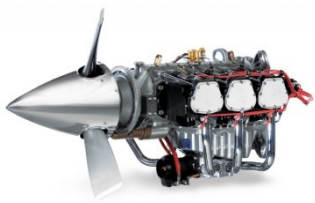
Jet	Turboprop	Propeller mit Kobenmotor
 <p>Khan 2005</p> $\eta_{jet} = \eta$ $\eta = \frac{V}{c_T \cdot H}$	 <p>Wikimedia 2023</p> $\eta_{prop} = \eta_p \cdot \eta_e$ $\eta_e = \frac{1}{c_p \cdot H}$	 <p>Flapper 2020</p> $\eta_{prop} = \eta_p \cdot \eta_s$ $\eta_s = \frac{1}{c_p \cdot H}$

Bild 3.3 Propellertriebwerke und Strahltriebwerk – Wirkungsgrade, Formeln

Der Kraftstoff ist durch unterschiedliche Kraftstoffparameter gekennzeichnet. Die wichtigsten sind Heizwert, $H = E/m$, Kraftstoffdichte, ρ . Der Heizwert ist präzise ausgedrückt die bei einer Verbrennung maximal nutzbare thermische Energie, bei der es nicht zu einer Kondensation des im Abgas enthaltenen Wasserdampfes kommt, bezogen auf die Menge des eingesetzten Kraftstoffs. Die Energiedichte, $E/V = H \cdot \rho$ zeigt, welche Energie im Kraftstofftank des Flugzeugs untergebracht werden kann.

Die Werte sind in Tabelle 3.1 angegeben.

Tabelle 3.1 Kraftstoffparameter für verschiedene Kraftstoffe

Kraftstoff	Heizwert [MJ/kg]	Dichte [kg/L]	Energiedichte [MJ/L]	Quelle
Avgas 100-LL	43,5	0,720	31,3	Scholz 2014
Benzin	41,0	0,720 ... 0,780	29,5 ... 32,0	Paschotta 2023
Diesel	43,0	0,833	35,8	Wikipedia 2022f
Gasöl	40,0	0,850 ... 0,880	34,0 ... 35,2	Spektrum.de 2023
Kerosin (JET-A1)	42,5	0,810	34,4	Scholz 2014

4 Auswertung der Triebwerksdaten

4.1 Strahltriebwerk

Aus Hammami 2021 wurden von über 700 angegebenen Turbofan-Triebwerke 236 Turbofans herausgefiltert. Die Triebwerke wurden zur Auswertung in einer Excel-Tabelle mit folgenden Parametern erfasst:

- der Hersteller, das Modell und das Baujahr des Triebwerks
- der spezifische Kraftstoffverbrauch, die Reiseflugtemperatur, die Machzahl
- das Nebenstromverhältnis, das Gesamtdruckverhältnis
- die Schallgeschwindigkeit, die Reisegeschwindigkeit
- der Standschub
- der Wirkungsgrad

Die Strahltriebwerksdaten sind in Anhang A hinterlegt.

Durch die Darstellung der Wirkungsgradwerte über das Baujahr in Form eines Punktdiagramms lässt sich die Verteilung der Werte ermitteln, wie in Bild 4.1 dargestellt. Zur weiteren Analyse der Punktverteilung wurde eine lineare Regression des Wirkungsgrads durchgeführt. Der Trendlinienverlauf der Punktverteilung zeigt eine signifikante Steigerung des Wirkungsgrads im Laufe der Zeit von etwa 0,250 auf etwa 0,360. Dies lässt darauf schließen, dass die Effizienz von Turbofans im Laufe der Zeit zugenommen hat.

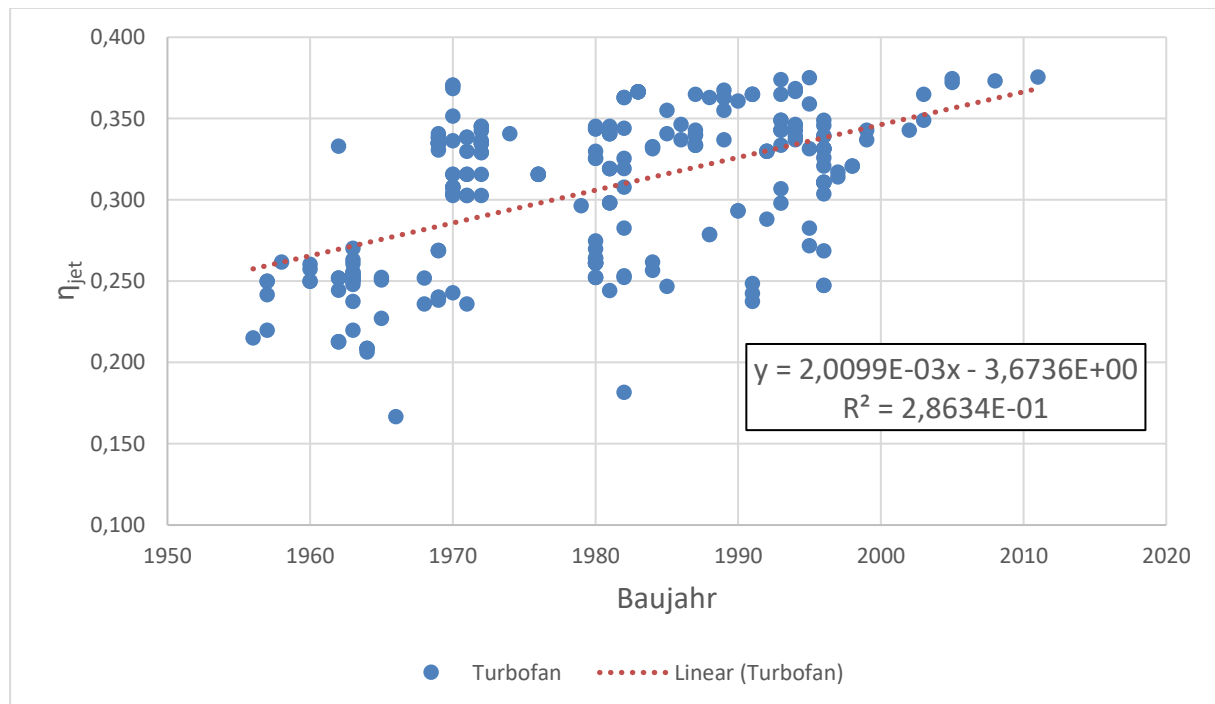


Bild 4.1 Der Gesamtwirkungsgrad von Turbofans aufgetragen über dem Baujahr

Gemäß Young 2012 erzielten die frühen Turbojets einen Gesamtwirkungsgrad von ca. 20 %. Durch die Weiterentwicklung hin zu den frühen Turbofans konnte dieser Wert auf ungefähr 25 % gesteigert werden. Die aktuelle Generation von Turbofans erreicht einen Gesamtwirkungsgrad von etwa 35 %, wie in Bild 4.2 dargestellt. Somit zeigen die Ergebnisse der Auswertung von Turbofans eine bemerkenswerte Ähnlichkeit zu den Ergebnissen der Studie von Young 2012.

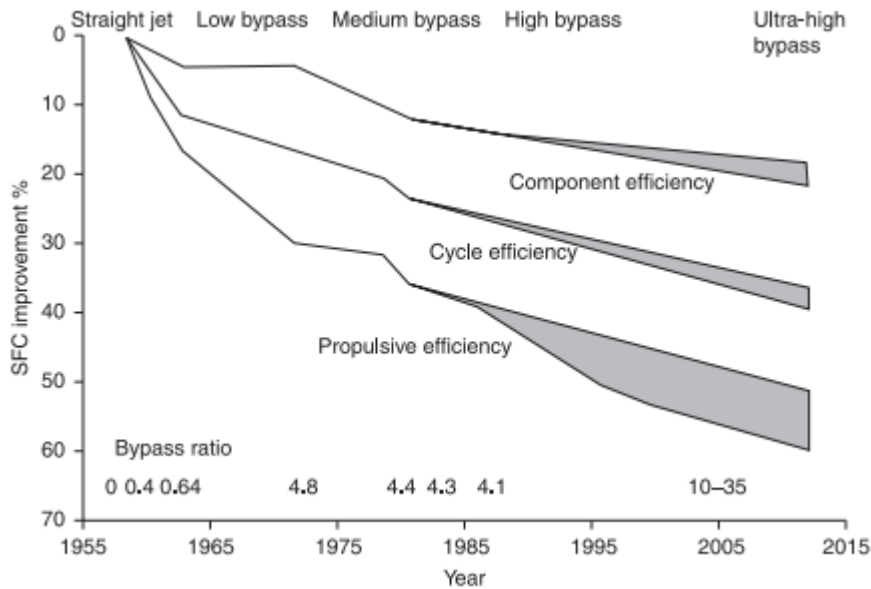


Bild 4.2 Verbesserungen im spezifischen Kraftstoffverbrauch, SFC (Young 2012)

In Bild 4.3 wird die Verteilung der Wirkungsgradwerte in Abhängigkeit von der Flugmachzahl dargestellt. Um eine eingehendere Analyse dieser Verteilung zu ermöglichen, wurde eine lineare Regression des Wirkungsgrads durchgeführt. Die Trendlinie der Punkteverteilung zeigt eine Steigerung des Wirkungsgrads von etwa 0,180 bei einer geringen Machzahl auf etwa 0,325 bei höheren Machzahlen. Dies deutet darauf hin, dass der Wirkungsgrad von Turbofans mit zunehmender Flugmachzahl steigt.

Das Auftragen der Wirkungsgradwerte über das Nebenstromverhältnis im Punktdiagramm ergibt die in Bild 4.4 dargestellte Verteilung. Hierbei wird deutlich, dass die überwiegende Anzahl von Turbofans ein Nebenstromverhältnis im Bereich von 4 bis 6 aufweisen. Die lineare Regression der Trendlinie für den Wirkungsgrad zeigt zudem, dass ein höheres Nebenstromverhältnis zu einem höheren Motorwirkungsgrad führt. Dies resultiert in einer gesteigerten Leistung sowie einem reduzierten Kraftstoffverbrauch. Zu beachten ist, dass aufgrund fehlender Daten der Verlauf der Trendlinie für Nebenstromverhältnisse von 10 und höher auf einer linearen Extrapolation beruht.

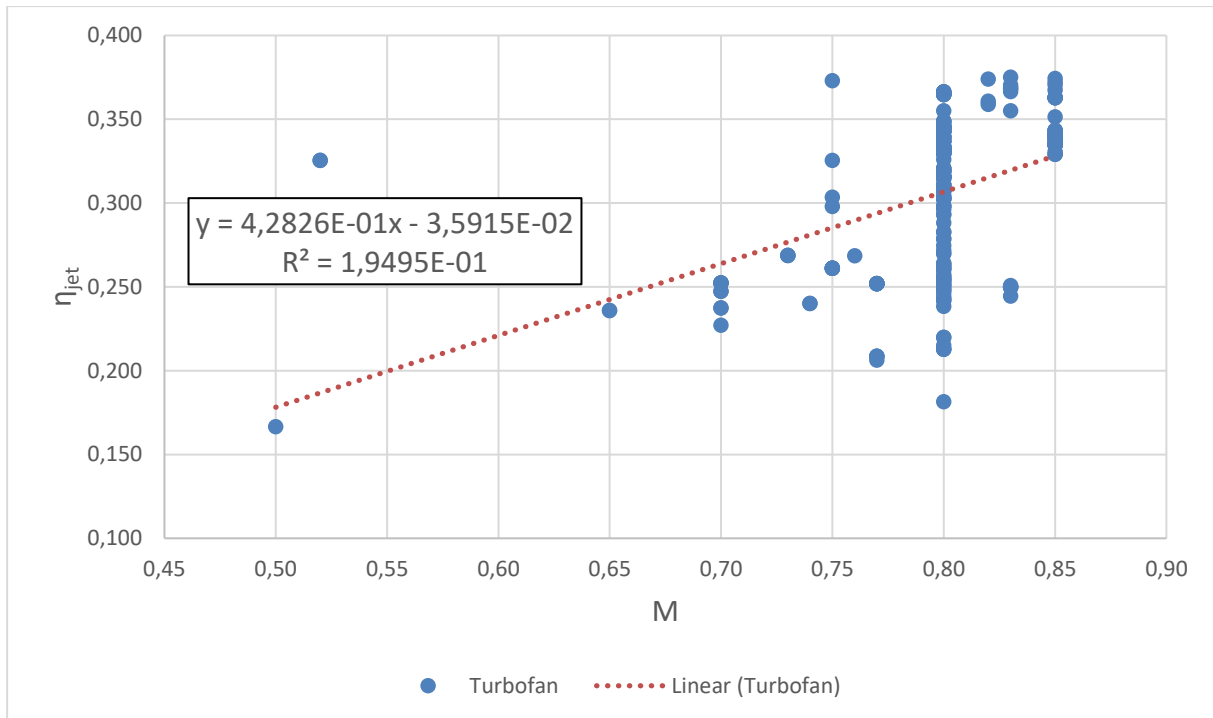


Bild 4.3 Der Gesamtwirkungsgrad von Turbofans aufgetragen über der Machzahl im Reiseflug

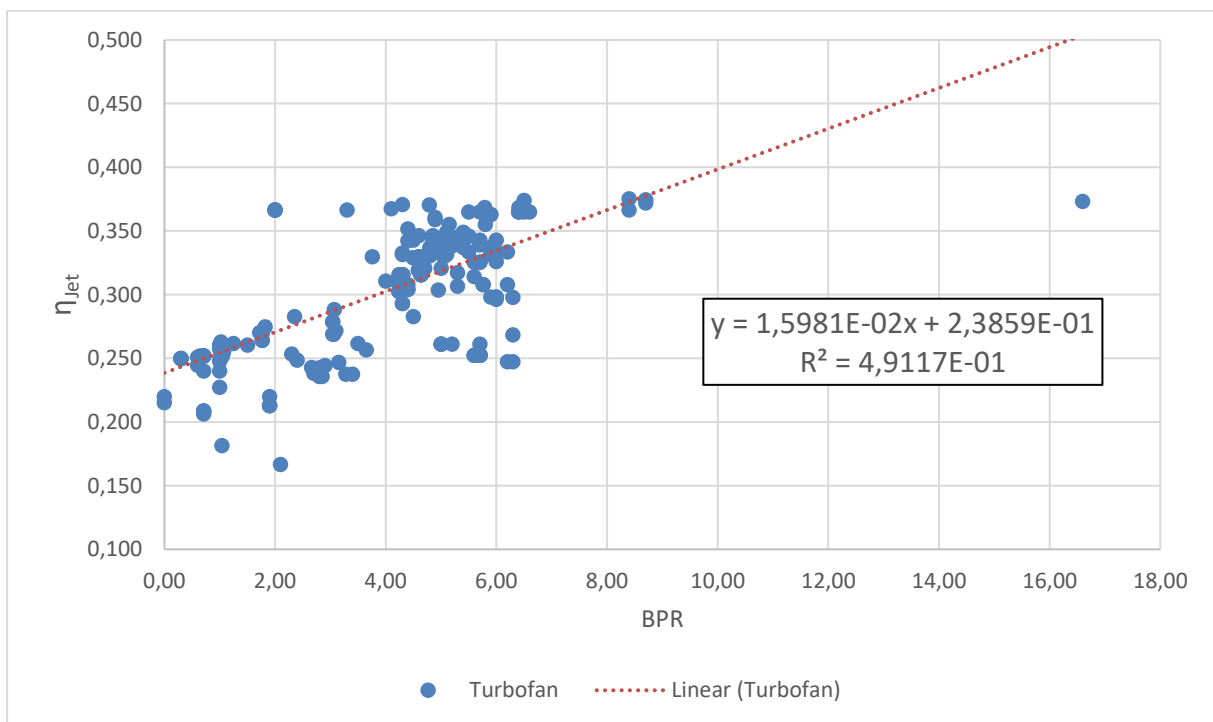


Bild 4.4 Der Gesamtwirkungsgrad von Turbofans aufgetragen über dem Nebenstromverhältnis, BPR

Das Auftragen der Wirkungsgradwerte über das Gesamtdruckverhältnis im Punktdiagramm ergibt die in Bild 4.5 dargestellte Verteilung. Aus dieser Verteilung wird ersichtlich, dass eine Erhöhung des Gesamtdruckverhältnisses eine gesteigerte Effizienz des Turbofans zur Folge hat, was wiederum zu einer Reduktion des Kraftstoffverbrauchs führt.

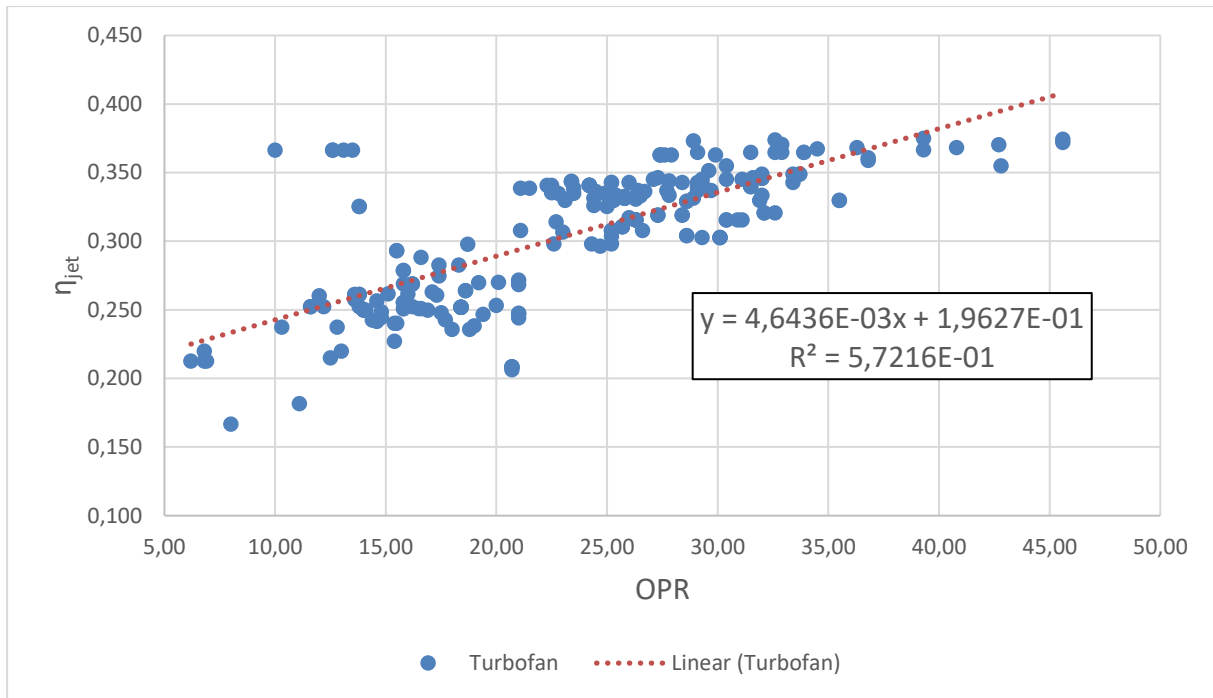


Bild 4.5 Der Gesamtwirkungsgrad von Turbofans aufgetragen über dem Gesamtdruckverhältnis, OPR

Durch die graphische Darstellung der Wirkungsgradwerte als Funktion des Standschubs in einem Punktdiagramm lässt sich eine Verteilung erzielen, welche in Bild 4.6 veranschaulicht wird. Diese Verteilung zeigt eine positive Korrelation zwischen dem Standschub und dem Wirkungsgrad des Strahltriebwerks, wobei ein höherer Standschub zu einem höheren Wirkungsgrad führt. Folglich kann abgeleitet werden, dass der Gesamtwirkungsgrad von Turbofans mit der Größe des Triebwerks zunimmt.

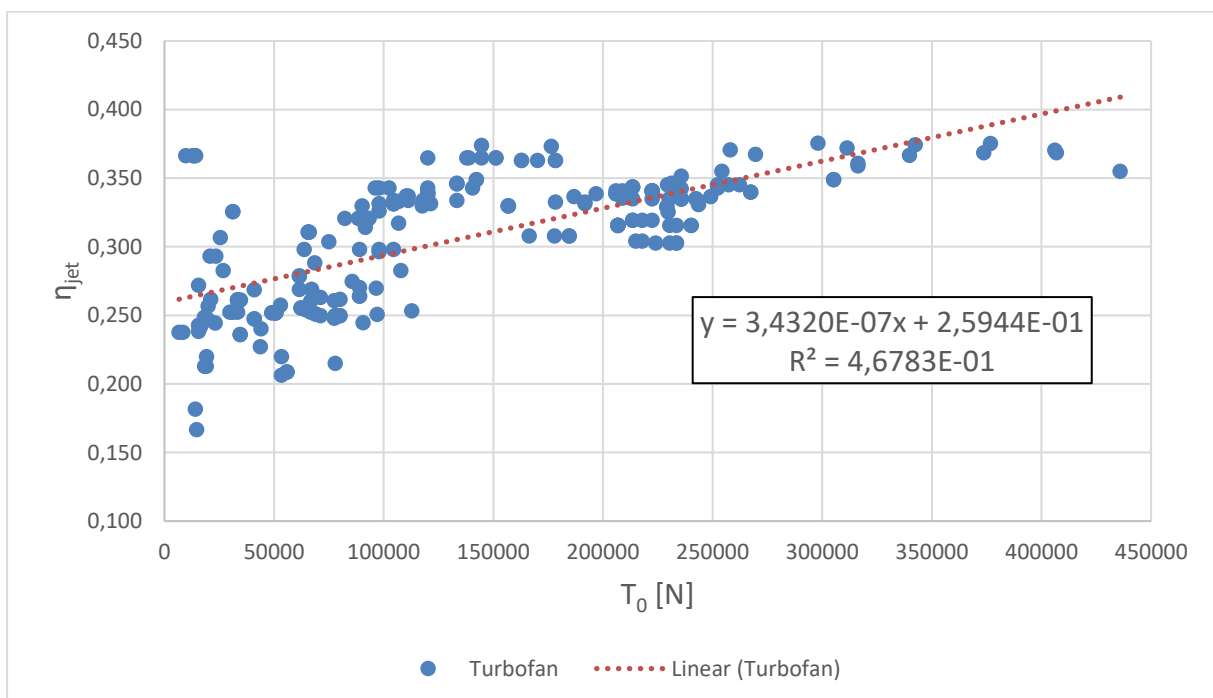


Bild 4.6 Der Gesamtwirkungsgrad von Turbofans aufgetragen über dem Standschub, T_0

Die Ergebnisse der Auswertung für Turbofans sind in Tabelle 4.1 aufgeführt. Der durchschnittliche Wirkungsgrad beträgt 0,305, wobei die Standardabweichung 0,047 beträgt. Durch Anwendung der Sigma-Regel wurde ein Intervall um den Erwartungswert bestimmt, in dem 68,3 % der Strahltriebwerke hinsichtlich ihres Wirkungsgrads anzutreffen sind. Wie in Tabelle 4.1 illustriert, liegt der Wirkungsgrad von 68,3 % der Strahltriebwerke im Bereich zwischen 0,259 und 0,352.

Tabelle 4.1 Ergebnisse der Auswertung, Strahltriebwerke

Mittelwert des Wirkungsgrads	0,305
Standardabweichung des Wirkungsgrads	0,047
Sigma-Intervall für den Wirkungsgrad	0,259 ... 0,352

4.2 Turboprop

Aus Roux 2011 wurden von über 1000 angegebenen Turboprop-Triebwerke 146 Turboprops herausgefiltert. Die Triebwerke wurden zur Auswertung in einer Excel-Tabelle mit folgenden Parametern erfasst:

- das Modell und das Baujahr des Triebwerks
- der spezifische Kraftstoffverbrauch
- das Gesamtdruckverhältnis
- die äquivalente Leistung in Meereshöhe
- der Wirkungsgrad des Turboprops
- der gesamte Wirkungsgrad des Propellertriebwerks

Die Turboprop-Daten sind in Anhang B hinterlegt.

Durch die graphische Darstellung von Wirkungsgradwerten über verschiedene Baujahre mittels eines Punktdiagramms kann die Verteilung dieser Werte ermittelt werden, wie es in Bild 4.7 gezeigt wird. Zur weiteren Analyse der Punktverteilung wurde eine lineare Regression des Wirkungsgrads durchgeführt. Der Verlauf der Trendlinie der Punktverteilung zeigt eine positive Zunahme des Wirkungsgrads im Verlauf der Zeit von etwa 0,210 auf etwa 0,249. Somit lässt sich schließen, dass die Effizienz von Turboprops im Laufe der Zeit zugenommen hat.

Das Auftragen der Wirkungsgradwerte über das Gesamtdruckverhältnis im Punktdiagramm ergibt die in Bild 4.8 dargestellte Verteilung. Durch diese Verteilung wird deutlich, dass eine Erhöhung des Gesamtdruckverhältnisses zu einer verbesserten Effizienz des Turboprops führt, was wiederum zu einer Verringerung des Kraftstoffverbrauchs führt.

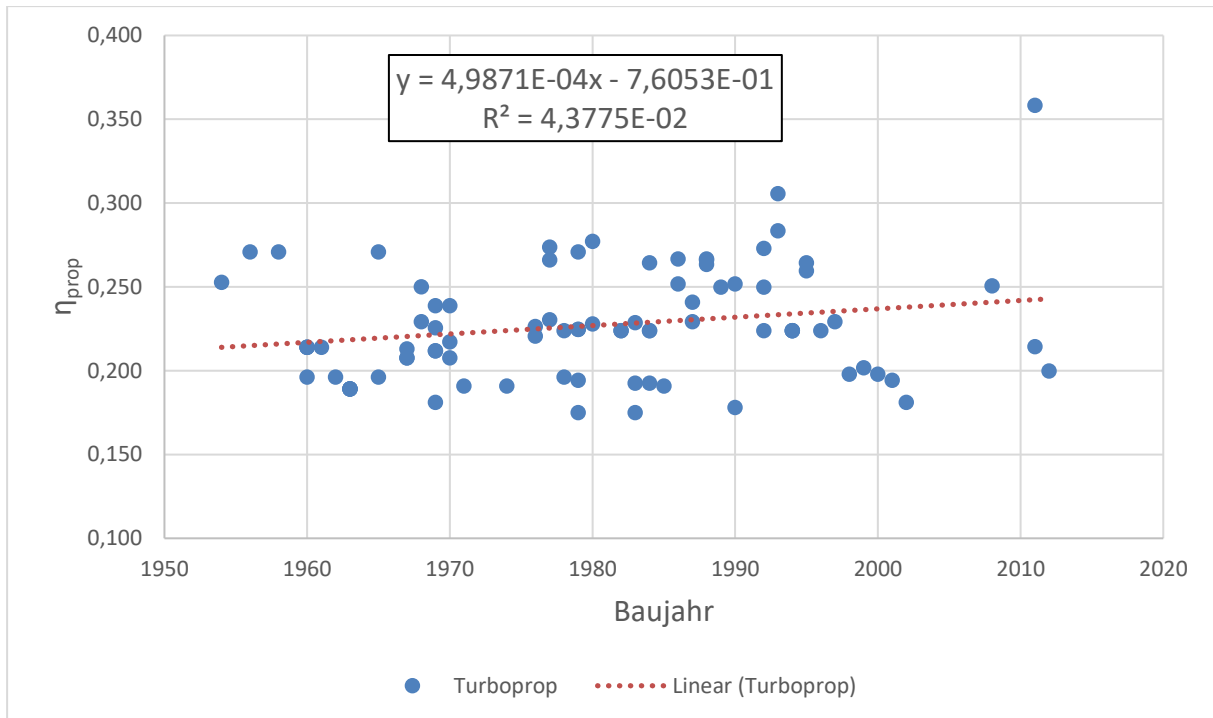


Bild 4.7 Der Gesamtwirkungsgrad von Turboprops aufgetragen über dem Baujahr

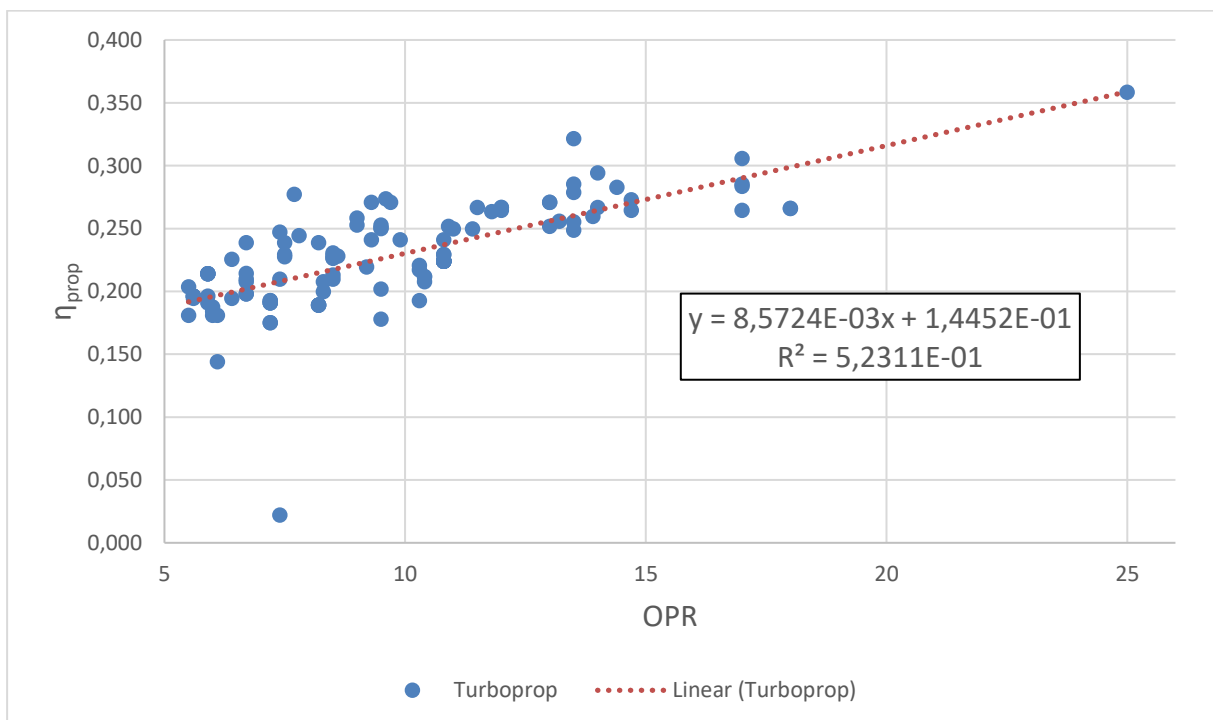


Bild 4.8 Der Gesamtwirkungsgrad von Turboprops aufgetragen über dem Gesamtdruckverhältnis, OPR

Durch die graphische Darstellung der Wirkungsgradwerte als Funktion der äquivalenten Leistung in Meereshöhe in einem Punktdiagramm kann eine Verteilung erzielt werden, wie sie in Bild 4.9 veranschaulicht wird. Diese Verteilung zeigt eine positive Korrelation zwischen der äquivalenten Leistung in Meereshöhe und dem Wirkungsgrad des Turboprops, wobei eine

höhere äquivalente Leistung in Meereshöhe zu einem höheren Wirkungsgrad führt. Das bedeutet, dass der Gesamtwirkungsgrad von Turboprops mit der Triebwerksgröße zunimmt.

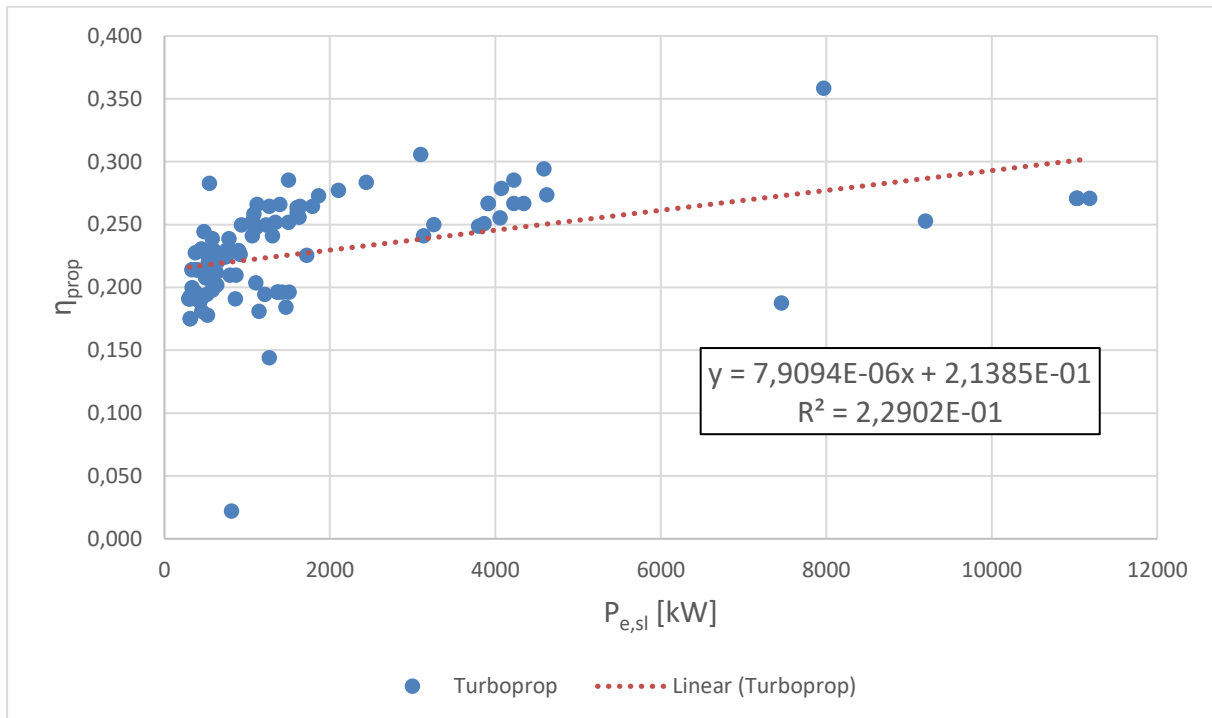


Bild 4.9 Der Gesamtwirkungsgrad von Turboprops aufgetragen über der äquivalenten Leistung in Meereshöhe, $P_{e,sl}$

Die Ergebnisse der Auswertung für Turboprops sind in Tabelle 4.2 aufgeführt. Der durchschnittliche Wirkungsgrad beläuft sich auf 0,222 mit einer Standardabweichung von 0,041. 68,3 % der Turboprop-Wirkungsgrade liegen in einem Intervall von 0,181 bis 0,263.

Tabelle 4.2 Ergebnisse der Auswertung, Turboprop

Mittelwert des Wirkungsgrads	0,222
Standardabweichung des Wirkungsgrads	0,041
Sigma-Intervall für den Wirkungsgrad	0,181 ... 0,263

4.3 Kolbenmotor

17 Kolbenmotoren wurden von Frötschel 1959 und Wikipedia 2022c angegeben. Diese wurden zur Auswertung in einer Excel-Tabelle mit folgenden Parametern erfasst:

- das Modell und das Baujahr des Triebwerks
- der spezifische Kraftstoffverbrauch
- der Kraftstoff und dessen Heizwert
- die Wellenleistung in Meereshöhe

- der Wirkungsgrad des Kolbenmotors
- der gesamte Wirkungsgrad des Propellertriebwerks

Die Kolbenmotor-Daten sind in Anhang C hinterlegt.

Durch die Erstellung eines Punktdiagramms, welches den Wirkungsgrad in Abhängigkeit vom Baujahr abbildet, kann die Verteilung der Wirkungsgradwerte analysiert werden, wie in Bild 4.10 dargestellt. Zur umfassenden Untersuchung der Punkteverteilung wurde eine lineare Regression des Wirkungsgrads durchgeführt, wodurch eine Trendlinie der Punkteverteilung erzeugt wurde. Diese Trendlinie zeigt eine positive Steigung, die auf eine signifikante Zunahme des Wirkungsgrads von etwa 0,280 auf etwa 0,340 im Laufe der Zeit hindeutet. Dies impliziert eine signifikante Steigerung der Effizienz von Kolbenmotoren.

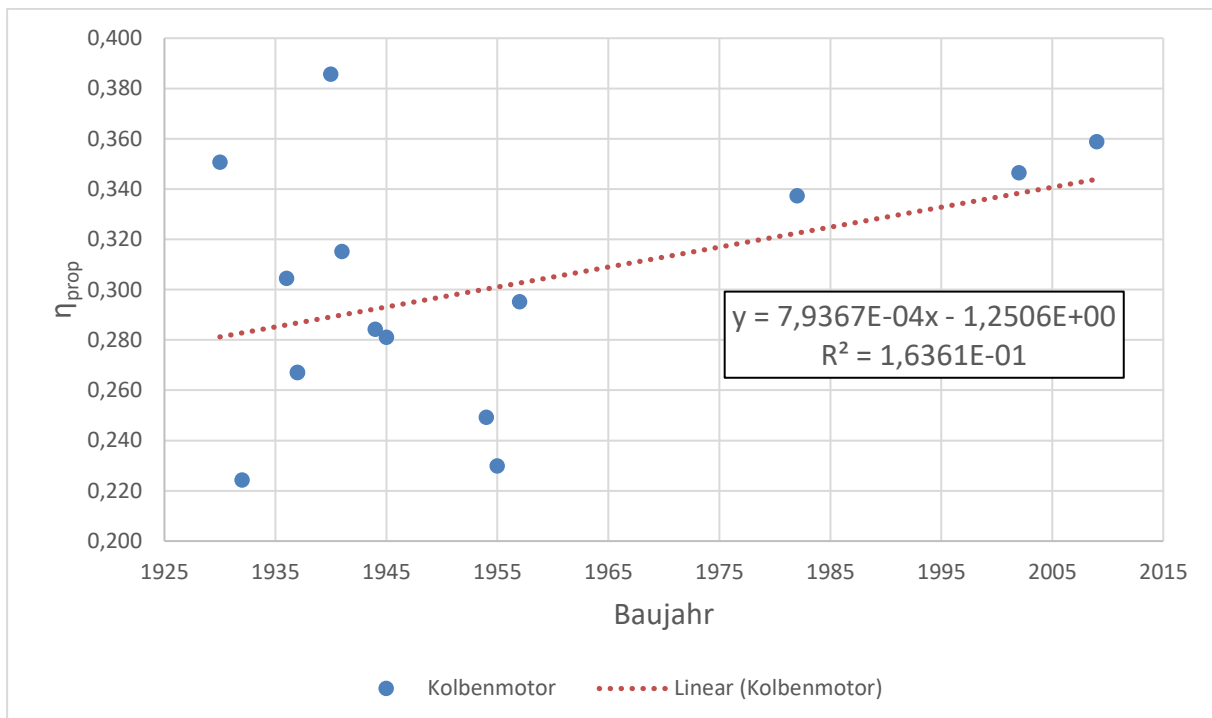


Bild 4.10 Der Gesamtwirkungsgrad von Kolbenmotoren aufgetragen über dem Baujahr

Durch die graphische Darstellung der Wirkungsgradwerte als Funktion der Wellenleistung in Meereshöhe in einem Punktdiagramm kann eine Verteilung erzeugt werden, wie sie in Bild 4.11 veranschaulicht wird. Diese Verteilung zeigt, dass die Wellenleistung in Meereshöhe keinen direkten Einfluss auf die Effizienz des Kolbenmotors hat. Somit ist der Gesamtwirkungsgrad von Kolbenmotoren nicht zwangsläufig proportional zur Motorgröße.

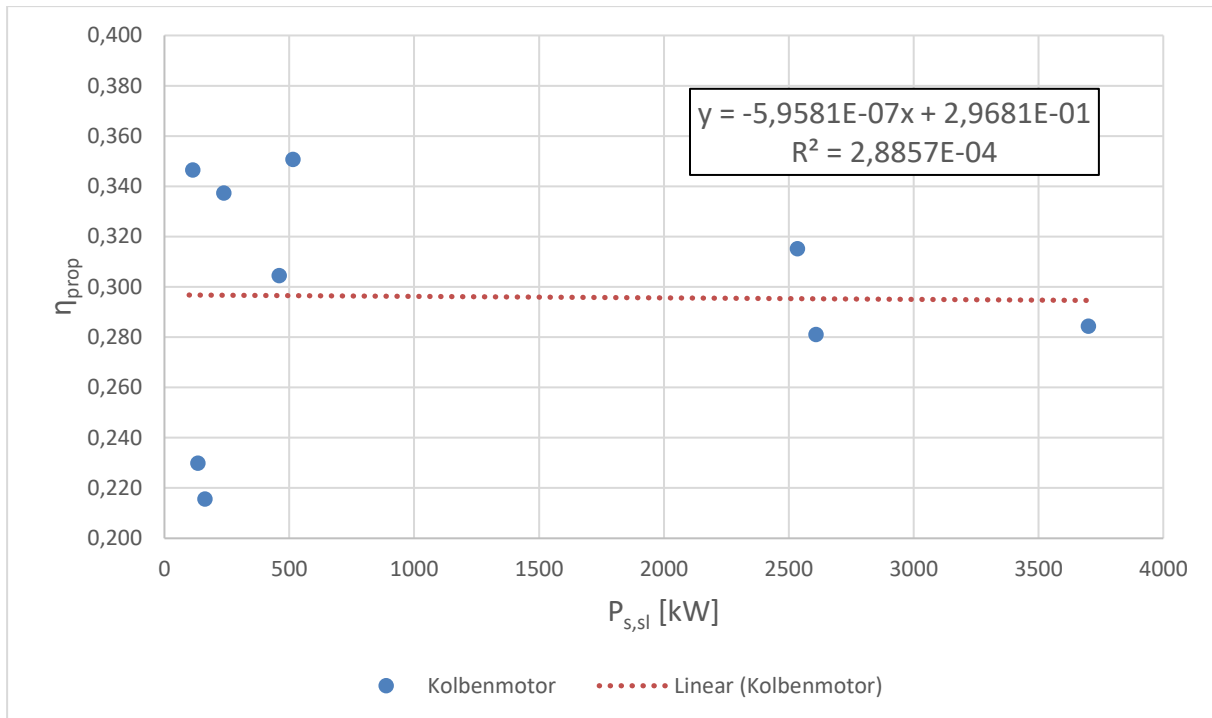


Bild 4.11 Der Gesamtwirkungsgrad von Kolbenmotoren aufgetragen über der Wellenleistung in Meereshöhe, $P_{s,sl}$

Die Ergebnisse der Auswertung für Kolbenmotoren sind in Tabelle 4.3 dargestellt. Der durchschnittliche Wirkungsgrad ergibt sich zu 0,292 mit einer Standardabweichung von 0,048. 68,3 % der Kolbenmotor-Wirkungsgrade liegen im Bereich von 0,246 bis 0,343.

Tabelle 4.3 Ergebnisse der Auswertung, Kolbenmotor

Mittelwert des Wirkungsgrads	0,292
Standardabweichung des Wirkungsgrads	0,048
Sigma-Intervall für den Wirkungsgrad	0,246 ... 0,343

Die Kolbenmotordaten wurden nach dem Funktionsprinzip von Dieselmotoren und Ottomotoren gefiltert, was zu Tabelle 4.4 führt. Der durchschnittliche Wirkungsgrad beträgt 0,297 für Dieselmotoren und 0,278 für Ottomotoren. Die Standardabweichung des Wirkungsgrads beträgt 0,052 für Dieselmotoren und 0,031 für Ottomotoren. 68,3 % der Wirkungsgrade eines Dieselmotors liegen in einem Intervall von 0,244 bis 0,349 und 68,3 % der Wirkungsgrade eines Ottomotors liegen im Bereich von 0,247 bis 0,308.

Tabelle 4.4 Ergebnisse der Auswertung, Dieselmotor und Ottomotor

	Dieselmotor	Ottomotor
Mittelwert des Wirkungsgrads	0,297	0,278
Standardabweichung des Wirkungsgrads	0,052	0,031
Sigma-Intervall für den Wirkungsgrad	0,244 ... 0,349	0,247... 0,308

5 Vergleich der Flugtriebwerke

Dieser Abschnitt beschreibt einen reinen Vergleich von Flugtriebwerken ohne deren Einbauart, die sich durch Unterschiede in der Aerodynamik und Leichtbauweise des Flugzeugs auszeichnen kann.

Bild 5.1 zeigt den Vortriebswirkungsgrad in Abhängigkeit von der Reise-Machzahl und verdeutlicht, dass ein Turbofan-Triebwerk unterhalb einer Reise-Machzahl von etwa 0,7 weniger effizient ist als ein Turboprop-Triebwerk.

Der Verlauf des Vortriebswirkungsgrads des Turbofans zeigt eine Effizienzsteigerung mit zunehmender Reise-Flugmachzahl, was in ähnlicher Weise wie in Bild 4.3 dargestellt wurde. Allerdings ist zu beachten, dass Bild 5.1 nur den Vortriebswirkungsgrad darstellt, während Bild 4.3 den Gesamtwirkungsgrad zeigt.

Es ist auch zu erkennen, dass das Turbofan-Triebwerk erst bei hohen Machzahlen gegenüber dem Propellertriebwerk einen Vorteil hat und dass der Vortriebswirkungsgrad des Turboprop-Triebwerks ab einer Reise-Machzahl von etwa 0,6 abnimmt. Dies liegt an den hohen Verlusten, die durch die schnelle Bewegung der Blattspitzen in diesem Fluggeschwindigkeitsbereich entstehen. Diese Eigenschaften erklären, warum ein Turboprop-Triebwerk im mittleren Fluggeschwindigkeitsbereich im Vergleich zu einem Turbofan-Triebwerk einen deutlichen Vorteil hat (Bräunling, 2015).

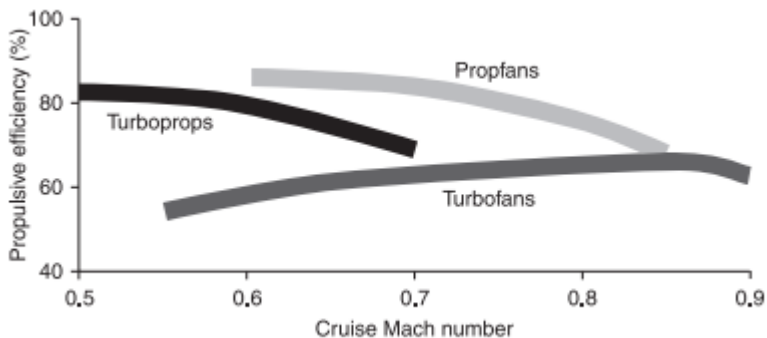


Bild 5.1 Vortriebswirkungsgrad in Abhängigkeit von der Reise-Machzahl (Young 2012)

Die Darstellung der Wirkungsgradwerte von Strahltriebwerken und Turboprops im Punktdiagramm über das Gesamtdruckverhältnis führt zu einer Verteilung, welche in Bild 5.2 dargestellt ist. Um diese Verteilung präziser untersuchen zu können, wurde eine lineare Regression durchgeführt. Hierbei ist klar ersichtlich, dass mit zunehmendem Gesamtdruckverhältnis der Wirkungsgrad beider Triebwerksarten steigt, was bedeutet, dass ein Triebwerk mit einem höheren Gesamtdruckverhältnis effizienter ist. Es ist des Weiteren zu beobachten, dass das Gesamtdruckverhältnis für Turboprop-Triebwerke im Bereich von etwa 5 bis 15 und für Strahltriebwerke im Bereich von etwa 15 bis 35 anzutreffen ist.

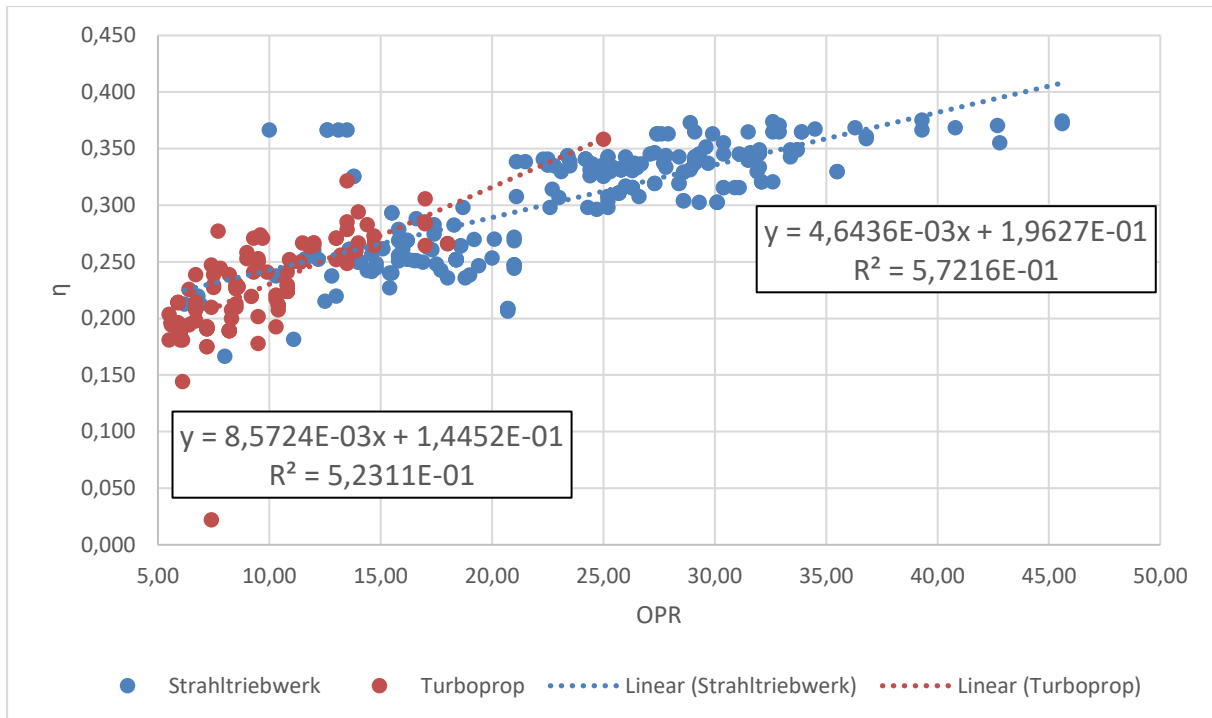


Bild 5.2 Der Gesamtwirkungsgrad von Strahltriebwerken und Turboprops aufgetragen über dem Gesamtdruckverhältnis, OPR

Die Ergebnisse der Auswertung belegen, dass der durchschnittliche Wirkungsgrad von Turbofans 0,305 beträgt, während der durchschnittliche Wirkungsgrad von Turboprops 0,222 und der von Kolbenmotoren 0,295 beträgt, wie aus Bild 5.3 ersichtlich ist. Die Kolbenmotoren umfassen sowohl Otto- als auch Dieselmotoren, wobei Bild 5.3 die durchschnittlichen Wirkungsgrade für jede Art von Motor zeigt. Es ergibt sich, dass der durchschnittliche Wirkungsgrad von Dieselmotoren 0,297 beträgt, während der durchschnittliche Wirkungsgrad von Ottomotoren 0,278 beträgt. Basierend auf diesen Durchschnittswerten kann geschlossen werden, dass der Turbofan die höchste Effizienz aufweist, gefolgt vom Kolbenmotor und dann vom Turboprop. Darüber hinaus zeigt sich, dass der Dieselmotor effizienter ist als der Ottomotor.

Wenn ein Flugzeug in der heutigen Zeit konstruiert wird, ist es üblich, dass das optimale verfügbare Triebwerk ausgewählt wird. In diesem Kontext ist der Vergleich der maximalen Wirkungsgrade verschiedener Triebwerkstypen aussagekräftiger. Gemäß den in Bild 5.3 dargestellten Ergebnissen manifestiert sich der maximale Wirkungsgrad des Turbofans als 0,375. Der Turboprop weist hingegen einen maximalen Wirkungsgrad von 0,358 auf, während der maximale Wirkungsgrad des Dieselmotors 0,386 beträgt. Schließlich zeigt sich, dass der Ottomotor im Vergleich zu den zuvor genannten Antrieben einen maximalen Wirkungsgrad von 0,315 aufweist. Aus diesen Daten lässt sich schließen, dass der Dieselmotor am effizientesten ist, gefolgt vom Turbofan, dem Turboprop und schließlich dem Ottomotor.

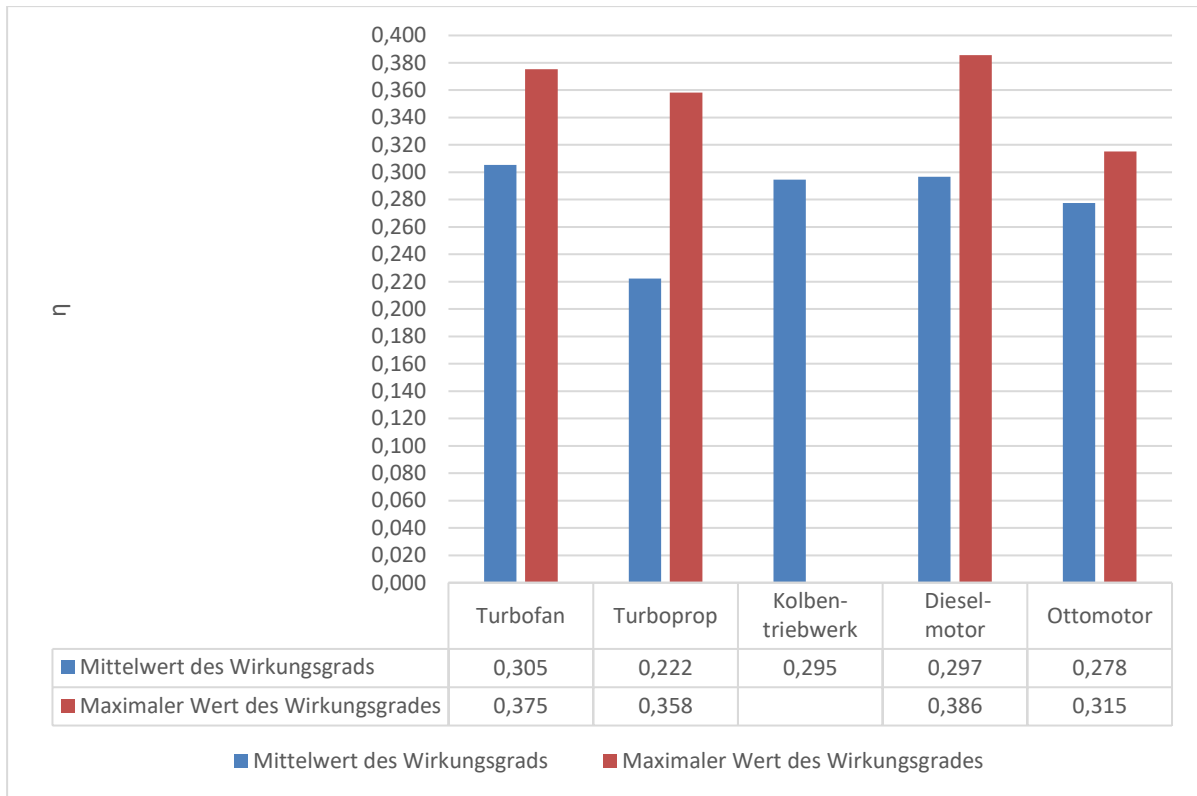


Bild 5.3 Mittelwert und Maximalwert des Wirkungsgrads verschiedener Flugzeugtriebwerke

In Bezug auf Turbofantriebwerke und Turboprops lässt sich sagen, dass der Gesamtwirkungsgrad in direkter Abhängigkeit zur Größe des Triebwerks steht, siehe Bild 4.6 und Bild 4.9. Größere Triebwerke weisen eine höhere spezifische Leistung auf, was bedeutet, dass sie mehr Leistung pro Einheit des Triebwerksvolumens erzeugen können.

Im Falle von Kolbenmotoren hingegen nimmt der Gesamtwirkungsgrad nicht notwendigerweise mit der Größe des Motors zu, siehe Bild 4.11. Kolbenmotoren haben eine begrenzte Größe aufgrund von Einschränkungen in Bezug auf Gewicht und Volumen, die sie nur bedingt für den Einbau in große Flugzeuge geeignet machen. Größere Kolbenmotoren können möglicherweise eine höhere spezifische Leistung erzeugen.

Die Propeller von Turboprops sind in der Regel Verstellpropeller, ähnlich wie bei Kolbenmotoren. Oft sind sie zudem mit automatischer Blattverstellung ausgestattet. Das zugrundeliegende Prinzip ist dabei identisch: Während die Turbine im optimalen Betriebspunkt arbeitet, wird der Schub durch die Veränderung der Propellerblattgeometrie gesteuert (IVAO 2022).

Der Vorzug einer Propellerturbine im Vergleich zu einem Kolbenmotor beruht auf der geringeren Anzahl beweglicher Teile, welche dem PTL-Triebwerk eine höhere Zuverlässigkeit und geringeres Gewicht bei gleichbleibender Leistung verleihen. Da die Rotationsbewegung im Gegensatz zur linearen Auf- und Abwärtsbewegung des Kolbens eine sanftere Bewegung

darstellt, arbeitet der Turboprop mit geringerem Geräuschpegel und ohne die für Kolbenmotoren charakteristischen Vibrationen (Lernhelfer 2010).

Es ist wichtig zu bedenken, dass Dieselmotoren sehr schwer sind. Das führt im Flugzeugentwurf über den Schneeballfaktor (Cheema 2020) zu einer möglicher Weise erheblich höheren Abflugmasse. Außerdem hat der Dieselmotor kürzere Wartungsintervalle. Wegen des Propellers fliegt der Dieselmotor mit einer niedrigeren Machzahl. Dadurch können pro Jahr nur weniger Flüge erfolgen, was zu höheren Betriebskosten führt und folglich geringere Gewinne erzielt werden. Deshalb haben sich Strahltriebwerke durchgesetzt, weil es nicht nur um Treibstoff geht, sondern um direkte Betriebskosten (DOC). Wie die folgende Formel aus Scholz 2015 zeigt, setzen sich die direkten Betriebskosten aus Abschreibung, Zinsen, Versicherungskosten, Treibstoffkosten, Wartungskosten, Besatzungskosten und Gebühren zusammen, was bedeutet, dass die Treibstoffkosten allein nicht die einzigen bestimmenden Anteile für die Kosten einer Reise sind.

$$C_{DOC} = C_{DEP} + C_{INT} + C_{INS} + C_F + C_M + C_C + C_{FEE} \quad (5.1)$$

6 Zusammenfassung und Ausblick

Das Projekt informiert über die grundlegende Funktionsweise von Turbojet, Turbofan, Turboprop, Dieselmotor und Ottomotor und stellt die theoretische Betrachtung der Leistung und des Wirkungsgrads von Strahl- und Propellertriebwerken vor.

Beim Strahlantrieb wird Luft durch ein Düsentriebwerk komprimiert und mit Treibstoff gezündet. Dies erzeugt einen Rückstoß, der das Flugzeug antreibt. Bei einem Turboprop ist es der charakteristische Propeller, der für die Bewegung des Flugzeugs sorgt. Er wird von Gasturbinen angetrieben und bewegt große Luftmengen, um Schub zu erzeugen. Im Vergleich zu einem Strahltriebwerk werden hier große Luftmengen leicht beschleunigt (Vendana 2022).

Da der spezifische Treibstoffverbrauch von Strahl- und Propellertriebwerken unterschiedliche Einheiten hat, lässt sich daraus nicht ableiten, welcher Triebwerkstyp effizienter ist. Daher wurde der Wirkungsgrad verschiedener Motortypen berechnet und miteinander verglichen.

Der Hauptteil besteht in der Auswertung der vorrecherchierten Triebwerksdaten. Diese Daten wurden analysiert und in verschiedenen Diagrammen dargestellt, um die Effizienz von Strahl- und Propellertriebwerken unabhängig von ihrer Bauart zu vergleichen.

Diese Arbeit zeigt, dass Dieselmotoren (Junkers Jumo 205) einen maximalen Wirkungsgrad von 0,386 haben, während Turbofans (GE90-85B und Genx-2B67B) einen maximalen Wirkungsgrad von 0,375, Turboprops (TP400-D6) einen maximalen Wirkungsgrad von 0,358 und Ottomotoren (R-3350-988TC18EA-2) einen maximalen Wirkungsgrad von 0,315 haben. Daraus lässt sich schließen, dass Dieselmotoren am effizientesten sind, gefolgt von Turbofans, dann von Turboprops und schließlich von Ottomotoren, was bedeutet, dass Dieselmotoren aufgrund ihres geringeren Kraftstoffverbrauchs und ihrer geringen CO₂-Emissionen das Potential haben umweltfreundlicher zu sein als andere Flugtriebwerke.

Dieses Projekt belegt, dass der Gesamtwirkungsgrad von Turbofantriebwerken und Turboprops mit der Größe des Triebwerks zunimmt. Im Gegensatz dazu steigt der Gesamtwirkungsgrad von Kolbenmotoren nicht notwendigerweise mit der Größe des Motors.

Wichtig ist auch zu berücksichtigen, dass Dieselmotoren sehr schwer sind und dadurch zu einer höheren Abflugmasse führen. Weiterhin haben Dieselmotoren kürzere Wartungsintervalle als der Turbofan bzw. Turboprop. Aufgrund des Propellers muss ein Dieselmotor mit einer geringeren Machzahl fliegen als der Turbofan. Dadurch können weniger Flüge erfolgen, was zu höheren Betriebskosten führt und zu geringeren Gewinnen.

Mit der Formel 5.1 können die Kraftstoffkosten als Prozentsatz der direkten Betriebskosten ermittelt werden, obwohl bereits bekannt ist, dass sich die Kraftstoffkosten ständig ändern und von vielen Faktoren abhängen, wie z.B. dem Ölpreis und den Währungsschwankungen.

Wichtig ist auch zu bedenken, dass es sich bei dieser Arbeit um einen reinen Flugzeugtriebwerksvergleich handelt. Als nächster Schritt ist möglich, ein modernes Passagierflugzeug mit Dieselmotor und Propeller zu entwerfen und es mit einem bekannten Flugzeug als Referenz zu vergleichen, wobei die Einbausituation der Flugmotoren berücksichtigt werden sollte.

Literaturverzeichnis

- BRÄUNLING, Willy J.G., 2015. *Flugzeugtriebwerke*. Berlin: Springer.
Verfügbar unter: <https://doi.org/10.1007/978-3-642-34539-5>
- CHEEMA, John Singh, 2020. *The Mass Growth Factor – Snowball Effects in Aircraft Design*. Projekt. Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg.
Verfügbar unter: <https://doi.org/10.15488/11530>
- FLAPPER, 2020. *Piston, Turbo-Propeller, or Jet: What Are the Differences Between Major Types of Executive Aircraft Engines?*
Verfügbar unter: <https://bit.ly/3IBLr23>
Archiviert als: <https://perma.cc/B2X6-7J44>
- FRÖTSCHEL, Josef, 1959. *Moderne Flugzeug-Kolbentriebwerke*. Braunschweig: Richard Carl Schmidt & Co.
- HAMMAMI, Mohamed Oussama, 2021. *Turbofan Specific Fuel Consumption, Size and Mass from Correlated Engine Parameters*. Master Thesis. Hamburg University of Applied Sciences.
Verfügbar unter: <https://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:gbv:18302-aero2021-09-15.018>
- HOHENEMSER, Kurt, 1957. *Fluglehre*. Berlin: Springer.
Verfügbar unter: <https://doi.org/10.1007/978-3-642-99860-7>
- IVAO, 2022. *Turbopropantrieb*. Belgium: Internationale Virtuelle Luftfahrt Organisation.
Verfügbar unter: <https://kompendium.ivao-de.net/Turbopropantrieb>
Archiviert als: <https://perma.cc/TM5N-PYB7>
- KHAN, Kashif, 2005. *A Simple Turbofan*. Wikimedia.
Verfügbar unter: <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Turbofan1sm.jpg>
Archiviert als: <https://perma.cc/97EX-7WHZ>
- KOPPE, Matthias, 2012. *Kraftstoffverbräuche von Turbofan, Propfan und Turboprop im Vergleich*. Projekt. Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg.
Verfügbar unter: <https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/arbeiten/TextKoppe.pdf>
Archiviert als: <https://perma.cc/4M9F-LRSR>
- LERNHELPER, 2010. *Flugzeugtriebwerke*. Berlin: Duden Learnattack.
Verfügbar unter: <https://www.lernhelfer.de/schuelerlexikon/physik/artikel/flugzeugtriebwerke>
Archiviert als: <https://perma.cc/LR8X-THXG>

PASCHOTTA, Rüdiger, 2023. *Benzin*. RP-Energie-Lexikon.

Verfügbar unter: <https://www.energie-lexikon.info/benzin.html>

Archiviert als: <https://perma.cc/RP8N-L2S4>

RED AIRCRAFT, 2023. *Aviation Jet-A Piston Engine Manufacturers*

Verfügbar unter: <https://red-aircraft.com/>

Archiviert als: <https://perma.cc/DYX4-6EZV>

ROUX, Élodie, 2011. *Turboschaft, Turboprop and Propfan: Database Handbook*. Blagnac: Éditions Élodie Roux.

SCHIEDERER, Joachim, 2008. *Angewandte Flugleistung*. Berlin: Springer.

Verfügbar unter: <https://doi.org/10.1007/978-3-540-72724-8>

SCHOLZ, Dieter, 2014. Flugzeugsysteme. In: HORST, Peter, ROSSOW, Cord, WOLF, Klaus (Hrsg.). *Handbuch der Luftfahrzeugtechnik*. München: Carl Hanser.

Verfügbar unter: <http://handbuch.profscholz.de>

SCHOLZ, Dieter, 2015. *Aircraft Design*. Lecture Notes. Hamburg University of Applied Sciences.

Verfügbar unter: <http://LectureNotes.AircraftDesign.org>

SCHOLZ, Dieter, 2017. *Der spezifische Kraftstoffverbrauch von Flugtriebwerken (TSFC und PSFC)*. Memo. Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg.

Verfügbar unter: <https://purl.org/aero/M2017-07-15>

SCHOLZ, Dieter, 2019. *Flugmechanik – Flugleistung und statische Stabilität der Längsbewegung*. Vorlesungsskript. Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg.

Verfügbar unter: <http://SkriptFlugmechanik.ProfScholz.de>

SCHOLZ, Dieter, 2020. *Der Propellerwirkungsgrad – Einfache Berechnungen*. Memo. Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg.

Verfügbar unter: <https://purl.org/aero/M2020-04-22>

SPEKTRUM.de, 2023. *Gasöl*. Spektrum Akademischer Verlag Heidelberg.

Verfügbar unter: <https://bit.ly/3IAeyCW>

Archiviert als: <https://perma.cc/3GAS-NAGH>

STEINHAUSEN, Markus, SCHOLZ, Dieter, 2022a. *Fliegen mit Dieselmotor und Propeller*. Video. Mainz: ZDF/3sat, NANO.

Verfügbar unter: <https://youtu.be/4sUjqUpziq8>

STEINHAUSEN, Markus, SCHOLZ, Dieter, 2022b. *Fliegen mit Dieselmotor und Propeller – spart Kraftstoff und hilft der Umwelt*. Pressemitteilung. Aircraft Design and Systems Group (AERO). Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg.

Verfügbar unter: <https://purl.org/aero/PR2022-01-28>

URLAUB, Alfred, 1995. *Flugtriebwerke*. Berlin: Springer.

Verfügbar unter: <https://doi.org/10.1007/978-3-642-97322-2>

VENDANA, 2022. *Jet oder Turboprop: Was ist der Unterschied?*. Wuppertal: Shuttle Flug.

Verfügbar unter: [Jet oder Turboprop: Was ist der Unterschied? \(shuttle-flug.de\)](https://www.shuttle-flug.de/jet-oder-turboprop-was-ist-der-unterschied/)

Archiviert als: <https://perma.cc/MW5N-USR4>

WIKIMEDIA, 2023. *Turboprop Operation*.

Verfügbar unter: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Turboprop_operation.png

Archiviert als: <https://perma.cc/7RH6-DYTK>

WIKIPEDIA, 2022a. *Kinetische Energie*.

Verfügbar unter: https://de.wikipedia.org/wiki/Kinetische_Energie

Archiviert als: <https://perma.cc/Q2MA-P6QA>

WIKIPEDIA, 2022b. *Turbinen-Strahltriebwerk*.

Verfügbar unter: <https://de.wikipedia.org/wiki/Turbinen-Strahltriebwerk>

Archiviert als: <https://perma.cc/TJ22-TAF3>

WIKIPEDIA, 2022c. *Spezifischer Kraftstoffverbrauch*.

Verfügbar unter: https://de.wikipedia.org/wiki/Spezifischer_Kraftstoffverbrauch

Archiviert als: <https://perma.cc/2GWP-JTXR>

WIKIPEDIA, 2022d. *Thrust-Specific Fuel Consumption*.

Verfügbar unter: https://en.wikipedia.org/wiki/Thrust-specific_fuel_consumption

Archiviert als: <https://perma.cc/LL5B-N3KZ>

WIKIPEDIA, 2022e. *Brake-Specific Fuel Consumption*.

Verfügbar unter: https://en.wikipedia.org/wiki/Brake-specific_fuel_consumption

Archiviert als: <https://perma.cc/QP6G-5Q8F>

WIKIPEDIA, 2022f. *Dieselmotorkraftstoff*.

Verfügbar unter: <https://de.wikipedia.org/wiki/Dieselmotorkraftstoff>

Archiviert als: <https://perma.cc/F2QV-X8AY>

Anhang A Tabelle der Turbofan-Daten

Hersteller	Modell	T_0 [N]	SFC [kg/s.N]	OPR	T [K]	a [m/s]	V [m/s]	M	BPR	Baujahr	η
Ivchenko (Klimov)	AI-25	14679	2,2340E-05	8,00	249	316	158	0,50	2,10	1966	0,167
Avco Lycoming	ALF502L	33362	2,0514E-05	13,60	229	303	228	0,75	5,20	1980	0,261
Avco Lycoming	ALF502L-2	33362	2,0514E-05	13,60	229	303	228	0,75	5,70	1980	0,261
Avco Lycoming	ALF502L-2A	33362	2,0514E-05	13,80	229	303	228	0,75	5,00	1980	0,261
Avco Lycoming	ALF502L-2C	33362	2,0514E-05	13,80	229	303	228	0,75	5,00	1980	0,261
Avco Lycoming	ALF502L-3	34696	2,0514E-05	13,80	229	303	228	0,75	5,00	1980	0,261
Avco Lycoming	ALF502R-3	29803	2,0233E-05	11,60	239	310	217	0,70	5,71	1980	0,252
Avco Lycoming	ALF502R-3A	31004	2,0233E-05	11,60	239	310	217	0,70	5,71	1980	0,252
Avco Lycoming	ALF502R-5	31004	2,0233E-05	12,20	239	310	217	0,70	5,60	1982	0,252
Avco Lycoming	ALF502R-6	33362	2,0233E-05	13,80	239	310	217	0,70	5,60	1980	0,252
Garrett	ATF3-6	23131	2,2762E-05	21,00	217	295	236	0,80	2,90	1981	0,244
BMW/Rolls-Royce	BR710	66034	1,7985E-05	25,70	219	297	237	0,80	4,00	1996	0,311
BMW/Rolls-Royce	BR710A1-10	65611	1,7985E-05	25,70	219	297	237	0,80	4,20	1996	0,311
BMW/Rolls-Royce	BR710A2-20	65611	1,7985E-05	25,70	219	297	237	0,80	4,20	1996	0,311
BMW/Rolls-Royce	BR710C4-11	65611	1,7985E-05	25,70	219	297	237	0,80	4,20	1996	0,311
BMW/Rolls-Royce	BR715-55	88444	1,7423E-05	32,10	219	297	237	0,80	4,70	1996	0,321
BMW/Rolls-Royce	BR715A1-30	82292	1,7423E-05	32,10	219	297	237	0,80	4,70	1998	0,321
BMW/Rolls-Royce	BR715C1-30	93413	1,7423E-05	32,60	219	297	237	0,80	5,00	1998	0,321
GE	CF34-3A	41013	1,9671E-05	21,00	217	295	207	0,70	6,20	1996	0,247
GE	CF34-3A1	41013	1,9671E-05	21,00	217	295	207	0,70	6,30	1996	0,247

Hersteller	Modell	T ₀ [N]	SFC [kg/s.N]	OPR	T [K]	a [m/s]	V [m/s]	M	BPR	Baujahr	η
GE	CF34-3B1	41013	1,9671E-05	21,00	217	295	224	0,76	6,30	1996	0,268
GE	CF6-45A	206842	1,7704E-05	26,30	219	297	237	0,80	4,64	1976	0,316
GE	CF6-45A2	206842	1,7704E-05	26,30	219	297	237	0,80	4,64	1976	0,316
GE	CF6-45B	206842	1,7704E-05	26,30	219	297	237	0,80	4,64	1976	0,316
GE	CF6-45B2	206842	1,7704E-05	26,30	219	297	237	0,80	4,64	1976	0,316
GE	CF6-50A	215000	1,8378E-05	28,60	219	297	237	0,80	4,40	1970	0,304
GE	CF6-50B	217963	1,8378E-05	28,60	219	297	237	0,80	4,40	1970	0,304
GE	CF6-50C	223999	1,8462E-05	29,30	219	297	237	0,80	4,26	1972	0,303
GE	CF6-50C1	230498	1,8462E-05	30,10	219	297	237	0,80	4,24	1970	0,303
GE	CF6-50C2	230498	1,7704E-05	30,40	219	297	237	0,80	4,31	1972	0,316
GE	CF6-50C2B	240204	1,7704E-05	31,10	219	297	237	0,80	4,25	1970	0,316
GE	CF6-50C2F	206842	1,7704E-05	26,30	219	297	237	0,80	4,64	1970	0,316
GE	CF6-50E	233532	1,8462E-05	30,10	219	297	237	0,80	4,24	1971	0,303
GE	CF6-50E1	233532	1,8462E-05	30,10	219	297	237	0,80	4,24	1971	0,303
GE	CF6-50E2	233532	1,7704E-05	30,40	219	297	237	0,80	4,31	1971	0,316
GE	CF6-50E2B	240204	1,7704E-05	30,90	219	297	237	0,80	4,24	1971	0,316
GE	CF6-6	177929	1,8153E-05	26,60	219	297	237	0,80	6,20	1970	0,308
GE	CF6-6D1	184601	1,8153E-05	25,20	219	297	237	0,80	5,76	1970	0,308
GE	CF6-6D1A	184601	1,8153E-05	25,20	219	297	237	0,80	5,76	1970	0,308
GE	CF6-80A	213515	1,7507E-05	27,30	219	297	237	0,80	4,66	1981	0,319
GE	CF6-80A1	213515	1,7507E-05	27,30	219	297	237	0,80	4,66	1981	0,319
GE	CF6-80A2	222411	1,7507E-05	28,40	219	297	237	0,80	4,59	1981	0,319
GE	CF6-80A3	217901	1,7507E-05	28,40	219	297	237	0,80	4,59	1982	0,319

Hersteller	Modell	T ₀ [N]	SFC [kg/s.N]	OPR	T [K]	a [m/s]	V [m/s]	M	BPR	Baujahr	η
GE	CF6-80C2A1	257401	1,6186E-05	30,40	219	297	237	0,80	5,15	1972	0,345
GE	CF6-80C2A2	233354	1,6242E-05	27,80	219	297	237	0,80	5,05	1982	0,344
GE	CF6-80C2A3	262223	1,6186E-05	31,10	219	297	237	0,80	5,05	1972	0,345
GE	CF6-80C2A5	267338	1,6439E-05	31,50	219	297	237	0,80	5,05	1987	0,340
GE	CF6-80C2A5F	267338	1,6439E-05	31,50	219	297	237	0,80	5,05	1987	0,340
GE	CF6-80C2B1	252214	1,6186E-05	29,30	219	297	237	0,80	5,19	1980	0,345
GE	CF6-80C2B1F	254260	1,5737E-05	30,40	219	297	237	0,80	5,15	1989	0,355
GE	CF6-80C2B2	229484	1,6186E-05	27,10	219	297	237	0,80	5,31	1981	0,345
GE	CF700-2B	19132	2,6134E-05	6,80	217	295	236	0,80	1,90	1962	0,213
GE	CF700-2C	18349	2,6134E-05	6,90	217	295	236	0,80	1,90	1962	0,213
GE	CF700-2D	18905	2,6134E-05	6,20	217	295	236	0,80	1,90	1962	0,213
GE	CF700-2D2	19194	2,5291E-05	6,80	217	295	236	0,80	1,90	1963	0,220
CFE	CFE738-1-1B	25466	1,8125E-05	23,00	217	295	236	0,80	5,30	1993	0,307
CFM	CFM56-2C1	97861	1,8856E-05	24,70	219	297	237	0,80	6,00	1979	0,296
CFM	CFM56-2C2	106757	1,6776E-05	26,50	219	297	237	0,80	6,00	1962	0,333
CFM	CFM56-3B1	88964	1,8743E-05	22,60	219	297	237	0,80	6,00	1981	0,298
CFM	CFM56-3B2	97861	1,8743E-05	24,30	219	297	237	0,80	5,90	1981	0,298
CFM	CFM56-3C1	104533	1,8743E-05	25,20	219	297	237	0,80	6,00	1981	0,298
CFM	CFM56-5A1	111206	1,6748E-05	26,50	219	297	237	0,80	6,00	1987	0,334
CFM	CFM56-5A3	117878	1,6748E-05	27,80	219	297	237	0,80	6,00	1987	0,334
CFM	CFM56-5A5	104533	1,6748E-05	25,40	219	297	237	0,80	6,20	1987	0,334
CFM	CFM56-5B1	133447	1,6748E-05	32,00	219	297	237	0,80	5,50	1993	0,334
CFM	CFM56-5B1/2	133447	1,6158E-05	32,00	219	297	237	0,80	5,50	1994	0,346

Hersteller	Modell	T ₀ [N]	SFC [kg/s.N]	OPR	T [K]	a [m/s]	V [m/s]	M	BPR	Baujahr	η
CFM	CFM56-5B1/P	133447	1,6158E-05	32,00	219	297	237	0,80	5,50	1996	0,346
CFM	CFM56-5B2	137895	1,5315E-05	32,90	219	297	237	0,80	5,50	1993	0,365
CFM	CFM56-5B3/2P	142343	1,6018E-05	33,70	219	297	237	0,80	5,40	1996	0,349
CFM	CFM56-5B3/P	142343	1,6018E-05	33,70	219	297	237	0,80	5,40	2003	0,349
CFM	CFM56-5B4	120102	1,5315E-05	29,10	219	297	237	0,80	5,70	1987	0,365
CFM	CFM56-5B4/2	120102	1,6467E-05	29,10	219	297	237	0,80	5,70	1994	0,339
CFM	CFM56-5B4/2P	120102	1,6467E-05	29,10	219	297	237	0,80	5,70	1996	0,339
CFM	CFM56-5B4/P	120102	1,6467E-05	29,10	219	297	237	0,80	5,70	1996	0,339
CFM	CFM56-5B5	97861	1,6861E-05	24,40	219	297	237	0,80	6,00	1996	0,331
CFM	CFM56-5B5/P	97861	1,7142E-05	24,40	219	297	237	0,80	6,00	1996	0,326
CFM	CFM56-5B6	104533	1,6861E-05	25,80	219	297	237	0,80	5,90	1996	0,331
CFM	CFM56-5B6/2	104533	1,6861E-05	25,80	219	297	237	0,80	5,90	1995	0,331
CFM	CFM56-5B6/2P	104533	1,6861E-05	25,80	219	297	237	0,80	5,90	1996	0,331
CFM	CFM56-5B6/P	104533	1,6861E-05	25,80	219	297	237	0,80	5,90	1996	0,331
CFM	CFM56-5B7	120102	1,6299E-05	29,10	219	297	237	0,80	5,70	1999	0,343
CFM	CFM56-5B7/P	120102	1,6580E-05	29,10	219	297	237	0,80	5,90	1999	0,337
CFM	CFM56-5B8	96082	1,6299E-05	26,00	219	297	237	0,80	6,00	2002	0,343
CFM	CFM56-5C2	138784	1,5315E-05	31,50	219	297	237	0,80	6,60	1991	0,365
CFM	CFM56-5C3	144567	1,5315E-05	32,60	219	297	237	0,80	6,50	1991	0,365
CFM	CFM56-5C3/F	144567	1,5315E-05	32,60	219	297	243	0,82	6,50	1993	0,374
CFM	CFM56-5C4	151239	1,5315E-05	33,90	219	297	237	0,80	6,40	1991	0,365
CFM	CFM56-5C4/P	151239	1,5315E-05	33,90	219	297	237	0,80	6,40	2003	0,365
CFM	CFM56-7B20	91633	1,7788E-05	22,70	219	297	237	0,80	5,60	1997	0,314

Hersteller	Modell	T_0 [N]	SFC [kg/s.N]	OPR	T [K]	a [m/s]	V [m/s]	M	BPR	Baujahr	η
CFM	CFM56-7B24	106757	1,7619E-05	26,00	219	297	237	0,80	5,30	1997	0,317
CFM	CFM56-7B27	121436	1,6861E-05	28,90	219	297	237	0,80	5,10	1996	0,331
GE	CJ805-21	66710	2,1357E-05	12,00	217	295	236	0,80	1,50	1960	0,260
Rolls-Royce	Conway RCo.12 Mk.508	77844	2,3099E-05	14,10	217	295	245	0,83	0,30	1957	0,250
Rolls-Royce	Conway RCo.12 Mk.508A	80068	2,3099E-05	14,00	217	295	245	0,83	0,30	1957	0,250
Rolls-Royce	Conway RCo.12 Mk.509	77844	2,3099E-05	14,10	217	295	245	0,83	0,30	1960	0,250
Rolls-Royce	Conway RCo.12 Mk.509A	80068	2,3099E-05	14,00	217	295	245	0,83	0,30	1960	0,250
Rolls-Royce	Conway RCo.42 Mk.540	90610	2,3605E-05	14,80	217	295	245	0,83	0,60	1962	0,244
Rolls-Royce	Conway RCo.43D Mk.550B	96971	2,3015E-05	15,80	217	295	245	0,83	0,60	1965	0,251
Lotarev (Motor Sich)	D-18T	229795	1,6018E-05	25,00	217	295	221	0,75	5,60	1982	0,325
Solovyev	D-20P	52956	2,1919E-05	13,60	223	300	240	0,80	1,00	1960	0,257
Solovyev (Perm Aviadvigatel)	D-30K	112816	2,1947E-05	20,00	217	295	236	0,80	2,30	1982	0,253
Solovyev (Perm Aviadvigatel)	D-30KU	107869	1,9671E-05	17,40	217	295	236	0,80	2,35	1982	0,283

Hersteller	Modell	T ₀ [N]	SFC [kg/s.N]	OPR	T [K]	a [m/s]	V [m/s]	M	BPR	Baujahr	η
Progress	D-36-1	63743	1,8266E-05	18,70	236	308	231	0,75	6,30	1993	0,298
Progress	D-436T1	75019	1,7170E-05	25,20	217	295	221	0,75	4,95	1996	0,304
Williams/Rolls- Royce	FJ44-1A	8452	2,1048E-05	12,80	229	303	212	0,70	3,28	1991	0,237
Williams/Rolls- Royce	FJ44-1C	6672	2,1048E-05	10,30	229	303	212	0,70	3,40	1963	0,237
GE	GE90-76B	339844	1,5815E-05	39,30	219	297	246	0,83	8,40	1994	0,367
GE	GE90-85B	376764	1,5453E-05	39,30	219	297	246	0,83	8,40	1995	0,375
Engine Alliance	GP7270	311375	1,5956E-05	45,60	219	297	252	0,85	8,70	2005	0,372
Engine Alliance	GP7277	342513	1,5856E-05	45,60	219	297	252	0,85	8,70	2005	0,374
Pratt Canada	Whitney JT15D-1B	9786	1,5175E-05	10,00	217	295	236	0,80	3,30	1983	0,366
Pratt Canada	Whitney JT15D-5	13545	1,5175E-05	12,60	217	295	236	0,80	2,00	1983	0,366
Pratt Canada	Whitney JT15D-5A	12900	1,5175E-05	12,60	217	295	236	0,80	2,00	1983	0,366
Pratt Canada	Whitney JT15D-5C	14190	1,5175E-05	13,50	217	295	236	0,80	2,00	1983	0,366
Pratt Canada	Whitney JT15D-5D	13545	1,5175E-05	13,10	217	295	236	0,80	2,00	1983	0,366
Pratt Whitney	JT3C-7	53379	2,5291E-05	13,00	217	295	236	0,80	0,00	1957	0,220
Pratt Whitney	JT3D-3	80148	2,1357E-05	16,00	219	297	237	0,80	1,25	1958	0,262
Pratt Whitney	JT4A-11	77844	2,5853E-05	12,50	217	295	236	0,80	0,00	1956	0,215

Hersteller	Modell	T ₀ [N]	SFC [kg/s.N]	OPR	T [K]	a [m/s]	V [m/s]	M	BPR	Baujahr	η
Pratt Whitney	JT8D-11	66723	2,2650E-05	16,20	229	303	243	0,80	1,05	1965	0,252
Pratt Whitney	JT8D-15	68947	2,2762E-05	16,50	229	303	243	0,80	1,03	1963	0,251
Pratt Whitney	JT8D-15A	68947	2,2762E-05	16,60	229	303	243	0,80	1,04	1963	0,251
Pratt Whitney	JT8D-17	71172	2,2874E-05	16,90	229	303	243	0,80	1,01	1963	0,250
Pratt Whitney	JT8D-17A	71172	2,1722E-05	17,10	229	303	243	0,80	1,02	1963	0,263
Pratt Whitney	JT8D-17AR	77399	2,1919E-05	17,30	229	303	243	0,80	1,00	1963	0,261
Pratt Whitney	JT8D-17R	77399	2,3043E-05	17,50	229	303	243	0,80	1,00	1963	0,248
Pratt Whitney	JT8D-209	85628	2,0345E-05	17,40	219	297	237	0,80	1,82	1980	0,275
Pratt Whitney	JT8D-217	88964	2,1160E-05	18,60	219	297	237	0,80	1,77	1980	0,264
Pratt Whitney	JT8D-217A	88964	2,1160E-05	18,60	219	297	237	0,80	1,77	1980	0,264
Pratt Whitney	JT8D-217C	88964	2,0682E-05	20,10	219	297	237	0,80	1,72	1963	0,270
Pratt Whitney	JT8D-219	96526	2,0711E-05	19,20	219	297	237	0,80	1,77	1980	0,270
Pratt Whitney	JT8D-7A	62275	2,2368E-05	15,80	229	303	243	0,80	1,07	1963	0,255
Pratt Whitney	JT8D-7B	62275	2,2368E-05	15,80	229	303	243	0,80	1,07	1963	0,255
Pratt Whitney	JT8D-9	64499	2,2481E-05	15,90	229	303	243	0,80	1,03	1963	0,254
Pratt Whitney	JT8D-9A	64499	2,2481E-05	15,90	229	303	243	0,80	1,03	1963	0,254
Pratt Whitney	JT9D-20	205953	1,7535E-05	21,10	219	297	252	0,85	5,20	1971	0,339
Pratt Whitney	JT9D-20J	205953	1,7535E-05	23,50	219	297	252	0,85	5,20	1971	0,339
Pratt Whitney	JT9D-3A	196834	1,7535E-05	21,50	219	297	252	0,85	5,20	1969	0,339
Pratt Whitney	JT9D-59	235756	1,7732E-05	24,90	219	297	252	0,85	4,90	1972	0,335
Pratt Whitney	JT9D-59A	230151	1,7732E-05	24,50	219	297	252	0,85	4,90	1972	0,335
Pratt Whitney	JT9D-59B	242428	1,7732E-05	25,20	219	297	252	0,85	4,80	1972	0,335
Pratt Whitney	JT9D-7	205953	1,7423E-05	22,30	219	297	252	0,85	5,20	1969	0,341

Hersteller	Modell	T_0 [N]	SFC [kg/s.N]	OPR	T [K]	a [m/s]	V [m/s]	M	BPR	Baujahr	η
Pratt Whitney	JT9D-70A	235756	1,7732E-05	24,50	219	297	252	0,85	4,90	1969	0,335
Pratt Whitney	JT9D-70B	242428	1,7732E-05	25,20	219	297	252	0,85	4,80	1969	0,335
Pratt Whitney	JT9D-7A	208844	1,7563E-05	22,50	219	297	252	0,85	5,10	1969	0,338
Pratt Whitney	JT9D-7ASP	208844	1,7704E-05	22,50	219	297	252	0,85	5,10	1969	0,335
Pratt Whitney	JT9D-7AW	208844	1,7423E-05	22,50	219	297	252	0,85	5,10	1974	0,341
Pratt Whitney	JT9D-7F	213515	1,7732E-05	22,80	219	297	252	0,85	5,10	1969	0,335
Pratt Whitney	JT9D-7J	222411	1,7732E-05	23,50	219	297	252	0,85	5,10	1969	0,335
Pratt Whitney	JT9D-7Q	235756	1,7732E-05	24,50	219	297	252	0,85	4,90	1969	0,335
Pratt Whitney	JT9D-7Q3	235756	1,7732E-05	24,50	219	297	252	0,85	4,90	1969	0,335
Pratt Whitney	JT9D-7R	213515	1,7282E-05	23,40	219	297	252	0,85	4,90	1980	0,343
Pratt Whitney	JT9D-7R4D	213515	1,7282E-05	23,40	219	297	252	0,85	4,90	1980	0,343
Pratt Whitney	JT9D-7R4D1	213599	1,7282E-05	23,40	219	297	252	0,85	4,90	1981	0,343
Pratt Whitney	JT9D-7R4E	222411	1,7423E-05	24,20	219	297	252	0,85	4,90	1981	0,341
Pratt Whitney	JT9D-7R4E1	222500	1,7423E-05	24,20	219	297	252	0,85	4,90	1981	0,341
Pratt Whitney	JT9D-7R4E3	222411	1,7423E-05	24,20	219	297	252	0,85	4,90	1981	0,341
Pratt Whitney	JT9D-7R4E4	222411	1,7423E-05	24,20	219	297	252	0,85	4,90	1985	0,341
Pratt Whitney	JT9D-7R4G2	243540	1,7957E-05	26,30	219	297	252	0,85	4,80	1969	0,331
Pratt Whitney	JT9D-7R4H1	249198	1,7648E-05	26,70	219	297	252	0,85	4,80	1972	0,336
Turbomeca/Snecma	Larzac 04-C20	14123	3,1473E-05	11,10	229	303	243	0,80	1,04	1982	0,181
Avco Lycoming (Textron Lycoming)	LF507-1F	31138	1,1606E-05	13,80	237	309	160	0,52	5,70	1980	0,325

Hersteller	Modell	T ₀ [N]	SFC [kg/s.N]	OPR	T [K]	a [m/s]	V [m/s]	M	BPR	Baujahr	η
Avco Lycoming (Textron Lycoming)	LF507-1H	31138	1,1606E-05	13,80	237	309	160	0,52	5,70	1980	0,325
Rolls- Royce/Snecma	M45H-01	34532	2,0514E-05	18,00	249	316	206	0,65	2,80	1968	0,236
Rolls- Royce/Snecma	M45H-D Mk.501	34518	2,0514E-05	18,80	249	316	206	0,65	2,85	1971	0,236
Kuznetsov	NK-93	176519	1,3970E-05	28,90	217	295	221	0,75	16,60	2008	0,373
Solovyev (Perm Aviadvigatel)	PS-90	156800	1,6861E-05	31,90	217	295	236	0,80	4,60	1992	0,330
Solovyev (Perm Aviadvigatel)	PS-90A	156911	1,6861E-05	35,50	217	295	236	0,80	4,60	1992	0,330
Solovyev (Perm Aviadvigatel)	PS-90A10	90223	1,6861E-05	23,10	217	295	236	0,80	3,76	1992	0,330
Solovyev (Perm Aviadvigatel)	PS-90A12	117678	1,6861E-05	25,30	217	295	236	0,80	5,05	1980	0,330
Solovyev (Perm Aviadvigatel)	PS-90AN-76	156911	1,6861E-05	35,50	217	295	236	0,80	4,60	1971	0,330
Pratt Whitney	PW2037	170144	1,6355E-05	27,40	219	297	252	0,85	5,80	1982	0,363
Pratt Whitney	PW2040	178374	1,6355E-05	29,90	219	297	252	0,85	5,90	1982	0,363
Pratt Whitney	PW2237	162805	1,6355E-05	27,90	219	297	252	0,85	5,80	1989	0,363
Pratt Whitney	PW2240	178374	1,6355E-05	27,60	219	297	252	0,85	5,90	1989	0,363
Pratt Whitney	PW2337	162805	1,6355E-05	27,40	219	297	252	0,85	5,80	1988	0,363

Hersteller	Modell	T ₀ [N]	SFC [kg/s.N]	OPR	T [K]	a [m/s]	V [m/s]	M	BPR	Baujahr	η
Pratt Canada	Whitney PW305A	20813	1,8968E-05	15,50	217	295	236	0,80	4,30	1990	0,293
Pratt Canada	Whitney PW305B	23389	1,8968E-05	15,50	217	295	236	0,80	4,30	1990	0,293
Pratt Canada	Whitney PW306A	26867	1,9671E-05	18,30	217	295	236	0,80	4,50	1995	0,283
Pratt Whitney	PW4052	232197	1,6580E-05	26,40	219	297	237	0,80	4,85	1986	0,337
Pratt Whitney	PW4056	252436	1,6299E-05	28,40	219	297	237	0,80	4,85	1987	0,343
Pratt Whitney	PW4084	373650	1,5737E-05	36,30	219	297	246	0,83	6,41	1994	0,368
Pratt Whitney	PW4098	435926	1,6327E-05	42,80	219	297	246	0,83	5,80	1985	0,355
Pratt Whitney	PW4152	231312	1,6130E-05	27,30	219	297	237	0,80	4,85	1986	0,346
Pratt Whitney	PW4168	305148	1,6018E-05	33,40	219	297	237	0,80	5,10	1993	0,349
Pratt Whitney	PW4168A	305148	1,6018E-05	32,00	219	297	237	0,80	5,10	1993	0,349
Rolls-Royce	RB.211-22B-02	186825	1,7648E-05	24,50	219	297	252	0,85	4,80	1970	0,336
Rolls-Royce	RB.211-524C	229083	1,8041E-05	28,60	219	297	252	0,85	4,50	1972	0,329
Rolls-Royce	RB.211-524C2	229083	1,8041E-05	28,60	219	297	252	0,85	4,50	1972	0,329
Rolls-Royce	RB.211-524D4	235756	1,7338E-05	29,30	219	297	252	0,85	4,40	1972	0,342
Rolls-Royce	RB.211-524D4B	235756	1,6889E-05	29,60	219	297	252	0,85	4,40	1970	0,351
Rolls-Royce	RB.211-524G	257997	1,6018E-05	32,90	219	297	252	0,85	4,30	1970	0,371
Rolls-Royce	RB.211-524H	269562	1,6158E-05	34,50	219	297	252	0,85	4,10	1989	0,367
Rolls-Royce	RB.211-535C-37	166363	1,8153E-05	21,10	219	297	237	0,80	4,40	1982	0,308
Rolls-Royce	RB.211-535E4	191718	1,6861E-05	25,80	219	297	237	0,80	4,30	1984	0,331

Hersteller	Modell	T_0 [N]	SFC [kg/s.N]	OPR	T [K]	a [m/s]	V [m/s]	M	BPR	Baujahr	η
Rolls-Royce	RB.211-535E4-37	178374	1,6804E-05	25,80	219	297	237	0,80	4,30	1984	0,332
Rolls-Royce	RB.211-535E4B-37	191718	1,6804E-05	25,80	219	297	237	0,80	4,30	1984	0,332
Rolls-Royce	Spey Jr. RB.183-2 Mk.555-15	43815	2,2481E-05	15,40	239	310	217	0,70	1,00	1965	0,227
Rolls-Royce	Spey Jr. RB.183-2 Mk.555-15H	NA	2,2481E-05	15,40	239	310	229	0,74	1,00	1969	0,240
Rolls-Royce	Spey RSp.4 Mk.510-14	48930	2,1638E-05	18,40	225	301	232	0,77	0,71	1963	0,252
Rolls-Royce	Spey RSp.4 Mk.510-14W	48930	2,1638E-05	18,40	225	301	232	0,77	0,71	1963	0,252
Rolls-Royce	Spey RSp.4 Mk.511-14	50710	2,1638E-05	18,40	225	301	232	0,77	0,71	1963	0,252
Rolls-Royce	Spey RSp.4 Mk.511-14W	50710	2,1638E-05	18,40	225	301	232	0,77	0,71	1963	0,252
Rolls-Royce	Spey RSp.4 Mk.511-5	50710	2,1638E-05	18,40	225	301	232	0,77	0,71	1962	0,252
Rolls-Royce	Spey RSp.4 Mk.511-5W	50710	2,1638E-05	18,40	225	301	232	0,77	0,71	1962	0,252
Rolls-Royce	Spey RSp.4 Mk.511-8	50710	2,1638E-05	18,40	225	301	232	0,77	0,64	1968	0,252

Hersteller	Modell	T_0 [N]	SFC [kg/s.N]	OPR	T [K]	a [m/s]	V [m/s]	M	BPR	Baujahr	η
Rolls-Royce	Spey RSp.4 Mk.512-14	55825	2,6134E-05	20,70	225	301	232	0,77	0,71	1964	0,209
Rolls-Royce	Spey RSp.4 Mk.512-14DW	55825	2,6134E-05	20,70	225	301	232	0,77	0,71	1964	0,209
Rolls-Royce	Spey RSp.4 Mk.512-25	55825	2,6134E-05	20,70	225	301	232	0,77	0,71	1964	0,209
Rolls-Royce	Spey RSp.4 Mk.512-5W	53379	2,6415E-05	20,70	225	301	232	0,77	0,71	1964	0,206
Rolls-Royce	Tay RB.183-3 Mk.611-8	61608	1,9952E-05	15,80	217	295	236	0,80	3,04	1988	0,279
Rolls-Royce	Tay RB.183-3 Mk.611-8C	61608	1,9952E-05	15,80	217	295	236	0,80	3,04	1988	0,279
Rolls-Royce	Tay RB.183-3 Mk.620-15	61608	1,9390E-05	15,80	229	303	222	0,73	3,04	1969	0,269
Rolls-Royce	Tay RB.183-3 Mk.650-14	67168	1,9390E-05	16,20	229	303	222	0,73	3,06	1969	0,269
Rolls-Royce	Tay RB.183-3 Mk.650-15	67168	1,9390E-05	16,20	229	303	222	0,73	3,06	1969	0,269
Rolls-Royce	Tay RB.183-3 Mk.651-54	68503	1,9390E-05	16,60	219	297	237	0,80	3,07	1992	0,288
Rolls-Royce	Tay RB.183- 55515P	44037	2,2481E-05	15,50	239	310	229	0,74	0,71	1969	0,240
Garrett	TFE731-1	15551	2,3324E-05	19,00	217	295	236	0,80	2,70	1969	0,238

Hersteller	Modell	T ₀ [N]	SFC [kg/s.N]	OPR	T [K]	a [m/s]	V [m/s]	M	BPR	Baujahr	η
Garrett	TFE731-2	15569	2,2902E-05	17,70	217	295	236	0,80	2,66	1970	0,243
Garrett (AlliedSignal)	TFE731-20	15569	2,0458E-05	21,00	217	295	236	0,80	3,10	1995	0,272
Garrett	TFE731-3	16458	2,3015E-05	14,60	217	295	236	0,80	2,80	1957	0,242
Garrett	TFE731-3B-100	16236	2,2931E-05	14,40	217	295	236	0,80	2,80	1991	0,242
Garrett	TFE731-4	18149	2,2368E-05	14,80	217	295	236	0,80	2,40	1991	0,249
Garrett	TFE731-5	19999	2,2537E-05	19,40	217	295	236	0,80	3,15	1985	0,247
Garrett	TFE731-5AR	20017	2,1666E-05	14,60	217	295	236	0,80	3,65	1984	0,257
Garrett (Allied-Signal)	TFE731-5BR	21129	2,1244E-05	15,10	217	295	236	0,80	3,50	1984	0,262
Rolls-Royce	Trent 772-60	316268	1,5877E-05	36,80	219	297	243	0,82	4,89	1990	0,361
Rolls-Royce	Trent 772B-60	316277	1,5877E-05	36,80	217	295	242	0,82	4,89	1995	0,359
Rolls-Royce	Trent 890-17	406122	1,5652E-05	42,70	219	297	246	0,83	4,79	1970	0,370
Rolls-Royce	Trent 892-17	406790	1,5737E-05	40,80	219	297	246	0,83	5,79	1970	0,368
International Aero Engines	V2500-A1	110311	1,6580E-05	29,70	219	297	237	0,80	5,40	1989	0,337
International Aero Engines	V2522-A5	102491	1,6299E-05	25,20	219	297	237	0,80	4,90	1993	0,343
International Aero Engines	V2522-D5	97861	1,6299E-05	25,20	219	297	237	0,80	4,90	1993	0,343
International Aero Engines	V2525-D5	111206	1,6580E-05	27,70	219	297	237	0,80	4,80	1994	0,337

Hersteller	Modell	T_0 [N]	SFC [kg/s.N]	OPR	T [K]	a [m/s]	V [m/s]	M	BPR	Baujahr	η
International Aero Engines	V2530-D5	133447	1,6130E-05	31,60	219	297	237	0,80	4,60	1994	0,346
International Aero Engines	V2533-A5	140559	1,6299E-05	33,40	219	297	237	0,80	4,50	1994	0,343

Anhang B Tabelle der Turboprop-Daten

Triebwerkstyp	SFC [Kg/s.W]	η_e	η_{prop}	Baujahr	$P_{e,sl}$ [kW]	OPR
TP 400-D6	5,91E-08	0,398	0,358	2011	7971	25
206 Turbine Pac	1,10E-07	0,214	0,193	1984	313	7,2
250-B17	1,11E-07	0,212	0,191	1971	298	7,2
250-B17B	1,11E-07	0,212	0,191	1974	298	7,2
250-B17C	1,21E-07	0,194	0,175	1979	313	7,2
250-B17D	1,21E-07	0,194	0,175	1983	313	7,2
250-B17E	1,11E-07	0,212	0,191	1985	313	7,2
250-C20S	1,10E-07	0,214	0,193	1983	313	7,2
501-D22A	8,47E-08	0,278	0,250	1968	3257	9,5
501-D39	7,94E-08	0,296	0,267	1988	3915	12
501-M71	7,74E-08	0,304	0,274	1977	4623	9,6
AE 2100A	6,93E-08	0,340	0,306	1993	3096	17
AE 2100C	7,47E-08	0,315	0,283	1993	2439	17
AI-20-5	8,45E-08	0,278	0,251	2008	3863	9,5
AI-26VT	7,64E-08	0,308	0,277	1980	2103	7,7
AI-450TP	9,31E-08	0,253	0,227	NA	373	7,5
Astazou II	9,90E-08	0,238	0,214	1961	395	5,9
Astazou IIC	9,90E-08	0,238	0,214	1960	390	5,9
Astazou IID	9,90E-08	0,238	0,214	1960	331	5,9
Astazou IIE	9,90E-08	0,238	0,214	1960	390	5,9
Astazou X	8,67E-08	0,271	0,244	NA	477	7,8
Astazou Turboprop	XIV 9,24E-08	0,255	0,229	1968	597	7,5
Astazou XIVC	8,87E-08	0,265	0,239	1969	579	7,5
Astazou XVID	8,87E-08	0,265	0,239	NA	NA	8,2
Bastan 7	8,87E-08	0,265	0,239	1970	780	6,7
Bastan 7A	1,01E-07	0,233	0,210	NA	790	6,7
CT7-3	7,96E-08	0,296	0,266	1977	1119	18
CT7-7A	8,01E-08	0,294	0,264	1984	1268	17
CT7-9C	7,96E-08	0,296	0,266	1988	1394	18
Dart MK542-10K	RDa.10 9,39E-08	0,251	0,226	1969	1719	6,4
Dart MK.510	RDa.6 1,17E-07	0,201	0,181	1969	1145	5,5

Triebwerkstyp	SFC [Kg/s.W]	η_e	η_{prop}	Baujahr	$P_{e,sl}$ [kW]	OPR
Dart MK.520	RDa.7 1,09E-07	0,216	0,194	2001	1215	5,6
Dart MK.528	RDa.7 1,08E-07	0,218	0,196	1960	1368	5,6
Dart MK.529-8X	RDa.7 1,08E-07	0,218	0,196	1965	1424	5,6
Dart MK.531	RDa.7 1,08E-07	0,218	0,196	1962	1368	5,6
Dart MK.532	RDa.7 1,08E-07	0,218	0,196	NA	1506	5,6
DB Turboprop	721 1,15E-07	0,205	0,184	NA	1469	6
Gnome H.1800	8,79E-08	0,268	0,241	NA	1305	9,9
GTP-1-1.5	7,42E-08	0,317	0,285	NA	1500	17
H80	9,88E-08	0,238	0,214	2011	597	6,7
LTP 101-600A-1A	9,19E-08	0,256	0,230	1977	447	8,5
LTP 101-700A-1A	9,29E-08	0,253	0,228	1980	500	8,6
M601B	1,09E-07	0,216	0,194	1979	515	6,4
M601D-11	1,17E-07	0,201	0,181	2002	450	6,1
M601D-2	1,17E-07	0,201	0,181	NA	NA	6
M601F	1,07E-07	0,220	0,198	1998	579	6,7
M601F-21	1,07E-07	0,220	0,198	2000	580	6,7
M602B	8,41E-08	0,280	0,252	1990	1500	13
NK-12	8,38E-08	0,281	0,253	1954	9200	9,5
NK-12M	7,82E-08	0,301	0,271	1956	11025	13
NK-12MA	7,82E-08	0,301	0,271	1965	11185	9,3
NK-12MP	7,82E-08	0,301	0,271	1979	11033	13
NK-12MV	7,82E-08	0,301	0,271	1958	11033	9,7
PT6A-112	1,08E-07	0,218	0,196	1978	373	5,9
PT6A-27	1,02E-07	0,231	0,208	1967	507	6,7
PT6A-45A	9,36E-08	0,251	0,226	1976	916	8,5
PT6A-60A	9,26E-08	0,254	0,229	1983	783	8,5
PT6A-64	1,19E-07	0,198	0,178	1990	522	9,5
PT6A-66A	1,05E-07	0,224	0,202	1999	634	9,5
PT6A-67	9,24E-08	0,255	0,229	1987	895	10,8
PT6A-67R	8,79E-08	0,268	0,241	1987	1062	10,8
PW118	8,41E-08	0,280	0,252	1986	1342	10,9
PW119	8,28E-08	0,284	0,256	NA	1626	13,2

Triebwerkstyp	SFC [Kg/s.W]	η_e	η_{prop}	Baujahr	$P_{e,sl}$ [kW]	OPR
PW121	8,04E-08	0,293	0,263	1988	1603	11,8
PW121A	8,01E-08	0,294	0,264	NA	1641	12
PW123C	8,16E-08	0,288	0,260	1995	1603	13,9
PW127A	7,76E-08	0,303	0,273	1992	1864	14,7
PW127E	8,01E-08	0,294	0,264	1995	1790	14,7
RR500TP	1,06E-07	0,222	0,200	2012	336	8,3
T101-CP-100	9,34E-08	0,252	0,227	NA	634	8,5
T406-AD-400	7,20E-08	0,327	0,294	NA	4586	14
T53-L-15	1,01E-07	0,233	0,210	NA	865	7,4
T56-A-10W	8,79E-08	0,268	0,241	NA	3132	9,3
T56-A-427	7,94E-08	0,296	0,267	1986	3915	11,5
T56-A427A	7,94E-08	0,296	0,267	NA	4342	12
T76-G-410	1,01E-07	0,233	0,210	NA	533	8,5
TPE331-10	9,46E-08	0,249	0,224	1978	701	10,8
TPE331-10-511K	9,46E-08	0,249	0,224	1994	579	10,8
TPE331-10AV-511M	9,46E-08	0,249	0,224	1996	559	10,8
TPE331-10G-511D	9,46E-08	0,249	0,224	1984	701	10,8
TPE331-10GT-511D	9,46E-08	0,249	0,224	1994	579	10,8
TPE331-10N-511S	9,46E-08	0,249	0,224	1992	533	10,8
TPE331-10R-513C	9,46E-08	0,249	0,224	1982	701	10,8
TPE331-10T-516K	9,46E-08	0,249	0,224	1994	579	10,8
TPE331-10UF	9,46E-08	0,249	0,224	1982	701	10,8
TPE331-10UG-514H	9,46E-08	0,249	0,224	1984	701	10,8
TPE331-11	9,43E-08	0,250	0,225	1979	746	10,8
TPE331-1-101	1,02E-07	0,231	0,208	1967	496	8,3
TPE331-11U-601G	9,43E-08	0,250	0,225	1979	746	10,8
TPE331-12JR-701S	9,24E-08	0,255	0,229	1997	746	10,8
TPE331-14F-801L	8,48E-08	0,277	0,250	1989	932	11
TPE331-14GR-801E	8,48E-08	0,277	0,250	1992	1230	11,4
TPE331-2-251A	9,94E-08	0,237	0,213	1967	533	8,5

Triebwerkstyp	SFC [Kg/s.W]	η_e	η_{prop}	Baujahr	$P_{e,sl}$ [kW]	OPR
TPE331-25	1,12E-07	0,210	0,189	1963	429	8,2
TPE331-25E	1,12E-07	0,210	0,189	1963	429	8,2
TPE331-3-301	1,00E-07	0,235	0,212	1969	626	10,4
TPE331-3U-304G	1,00E-07	0,235	0,212	1969	626	10,4
TPE331-47	1,12E-07	0,210	0,189	1963	429	8,2
TPE331-5-252K	1,02E-07	0,231	0,208	1970	579	10,4
TPE331-61	1,12E-07	0,210	0,189	1963	429	8,2
TPE331-6-252M	9,75E-08	0,241	0,217	1970	559	10,3
TPE331-6-402S	1,10E-07	0,214	0,193	NA		10,3
TPE331-9-??S	9,60E-08	0,245	0,221	1976	645	10,3
Turmo IIID	1,11E-07	0,212	0,191	NA	857	5,9
Turmo IIID3	1,04E-07	0,226	0,204	NA	1104	5,5
TV-D-100	9,65E-08	0,244	0,219	NA	529	9,2
TVD-10M	9,58E-07	0,025	0,022	NA	810	7,4
TVD-1500	7,49E-08	0,314	0,283	NA	545	14,4
TVD-20	8,20E-08	0,287	0,258	NA	1081	9
TVD-20-03	8,38E-08	0,281	0,253	NA	1066	9
Tyne RTy.12. Mk.101	7,60E-08	0,310	0,279	NA	4072	13,5
Tyne RTy.12. Mk.515/10	6,59E-08	0,357	0,321	NA		13,5
Tyne RTy.12. Mk.515/101W	8,52E-08	0,276	0,249	NA	3799	13,5
Tyne RTy.12. Mk.522	8,30E-08	0,283	0,255	NA	4057	13,5
Tyne Rty.20. MK.21	7,42E-08	0,317	0,285	NA	4224	13,5
Tyne RTy.20. Mk.22	7,94E-08	0,296	0,267	NA	4224	14
VK-1500	8,57E-08	0,275	0,247	NA	1103	7,4
XT31-GE-2	1,47E-07	0,160	0,144	NA	1268	6,1
XT37-NA-3	1,13E-07	0,208	0,187	NA	7457	6

Anhang C Tabelle der Kolbenmotor-Daten

Triebwerkstyp	Baujahr	SFC [g/KW.h]	Kraftstoff	Funktions- prinzip	H [MJ/KG]	η_s	η_{prop}	$P_{s,sl}$ [kW]
Junkers Jumo 205	1940	210	Gasöl	Diesel	40	0,429	0,386	NA
Thielert Centurion 1.7	2002	220	Kerosin	Diesel	42,5	0,385	0,347	114
Junkers Jumo 205E	1930	231	Gasöl	Diesel	40	0,390	0,351	515
RED A03	2009	210	Diesel	Diesel	43	0,399	0,359	NA
Curtiss Wright TC-18 DA 3	1957	258,3	Kerosin	Diesel	42,5	0,328	0,295	NA
Curtiss Wright TC-18 EW 2	NA	258,3	Kerosin	Diesel	42,5	0,328	0,295	NA
BMW 114	1936	266	Gasöl	Diesel	40	0,338	0,305	460
Pratt & Whitney R- 1830 S1 C 3 -G	1937	285,5	Kerosin	Diesel	42,5	0,297	0,267	NA
Pratt & Whitney R- 2800 S1 CB 17	1937	285,5	Kerosin	Diesel	42,5	0,297	0,267	NA
Lycoming GO- 490 C 2 D 6	1954	305,9	Kerosin	Diesel	42,5	0,277	0,249	NA
DE Havilland Gipsy Major 10 Mk 2	1932	339,9	Kerosin	Diesel	42,5	0,249	0,224	NA
Lycoming O- 435-A	NA	353,5	Kerosin	Diesel	42,5	0,240	0,216	162
Pratt & Whitney R- 4360	1945	265	Avgas	Otto	43,5	0,312	0,281	2610
Lycoming XR- 7755	1944	262	Avgas	Otto	43,5	0,316	0,284	3700
R-3350- 988TC18EA-2	1941	231	Avgas	Otto	44,5	0,350	0,315	2535
Lycoming O- 360	1955	324	Avgas	Otto	43,5	0,255	0,230	134