



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg  
*Hamburg University of Applied Sciences*

**Projekt**

**Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau**

**Kraftstoffverbräuche von Turbofan, Propfan und  
Turboprop im Vergleich**

**Matthias Koppe**

**09.08.2012**



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg  
Fakultät Technik und Informatik  
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau  
Berliner Tor 9  
20099 Hamburg

Verfasser: Matthias Koppe  
Abgabedatum: 09.08.2012

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME  
Tutor: Dipl.-Ing. Andreas Johanning



## Kurzreferat

Beim Flugzeugvorentwurf ist es von großer Bedeutung möglichst genaue Vorhersagen der spezifischen Kraftstoffverbräuche der unterschiedlichen Antriebssysteme wie Turbofan, Propfan und Turboprop erheben zu können. Diese Projektarbeit versucht daher eine möglichst genaue Vorhersage über die spezifischen Kraftstoffverbräuche dieser Antriebssysteme darzulegen. Die grundsätzliche Funktionsweise der einzelnen Antriebsarten wird erläutert, die technischen Unterschiede und die allgemeinen Vor- und Nachteile werden aufgezeigt. Anerkannte Definitionen und Merkmale zur Unterscheidung der einzelnen Antriebssysteme werden genannt. Für die Analyse wird eine Triebwerksdatenbank erstellt. Es wird untersucht bei welchen Triebwerksparametern ein Zusammenhang mit dem spezifischen Kraftstoffverbrauch besteht. Formeln aus der Literatur werden mit den Daten aus der erstellten Triebwerksdatenbank überprüft. Somit können Aussagen über den Anwendungsbereich und ihre Genauigkeit gemacht werden. Zusätzlich wird mit Hilfe der Triebwerksdatenbank versucht eigene Formeln für die Berechnung der spezifischen Kraftstoffverbräuche von Turboprop, Turbofan und Propfan zu erstellen. Die Ergebnisse der Arbeit sollen helfen die Vorhersage der spezifischen Kraftstoffverbräuche im Flugzeugvorentwurf zu verbessern.



## DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

# Kraftstoffverbräuche von Turbofan, Propfan und Turboprop im Vergleich

Aufgabenstellung zum *Projekt*

### Hintergrund

Im Flugzeugvorentwurf spielt eine möglichst genaue Vorhersage der Kraftstoffverbräuche eine wichtige Rolle. Es muss beurteilt werden, wie sich Änderungen von Entwurfsparametern wie Fluggeschwindigkeit, Flughöhe oder Nebenstromverhältnis auf den Verbrauch der Triebwerke auswirken. Andererseits ist eine genaue Vorhersage Voraussetzung für den Vergleich von unterschiedlichen Antriebssystemen, wie Turbofan, Propfan und Turboprop. Daher sollen in dieser Projektarbeit existierende Formeln zur Vorhersage von Kraftstoffverbräuchen identifiziert und hinsichtlich ihrer Vorhersagegenauigkeit und der Anwendbarkeit im Vorentwurf analysiert und bewertet werden. Falls es sinnvoll erscheint, sollen eigene Formeln zur Berechnung der Kraftstoffverbräuche mithilfe realer Triebwerksdaten aufgestellt werden.

### Aufgabe

Die einzelnen Arbeitsschritte lauten:

- kurze Beschreibung der Funktionsweise von Turbofan, Propfan und Turboprop
- existieren genaue Definitionen der Antriebsarten / Wie kann man sie sonst voneinander abgrenzen?
- Identifizierung von Formeln zur Berechnung des Kraftstoffverbrauches aus der Literatur
- statistische Analyse der Vorhersagegenauigkeit der Formeln
- falls der Einsatz existierender Formeln nicht sinnvoll erscheint: Aufstellen eigener Formeln zur Berechnung der Kraftstoffverbräuche

- abschließender Vergleich der Verbräuche der analysierten Antriebssysteme

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

# Inhalt

	Seite
Kurzreferat.....	4
Aufgabenstellung.....	5
Liste der Symbole.....	11
Liste der Abkürzungen.....	12
Verzeichnis der Triebwerksparameter.....	13
<b>1 Einführung.....</b>	<b>15</b>
1.1 Motivation.....	15
1.2 Begriffsdefinitionen.....	15
1.3 Ziel der Arbeit.....	16
1.4 Literaturübersicht.....	16
1.5 Aufbau der Arbeit.....	17
<b>2 Grundlagen.....</b>	<b>19</b>
2.1 Funktionsweise eines Turbinenflugzeugtriebwerks.....	19
2.2 Unterscheidung der Turbinenflugzeugantriebe.....	20
2.2.1 Turbojet-Antrieb.....	20
2.2.2 Turbofan-Antrieb.....	21
2.2.3 Turboprop-Antrieb.....	22
2.2.4 Propfan-Antrieb.....	23
2.3 Einsatzbereiche der unterschiedenen Turbinenflugzeugantriebe.....	24
2.4 Allgemeine Vor- und Nachteile der Turbinenflugzeugantriebe.....	24
<b>3 Analyse und Auswertung der Daten.....</b>	<b>25</b>
3.1 Datensammlung und Auswertung.....	25
3.2 Auswertung Turboprop- und Propfan-Antrieb.....	26
3.3 Auswertung Turbofan-Antrieb.....	37
<b>4 Formeln.....</b>	<b>40</b>
4.1 <i>SFC</i> -Formel für Turbofan-Antrieb.....	41
4.2 <i>SFC</i> -Formel für Turboprop- und Propfan-Antrieb.....	42
<b>5 Zusammenfassung und Schlussbemerkung.....</b>	<b>44</b>
<b>Literaturverzeichnis.....</b>	<b>46</b>
<b>Anhang A Tabelle der Turbofan-Daten.....</b>	<b>48</b>
<b>Anhang B Tabelle der Turboprop-Daten.....</b>	<b>55</b>

<b>Anhang C Tabelle der Propfan-Daten.....</b>	<b>70</b>
<b>Anhang D Tabelle mit den Daten zu der Turbofan-Formel.....</b>	<b>71</b>
<b>Anhang E Tabelle mit den Daten zu der Turboprop-Formel.....</b>	<b>73</b>

## Verzeichnis der Bilder

<b>Bild 2.1</b>	Darstellung eines Turbinentriebwerks mit Bezeichnung der Baugruppen.....	19
<b>Bild 2.2</b>	Turbojet-Triebwerk.....	20
<b>Bild 2.3</b>	Afterburning-Turbojet-Triebwerk.....	21
<b>Bild 2.4</b>	Turbofan-Triebwerk.....	22
<b>Bild 2.5</b>	Turboprop-Triebwerk.....	23
<b>Bild 2.6</b>	Propfan-Triebwerk mit Vergleich Turbofan-Triebwerk.....	24
<b>Bild 3.1</b>	Turboprop, $SFC_{ssl}$ über $P_{ssl}$ ohne Abgasstrahlschub.....	27
<b>Bild 3.2</b>	Turboprop, $SFC_{ssl}$ über $P_{ssl,eq}$ mit Abgasstrahlschub.....	28
<b>Bild 3.3</b>	Turboprop, $SFC_{ssl}$ über $W_{ssl}$ .....	28
<b>Bild 3.4</b>	Turboprop, $SFC_{ssl}$ über $W$ .....	29
<b>Bild 3.5</b>	Turboprop, $SFC_{ssl}$ über $H$ .....	30
<b>Bild 3.6</b>	Turboprop, $SFC_{ssl}$ über $L$ .....	30
<b>Bild 3.7</b>	Turboprop, $SFC_{ssl}$ über $RPM_{CT}$ .....	31
<b>Bild 3.8</b>	Turboprop, $SFC_{ssl}$ über $RPM_{IT}$ .....	32
<b>Bild 3.9</b>	Turboprop, $SFC_{ssl}$ über $RPM_{PT}$ .....	32
<b>Bild 3.10</b>	Turboprop, $SFC_{ssl}$ über $RPM_O$ .....	33
<b>Bild 3.11</b>	Turboprop, $SFC_{ssl}$ über $I_{ssl}$ .....	34
<b>Bild 3.12</b>	Turboprop, $SFC_{ssl}$ über $I_{ssl}$ mit dem Propfan-Wert zum Vergleich.....	34
<b>Bild 3.13</b>	Turboprop, $SFC_{ssl}$ über $M_{eng}$ .....	35
<b>Bild 3.14</b>	Turboprop, $SFC_{ssl}$ über $T_{ET}$ .....	35
<b>Bild 3.15</b>	Turboprop, $SFC_{ssl}$ über $OPR$ .....	36
<b>Bild 3.16</b>	Turbofan, $SFC_{ssl}$ über $I_{ssl}$ .....	37
<b>Bild 3.17</b>	Turbofan, $SFC_{ssl}$ über $BPR$ .....	38
<b>Bild 3.18</b>	Turbofan, $SFC_{ssl}$ über $T_{ET}$ .....	38
<b>Bild 3.19</b>	Turbofan, $SFC_{ssl}$ über $OPR$ .....	39
<b>Bild 4.1</b>	Darstellung zur Entwicklung der $SFC$ -Turbofan-Formel.....	41
<b>Bild 4.2</b>	Darstellung zur Entwicklung der $SFC$ -Turboprop-Formel.....	42

## Verzeichnis der Tabellen

<b>Tabelle 3.1</b>	Turboprop, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $P_{ssl}$ .....	27
<b>Tabelle 3.2</b>	Turboprop, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $P_{ssl,eq}$ .....	28
<b>Tabelle 3.3</b>	Turboprop, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $W_{ssl}$ .....	29
<b>Tabelle 3.4</b>	Turboprop, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $W$ .....	29
<b>Tabelle 3.5</b>	Turboprop, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $H$ .....	30
<b>Tabelle 3.6</b>	Turboprop, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $L$ .....	31
<b>Tabelle 3.7</b>	Turboprop, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $RPM_{CT}$ .....	31
<b>Tabelle 3.8</b>	Turboprop, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $RPM_{IT}$ .....	32
<b>Tabelle 3.9</b>	Turboprop, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $RPM_{PT}$ .....	33
<b>Tabelle 3.10</b>	Turboprop, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $RPM_O$ .....	33
<b>Tabelle 3.11</b>	Turboprop, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $I_{ssl}$ .....	34
<b>Tabelle 3.12</b>	Turboprop, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $M_{eng}$ .....	35
<b>Tabelle 3.13</b>	Turboprop, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $T_{ET}$ .....	36
<b>Tabelle 3.14</b>	Turboprop, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $OPR$ .....	36
<b>Tabelle 3.15</b>	Turbofan, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $I_{ssl}$ .....	37
<b>Tabelle 3.16</b>	Turbofan, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $BPR$ .....	38
<b>Tabelle 3.17</b>	Turbofan, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $T_{ET}$ .....	39
<b>Tabelle 3.18</b>	Turbofan, Ergebnisse der Auswertung $SFC_{ssl}$ über $OPR$ .....	39
<b>Tabelle 4.1</b>	Ergebnisse der Auswertung $SFC_{sslRoux}$ über $((OPR+BPR) T_{ET} I_{ssl})$ .....	41
<b>Tabelle 4.2</b>	Ergebnisse der Auswertung $SFC_{sslRoux}$ über $(P_{ssl,eq} OPR T_{ET})$ .....	42

## Liste der Symbole

$n$	Anzahl der Werte
$R^2$	Bestimmtheitsmaß
$V$	prozentuale Standardabweichung

## Griechische Symbole

$\epsilon$	Abweichung
$\epsilon^2$	quadrierte Abweichung
$\sigma_x$	Standardabweichung
$\sigma_x^2$	Varianz

## Indizes

<i>CT</i>	compressor turbine
<i>eng</i>	engine
<i>eq</i>	equivalent
<i>ET</i>	turbine entry
<i>IT</i>	intermediate turbine
<i>O</i>	output after gearbox
<i>PT</i>	power turbine
<i>PTL</i>	TurboProp
<i>ssl</i>	static sea level
<i>ZTL</i>	TurboFan

## Liste der Abkürzungen

APU	auxiliary power unit
av	average
BPR	bypass ratio
ca.	circa
CG <sub>x</sub>	engine center of gravity on X orientation
CG <sub>y</sub>	engine center of gravity on Y orientation
CG <sub>z</sub>	engine center of gravity on Z orientation
DIN	Deutsches Institut für Normung
H	engine height
hr	hour
K	Kelvin
kg	Kilogramm
KW	Kilowatt
lb	pound
LTH	Luftfahrttechnisches Handbuch
L	engine length
m	Meter
M	mass
N	Newton
No	Nummer
OPR	overall pressure ratio
P	take-off power
PTL	Propeller-Turbo-Luftstrahl-Triebwerk
RPM	rotation per minute
rpm	rotation per minute
s	second
SFC	specific fuel consumption
shp	shaft horse power
T <sub>ssl</sub>	static sea level thrust
T <sub>ET</sub>	turbine entry temperature
W	engine width
W <sub>ssl</sub>	air flow at static sea level
ZTL	Zweikreis-Turbo-Luftstrahl-Triebwerk
°C	Grad Celsius

## Verzeichnis der Triebwerkparameter

### ***BPR***

„Engine bypass-ratio at static sea level. It is the rate of air flow moving through the fan and through the core.“ (Roux 2007)

### ***CG<sub>x</sub>***

„Engine center of gravity lokation with down exhaust - aft of front mount centerline.“ (Roux 2011)

### ***CG<sub>y</sub>***

„Engine center of gravity lokation with down exhaust - right side of the centerline.“ (Roux 2011)

### ***CG<sub>z</sub>***

„Engine center of gravity lokation with down exhaust - below engine centerline.“ (Roux 2011)

### ***H***

„Engine height“ (Roux 2011)

### ***L***

„Engine length“ (Roux 2011)

### ***M<sub>eng</sub>***

„Engine mass (dry, without pod or equipments)“ (Roux 2011)

### ***OPR***

„Overall pressure ratio at static sea level.“ (Roux 2011)

### ***P<sub>ssl</sub>***

„Take-off Power at static sea level.“ (Roux 2011)

### ***P<sub>ssl,eq</sub>***

„Equivalent take-off power at static sea Level. It is the sum of the shatf power  $P_{ssl}$  and power from the jet thrust  $T_{ssl}$ .  $T_{ssl}$  can be deduced by applying a numerical factor to the thrust. This factor depends on the exhaust gases speed and the efficiency. A mean value can be considered and differs from the reference surces: 2.5 (at least for FAA TDCS)  $P_{ssl,eq} = P_{ssl} + T_{ssl} / 2.5$ .“ (Roux 2011)

### ***RPM<sub>CT</sub>***

„Rotation per minute of the shaft of the compressor turbine.“ (Roux 2011)

### ***RPM<sub>IT</sub>***

„Rotation per minute of the shaft of the intermediate turbine.“ (Roux 2011)

**$RPM_O$** 

„Rotation per minute of the shaft of the output after gearbox.“ (Roux 2011)

 **$RPM_{PT}$** 

„Rotation per minute of the shaft of the power turbine.“ (Roux 2011)

 **$SFC_{ssl}$** 

„Specific Fuel Consumption (mass of fuel needed to provide a given power for a given period) at static sea level.“ (Roux 2011)

 **$T_{ET}$** 

„Turbine entry temperature at static sea level.“ (Roux 2011)

 **$T_{ssl}$** 

„Static sea level thrust. In addition to the shaft power, the engine also develops a small amount of thrust due to the exhaust gases.“ (Roux 2011)

 **$W$** 

„Engine width“ (Roux 2011)

 **$W_{ssl}$** 

„Air flow at static sea level.“ (Roux 2011)

# 1 Einführung

## 1.1 Motivation

Im Hinblick auf das Ziel die Effizienz zukünftiger Flugzeuggenerationen zu steigern und deren Emissionen zu senken, gibt es diverse Forschungsprojekte, die mit verschiedenen Ansätzen darauf hinarbeiten das Ziel zu erreichen. Unter anderem beschäftigt sich auch die Aero-Gruppe der HAW-Hamburg mit diesem Thema und entwickelt Tools zum Flugzeugvorentwurf. Diese Entwurfstools sollen es ermöglichen so viel wie möglich über das zukünftige Flugzeug herauszufinden. Je mehr über ein zukünftiges Flugzeug im Vorentwurf bekannt ist, um so besser kann der Flugzeugtyp ausgewählt und klassifiziert werden. Der Vorentwurf ermöglicht Aussagen über die Zukunftsfähigkeit in puncto Effizienz und Emissionen. Außerdem werden genaue Aussagen über Baugruppen und konstruktive Entscheidungen wie die Triebwerks- oder Leitwerksanordnung möglich und zeitaufwendige und teure Tests in der Entwicklungsphase können vermieden werden.

Um im Flugzeugvorentwurf eines neu zu entwickelnden Flugzeugtyps möglichst genaue Vorhersagen treffen zu können, ist es unter anderem notwendig den Kraftstoffverbrauch möglichst genau vorherzusagen. Diese Projektarbeit befasst sich deshalb mit der Analyse und Auswertung der spezifischen Kraftstoffverbräuche der verschiedenen Antriebsarten mit dem Ziel, bestehende Formeln zur Berechnung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs zu überprüfen und bei Bedarf eigene Formeln aufzustellen.

## 1.2 Begriffsdefinition

### **Bewegungsenergie**

Die Bewegungsenergie wird auch als kinetische Energie bezeichnet, das Wort „kinetisch“ kommt aus dem Griechischen und bedeutet „bewegt“. Die Bewegungsenergie drückt aus, wie viel Arbeit ein Teilchen benötigt um auf eine bestimmte Geschwindigkeit zu kommen. Beim Abbremsen des Teilchens ist der gleiche Energieaufwand nötig.

### **Expansionsenergie**

Die Expansionsenergie setzt sich aus der inneren Energie und aus der Ausdehnungsenergie zusammen. Die Ausdehnungsenergie ist eine Form der Bewegungsenergie, die innere Energie ist die Summe von aufgenommener Wärme und Arbeit (in diesem Fall Verdichtungsarbeit in Form von Druck).

### **Schubstrahl**

Der aus dem Triebwerk austretende und/oder von den Luftschrauben erzeugte Luftstrahl ist der

Schubstrahl. Je größer die Masse der bewegten Luft ist beziehungsweise je größer die Geschwindigkeit der bewegten Luft ist, desto größer ist der Schub. (**Bräunling 2009**)

### **Turbo**

Der Begriff „Turbo“ leitet sich von dem lateinischen Ausdruck „turbare“ ab, der in etwa „sich drehen, wirbeln“ bedeutet. Turbo-Strahltriebwerke sind also Triebwerke mit sich drehenden Bauteilen, nämlich Verdichter und Turbine, die als Turbomaschinen bezeichnet werden. (**Bräunling 2009**)

### **Wärme­kraft­ma­schine**

Eine Wärme­kraft­ma­schine wird thermodynamisch als „rechts laufender Kreisprozess“ beschrieben, das heißt was rein geht muss auch heraus kommen. Im Prinzip wird ein Wärmestrom verwendet um daraus mechanische Leistung zu gewinnen. Ein Netto-Wärmestrom geht rein, mechanische Leistung geht raus und um die Entropie, die mit dem Wärmestrom in das System geht wieder raus zu bekommen, muss es ein Abwärmestrom geben. (**Labuhn 2009**)

## **1.3 Ziel der Arbeit**

Ziel des Projektes ist es, eine hinreichend genaue und einfache Formel zur Berechnung der Kraftstoffverbräuche der unterschiedlichen Antriebsarten von Flugzeugen zu entwickeln. Die Formeln sollen mit möglichst wenig Parametern, die relativ leicht zu erhalten sind, angewendet werden können.

## **1.4 Literaturübersicht**

Für diese Projektarbeit reichen aus fachlicher Sicht drei Bücher und eine Diplomarbeit aus um das Thema zu überblicken, zwei weitere Bücher liefern die benötigten Daten der Triebwerke:

Das Buch „Turboshaft, Turboprop and Propfan“ von **Elodie Roux 2011** enthält die Datensammlung von über zweitausend verschiedenen Triebwerken. Ungefähr die Hälfte der Daten sind von APU und Hubschraubertriebwerken die nicht Gegenstand des Projekts sind. Somit bleiben etwa eintausend Triebwerke zur Auswahl der Daten. Die Daten für Propfan-Triebwerke sind sehr wenige, es sind nur vier Triebwerke mit entsprechenden Daten aufgelistet. Bei vielen Triebwerken sind Daten lückenhaft vorhanden, Daten aus Flugbedingungen fehlen gänzlich.

Das Buch „Turbofan and Turbojet Engines“ von **Elodie Roux 2007** enthält die benötigten Daten für die Analyse der Turbofan-Triebwerke.

In dem Buch „Keine Panik vor Thermodynamik!“ von **Dirk Labuhn/Oliver Romberg 4. Auflage 2009** sind thermodynamische Prozesse leichtverständlich erklärt. Damit kann ein Grundlagenverständnis über den Kreisprozess und einer Wärmekraftmaschine geschaffen werden.

Mit dem Buch „Flugzeugtriebwerke“ von **Willy J. G. Bräunling 3. Auflage 2009** erhält man Erklärung und Berechnungen zu allen derzeitig verwendeten Antriebsarten von Flugzeugen. Gute Grundlagenkenntnisse sind zum Verständnis des Buches erforderlich.

Die Diplomarbeit „Untersuchung des Einflusses der Motorenzahl auf die Wirtschaftlichkeit eines Verkehrsflugzeuges unter Berücksichtigung eines optimalen Bypassverhältnisses“ von **Herrmann 2010** befasst sich in ähnlicher Weise mit dem Thema. Herrmann hat in seiner Arbeit eine komplexe Formel entwickelt. Diese Formel dient mir als Vergleich für meine Formel.

Aus dem „Luftfahrttechnisches Handbuch, Band Masseanalyse“ von der **Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft (IABG) 2008** stammen die Wertebereiche für den Korrelationskoeffizient der den Zusammenhang der einzelnen Parameter im Vergleich bestimmt.

## 1.5 Aufbau der Arbeit

Zum Einstieg in das Thema wird zu Beginn der schriftlichen Ausführung aufgezeigt weshalb das Thema für den Flugzeugbau relevant ist. In den Grundlagen wird die grundsätzliche Funktionsweise des Turbinenflugzeugtriebwerks erklärt. Weiterhin wird auf die Unterschiede der einzelnen Triebwerksarten eingegangen. Die Einsatzbereiche der unterschiedenen Flugzeugantriebssysteme, sowie allgemeine Vor- und Nachteile werden erläutert. Hauptteil des Dokuments ist das dritte und vierte Kapitel, welche sich mit der Auswertung der Daten von Triebwerkparametern und der Entwicklung der Formeln zur Berechnung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs beschäftigen.

- Der Hauptteil der Projektarbeit enthält die Ausführungen zum Thema:

**Abschnitt 3** beschreibt die statistische Auswertung der Triebwerkparameterdaten und beinhaltet die Ergebnisse der Analysen.

**Abschnitt 4** beschreibt die Entwicklung der Formeln und die Auswertung über deren Brauchbarkeit.

**Abschnitt 5** gibt die Zusammenfassung und Schlussbemerkung der Projektarbeit.

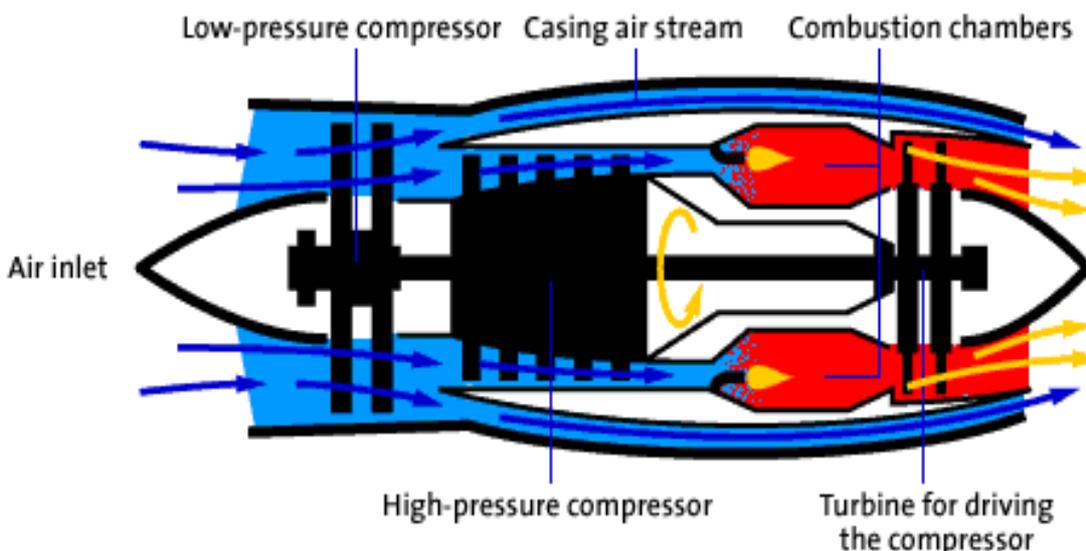
**Anhang A** enthält die vollständige Tabelle mit den Daten die für die statistische Auswertung der Turbofan-Triebwerke erhoben wurden.

- Anhang B** beinhaltet die vollständige Tabelle mit den Daten die für die statistische Auswertung der Turboprop-Triebwerke erhoben wurden.
- Anhang C** enthält die vollständige Tabelle mit den Propfan-Triebwerks Daten.
- Anhang D** beinhaltet die Tabelle mit den Daten und den Analyseergebnissen der neu entwickelten *SFC*-Turbofan-Formel.
- Anhang E** beinhaltet die Tabelle mit den Daten und den Analyseergebnissen der neu entwickelten *SFC*-Turboprop-Formel.

## 2 Grundlagen

### 2.1 Funktionsweise eines Turbinenflugzeugtriebwerks

Das Triebwerk ist im Wesentlichen eine Wärmekraftmaschine deren Wirkungsprinzip auf einem Kreisprozess beruht. Die, wie in Bild 2.1 dargestellt, durch den Einlauf (Air inlet) dem Triebwerk zugeführte Luft wird durch den Verdichter (Low-pressure compressor und High-pressure compressor), meistens mehrstufig, verdichtet. Der Verdichter wird durch die Turbine (Turbine for driving the compressor), mit der er durch eine Welle verbunden ist, fast verlustfrei angetrieben. Eine Verdichterstufe besteht aus einem sich drehenden Laufrad, dem Rotor, und einem feststehenden Leitrad, dem Stator. Die vom Rotor beschleunigte, mit Bewegungsenergie angereicherte Luft wird durch den Stator abgebremst und somit aufgestaut. Die Bewegungsenergie wird in Form von Druckerhöhung in der Luftmasse gespeichert. Mehrere Kompressorstufen führen zu höherem Druck und mehr gespeicherter Energie. In der Brennkammer (Combustion chambers) wird durch Kraftstoffzugabe noch mehr Energie zugeführt und ein brennfähiges Gemisch gebildet. Durch abbrennen des hochenergetischen Gemisches entsteht ein hochenergetischer Abgasstrahl mit Wärmeenergie und Expansionsenergie welche sich in der Abgasstrahlgeschwindigkeit bemessen lässt. Der hochenergetische Abgasstrahl wird nun durch die Turbine nach außen geführt. In der Turbine, welche wie ein umgekehrter Verdichter aufgebaut ist, wird je nach Triebwerksbauart ein Teil der axialen Expansionsenergie in eine Rotationsbewegung umgewandelt.



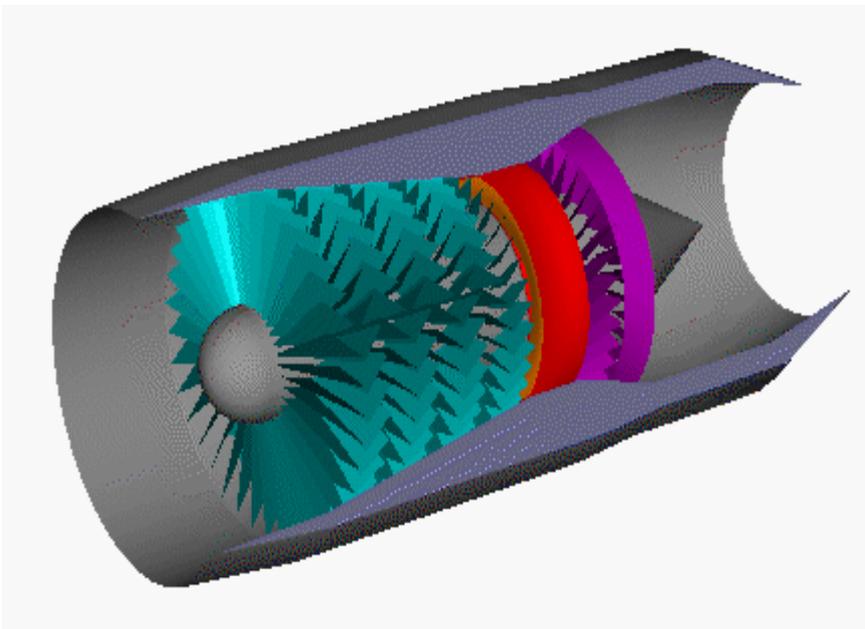
**Bild 2. 1** Darstellung eines Turbinenriebwerks mit Bezeichnung der Baugruppen (exl 2012)

## 2.2 Unterscheidung der Turbinenflugzeugantriebe

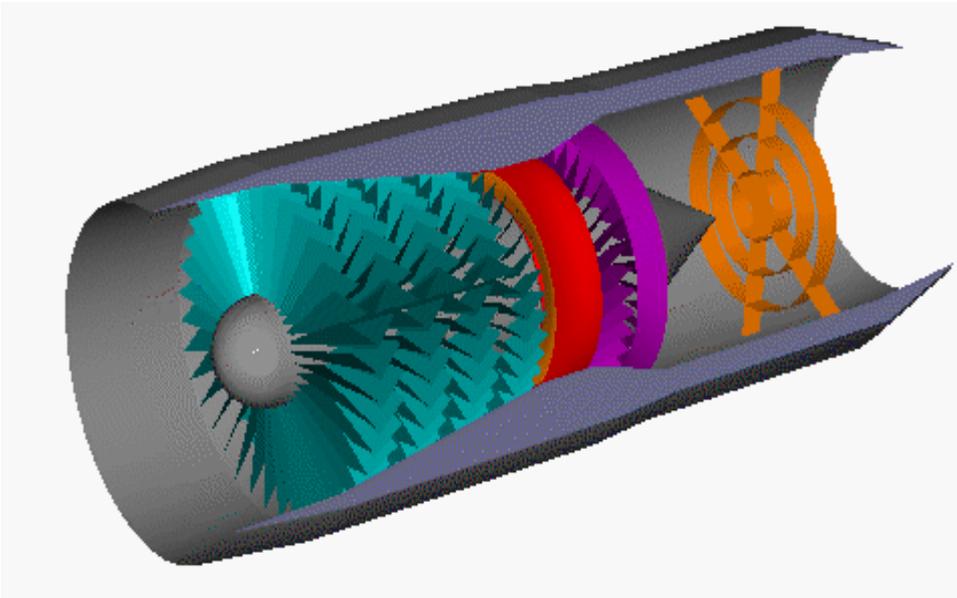
Die Triebwerke unterscheiden sich in Turbojet- beziehungsweise Afterburning Turbojet, Turbofan, Turboprop und Propfan. Die Klassifizierung dieser Flugzeugtriebwerke erfolgt in zwei Kategorien, in Turbostrahltriebwerke und Wellenleistungstriebwerke. Diese Kategorien können weiter in Einwellentriebwerke und Mehrwellentriebwerke (Zwei- oder Dreiwellentriebwerke) unterschieden werden. (Bräunling, 2009)

### 2.2.1 Turbojet-Antrieb

Der Turbojet- beziehungsweise Afterburning Turbojet-Antrieb wandelt nur einen kleinen Teil der Expansionsenergie über die Turbine in Bewegungsenergie um. Die umgewandelte Bewegungsenergie dient dem Antrieb des Axialverdichters mit mehreren Verdichterstufen, der Axialverdichter und die Turbine sind mit einer Welle verbunden. Der größere nicht umgewandelte Teil der Expansionsenergie wird als Schubstrahl aus dem Triebwerk ausgeführt. Vereinfachte Darstellungen eines Turbojet-Triebwerks in Bild 2.2 und eines Afterburning Turbojet-Triebwerks in Bild 2.3. Das Turbojet-Triebwerk wird als Einwellenturbostrahltriebwerk kategorisiert.



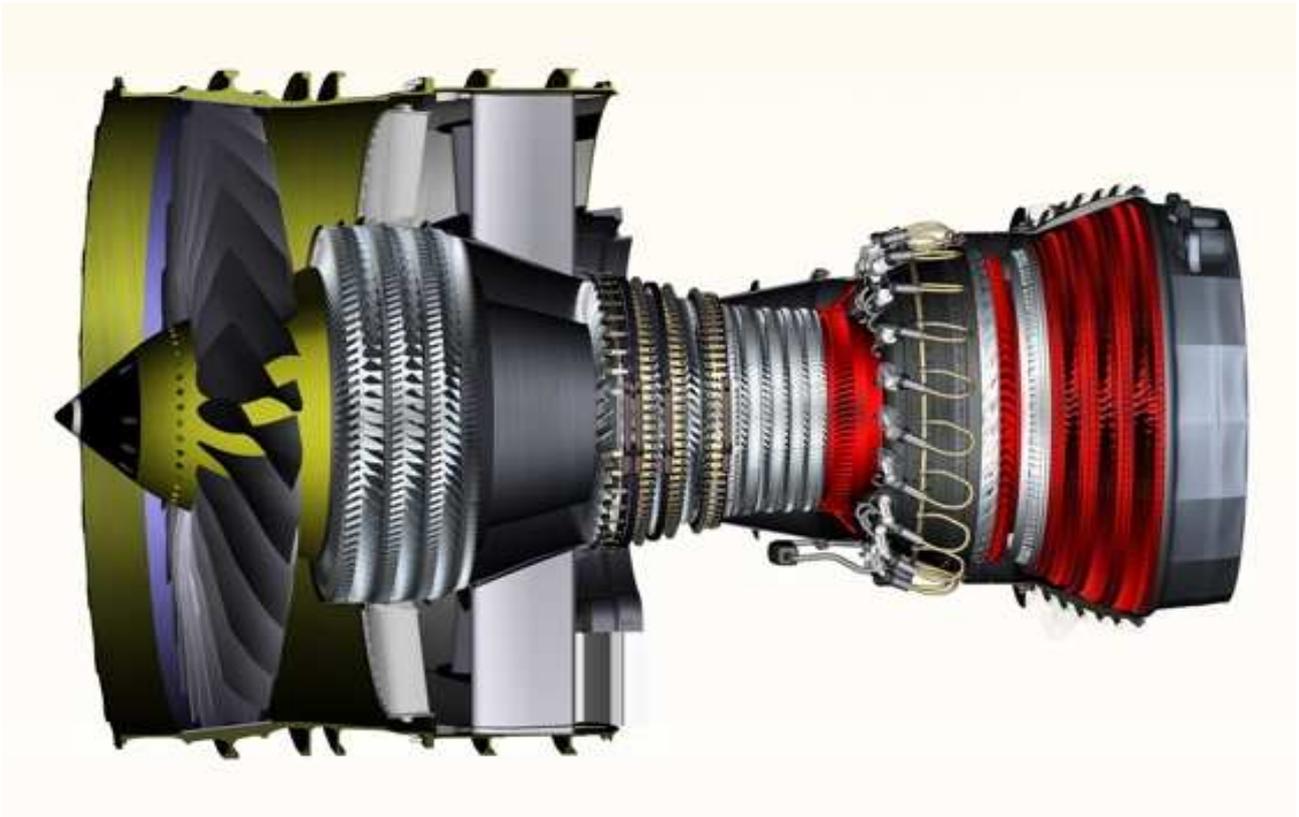
**Bild 2.2** Turbojet-Darstellung (NASA 2008)



**Bild 2.3** Afterburning-Turbojet-Darstellung (NASA 2008)

## 2.2.2 Turbofan-Antrieb

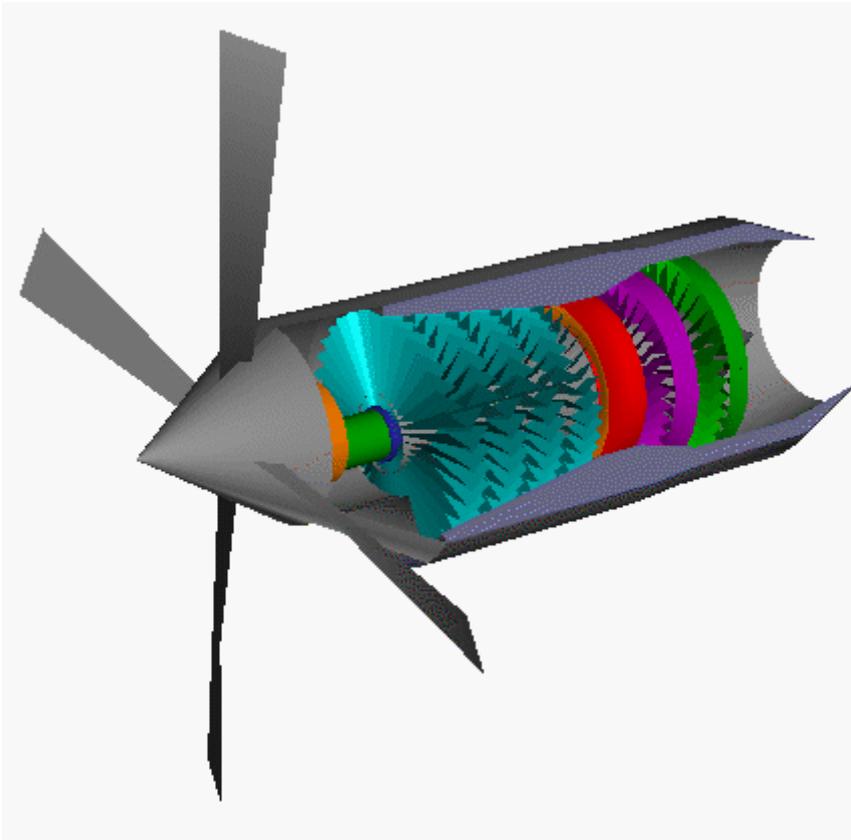
Bei dem Turbofan-Antrieb wird ein größerer Teil der Expansionsenergie in der Turbine in Bewegungsenergie umgewandelt, damit wird der Verdichter angetrieben. Allerdings besteht der Verdichter und die Turbine hier aus mehreren Komponenten. Diese sind zum Beispiel Fan oder Niederdruckverdichter, Mitteldruckverdichter und Hochdruckverdichter. Der Hochdruckverdichter wird über eine Welle von der Hochdruckturbine, der Mitteldruckverdichter wird über eine zweite Welle von der Mitteldruckturbine angetrieben und der Fan oder Niederdruckverdichter wird über eine dritte Welle von der Niederdruckturbine angetrieben. Der Fan oder Niederdruckverdichter wird auch als Bläserstufe bezeichnet. Das Triebwerk ist an sich in zwei Kreise aufgeteilt. Der innere Kreis funktioniert wie bei dem Turbojet-Triebwerk. Der äußere Kreis, auch Bypass genannt, funktioniert wie ein Kaltluftgebläse und wird durch den Fan der Bläserstufe betrieben. Die höhere Strömungsgeschwindigkeit des Kaltluftgebläsestrahls gegenüber der umliegenden Luftmasse erzeugt Schub. Der Vortrieb des Flugzeugs entsteht somit durch den Schub des Abgasstrahls aus dem inneren Luftkreis und dem Schub des Kaltluftstrahls vom äußeren Luftkreis, dem Bypass. Das in dem Beispiel beschriebene Triebwerk kann als Dreiwellenturbostrahltriebwerk kategorisiert werden. Ist nur der Mitteldruckverdichter und der Hochdruckverdichter mit Hochdruckturbine und Mitteldruckturbine vorhanden, ist es ein Zweiwellenturbostrahltriebwerk.



**Bild 2.4** Turbofan-Triebwerk (flightglobal 2012)

### 2.2.3 Turboprop

Die Turboprop-Triebwerke wandeln fast alles der Expansionsenergie in der Turbine in Bewegungsenergie um und treiben damit über eine Welle den Propeller an. Bei einigen Turboprop-Triebwerken wird auch noch ein kleiner Teil des Abgasstrahls zur Schuberzeugung genutzt. Turboprop-Triebwerke können als Einwellentriebwerk sowie als Mehrwellentriebwerk ausgelegt sein. Der erzeugte Schub hängt dabei hauptsächlich von der Wahl des verwendeten Propellers ab. Der Propeller kann in Blattzahl, Propellerdurchmesser und Bauart wie mit feststehenden Propellerblättern oder Verstellpropeller und als Zugpropeller (Zugschraube) vor dem Triebwerk oder Druckpropeller (Druckschraube) hinter dem Triebwerk ausgelegt werden. Bild 2.5 zeigt eine vereinfachte Darstellung eines Turboprop-Antriebs mit Vierblatt-Zugpropeller. Turboprop-Triebwerke können als Wellenleistungstriebwerke kategorisiert werden.

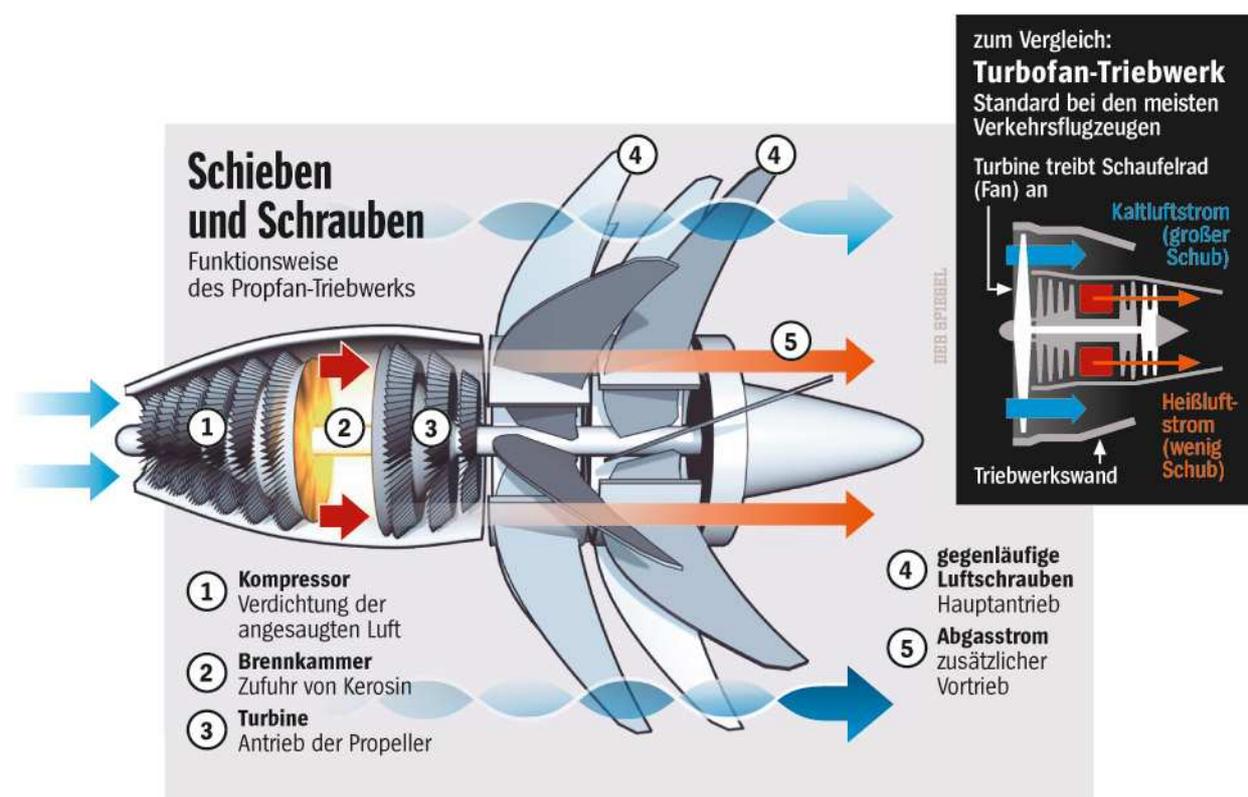


**Bild 2.5** Turboprop-Darstellung (NASA 2008)

## 2.2.4 Propfan-Antrieb

Die Propfan-Triebwerke wandeln fast alles der Expansionsenergie in der Turbine in Bewegungsenergie um und treiben damit über eine Welle den Propellerfan an. Bei einigen Propfan-Triebwerken wird auch ein Teil des Abgasstrahls zur Schuberzeugung genutzt. Wie bei den Turboproptriebwerken wird der Schub hauptsächlich von dem Propellerfan erzeugt und hängt von der Wahl der Auslegung ab. Die Propellerfans können als Zug- oder Druckschraube und darin nochmal als einfache Schraube mit 10 Propellerblättern oder gegenläufige Schraube unterschieden werden. Die gegenläufige Schraube kann ebenso unterschiedlich ausgelegt werden, mit zum Beispiel 6 x 6\* Propellerblättern oder auch 9 x 6\* Propellerblättern. Die hintere gegenläufige Schraube hat dabei immer weniger oder höchstens gleich viele Propellerblätter wie die vorlaufende Schraube. Bild 2.6 zeigt einen Propfan-Antrieb mit gegenläufiger Druckschraube und ein Vergleich zum Turbofan-Antrieb im schwarzen Kasten in der oberen rechten Bildecke. Propfan-Triebwerke können somit auch als Wellenleistungstriebwerke kategorisiert werden.

\* Die Anzahl der Propellerblätter ist in diesen Beispielen  $6 + 6$  und  $9 + 6$  also 12 und 15 Propellerblätter, anders als die Schreibweise vermuten lässt.



**Bild 2.6** Propfan-Darstellung mit Erklärung zu den Baugruppen und Vergleich zum Turbofan-Triebwerk (Spiegel 2007)

## 2.3 Einsatzbereiche der unterschiedenen Turbinenflugzeugantriebe

Turboprop-Triebwerke werden überwiegend bei kleineren Flugzeugen im regionalen Linienbetrieb eingesetzt, der Geschwindigkeitsbereich liegt bei ca. 0,3 - 0,6 Mach. Turbofan-Triebwerke werden eigentlich auf allen Streckenvarianten eingesetzt aber überwiegend auf Mittel- und Langstrecken, der Geschwindigkeitsbereich liegt im höheren Unterschallbereich bei ca. 0,8 – 0,9 Mach. Propfan-Triebwerke können bei Flugstrecke und Geschwindigkeit im gleichen Bereich wie die Turbofan-Triebwerke eingesetzt werden. Turbojet-Triebwerke sind laut und benötigen relativ viel Kraftstoff, der Geschwindigkeitsbereich liegt idealerweise im Überschallbereich und werden nicht mehr im zivilen Luftfahrtbereich eingesetzt.

## 2.4 Allgemeine Vor- und Nachteile der Turbinenflugzeugantriebe

Der Turboprop ist im Vergleich relativ leise und Kraftstoff sparend aber auch im ökonomischen Betrieb mit bis ca. 0,6 Mach relativ langsam. Der ideale Vortriebswirkungsgrad liegt bei 0,3 – 0,6 Mach, das macht den Turboprop auf größere Entfernungen unattraktiv. Eine höhere

Geschwindigkeit als ca. 0,8 Mach ist aufgrund des relativ großen Propellerdurchmessers und der dann an den Propellerspitzen durch Überschallgeschwindigkeit entstehenden enormen Reibungskräfte technisch nicht möglich. Der Turbofan-Antrieb ist gegenüber dem Turboproptrieb lauter und der Kraftstoffverbrauch ist höher. Der ideale Vortriebswirkungsgrad liegt bei 0,6 – 0,99 Mach. Der Propfan-Antrieb ist technisch ein Kompromiss zwischen Turboprop- und Turbofan-Antrieb. Aufgrund der Bauart der Schaufeln ist eine höhere Geschwindigkeit als beim Turboprop-Antrieb möglich außerdem ist er sparsamer im Kraftstoffverbrauch gegenüber dem Turbofan-Triebwerk. Der Propfan ist noch in der Entwicklung, bei Versuchen in den 1980er Jahren wurde eine relativ hohe Lärmentwicklung festgestellt. Die relativ hohe Lärmentwicklung entsteht weil die hintere gegenläufige Schraube durch die Blattspitzenwirbel der vorderen Schraube läuft.

## 3 Analyse und Auswertung der Daten

### 3.1 Datensammlung und Auswertung

Um eine Formel für den *SFC* zu entwickeln muss erst einmal herausgefunden werden welche Triebwerksparameter erfasst werden können und dafür in Frage kommen. Sind die Triebwerksparameter ausgewählt, muss erhoben werden welche Parameter einen Einfluss auf den *SFC* ausüben und wie stark der Einfluss ausgeprägt ist. Dafür ist eine statistische Auswertung der Parameter geeignet. Die Werte mit sehr geringem oder keinem Einfluss können vernachlässigt werden. Bei Werte, die schwachen, mittelstarken oder starken Einfluss aufweisen, muss erhoben werden in wieweit sich der theoretische Zusammenhang mit dem realen Zusammenhang deckt. Sind die Parameter identifiziert, muss überlegt werden ob es nötig ist alle Werte in der Formel zu verwenden, oder ob die Formel mit weniger Werten ebenfalls zielführend ist. Mit Rechenmodellen und statistischen Auswertungen können Formelansätze überprüft werden. Ist die Formel gefunden, gilt es die Formel mit den gleichen Parametern mit aus der Literatur vorhandenen Formeln zu vergleichen.

Aus **Roux 2011** wurden von über 1.000 angegebenen Turboprop-Triebwerken 146 Turboprop-Triebwerke mit möglichst vielen angegebenen Parametern herausgefiltert. Das Leistungsspektrum reicht von geringer bis sehr hoher Leistung. Die Triebwerke wurden zur Auswertung in einer Exceltabelle mit folgenden Parametern erfasst:

- die Bezeichnung des Triebwerks
- Beispiele von Flugzeugmustern in denen sie verwendet werden
- die Leistung der Triebwerke in Kilowatt
- der spezifische Kraftstoffverbrauch
- den Luftdurchsatz in Kilogramm pro Sekunde
- die Abmaße des Triebwerks mit Höhe, Breite und Länge in Meter

- die Umdrehung des Kompressors, der Mitteldruckturbine, der Hochdruckturbine und wenn vorhanden hinter dem Getriebe jeweils in Umdrehung pro Minute
- die Schubkraft des Triebwerks in Newton
- das Gewicht des Triebwerks in Kilogramm
- das Gesamtdruckverhältnis

Der Vollständigkeit der Triebwerksdatenbank halber die  $X$ -,  $Y$ - und  $Z$ - Koordinaten des Triebwerkschwerpunktes jeweils in Meter, soweit die Daten angegeben werden. Daten, die von der Masse der umgebenen Luft abhängen, sind auf Meereshöheniveau angegeben. Die Daten der Turbofan-Triebwerke stammen aus **Roux 2007**, dort wurden ebenfalls Daten von 140 Turbofan-Triebwerken ausgewählt.

Alle Daten gleicher Parameter werden gegen den angegebenen  $SFC_{ssi}$ -Wert in jeweils einem Punktediagramm in Excel aufgestellt. Aufgrund des sich daraus weitestgehend linear ergebende Verlaufs der Datenpunkte ist die einfache lineare Regressionsanalyse eine geeignete Methode zur statistischen Auswertung der gegebenen Daten. Mit Excel kann eine Linie mit der bestmöglichen Punktedeckung durch die Datenwolke erstellt werden. Mit der prozentualen Abweichung der einzelnen Datenpunkte, der Varianz, wird das Bestimmtheitsmaß  $R^2$  erstellt. Durch das Radizieren von  $R^2$  ergibt sich der Pearson'sche Korrelationskoeffizient. Mit dem Korrelationskoeffizient wird der Zusammenhang der Daten der jeweiligen Achsen erstellt. Nach den Vorgaben aus **LTH 2008** ist ein Zusammenhang bei einem Korrelationskoeffizient folgender Werte:

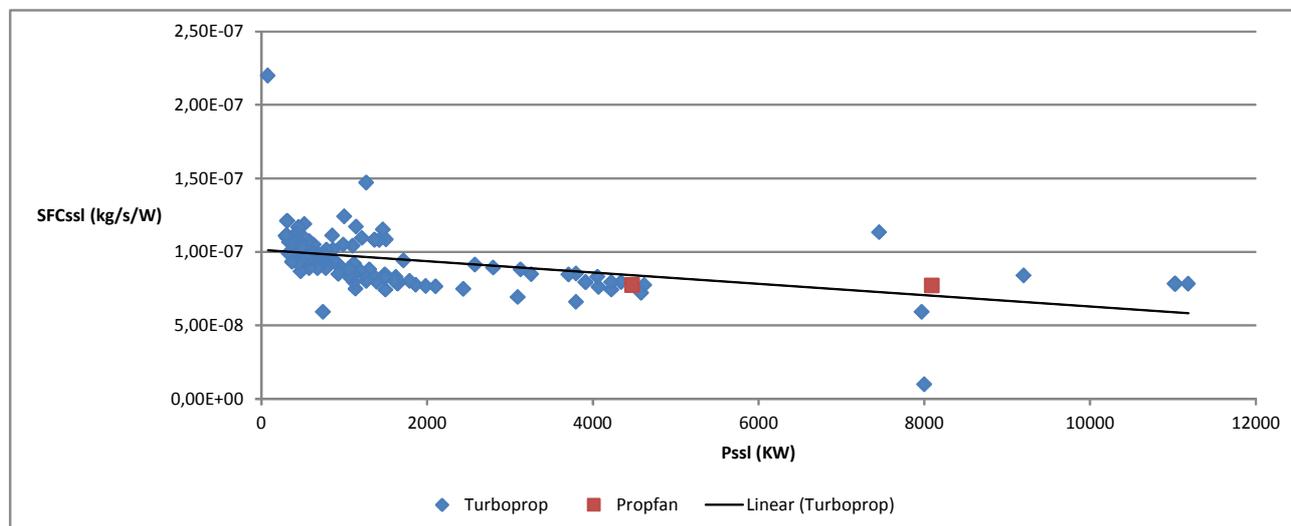
- 0 ... 0,2 praktisch nicht gegeben
- 0,2 ... 0,5 schwach gegeben
- 0,5 ... 0,75 mittelstark gegeben
- 0,75 ... 0,95 stark gegeben
- 0,95 ... 1 direkt beziehungsweise indirekt gegeben

## 3.2 Auswertung Turboprop- und Propfan-Antrieb

Das Auftragen der  $SFC_{ssi}$ -Werte über den  $P_{ssi}$ -Werten im Punktediagramm ergibt die Verteilung die im Bild 3.1 dargestellt ist. Der Verlauf der Punkteverteilung zeigt die Abnahme des spezifischen Kraftstoffverbrauches mit steigender Leistung.

Die Ergebnisse der Auswertung sind in der Tabelle 3.1 dargestellt. Das Bestimmtheitsmaß ergibt sich zu 0,2082, das heißt dass 20,82 % der gesamten Streuung der abhängigen Variablen auf den linearen Einfluss der unabhängigen Variablen zurückgeführt werden können. (**Uni Jena 2012**)  $R^2$  radiziert zeigt, dass der Zusammenhang der Werte mit dem Korrelationskoeffizient von 0,46 nach **LTH 2008** schwach einzuordnen ist. Weil der  $SFC_{ssi}$ -Wert aber direkt von der Leistung abhängt, ist

der Zusammenhang höher anzusehen. Der Propfan-Antrieb liegt anhand der Daten im unteren Drittel der Punkteverteilung mit annähernd gleichem linearen Verlauf wie die Turboprop-Triebwerke. Aufgrund der geringen Anzahl der Daten ist eine verlässliche Aussage nicht möglich.



**Bild 3.1** Turboprop,  $SFC_{ssl}$  über  $P_{ssl}$  ohne Abgasstrahlschub

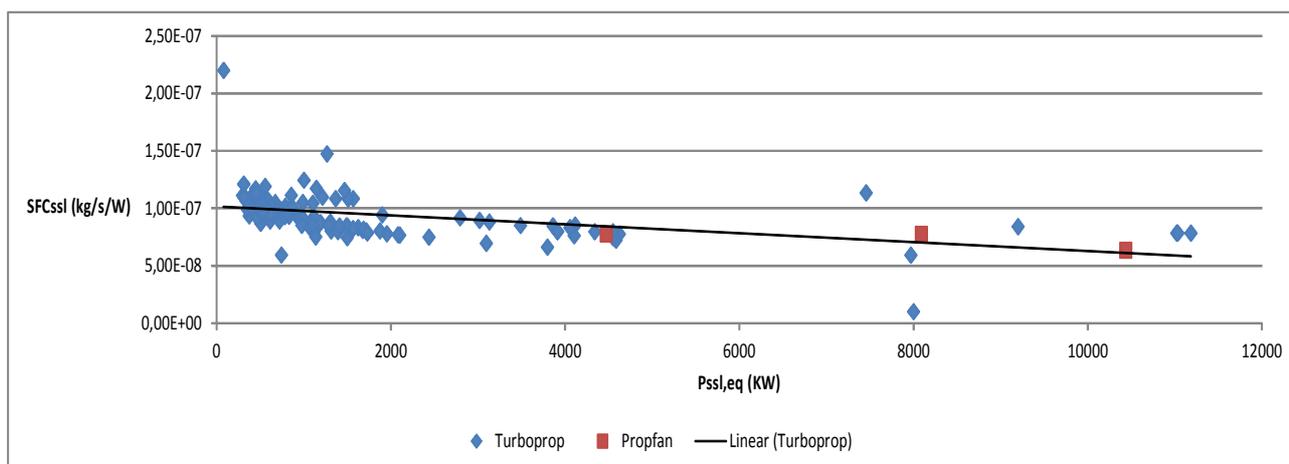
**Tabelle 3.1** Turboprop, Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssl}$  über  $P_{ssl}$

Auswertungsfaktor	Wert
$R^2$	0,2082
Pearson'scher Korrelationskoeffizient	0,46
Beurteilung des Zusammenhangs ( <b>LTH 2008</b> )	schwach

Das Auftragen der  $SFC_{ssl}$ -Werte über die  $P_{ssl,eq}$ -Werte zeigt in Bild 3.2 annähernd die gleiche Verteilung wie bei den  $P_{ssl}$ -Werten in Bild 3.7. Dies würde bedeuten, dass die Extraleistung durch den Abgasstrahl unbedeutend ist. Allerdings macht der Schub durch den Abgasstrahl bei einigen Triebwerken einen nicht unerheblichen Teil der Leistung des Triebwerks aus. Die optische Homogenität der Bilder 3.7 und 3.8 ist in der geringen Auflösung begründet.

Das Bestimmtheitsmaß der  $P_{ssl,eq}/SFC_{ssl}$ -Werte ist mit 0,2114 geringfügig höher als das Bestimmtheitsmaß der  $P_{ssl}/SFC_{ssl}$ -Werte. Der Wert des Pearson'sche Korrelationskoeffizienten und die Beurteilung des Zusammenhangs nach **LTH 2008** sind analog zu den  $P_{ssl}$  Ergebnissen, vergleiche Tabelle 3.2 mit Tabelle 3.1.

Von den Propfan- $P_{ssl,eq}$ -Werten ist ein Wert mehr gegenüber den Propfan- $P_{ssl}$ -Werten vorhanden, für eine Verallgemeinerung der Ergebnisse ist die Anzahl der Werte zu gering.

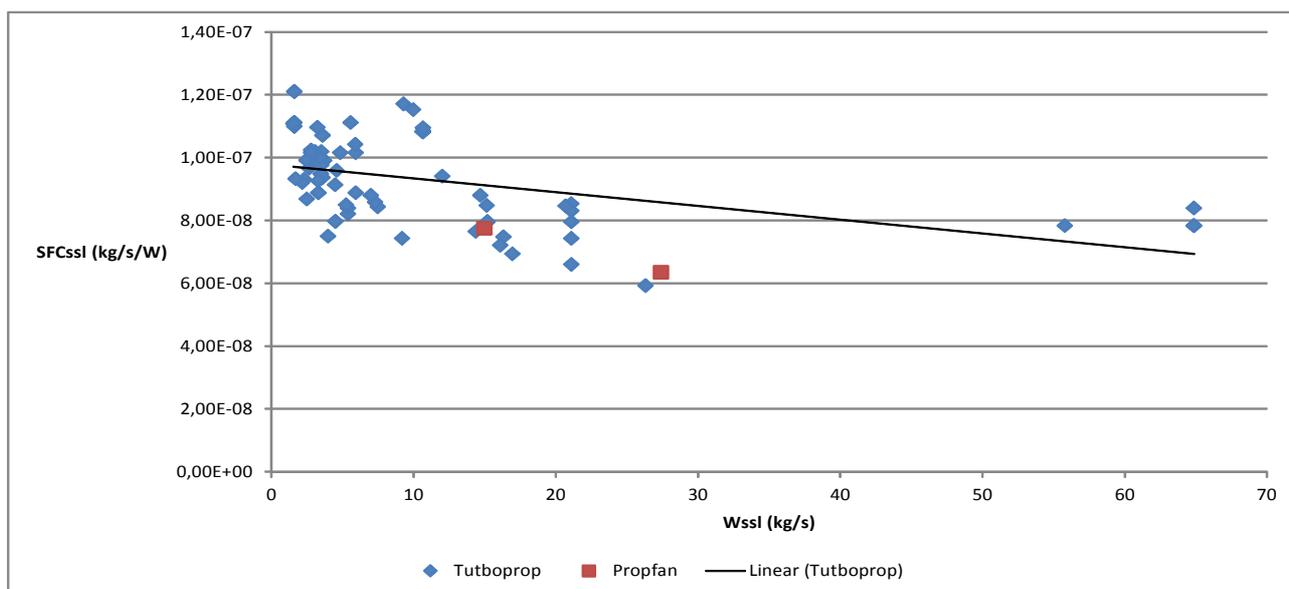


**Bild 3.2** Turboprop,  $SFC_{ssl}$  über  $P_{ssl,eq}$  mit Abgasstrahlschub

**Tabelle 3.2** Turboprop, Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssl}$  über  $P_{ssl,eq}$

Auswertungsfaktor	Wert
$R^2$	0,2114
Pearson'scher Korrelationskoeffizient	0,46
Beurteilung des Zusammenhangs (LTH 2008)	schwach

Das Auftragen der  $SFC_{ssl}$ -Werte über die  $W_{ssl}$ -Werte zeigt im Bild 3.3 eine breitere Streuung, um das Bestimmtheitsmaß zu erhalten ist die Auswertung über die Verteilung der Datenpunkte dennoch linear sinnvoll. Alle Ergebnisse der Auswertung stehen in Tabelle 3.3.

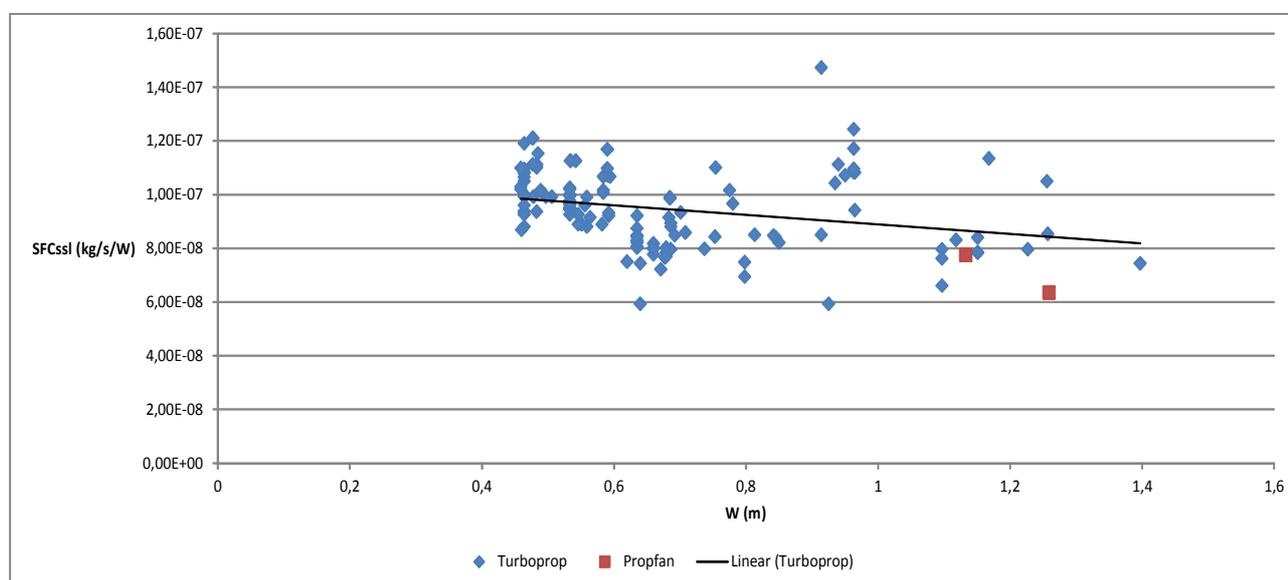


**Bild 3.3** Turboprop,  $SFC_{ssl}$  über  $W_{ssl}$

**Tabelle 3.3** Turboprop, Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssl}$  über  $W_{ssl}$ 

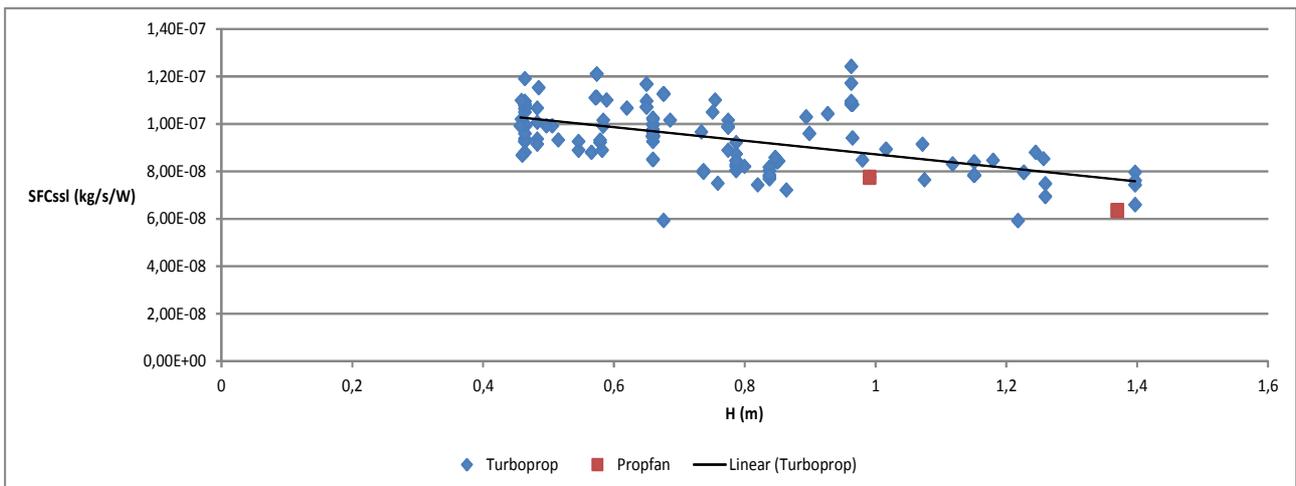
Auswertungsfaktor	Ergebnis
$R^2$	0,2265
Pearson'scher Korrelationskoeffizient	0,48
Beurteilung des Zusammenhangs (LTH 2008)	schwach

Das Auftragen der  $SFC_{ssl}$ -Werte über die  $W$ -Werte in Bild 3.4 ergibt mit der Auswertung in Tabelle 3.4 ein wie zu erwartenden schwachen Zusammenhang der Abmaße mit dem  $SFC$ . Die Werte der Abmaße fließen als Teil der  $W_{ssl}$ -Werte an anderer Stelle in den  $SFC$  ein, so ist mathematisch die isolierte Auswirkung der Werte auf den  $SFC_{ssl}$ -Wert schwach.

**Bild 3.4** Turboprop,  $SFC_{ssl}$  über  $W$ **Tabelle 3.4** Turboprop, Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssl}$  über  $W$ 

Auswertungsfaktor	Ergebnis
$R^2$	0,0779
Pearson'scher Korrelationskoeffizient	0,28
Beurteilung des Zusammenhangs (LTH 2008)	schwach

Das Auftragen der  $SFC_{ssl}$ -Werte über den  $H$ -Werten zeigt Bild 3.5, Tabelle 3.5 zeigt die Ergebnisse der Auswertung. Bei der Auswertung wurden ähnliche Ergebnisse wie bei der Auswertung der  $SFC_{ssl}/W$ -Werte erwartet, insbesondere da die Werte von  $H$  und  $W$  vom Zahlenwert her dicht beieinander liegen. Der große Unterschied in den Ergebnissen kann durch die unterschiedliche Anzahl der vorhandenen Daten begründet sein. Um dieses zu verifizieren sollte eine Auswertung mit mehr Daten durchgeführt werden.

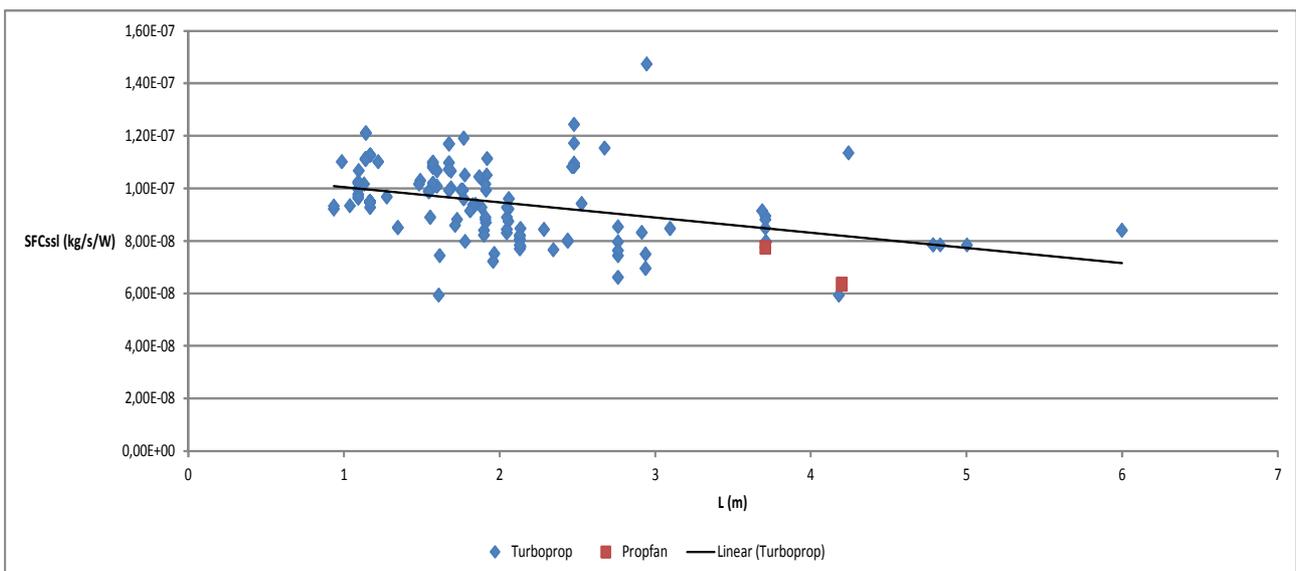


**Bild 3.5** Turboprop,  $SFC_{ssl}$  über  $H$

**Tabelle 3.5** Turboprop, Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssl}$  über  $H$

Auswertungsfaktor	Ergebnis
$R^2$	0,2714
Pearson'scher Korrelationskoeffizient	0,52
Beurteilung des Zusammenhangs (LTH 2008)	mittelstark

Das Auftragen der  $SFC_{ssl}$ -Werte über die  $L$ -Werte zeigt in Bild 3.6 eine deutlich uneinheitlichere Datenpunkteverteilung. Der sich aus der in Tabelle 3.6 dargestellten Auswertung ergebende Zusammenhang ist wie zu erwarten schwach.

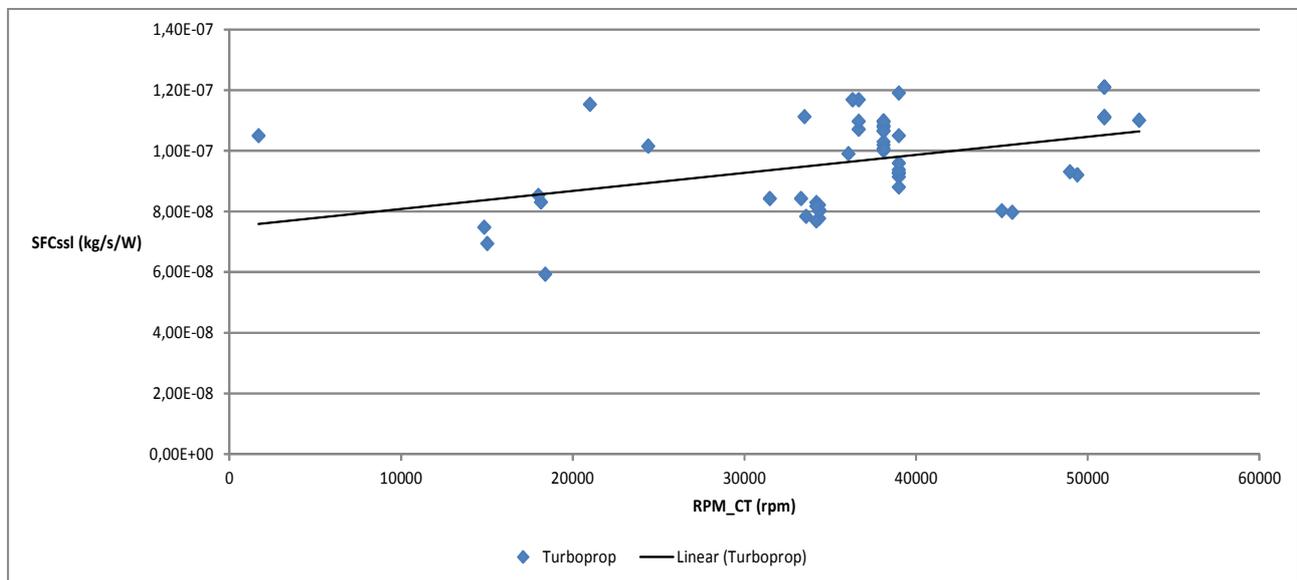


**Bild 3.6** Turboprop,  $SFC_{ssl}$  über  $L$

**Tabelle 3.6** Turboprop, Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssl}$  über  $L$ 

Auswertungsfaktor	Ergebnis
$R^2$	0,1519
Pearson'scher Korrelationskoeffizient	0,39
Beurteilung des Zusammenhangs (LTH 2008)	schwach

Die Umdrehungen der einzelnen Wellen im Triebwerk hängen stark von der Bauart des Triebwerks, der Anzahl der Verdichterstufen und der Turbinenstufen ab. Ein direkter Zusammenhang mit dem  $SFC_{ssl}$ -Wert ist nicht zu erwarten. Die Datenpunkteverteilungen sind in den Bildern 3.7, 3.8, 03.9 und 3.10 und die Ergebnisse der Auswertungen in den Tabellen 3.7, 3.8, 3.9 und 3.10 dargestellt.

**Bild 3.7** Turboprop,  $SFC_{ssl}$  über  $RPM_{CT}$ **Tabelle 3.7** Turboprop, Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssl}$  über  $RPM_{CT}$ 

Auswertungsfaktor	Ergebnis
$R^2$	0,1659
Pearson'scher Korrelationskoeffizient	0,41
Beurteilung des Zusammenhangs (LTH 2008)	schwach

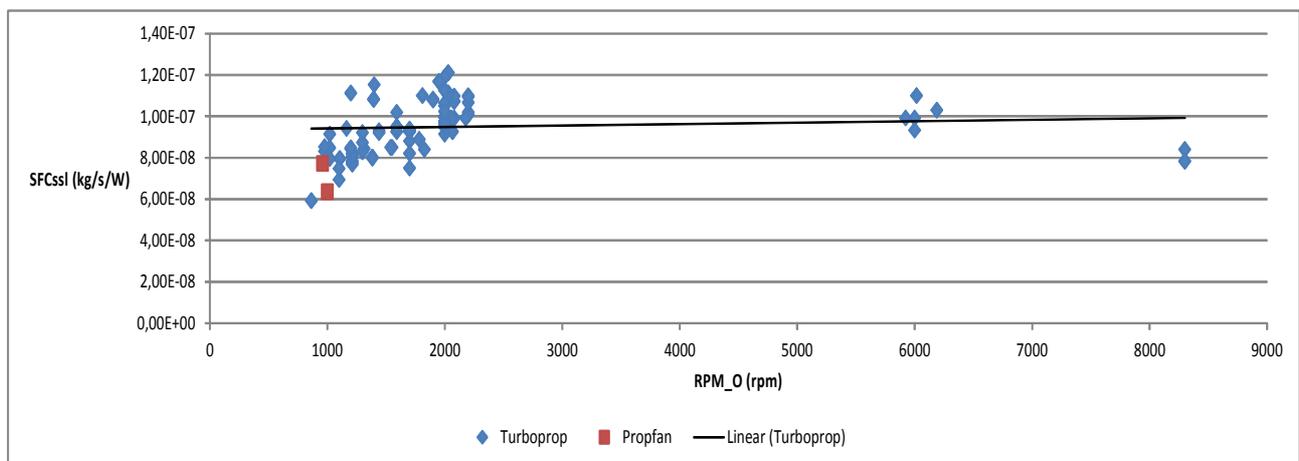
Aufgrund der wenigen zur Verfügung stehenden Daten des  $RPM_{IT}$ -Wertes, die auf Bild 3.8 zu sehen sind, ist der starke Zusammenhang den die Ergebnisse der Auswertung in Tabelle 3.8 liefern anzuzweifeln. Es ist zu vermuten das sich der Zusammenhang bei mehr verfügbaren Daten ähnlich der Bewertung von  $RPM_{CT}$ ,  $RPM_{PT}$  und  $RPM_O$  darstellen wird.



**Tabelle 3.9** Turboprop, Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssl}$  über  $RPM_{PT}$ 

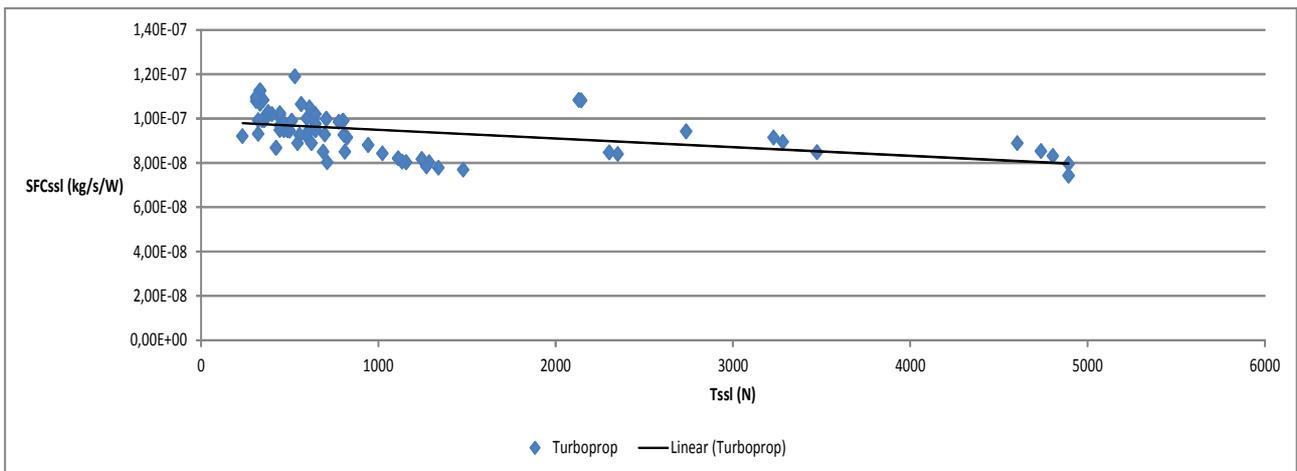
Auswertungsfaktor	Ergebnis
$R^2$	0,0484
Pearson`scher Korrelationskoeffizient	0,22
Beurteilung des Zusammenhangs (LTH 2008)	schwach

Der Zusammenhang von  $SFC_{ssl}$ -Wert und  $RPM_O$  mit der in Bild 3.10 dargestellten Datenpunkteverteilung ist der Auswertung in Tabelle 3.10 nach praktisch nicht gegeben.

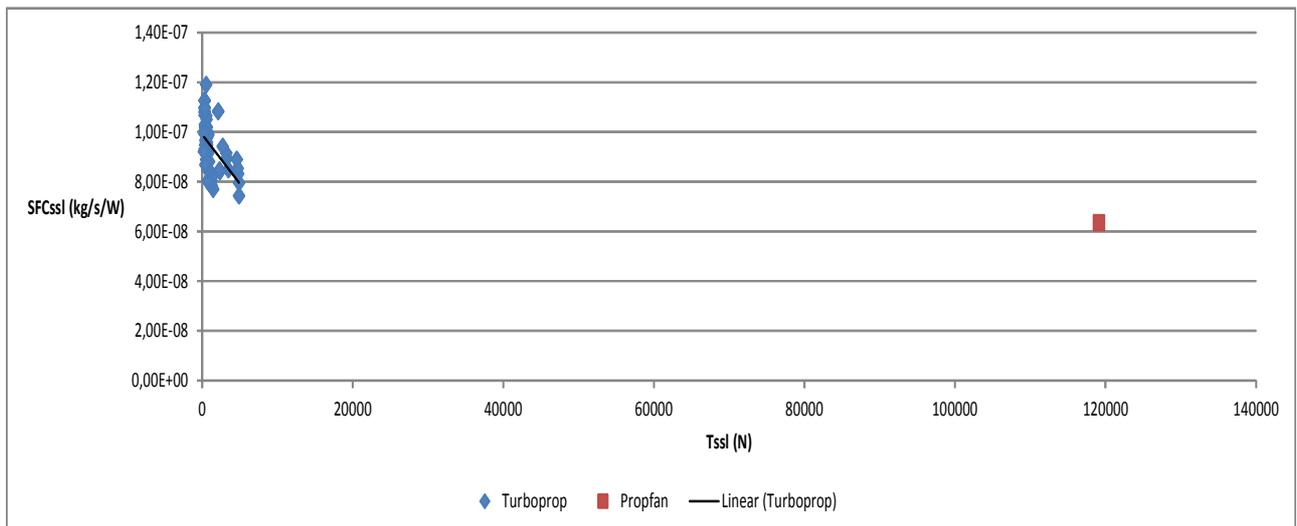
**Bild 3.10** Turboprop,  $SFC_{ssl}$  über  $RPM_O$ **Tabelle 3.10** Turboprop, Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssl}$  über  $RPM_O$ 

Auswertungsfaktor	Ergebnis
$R^2$	0,0067
Pearson`scher Korrelationskoeffizient	0,08
Beurteilung des Zusammenhangs (LTH 2008)	Praktisch nicht gegeben

Da bei vielen Turboprop-Antrieben kein oder nur ein geringer Teil des Schubes durch den Abgasstrahl erzeugt wird, wird der Zusammenhang der Daten erwartungsgemäß schwach bewertet. Die Ergebnisse der Auswertung sind in Tabelle 3.11 dargestellt. Bild 3.11 zeigt die Datenpunkteverteilung der  $I_{ssl}/SFC_{ssl}$ -Werte ohne Propfan-Werte, zum Vergleich ist der einzige verfügbare Propfan-Wert in Bild 3.18 mit dargestellt. Bei dem Propfan-Antriebskonzept macht der Schub durch den Abgasstrahl einen Teil des gesamten Schubes aus, allerdings ist auch die Leistung und das Gesamtdruckverhältnis triebwerksabhängig deutlich größer.



**Bild 3.11** Turboprop,  $SFC_{ssl}$  über  $T_{ssl}$

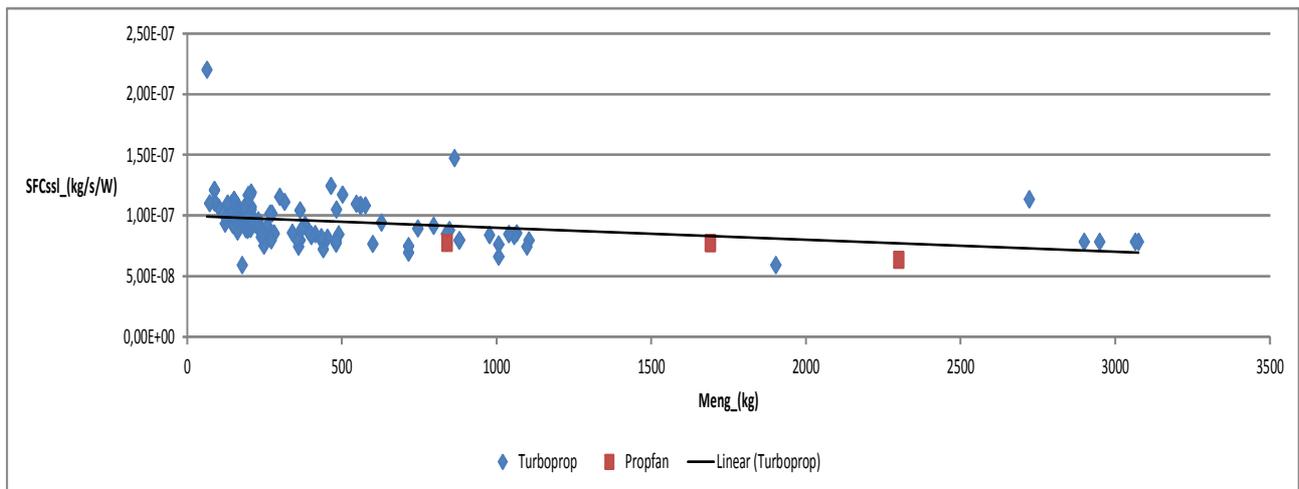


**Bild 3.12** Turboprop,  $SFC_{ssl}$  über  $T_{ssl}$  mit dem Propfan-Wert zum Vergleich

**Tabelle 3.11** Turboprop, Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssl}$  über  $T_{ssl}$

Auswertungsfaktor	Ergebnis
$R^2$	0,2293
Pearson'scher Korrelationskoeffizient	0,48
Beurteilung des Zusammenhangs (LTH 2008)	schwach

Das Auftragen der  $SFC_{ssl}$ -Werte über dem Gewicht der Turbine zeigt Bild 3.13. Das Ergebnis der Auswertung in der Tabelle 3.12 gibt erwartungsgemäß einen schwachen Zusammenhang.

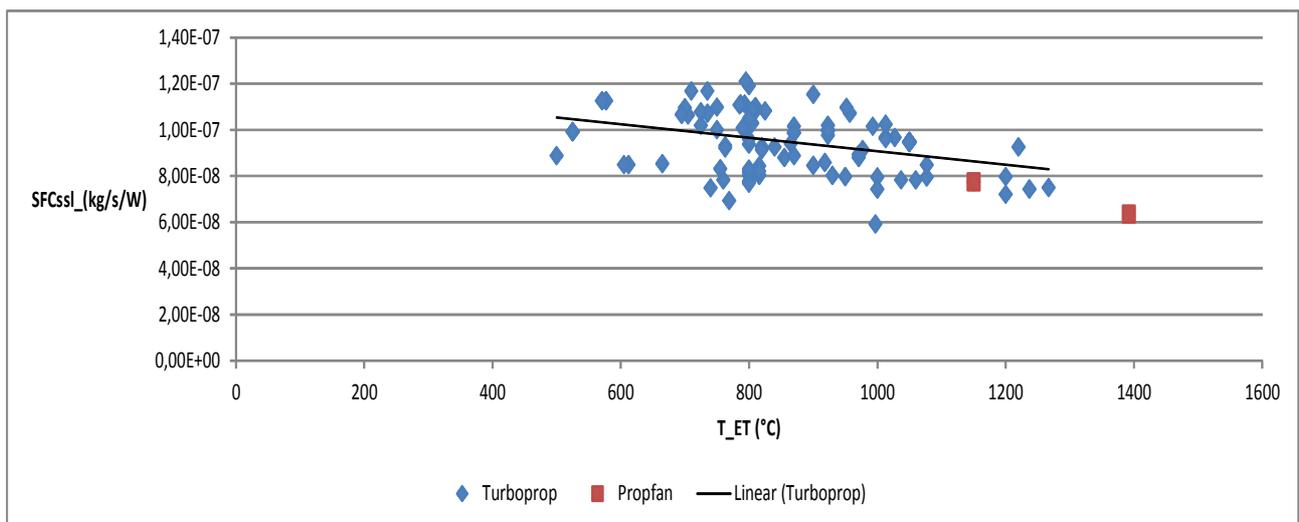


**Bild 3.13** Turboprop,  $SFC_{ssl}$  über  $M_{eng}$

**Tabelle 3.12** Turboprop, Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssl}$  über  $M_{eng}$

Auswertungsfaktor	Ergebnis
$R^2$	0,0989
Pearson'scher Korrelationskoeffizient	0,31
Beurteilung des Zusammenhangs (LTH 2008)	schwach

Das Auftragen der  $SFC_{ssl}$ -Werte über den  $T_{ET}$ -Werten ist im Bild 3.14 dargestellt. Der Zusammenhang der Daten ist schwach, die Ergebnisse sind in Tabelle 3.13 dargestellt.

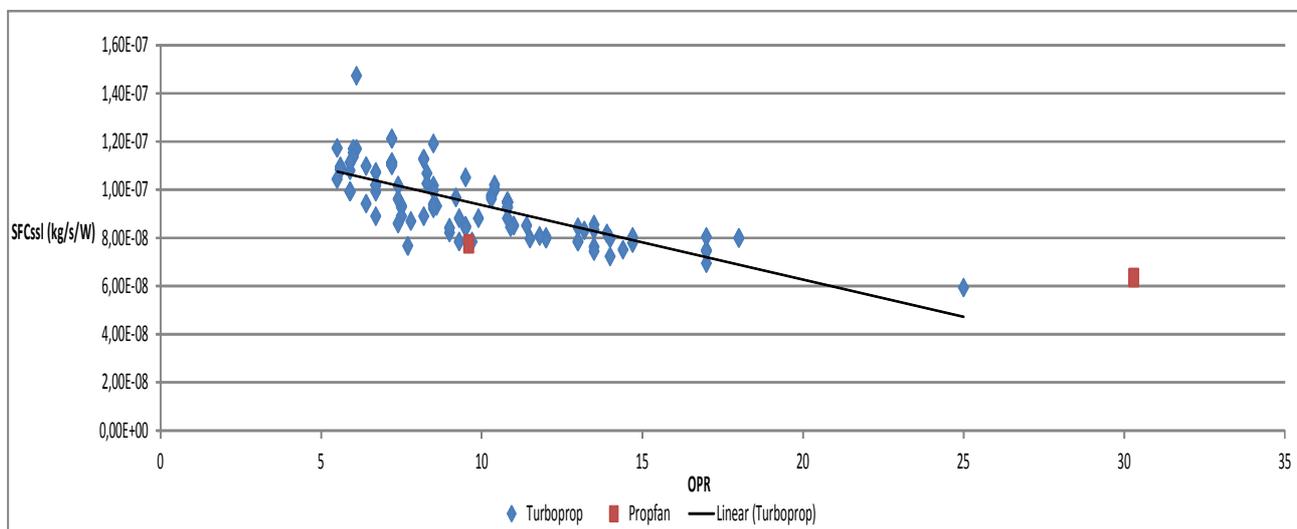


**Bild 3.14** Turboprop,  $SFC_{ssl}$  über  $T_{ET}$

**Tabelle 3.13** Turboprop, Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssI}$  über  $T_{ET}$ 

Auswertungsfaktor	Ergebnis
$R^2$	0,1431
Pearson'scher Korrelationskoeffizient	0,38
Beurteilung des Zusammenhangs (LTH 2008)	schwach

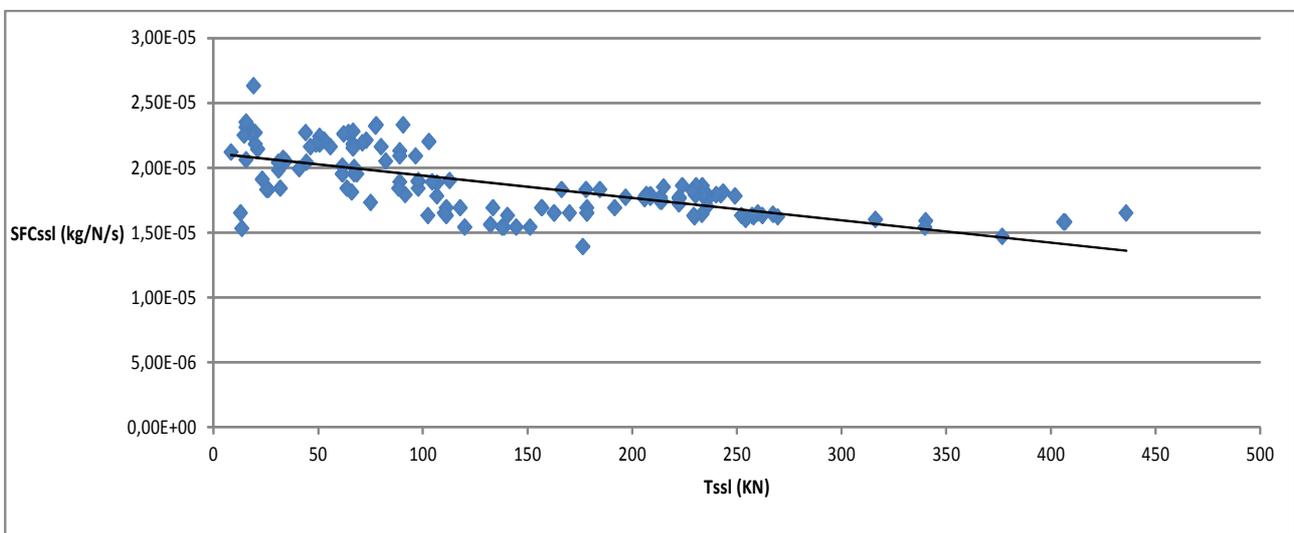
Die Auswertung der  $OPR$ -/ $SFC_{ssI}$ -Daten zeigt erwartungsgemäß einen vergleichsweise größeren Zusammenhang. Nach **LTH 2008** wird dieser mit mittelstark eingeordnet, ist aber mit dem Korrelationskoeffizient von 0,75 grenzwertig zur Kategorisierung als starker Zusammenhang. Die Datenpunkteverteilung ist in Bild 3.15 und die Ergebnisse der Auswertung in Tabelle 3.14 dargestellt.

**Bild 3.15** Turboprop,  $SFC_{ssI}$  über  $OPR$ **Tabelle 3.14** Turboprop, Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssI}$  über  $OPR$ 

Auswertungsfaktor	Ergebnis
$R^2$	0,5553
Pearson'scher Korrelationskoeffizient	0,75
Beurteilung des Zusammenhangs (LTH 2008)	mittelstark

### 3.3 Auswertung Turbofan-Antrieb

Die Auswertung der Turbofan-Daten zeigt insgesamt einen stärkeren Zusammenhang nach **LTH 2008**. Die Datenpunkteverteilung der  $SFC_{ssl}$ -Werte über die  $T_{ssl}$ -Werte verläuft wie in Bild 3.16 zusehen ist schlangenförmig. Die Auswertung mittels einer Polynomfunktion ist dennoch nicht zielführend, da der Kurvenverlauf bei  $T_{ssl}$  gegen null und gegen unendlich nicht ohne weiteres bestimmt werden kann. Die Analyse erfolgte mit Hilfe der linearen Regressionsanalyse um eine bestmögliche Punktedeckung der Datenwolke zu erreichen. Das Bestimmtheitsmaß mit 0,5057 bedeutet 50,57 % Einfluss der gesamten Streuung der abhängigen Variablen auf die unabhängigen Variablen. Der Korrelationskoeffizient von 0,71 zeigt einen mittelstarken Zusammenhang nach **LTH 2008**, wie in der Tabelle 3.15 zu sehen ist.

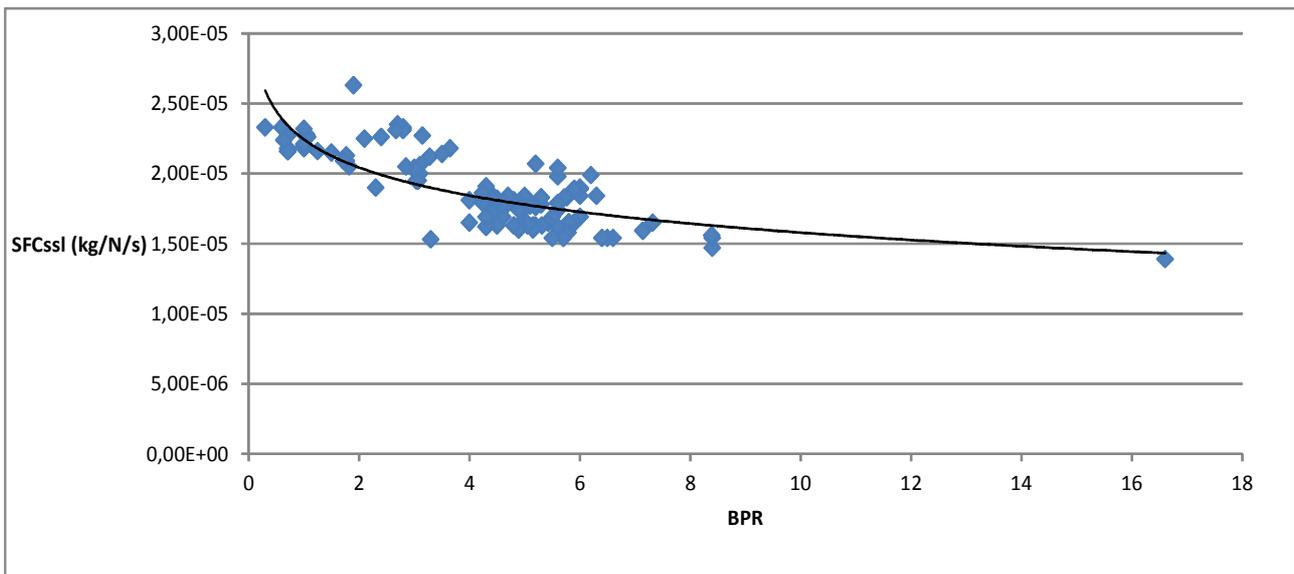


**Bild 3.16** Turbofan,  $SFC_{ssl}$  über  $T_{ssl}$

**Tabelle 3.15** Turbofan, Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssl}$  über  $T_{ssl}$

Auswertungsfaktor	Ergebnis
$R^2$	0,5057
Pearson'scher Korrelationskoeffizient	0,71
Beurteilung des Zusammenhangs ( <b>LTH 2008</b> )	mittelstark

Bei der Datenpunkteverteilung wie in Bild 3.17 gezeigt ist für die  $SFC_{ssl}$ -Werte über die  $BPR$ -Werte die lineare Regressionsanalyse nicht zielführend. Die Analyse erfolgte mit Hilfe einer logarithmischen Funktion um eine bestmögliche Punkteabdeckung der Funktion in der Datenwolke zu erreichen. Die Ergebnisse der Analyse sind in der Tabelle 3.16 aufgelistet. Der Zusammenhang des  $BPR$ -Wertes und des  $SFC_{ssl}$ -Wertes ist nach **LTH 2008** mit dem Korrelationskoeffizient von 0,79 als stark einzuordnen.

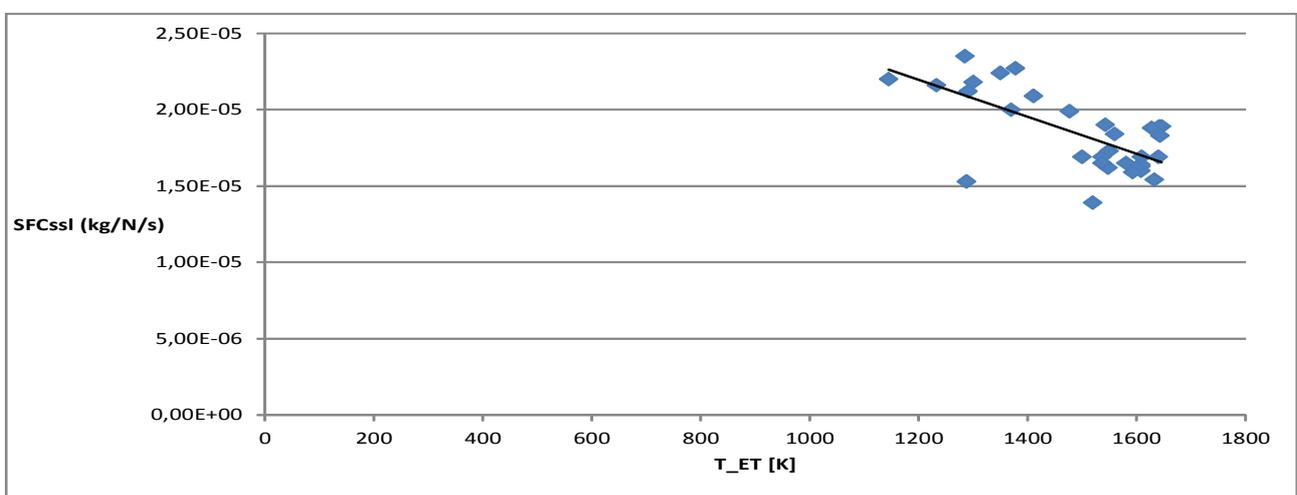


**Bild 3.17** Turbofan,  $SFC_{ssl}$  über  $BPR$

**Tabelle 3.16** Turbofan, Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssl}$  über  $BPR$

Auswertungsfaktor	Ergebnis
$R^2$	0,6174
Pearson'scher Korrelationskoeffizient	0,79
Beurteilung des Zusammenhangs (LTH 2008)	stark

Die Daten der  $T_{ET}$ -Werte mit den  $SFC_{ssl}$ -Werten können aufgrund der Datenpunkteverteilung wieder über den linearen Zusammenhang analysiert werden, siehe Bild 3.18. Die Anzahl der Daten ist deutlich geringer, die Auswertungsergebnisse können daher bei der Verallgemeinerung der Daten größere Ungenauigkeiten gegenüber den realen Werten aufweisen. Der Zusammenhang nach **LTH 2008** mit einem Korrelationskoeffizient von 0,68 wird in Tabelle 3.17 als mittelstark bezeichnet.

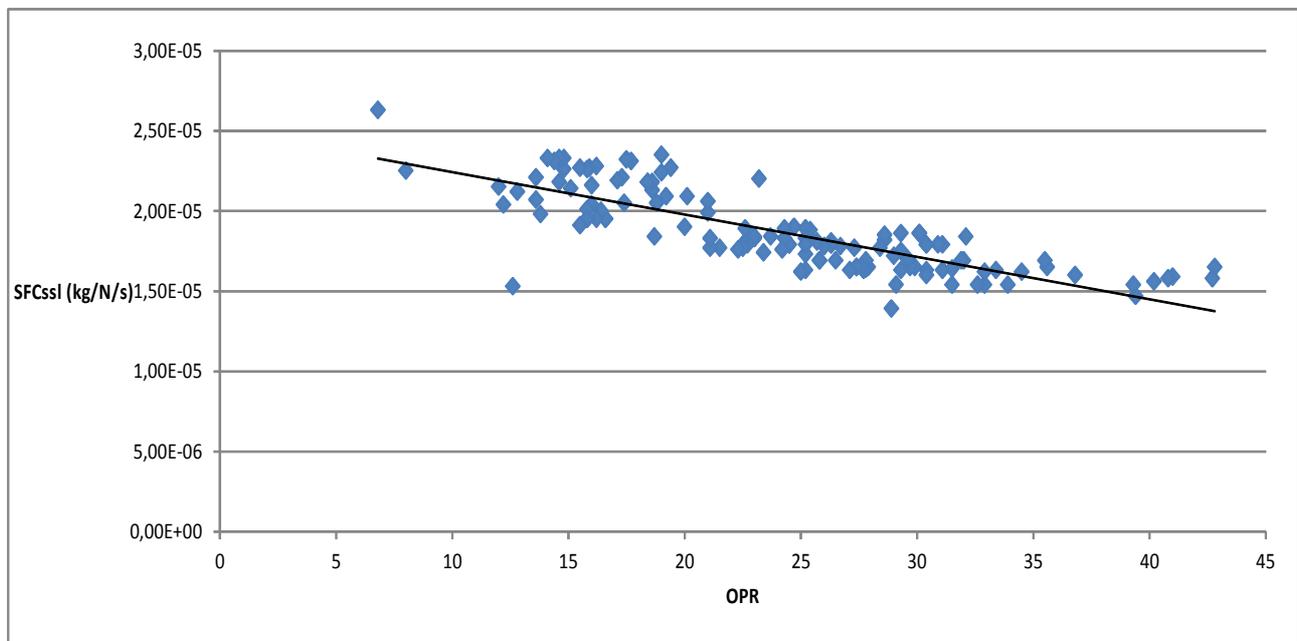


**Bild 3.18** Turbofan,  $SFC_{ssl}$  über  $T_{ET}$

**Tabelle 3.17** Turbofan, Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssl}$  über  $T_{ET}$ 

Auswertungsfaktor	Ergebnis
$R^2$	0,4608
Pearson'scher Korrelationskoeffizient	0,68
Beurteilung des Zusammenhangs ( <b>LTH 2008</b> )	mittelstark

Das Auftragen der  $SFC_{ssl}$ -Werte über die  $OPR$ -Werte ist in Bild 3.19 dargestellt. Die Ergebnisse der Auswertung sind in Tabelle 3.18 aufgeführt. Die Ergebnisse zeigen wie bei den Turbo-prop-Antrieben einen deutlichen Zusammenhang der Werte. Bei den Turbofan-Antrieben ist der Zusammenhang nach der linearen Regressionsanalyse im Vergleich stärker als bei den Turbo-prop-Antrieben. Der Zusammenhang ist nach **LTH 2008** mit dem Korrelationskoeffizient von 0,81 mit stark angegeben.

**Bild 3.19** Turbofan,  $SFC_{ssl}$  über  $OPR$ **Tabelle 3.18** Turbofan, Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssl}$  über  $OPR$ 

Auswertungsfaktor	Ergebnis
$R^2$	0,6514
Pearson'scher Korrelationskoeffizient	0,81
Beurteilung des Zusammenhangs ( <b>LTH 2008</b> )	stark

## 4 Formeln

Nachdem die Triebwerkparameter analysiert wurden und deren jeweilige Abweichung und der Zusammenhang festgestellt werden konnten, erfolgt die Auswahl der Triebwerkparameter die für die Berechnung nach der Auswertung geeignet erscheinen.

Ist eine zufriedenstellende Version errechnet, folgt die Überprüfung mit den gegebenen Daten aus **Roux 2007, 2011**. Mit der entwickelten Formel wird der *SFC*-Wert für jedes Triebwerk mit vorhandenen Daten erstellt. Mit den *SFC<sub>ssl</sub>*-Werten von **Roux 2007, 2011** und den Formel-*SFC*-Werten wird für jedes Triebwerk die prozentuale Abweichung der beiden *SFC*-Werte errechnet.

$$\epsilon = \frac{((SFC_{ssl.Roux}) - (SFC_{Formel}))}{(SFC_{ssl.Roux})} \quad (4.1)$$

Es wird die Abweichung quadriert:

$$\epsilon^2 = (SFC_{Formel} - SFC_{ssl.Roux})^2 \quad (4.2)$$

Mit der quadrierten Abweichung wird die Varianz errechnet:

$$\sigma_x^2 = \frac{\sum \epsilon^2}{n} \quad (4.3)$$

Mit der Varianz wird die Standardabweichung errechnet:

$$\sigma_x = \sqrt{\sigma_x^2} \quad (4.4)$$

Zum Vergleich wird die prozentuale Standardabweichung errechnet:

$$V = \frac{\sigma_x}{(av SFC_{ssl.Roux})} \quad (4.5)$$

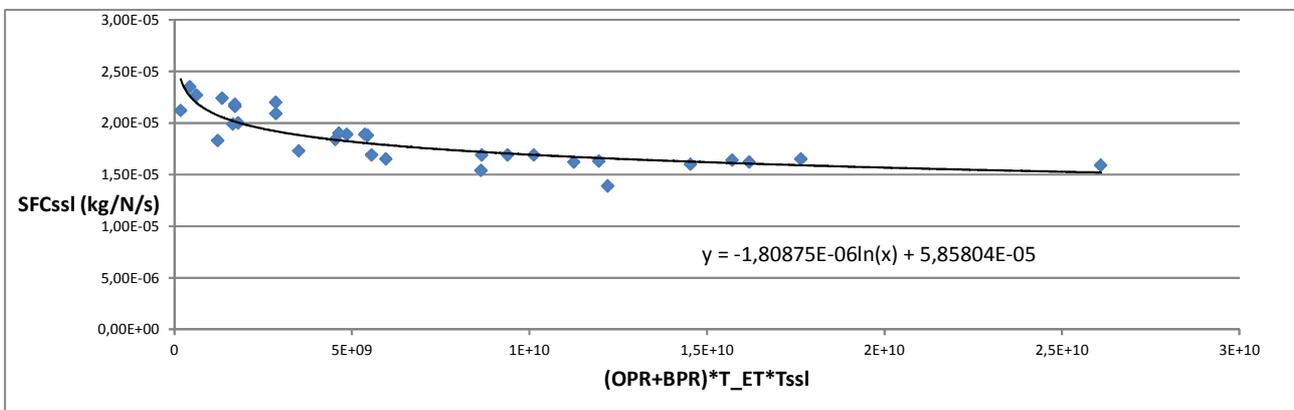
Je kleiner die Abweichung der einzelnen *SFC*-Formel-Werte von den einzelnen *SFC<sub>ssl</sub>*-Werten und je kleiner die prozentuale Standardabweichung aller Werte ist, je genauer ist die Formel.

Zum Vergleich wird der gleiche Rechenweg mit bekannten *SFC*-Formeln gerechnet. Mit Vergleichen der Abweichungen bekannter *SFC*-Formeln und der erstellten *SFC*-Formel zeigt sich die Brauchbarkeit der erstellten Formel.

## 4.1 SFC-Formel für Turbofan-Antriebe

Mit der entwickelten Formel aus den in **Roux 2007** gegebenen Triebwerksparametern beträgt die prozentuale Standardabweichung 10,07 %. Wobei bei 78 % aller Werte die Abweichung unter 10 % liegt. Bei 48 % aller Werte liegt die Abweichung sogar teils deutlich unter 5 %. Bei einem Wert liegt die Abweichung bei 43,79 %. Wird dieser Wert ausgeklammert, sinkt die prozentuale Standardabweichung auf 7,82 %. Der Wert kann nicht weggelassen werden, weist aber darauf hin, dass die Formel bei einigen Triebwerken stärker abweichen kann.

Das Auftragen von  $SFC_{ssl,Roux}$  über die ausgewählte Parameterformel  $(OPR+BPR) T_{ET} T_{ssl}$  in Bild 4.1 ergibt  $R^2$  mit 0,7127 und den Korrelationskoeffizient von 0,84, Ergebnisse in Tabelle 4.1. Das bedeutet nach **LTH 2008** ist ein starker Zusammenhang gegeben.



**Bild 4.1** Darstellung zur Entwicklung der SFC-Turbofan-Formel

**Tabelle 4.1** Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssl,Roux}$  über  $(OPR+BPR) T_{ET} T_{ssl}$

Auswertungsfaktor	Wert
$R^2$	0,7127
Pearson'scher Korrelationskoeffizient	0,84
Beurteilung des Zusammenhangs ( <b>LTH 2008</b> )	stark

Die Formel  $SFC_{ssl,ZTL,Koppe}$  lautet:

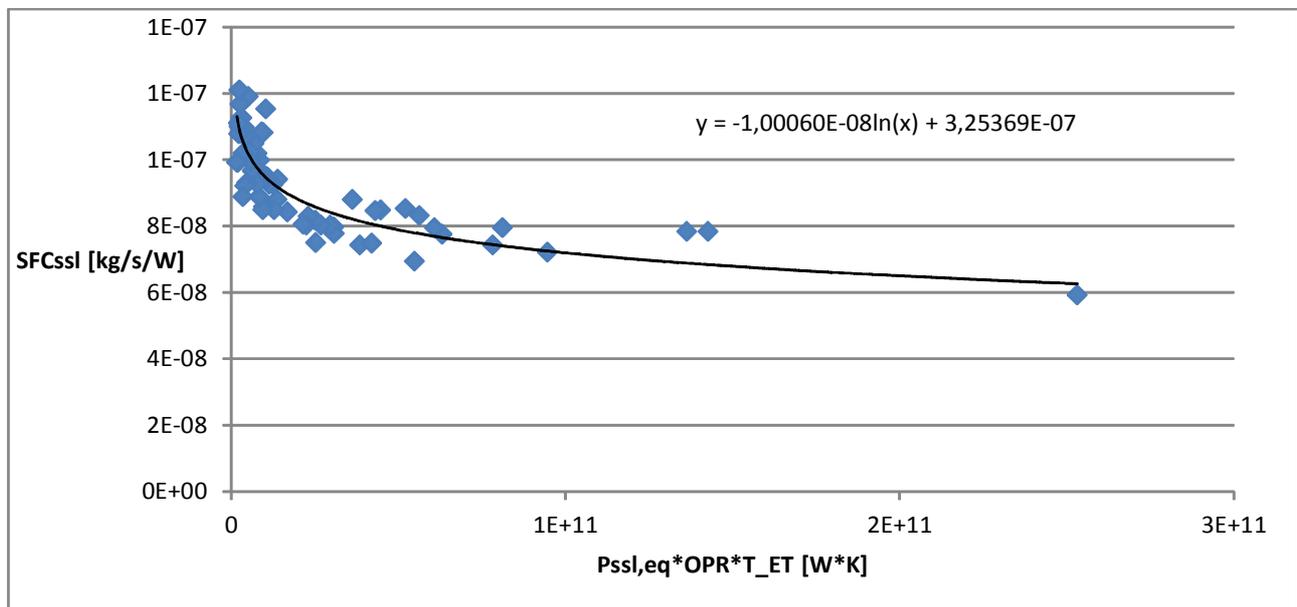
$$SFC_{ssl,ZTL,Koppe} = 4,86358 \cdot 10^{-5} - \ln((OPR + BPR) \cdot T_{ET} \cdot T_{ssl}) \cdot 1,37008 \cdot 10^{-6} \quad (4.6)$$

Mit der zur Überprüfung angewendeten SFC-Herrmann-Formel aus den in **Roux 2007** gegebenen Triebwerksparametern beträgt die prozentuale Standardabweichung 94,31 %. Die Auswertung hierzu befindet sich auf der mitgelieferten CD in der Datei „Analyse+Formel\_Turbofan“. Die Formeln aus **Bräunling 2009** konnten wegen fehlender Triebwerksparameter nicht angewendet werden.

## 4.2 SFC-Formel für Turboprop- und Propfan-Antriebe

Mit der entwickelten Formel aus den in **Roux 2011** gegebenen Triebwerksparametern beträgt die prozentuale Standardabweichung 7,2 %. Wobei bei 78 % aller Werte die Abweichung unter 10 % liegt. Bei 48 % aller Werte liegt die Abweichung sogar teils deutlich unter 5 %. Die größte Einzelabweichung liegt bei 18,2 %.

Das Auftragen von  $SFC_{ssl,Roux}$  über die ausgewählte Parameterformel  $P_{ssl,eq} \cdot OPR \cdot T_{ssl}$  in Bild 4.2 ergibt  $R^2$  mit 0,7346 und den Korrelationskoeffizient von 0,86 in Tabelle 4.2. Das bedeutet nach **LTH 2008** ist ein starker Zusammenhang gegeben.



**Bild 4.2** Darstellung zur Entwicklung der SFC-Turboprop-Formel

**Tabelle 4.2** Ergebnisse der Auswertung  $SFC_{ssl,Roux}$  über  $P_{ssl,eq} \cdot OPR \cdot T_{ET}$

Auswertungsfaktor	Wert
$R^2$	0,7346
Pearson'scher Korrelationskoeffizient	0,86
Beurteilung des Zusammenhangs ( <b>LTH 2008</b> )	stark

Die Formel  $SFC_{ssl,PTL,Koppe}$  lautet:

$$SFC_{ssl,PTL,Koppe} = 3,25369 \cdot 10^{-7} - \ln(P_{ssl,eq} \cdot OPR \cdot T_{ET}) \cdot 1,00060 \cdot 10^{-8} \quad (4.7)$$

In der Literatur sind keine speziellen Turboprop-Formeln gegeben, der Vergleich mit anderen Turboprop-Formeln ist daher nicht möglich.

Die  $SFC_{ssl,PTL,Koppe}$ -Formel auf das einzige Propfan-Triebwerk mit allen benötigten Daten

angewendet ergibt eine 89,5 %- ige Abweichung. Wegen der geringen Datenmenge kann keine sichere Aussage über die Anwendbarkeit der  $SFC_{ssl,PTL,Koppe}$ -Formel auf Propfan-Antriebe geschlussfolgert werden. Zur sicheren Aussage und eventuellen Modifizierung beziehungsweise Neuentwicklung einer  $SFC$ -Propfan-Formel werden Daten von mehr Propfan-Triebwerken benötigt.

## 5 Zusammenfassung und Schlussbemerkung

Das Projekt informiert über die technischen Unterschiede von Turbofan-, Turboprop-, und Propfan-Antrieben und schafft einen Einblick in die Einsatzmöglichkeiten der einzelnen Triebwerksarten. Die angegebene Literatur schafft die Verbindung zu weiteren Details und Hintergrundinformationen der Flugzeugantriebstechnik.

Der Hauptteil ist geprägt von der statistischen Auswertung der angelegten Triebwerksdatenbank. Nach der Vorauswahl der Daten, wurden die Daten analysiert und darauf hin untersucht ob ein Zusammenhang mit dem spezifischen Kraftstoffverbrauch besteht. Die Werte mit direktem, starkem und mittelstarkem Zusammenhang konnten in nachfolgenden Schritten für die Entwicklung der *SFC*-Formel verwendet werden. Um so kleiner die errechnete Abweichung der experimentellen *SFC*-Formel von den in der Triebwerksdatenbank gegebenen *SFC*-Werten ist, desto genauer ist die Formel. Sind die Ergebnisse zufriedenstellend, kann die neu entwickelte Formel mit anderen Formeln aus der Literatur verglichen werden. Die neu entwickelte *SFC*-Turbofan-Formel wurde mit der Formel aus **Herrmann 2010** verglichen. Die Herrmann-Formel weist für die betrachteten Triebwerke eine neun mal höhere Standardabweichung auf als die in dieser Projektarbeit entwickelte *SFC*-Turbofan-Formel. Mit der Formel aus **Bräunling 2009** konnte die in dieser Projektarbeit entwickelte *SFC*-Formel nicht verglichen werden, da in der Triebwerksdatenbank nicht alle benötigten Werte vorhanden sind. Die *SFC*-Turboprop-Formel konnte nicht mit anderen *SFC*-Formeln aus der Literatur verglichen werden, weil dafür nicht alle nötigen Daten in der Triebwerksdatenbank vorhanden sind. Allerdings weist die in der Projektarbeit entwickelte *SFC*-Turboprop-Formel beim Vergleich der Auswertungsergebnisse eine noch geringere Abweichung auf als die in der Projektarbeit entwickelte *SFC*-Turbofan-Formel.

Die in dieser Projektarbeit entwickelten *SFC*-Formeln weisen geringe Abweichungen auf. Das bedeutet, dass die neu entwickelten Formel das Potential haben im Flugzeugvorentwurf eingesetzt werden zu können. Es ist dennoch Vorsicht geboten! Bei der Anwendung der in dieser Projektarbeit entwickelten *SFC*-Formeln muss darauf geachtet werden, dass der Anwendungsbereich sich mit dem Anwendungsbereich der zur Formelerstellung genutzten Triebwerksdatenbank deckt. Wird der Anwendungsbereich eingehalten, können die in dieser Projektarbeit entwickelten *SFC*-Turbofan- und *SFC*-Turboprop-Formeln im Flugzeugvorentwurf angewendet werden.

Eine Formel für Propfan-Triebwerke konnte nicht entwickelt werden. Vom Propfan-Antrieb sind sehr wenig Daten in der Triebwerksdatenbank. Obwohl der Propfan in den 1980er Jahren entwickelt und als ein Triebwerk der Zukunft gilt, hat der Propfan es wegen sehr hoher Lärmemission bis heute nicht zur Serienreife geschafft. Bei derzeitigen theoretischen Versuchsmodellen des DLR wird versucht durch Erhöhung der Blattzahl der vorderen Schraube und durch Verringerung des Durchmessers der hinteren gegenläufigen Schraube die Lärmemission zu verringern. Auch die MTU entwickelt und forscht derzeit an einem ummantelten gegenläufigen Propfan-Antrieb, welcher bis zum Jahr 2025 Serienreife erreicht haben soll. Zwischenstände und Ergebnisse der Forschung

und Entwicklung werden geheim gehalten. (**DLR 2012, MTU 2007**)

## Literaturverzeichnis

- Bräunling 2009** BRÄUNLING, Willy J.G.: *Flugzeugtriebwerke* : Berlin, Heidelberg : Springer, 2009
- DLR 2012** URL: [http://www.dlr.de/at/desktopdefault.aspx/tabid-7162/11868\\_read-27991/](http://www.dlr.de/at/desktopdefault.aspx/tabid-7162/11868_read-27991/) (2012-03-18)
- exl 2012** URL: <http://www.exl.at/helicopter/turbinen/turbinen.htm> (2012-04-17)
- flightglobal 2012** URL: <http://www.flightglobal.com/blogs/flightblogger/CFM56-7BE> (2012-04-17)
- Herrmann 2010** HERRMANN, Steffen: *Diplomarbeit : Untersuchung des Einflusses der Motorenzahl auf die Wirtschaftlichkeit eines Verkehrsflugzeuges unter Berücksichtigung eines optimalen Bypassverhältnisses* : Berlin : Technische Universität Berlin, 2010
- LTH 2008** Arbeitskreis Masseanalyse : *Luftfahrttechnisches Handbuch, Band Masseanalyse* : Ottobrunn : Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft, 2008
- Labuhn 2009** LABUHN, Dirk; ROMBERG, Oliver: *Keine Panik vor Thermodynamik!* : Wiesbaden : Vieweg+Teubner, 2009
- MTU 2007** URL: [www.mtu.de/de/technologies/future\\_technologies/technology\\_programs/claire/claire\\_mtu\\_presentation.pdf](http://www.mtu.de/de/technologies/future_technologies/technology_programs/claire/claire_mtu_presentation.pdf) (2012-03-18)
- NASA 2008** URL: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/trbtyp.html> (2012-04-23)
- Roux 2007** ROUX, Elodie: *Turbofan and turbojet engines* : Blagnac : lulu, 2007
- Roux 2011** ROUX, Elodie: *Turboshaft, Turboprop and Propfan* : Blagnac : lulu, 2011
- Spiegel 2007** URL: <http://www.spiegel.de/spiegel/print/d-51714233.html> (2012-04-23)

**Uni Jena 2012**

Url: <http://www.soz.uni-jena.de/adl/m3/m3html/m3reg94.htm>  
(2012-05-03)

















Number	Engine	Example Aircraft	PsI (kW) (ohne exhaust gas Schulb)	PsI <sub>leq</sub> (kW)	PsI <sub>leq</sub> (kW)	SFC <sub>oil</sub> (lb/hr/ship)	SFC <sub>oil</sub> (kg/s/W)	W (m)	H (m)	L (m)	RPM <sub>cr</sub> (rpm)	RPM <sub>int</sub> (rpm)	RPM <sub>o</sub> (rpm)	RPM <sub>o</sub> (rpm)	T <sub>oil</sub> (N)	M <sub>eng</sub> (kg)	T <sub>oil</sub> (°C)	OPR	CG <sub>o</sub> (m)	CG <sub>i</sub> (m)	CG <sub>s</sub> (m)	
11	501-M71	C-130	4623	4623	4623	0,458	1,24E+01	14,97	1,133	0,991	3,708	13820				840	1150	9,6				
12	AE 2100A	Saab 2000	3096	3096	3096	0,41	1,11E+01	16,96	0,798	1,26	2,938	15030				716	769	17	1,33		0,055	
13	AE 2100C	Indonesian Dirgantara IPTN N-250-100	2439	2439	2439	0,442	1,19E+01	16,33	0,798	1,26	2,938	14847				716	740	17	1,33		0,055	
14	AL-20-5	An-26	3788	3863	3863	0,5	1,35E+01	20,68	0,842	1,18	3,096	12300			2302	1040	900	9,5				
15	AL-26VT	An-26	2103	2103	2103	0,452	1,22E+01	14,38	0,677	1,075	2,346					600		7,7				
16	AL-450TP	Beriev Be-103	373	373	373	0,551	1,49E+01	1,72	0,701	0,515	1,039					123		7,5				
17	AL-34-1	M-101T Gzhel	746	746	746	0,35	9,45E+00	0,64	0,676	1,609						178						
18	Astazou II	Beech Marquis	395	419	419	0,586	1,58E+01	2,49	0,478	0,457	1,913	43500			356	123		5,9				
19	Astazou IIC		390	414	414	0,586	1,58E+01	2,49	0,506	0,506	1,765	43500				146	525	5,9	0,455		-0,008	0,005
20	Astazou IID		331	353	353	0,586	1,58E+01	2,49	0,464	0,465	1,755	43500			322	161	525	5,9	0,436		-0,008	0,005

Number	Engine	Example Aircraft	Psst (kW) (ohne exhaust gas Schulb)	Psst1eq (kW)	Psst2eq (kW)	SFCs1 (lb/hr/ship)	SFCs2 (kg/s/W)	W (m)	H (m)	L (m)	RPMc1 (rpm)	RPMc2 (rpm)	RPMc3 (rpm)	RPMc4 (rpm)	RPMc5 (rpm)	T <sub>oil</sub> (N)	M <sub>eng</sub> (kg)	T <sub>oil</sub> (°C)	OPR	CG <sub>1</sub> (m)	CG <sub>2</sub> (m)	CG <sub>3</sub> (m)
21	Astazou IIE	Pilatus PC-6	390	412	412	0,586	1,58E+01	2,49	0,497	1,755						345	158	525	5,9	0,436	-0,008	0,005
22	Astazou X		477	506	506	0,513	1,39E+01	2,49	0,46	1,912						423	163	7,8				
23	Astazou XIV Turboprop	Handley Page Jetstream	597	636	636	0,547	1,48E+01	3,31	0,546	2,047						589	206	7,5				
24	Astazou XIVC	Handley Page 137	579	615	615	0,525	1,42E+01	3,31	0,546	2,047						545	190	500	7,5	0,239		
25	Astazou XVID	Jetstream 201 T.3	681	723	723	0,525	1,42E+01	3,31	0,582	1,554						623	205	8,2				
26	Bastian 6A1	Max Holste MH 260 Super Broussard	694	746	746	0,582	1,57E+01	0,685	0,775	1,546						778	211	870				
27	Bastian 6A2		746	799	799	0,584	1,58E+01	0,685	0,775	1,546						801	211	870				
28	Bastian 6B2	Nord 262	746	799	799	0,584	1,58E+01	0,685	0,775	1,551						801	211	870				
29	Bastian 7	Handley Page 147	780	1089	1089	0,525	1,42E+01	5,94	0,551	1,91						4604	370	870	6,7			
30	Bastian 7A	Handley Page 147	790	790	790	0,6	1,62E+01	5,94	0,775	1,91						268	268	870	6,7			

Number	Engine	Example Aircraft	PsI (kW) (ohne exhaust gas Schub)	PsI <sub>req</sub> (kW)	PsI <sub>req</sub> (KW)	SFC <sub>CSL</sub> (lb/hr/ship)	SFC <sub>CSL</sub> (kg/s/W)	W (m)	H (m)	L (m)	RPM <sub>CT</sub> (rpm)	RPM <sub>IT</sub> (rpm)	RPM <sub>FT</sub> (rpm)	RPM <sub>G</sub> (rpm)	T <sub>oil</sub> (N)	M <sub>eng</sub> (kg)	T <sub>oil</sub> (°C)	OPR	CG <sub>x</sub> (m)	CG <sub>y</sub> (m)	CG <sub>z</sub> (m)
31	CT7-3	Dash-9	1119	1119	1119	0,471	1,27E+01	4,5	0,737	0,737	1,778					272	1200	18			
32	CT7-7A	CASA- IPTN CN-235	1268	1315	1315	0,474	1,28E+01	0,66	0,737	2,438	45000				712	355	930	17	0,789	-0,007	0,07
33	CT7-9C	Airtech CN-235-300	1394	1394	1394	0,471	1,27E+01	4,5	0,66	0,737	2,438	45600			365	365	950	18	0,799	-0,007	0,069
34	Dart RDa.3 MK.506C	Vickers Viscount	1003	1003	1003	0,734	1,98E+01	0,963	0,963	2,479			14500		465						
35	Dart RDa.6 MK.510	Viscount 700D	1145	1145	1145	0,692	1,87E+01	9,3	0,963	0,963	2,479				502			5,5			
36	Dart RDa.7 MK.520	Viscount 806	1215	1215	1215	0,647	1,75E+01	10,66	0,963	0,963	2,479				547			5,6			
37	Dart RDa.7 MK.258	Fokker Fairchild F.27 Friendship	1368	1368	1368	0,64	1,73E+01	10,66	0,963	0,963	2,479				560			5,6			
38	Dart RDa.7 MK.520-8K	Grumman Gulfstream I	1424	1568	1568	0,639	1,73E+01	10,66	0,965	0,965	2,466				2144	561	825	5,6	0,061		
39	Dart RDa.7 MK.531	Viscount 830	1368	1512	1512	0,64	1,73E+01	10,66	0,963	0,963	2,479				2131	576	810	5,6	0,061		
40	Dart RDa.7 MK.532	Herald 600/800	1506	1506	1506	0,641	1,73E+01	10,66	0,963	0,963	2,479				560			5,6			

Number	Engine	Example Aircraft	Ps <sub>1</sub> (kW) (ohne exhaust gas Schub)	Ps <sub>1</sub> (kW) (KW)	Ps <sub>1</sub> (kW) (KW)	SFC <sub>CS1</sub> (lb/hr/ship)	SFC <sub>CS1</sub> (kg/s/W)	W <sub>CS1</sub> (kg/s)	W (m)	H (m)	L (m)	RPM <sub>CS1</sub> (rpm)	RPM <sub>Int</sub> (rpm)	RPM <sub>Ext</sub> (rpm)	T <sub>CS1</sub> (N)	M <sub>Eng</sub> (kg)	T <sub>Int</sub> (°C)	OPR	CG <sub>1</sub> (m)	CG <sub>2</sub> (m)	CG <sub>3</sub> (m)	
41	Dart RD.10 MK.542- 10K	YS11	1719	1902	1902	0,556	1,50E+01	12,02	0,965	0,965	2,527	15000		1163	2736	628	865	6,4				
42	DB 721 Turboprop		1469	1469		0,681	1,84E+01	9,98	0,485	0,485	2,675	21000		1400	299	900	6					
43	Dual Pac 785-1000 Grand Caravan	Cessna 208B	991	991	991	0,62	1,67E+01	1,256	0,751	1,917	1700			483								
44	Gnome H.1800 aircraft	STOL aircraft	1305	1305	1305	0,52	1,40E+01	6,99	0,559	0,566	1,727			195			9,9					
45	GTP-1-1.5		1500	1500	1500	0,439	1,19E+01	9,2	0,64	0,82	1,615			360	1237	17						
46	H80	L-410	597	631	631	0,585	1,58E+01	3,72	0,559	0,584	1,676	36059		2080	512	173	6,7					
47	LTP 101- 600A-1A	Cessna 421	447	462	462	0,544	1,47E+01	2,18	0,592	0,579	0,935	49399		1440	234	147	763	8,5	0,045	-0,003	0,078	
48	LTP 101- 700A-1A	Cessna 421	500	522	522	0,55	1,49E+01	2,31	0,592	0,579	0,935	48968		1440	322	150	763	8,6	0,045	-0,003	0,078	
49	M138	A400M (candidate engine)	8001	8001	8001	0,059	1,59E+00															
50	M601B	Let L- 410MA	515	515	515	0,648	1,75E+01	3,25	0,59	0,65	1,675	36660		2080	193	952	6,4					

Number	Engine	Example Aircraft	PsI (kW) (ohne exhaust gas Schub)	PsI <sub>1</sub> eq (kW)	PsI <sub>2</sub> eq (kW)	SFC <sub>CSL</sub> (lb/hr/ship)	SFC <sub>CSL</sub> (kg/s/W)	W <sub>CSL</sub> (kg/s)	W (m)	H (m)	L (m)	RPM <sub>CSL</sub> (rpm)	RPM <sub>Int</sub> (rpm)	RPM <sub>Ext</sub> (rpm)	RPM <sub>0</sub> (rpm)	T <sub>CSL</sub> (N)	M <sub>CSL</sub> (kg)	T <sub>CSL</sub> (°C)	OPR	CG <sub>0</sub> (m)	CG <sub>1</sub> (m)	CG <sub>2</sub> (m)
51	M601D-2	Domier Do-28-G92	450	450	450	0,69	1,86E+01	0,59	0,65	1,675	36293	29084	1950	197	710	6						
52	M601D-11	Cessna 207	450	450	450	0,69	1,86E+01	0,59	0,65	1,675	36660	29084	1950	204	735	6,1	0,086					
53	M601F	Let L-420	579	579	579	0,633	1,71E+01	3,6	0,59	1,675	36660	31023	2080	207	735	6,7	0,086					
54	M601F-21	Let L-420	580	580	580	0,633	1,71E+01	3,6	0,95	1,675	36660	2080	202	957	6,7							
55	M602B	L-610	1500	1500	1500	0,498	1,34E+01	7,5	0,753	0,852	2,285	31489	25000	16600	1200	490	13					
56	NK-12	Tu-95-2	9200	9200	9200	0,496	1,34E+01	64,86	1,151	1,151	5,999	8300	2350	977	9,5							
57	NK-12M	Tu-95M Bear-A	11025	11025	11025	0,463	1,25E+01	64,86	1,151	1,151	4,785	8300	2900	2900	13							
58	NK-12MA	An-22	11185	11185	11185	0,463	1,25E+01	64,86	1,151	1,151	5,004	2950	1037	9,3								
59	NK-12MP	Tu-142	11033	11033	11033	0,463	1,25E+01	64,86	1,151	1,151	4,832	3075	13									
60	NK-12MV	An-22	11033	11033	11033	0,463	1,25E+01	55,79	1,151	1,151	4,785	8300	3065	1060	9,7							

Number	Engine	Example Aircraft	Psd (kW) (ohne exhaust gas Schulb)	Psst/eq (KW)	SFCscl (lb/hr/ship)	SFCscl (kg/s/W)	W (m)	H (m)	L (m)	RPVCT (rpm)	RPMin (rpm)	RPMax (rpm)	T <sub>oil</sub> (N)	M <sub>eng</sub> (kg)	T <sub>oil</sub> (°C)	OPR	CG <sub>0</sub> (m)	CG <sub>1</sub> (m)	CG <sub>2</sub> (m)	
61	PT6A-11	Piper Ceyenne I	373	394	394	0,647	1,75E+01	0,464	0,464	1,572	38100		2200	311	154	700	0,081	0,009	0,007	
62	PT6A-20A	de Havilland DHC-6 Twin Otter	410	432	432	0,649	1,75E+01	0,459	0,459	1,572	38100		2200	320	131	750	0,116	0,002	0,011	
63	PT6A-25A	Pilatus Turbo Trainer PC-7	410	433	433	0,63	1,70E+01	0,584	0,483	1,598	38100		2200	334	160	695	0,076	0,007	0,012	
64	PT6A-25C	Pilatus Turbo Trainer PC-7	559	584	584	0,595	1,61E+01	0,584	0,483	1,598	38100		2200	365	161	790	0,076	0,007	0,012	
65	PT6A-27	de Havilland DHC-6 Twin Otter 320	507	533	533	0,602	1,63E+01	0,459	0,459	1,572	38100	33183	2200	400	153	725	6,7	0,077	0,005	0,008
66	PT6A-38	Raytheon Beech Super King Air 200	559	597	597	0,629	1,70E+01	0,464	0,464	1,688	38100		2000	565	184	705	0,063	0,005	0,008	
67	PT6A-41	Raytheon Beech King Air 200	634	673	673	0,591	1,60E+01	0,464	0,464	1,688	38100	30145	2000	596	190	750	0,063	0,005	0,008	
68	PT6A-45A	Nord 262	875	913	913	0,554	1,50E+01	0,464	0,464	1,845	39000		1700	605	202	800	8,5	0,137	0,003	
69	PT6A-60A	Beech Starship I	783	830	830	0,548	1,48E+01	0,464	0,464	1,831	39000		1700	698	221	820	8,5	0,133	0,007	0,008
70	PT6A-62	Pilatus Turbo Trainer PC-9A	708	752	752	0,567	1,53E+01	0,464	0,464	1,77	39000		2000	645	206	800				

Number	Engine	Example Aircraft	Psd (kW) (ohne exhaust gas Schulb)	Pssl,eq (kW)	Pssl,eq (KW)	SFCscl (lb/hr/shp)	SFCscl (kg/s/W)	W (m)	H (m)	L (m)	RPM <sub>CT</sub> (rpm)	RPM <sub>Int</sub> (rpm)	RPM <sub>Ext</sub> (rpm)	RPM <sub>o</sub> (rpm)	T <sub>int</sub> (N)	M <sub>eng</sub> (kg)	T <sub>int</sub> (°C)	OPR	CG <sub>o</sub> (m)	CG <sub>o</sub> (m)	CG <sub>o</sub> (m)	
71	PT6A-64	EADS Secata TBM 700	522	557	557	0,703	1,90E+01	0,464	0,464	1,77	39000	30145	30145	2000	529	207	800	8,5				
72	PT6A-66A	Ibis Aerospace Ae 270 HP	634	675	675	0,62	1,67E+01	0,464	0,464	1,777	39000	30145	30145	2000	612	207	800	9,5				
73	PT6A-67	Raytheon Beech A200CT	895	949	949	0,547	1,48E+01	0,464	0,464	1,885	39000	29894	29894	1700	805	230	840	10,8				
74	PT6A-67R	Basler Turbo BT-67	1062	1125	1125	0,52	1,40E+01	0,464	0,464	1,91	39000	29894	29894	1700	943	234	855	10,8				
75	PT6A	Raytheon Beech T-6A Texan II	932	987	987	0,54	1,46E+01	0,564	0,483	1,811	39000	29985	29985	2000	823	259	820					
76	PT6A-112	Cesna Conquest I 425	373	394	394	0,637	1,72E+01	0,464	0,464	1,572	38100	32986	32986	1900	311	156	725	5,9	0,097	0,009	0,007	
77	PT6A-114	Cesna Caravan I	447	471	471	0,64	1,73E+01	0,464	0,464	1,572	38100	32986	32986	1900	351	163	805		0,099	0,01	0,007	
78	PT6B-35F	Lear Fan 2100	485	510	510	0,608	1,64E+01	0,459	0,894	1,49	38100				378	138	805		0,598	0,004	0,013	
79	PW102A	EMB-120 Brasilia	1119	1119	1119	0,544	1,47E+01	0,635	0,787	2,057						381						
80	PW108A	Dash-8	1491	1491	1491	0,5	1,35E+01	0,635	0,787	2,134						414						

Number	Engine	Example Aircraft	Psd (kW) (ohne exhaust gas Schub)	PsdLeq (kW)	PsdLeq (KW)	SFCscl (lb/hr/ship)	SFCscl (kg/s/W)	W (m)	H (m)	L (m)	RPM <sub>CT</sub> (rpm)	RPM <sub>Int</sub> (rpm)	RPM <sub>o</sub> (rpm)	RPM <sub>s</sub> (rpm)	T <sub>int</sub> (N)	M <sub>eng</sub> (kg)	T <sub>int</sub> (°C)	OPR	CG <sub>o</sub> (m)	CG <sub>s</sub> (m)	CG <sub>i</sub> (m)
81	PW115	EMB-120 Brasilia	1193	1411	1193	0,516	1,39E+01	0,635	0,787	2,057					1300	391					
82	PW118	EMB-120 Brasilia	1342	1411	1411	0,498	1,34E+01	0,635	0,787	2,046	33300	27700			1023	401	816	10,9			
83	PW119	Fairchild Dornier Do 328	1626		1626	0,49	1,32E+01	0,635	0,787	2,046	34200	28900			1300	402	800	13,2			
84	PW120A	Bombardie r Aerospace Q100 Dash 8	1491	1566	1566	0,485	1,31E+01	0,635	0,787	2,13	34350				1212	434	816				
85	PW121	Bombardie r Aerospace Q100 Dash 8	1603	1679	1679	0,476	1,29E+01	0,635	0,787	2,13	34350				1212	434	816	11,8			
86	PW121A	Alenia Aeronautic a EADS ATR 42- 400	1641	1718	1718	0,474	1,28E+01	0,635	0,787	2,13	34380				1212	434	816	12			
87	PW123C	Bombardie r Aerospace Q300 Dash8	1603	1687	1687	0,483	1,30E+01	0,66	0,838	2,13	34200	28800			1212	454	800	13,9			
88	PW126	BAe Jetstream Aircraft ATP	1648	1732	1732	0,463	1,25E+01	0,679	0,838	2,13	33600	27900			1212	481	760				
89	PW126A	BAe Jetstream Aircraft ATP	1985	2084	2084	0,454	1,23E+01	0,679	0,838	2,13	34190	28900			1212	481	800				
90	PW127A	Fokker 50- 300	1864	1954	1954	0,459	1,24E+01	0,66	0,838	2,134	34360	28870			1212	481	800	14,7			

Number	Engine	Example Aircraft	Ps <sub>1</sub> (kW) (ohne exhaust gas Schub)	Ps <sub>1</sub> eq (kW)	Ps <sub>1</sub> eq (kW)	SFCs <sub>1</sub> (lb/hr/ship)	SFCs <sub>1</sub> (kg/s/W)	W <sub>ss1</sub> (kg/s)	W (m)	H (m)	L (m)	RPM <sub>CT</sub> (rpm)	RPM <sub>Int</sub> (rpm)	RPM <sub>Ext</sub> (rpm)	RPM <sub>0</sub> (rpm)	T <sub>01</sub> (N)	M <sub>01</sub> (kg)	T <sub>01</sub> (°C)	OPR	CG <sub>0</sub> (m)	CG <sub>1</sub> (m)	CG <sub>2</sub> (m)
91	PW127E	ATR72-500	1790	1876	1876	0,474	1,28E+01	0,679	0,838	2,13	34360	28870	1212	1286	481	800	14,7					
92	RR500TP		336	336	336	0,63	1,70E+01	0,594	0,62	1,095					102	8,3						
93	T53-L-15	Gruuman OV-1C	865	865	865	0,6	1,62E+01	0,584	0,584	1,483	24400				274	7,4						
94	T56-A-7	Hercules C-130A	2800	3020	3020	0,528	1,43E+01	0,686	1,016	3,708			13820	3281	746	971						
95	T56-A-10W	P-3A	3132	3132	3132	0,52	1,40E+01	0,686	1,245	3,708			13820	848	971	9,3						
96	T56-A-427	Northrop Grumman E-2C+	3915	3915	3915	0,47	1,27E+01	0,686	1,227	3,711			14239	880	1077	11,5						
97	T56-A427A	Gruuman E-2D	4342	4342	4342	0,47	1,27E+01	0,686	1,227	3,711			14239	880	1077	12						
98	T76-G-410	Northrop Grumman OV-10 Bronco	533	563	563	0,6	1,62E+01	0,489	0,686	1,13			41730	445	993	8,5						
99	T101-CP-100	Shorts C-23A	634	634	634	0,553	1,49E+01	0,483	0,483	1,829			1700	203	8,5							
100	T406-AD-400	Saab 2000	4586	4586	4586	0,426	1,15E+01	0,671	0,864	1,958			440	440	1200	1,4						

Number	Engine	Example Aircraft	Psd (kW) (ohne exhaust gas Schulb)	Pssl,eq (kW)	Pssl,eq (KW)	SFCsl (lb/hr/ship)	SFCsl (kg/s/W)	W (kg/s)	W (m)	H (m)	L (m)	RPMcr (rpm)	RPMn (rpm)	RPMr (rpm)	RPMs (rpm)	T <sub>01</sub> (N)	M <sub>eng</sub> (kg)	T <sub>01</sub> (°C)	OPR	CG <sub>r</sub> (m)	CG <sub>s</sub> (m)	CG <sub>i</sub> (m)
101	TP400-D6 A400M		7971	7971	7971	0,35	9,45E+00	26,31	0,925	1,218	4,18	18396	10390	8579	864	1903	997	2,5				
102	TPE331-1- P11atus PC-6		496	526	526	0,605	1,63E+01	2,81	0,533	0,66	1,092			41730	2000	445	152	1013	8,3			
103	TPE331-2- Skyvan III 251A		533	563	563	0,588	1,59E+01	2,8	0,533	0,66	1,092			41730	2000	454	152	923	8,5			
104	TPE331-3-301		626	674	674	0,59	1,59E+01	3,54	0,533	0,66	1,092			41730	2000	707	160	923	10,4			
105	TPE331-3U-304G Merlin III		626	674	674	0,59	1,59E+01	3,54	0,533	0,66	1,092			41730	2000	707	160	923	10,4			
106	TPE331-5- Turbo 252K Commander 690A		579	622	622	0,602	1,63E+01	3,52	0,533	0,66	1,092			41730	1591	645	163	923	10,4			
107	TPE331-6- MU-2J 252M		559	603	603	0,577	1,56E+01	3,52	0,533	0,66	1,092			41730	2000	645	163	923	10,3			
108	TPE331-8- Cessna 402S Conquest II		533	563	563	0,572	1,54E+01	3,53	0,533	0,66	1,092			41730	2000	445	168	1013	10,3			
109	TPE331-9- Cessna 440S Conquest II		645	676	676	0,568	1,53E+01	3,53	0,533	0,66	1,092			41730	2000	467	170	1013	10,3			
110	TPE331-10 C-212-10		701	734	734	0,56	1,51E+01	3,53	0,533	0,66	1,168			41730	1591	489	175	1050	10,8			

Number	Engine	Example Aircraft	Ps <sub>1</sub> (kW) (ohne exhaust gas Schub)	Ps <sub>1</sub> eq (kW)	Ps <sub>1</sub> eq (KW)	SFC <sub>CS1</sub> (lb/hr/ship)	SFC <sub>CS1</sub> (kg/s/W)	W (m)	H (m)	L (m)	RPM <sub>CT</sub> (rpm)	RPM <sub>IT</sub> (rpm)	RPM <sub>OT</sub> (rpm)	RPM <sub>OT</sub> (rpm)	RPM <sub>OT</sub> (rpm)	RPMS (rpm)	T <sub>01</sub> (N)	M <sub>eng</sub> (kg)	T <sub>01</sub> (°C)	OPR	CG <sub>1</sub> (m)	CG <sub>2</sub> (m)	CG <sub>3</sub> (m)
111	TPE331-10-511K	Commander 1000	701	734	734	734	0.56 1,51E+01	0.533	0.66	1,168				41730	1591	489	175	1050	10,8				
112	TPE331-10AV-511M	MU-2J	559	591	591	591	0.56 1,51E+01	0.533	0.66	1,168				41730	2000	467	175	1050	10,8				
113	TPE331-10G-511D	Do 228-200	701	734	734	734	0.56 1,51E+01	0.533	0.66	1,168				41730	1591	489	175	1050	10,8				
114	TPE331-10CT-511D	Do 228-200	579	622	622	622	0.56 1,51E+01	0.533	0.66	1,168				41730	1591	645	175	1050	10,8				
115	TPE331-10N-511S	Cessna Conquest II	533	563	563	563	0.56 1,51E+01	0.533	0.66	1,168				41730	2000	445	175	1050	10,8				
116	TPE331-10R-513C	C-212-300	701	734	734	734	0.56 1,51E+01	0.533	0.66	1,168				41730	1591	489	175	1050	10,8				
117	TPE331-10T-516K	Turbo Commander 690A	579	622	622	622	0.56 1,51E+01	0.533	0.66	1,168				41730	1591	645	175	1050	10,8				
118	TPE331-10UF	Jeistream T-3	701	734	734	734	0.56 1,51E+01	0.533	0.66	1,168			3,49	41730	1591	489	175	1050	10,8				
119	TPE331-10UG-514H	Jeistream 3101	701	734	734	734	0.56 1,51E+01	0.533	0.66	1,168			3,49	41730	1591	489	175	1050	10,8				
120	TPE331-11	Metro 3	746	746	746	746	0.558 1,51E+01	0.533	0.66	1,168					1591	184	184	1050	10,8				

Number	Engine	Example Aircraft	Psst (kW) (ohne exhaust gas Schulb)	Psst <sub>1eq</sub> (kW)	Psst <sub>1eq</sub> (KW)	SFC <sub>CS1</sub> (lb/hr/ship)	SFC <sub>CS1</sub> (kg/s/W)	W (m)	H (m)	L (m)	RPM <sub>CS1</sub> (rpm)	RPM <sub>Int</sub> (rpm)	RPM <sub>Ext</sub> (rpm)	RPM <sub>CS</sub> (rpm)	T <sub>int</sub> (N)	M <sub>wing</sub> (kg)	T <sub>int</sub> (°C)	OPR	CG <sub>1</sub> (m)	CG <sub>2</sub> (m)	CG <sub>3</sub> (m)
121	TPE331-11U-601G	Metro 3	746	779	779	0,558	1,51E+01	0,533	0,66	1,168	41730	1591	500	184	1050	10,8					
122	TPE331-12JR-701S	Cessna Caravan	746	783	783	0,547	1,48E+01	0,533	0,66	1,168	41730	1591	556	188	1220	10,8					
123	TPE331-14F-801L	Grob G520T	932	978	978	0,502	1,36E+01	0,813	0,66	1,346	34888	1540	689	281	612	11					
124	TPE331-14GR-801E	An-38-100	1230	1285	1285	0,502	1,36E+01	0,914	0,66	1,346	35645	1552	812	281	605	11,4					
125	TPE331-25	Volpar	429	429	429	0,665	1,80E+01	0,542	0,676	1,169	2000	152	571	8,2	0,18	0,071					
126	TPE331-25E		429	451	451	0,665	1,80E+01	0,542	0,676	1,169	2000	334	152	571	8,2	0,18	0,071				
127	TPE331-47	Volpar	429	451	451	0,665	1,80E+01	0,534	0,676	1,169	334	152	577	8,2	0,18	0,009	0,077				
128	TPE331-61	Volpar	429	451	451	0,665	1,80E+01	0,534	0,676	1,169	334	152	577	8,2	0,18	0,009	0,077				
129	Turbine Pac 780-1000-1	Cessna 206 Skywagon	312	312	312	0,65	1,76E+01	0,754	0,755	1,22	1810	144									
130	Turnno IIIID	Breguet Br 941	857	857	857	0,657	1,77E+01	0,94	1,92	33500	6000	1200	315	5,9							

Number	Engine	Example Aircraft	PsI (kW) (ohne exhaust gas Schub)	PsI <sub>eq</sub> (kW)	PsI <sub>eq</sub> (KW)	SFC <sub>CSL</sub> (lb/hr/ship)	SFC <sub>CSL</sub> (kg/s/W)	W (m)	H (m)	L (m)	RPM <sub>CT</sub> (rpm)	RPM <sub>PI</sub> (rpm)	RPM <sub>PI</sub> (rpm)	RPM <sub>CS</sub> (rpm)	T <sub>oil</sub> (N)	M <sub>eng</sub> (kg)	T <sub>oil</sub> (°C)	OPR	CG <sub>1</sub> (m)	CG <sub>2</sub> (m)	CG <sub>3</sub> (m)
131	Turno IID3	Breguet 941S	1104	1104	1104	0,616	1,66E+01	5,9	0,935	0,927	1,869					365		5,5			
132	TVD-10M	Beriev Be-32	810	810	810	0,567	1,53E+01	4,6	0,556	0,899	2,06					230		7,4			
133	TVD-20	An-3	1081	1081	1081	0,485	1,31E+01	5,4	0,85	0,8	1,9				1700	240		9			
134	TVD-20-03	An-38-200	1066	1066	1066	0,496	1,34E+01	5,4	0,845	0,85	1,9				1827	250		9			
135	TV-D-100	Aeroprogress	529	529	529	0,571	1,54E+01	2,66	0,78	0,734	1,275					156	1027	9,2			
136	TVD-1500	An-38	1139	1139	1139	0,443	1,20E+01	3,99	0,62	0,759	1,966				1700	248		14,4			
137	Tyne RTy.12 MK.101	Canadair 44	4072	4105	4105	0,45	1,22E+01	1,097	1,097	1,397	2,761				1007			13,5			
138	Tyne RTy.12 MK.515/10	Canadair CC-106 Yukon	3799	3799	3799	0,39	1,05E+01	21,09	1,097	1,397	2,761				1007			13,5			
139	Tyne RTy.12 MK.515/10 IW	Short S.C.5 Belfast	3799	4117	4117	0,504	1,36E+01	21,09	1,257	1,257	18000				4737	1065	665	13,5			
140	Tyne RTy.12 MK.522	Transall C-160NG	4057	4057	4057	0,491	1,33E+01	21,09	1,118	1,118	18150				4804	1057	755	13,5			

Number	Engine	Example Aircraft	Pst (kW) (ohne exhaust gas Schub)	Pst1eq (kW)	Pst1eq (KW)	SFCst1 (lb/hr/shp)	SFCst1 (kg/s/W)	Wst1 (kg/s)	W (m)	H (m)	L (m)	RPMct (rpm)	RPMnt (rpm)	RPMrt (rpm)	RPMs (rpm)	Trot (N)	Meng (kg)	Tot (°C)	OPR	CGx (m)	CGy (m)	CGz (m)
141	Tyne RTy-20 MK-21	Breguet Br-150 Atlantic	4224	4552	4552	0.439	1.19E+01	21.09	1.397	1.397	2.761		15250			4893	1098	1000	13.5			
142	Tyne RTy-20 Mk-22	Transall C-160A	4224	4552	4552	0.47	1.27E+01	21.09	1.097	1.397	2.761					4893	1105	1000	14			
143	VK-1500	An-38-300	1103	1103	1103	0.507	1.37E+01	7.3	0.708	0.847	1.714					340	918	7.4				
144	Wolston 1S/90	Hants and Sussex Aviation Chipmunk	80	80	80	1.3	3.51E+01									64						
145	XT31-GE-2	XF2R-1	1268	1268	1268	0.87	2.35E+01	0.914	0.914	2.946						864		6.1				
146	XT37-NA-3	YB-35A	7457	7457	7457	0.67	1.81E+01	1.168	1.168	4.242						2722		6				

# Anhang C

## Tabelle der Propfan-Daten

Number	Engine	Example-Aircraft	Psst (KW)	Psd <sub>CS1</sub> (KW)	F <sub>SS1</sub>	SFC <sub>CS1</sub> (lb/hr/lbhp)	SFC <sub>CS2</sub> (kg/s/W)	W <sub>CS1</sub> (kg/s/W)	H (m)	L (m)	RPM <sub>ACT</sub> (rpm)	RPM <sub>IT</sub> (rpm)	RPM <sub>PT</sub> (rpm)	RPM <sub>DO</sub> (rpm)	T <sub>spl</sub> (N)	Meq <sub>g</sub> (kg)	TEI (°C)	OPR	CC <sub>CS</sub> (m)	CC <sub>CS</sub> (m)	CC <sub>CS</sub> (m)
1	50-M78	NASA Propfan Test Assessment	4474	4474	4474	0,458 7751E+08	14,97	1,133	0,991	3,708						840	1150	9,6			
2	NK-93	IL-76LL testcd	22371	22371	22371	0		1,455	1,455	5,969					17680	3650	1247	28,9			
3	D-27	Ab-180 Project	10440	10440	10440	0,375 6340E+08	27,4	1,259	1,37	4,199				1000	119146	2300	1392	30,3			
4	D-256	Ab-70	8091	8091	8091	0,456 7717E+08								960		1691					

Umrechnungsfaktor: 1,601E+07

# Anhang D

## Tabelle mit den Daten zu der Turbofan-Formel

No	SFCssl Roux [kg/N/s]	OPR (Roux)	TET (Roux)	BPR (Roux)	Tssl[KN] (Roux)	Tssl [N]	Formelparameter (OPR+BPR) <sup>2</sup> *T_ET*Tssl	SFCssl(Fe rme)	SFCssl Roux [kg/N/s]	Proz. Abweichung	quadrierte Abweichung	Varianz	Standartabweichung	Mittelwert	Proz. Standartabweichung
1	1,59E-05	41	1593	7,14	340,289	340289	26095749349	1,577E-05	1,59E-05	0,79%	1,57807E-14	3,422E-12	1,84976E-06	1,84E-05	10,07%
2	1,65E-05	35,6	1581	7,32	260,064	260064	17647038017	1,631E-05	1,65E-05	1,15%	3,59633E-14				
3	1,62E-05	34,5	1548	4,30	269,562	269562	16190540669	1,643E-05	1,62E-05	-1,41%	5,21574E-14				
4	1,64E-05	31,5	1608	5,05	267,337	267337	15712037099	1,647E-05	1,64E-05	-0,42%	4,82781E-15				
5	1,60E-05	30,4	1608	5,15	254,259	254259	14534563180	1,658E-05	1,60E-05	-3,60%	3,32016E-13				
6	1,39E-05	28,9	1520	16,6	176,518	176518	12207984880	1,682E-05	1,39E-05	-20,97%	8,49842E-12				
7	1,63E-05	27,1	1608	5,31	229,483	229483	11959570800	1,684E-05	1,63E-05	-3,33%	2,95252E-13				
8	1,62E-05	25	1600	5,6	229,794	229794	11250714240	1,693E-05	1,62E-05	-4,49%	5,2865E-13				
9	1,69E-05	35,5	1609	4,6	156,911	156911	10124038940	1,707E-05	1,69E-05	-1,02%	2,94645E-14				
10	1,69E-05	31,9	1640	4,6	156,8	156800	9386048000	1,718E-05	1,69E-05	-1,63%	7,58184E-14				
11	1,69E-05	25,8	1500	4,3	191,718	191718	8656067700	1,729E-05	1,69E-05	-2,29%	1,49211E-13				
12	1,54E-05	31,5	1633	6,6	138,784	138784	8634765763	1,729E-05	1,54E-05	-12,27%	3,57079E-12				
13	1,65E-05	29,7	1537	5,42	110,31	110310	5954472026	1,78E-05	1,65E-05	-7,87%	1,68701E-12				
14	1,69E-05	26,5	1537	6	111,205	111205	5554967763	1,789E-05	1,69E-05	-5,88%	9,8804E-13				
15	1,88E-05	25,4	1628	5,9	106,757	106757	5439952395	1,792E-05	1,88E-05	4,67%	7,69713E-13				
16	1,89E-05	25,2	1646	6	104,533	104533	5368313122	1,794E-05	1,89E-05	5,07%	9,20008E-13				
17	1,89E-05	24,3	1642	5,9	97,86	97860	4852720824	1,808E-05	1,89E-05	4,34%	6,73758E-13				
18	1,90E-05	24,7	1543	6	97,86	97860	4635637986	1,814E-05	1,90E-05	4,52%	7,36378E-13				
19	1,84E-05	23,7	1560	6	97,86	97860	4534049520	1,817E-05	1,84E-05	1,24%	5,18774E-14				

No	SFCssl Roux [kg/N/s]	OPR (Roux)	TET (Roux)	BPR (Roux)	Tssl[KN] (Roux)	Tssl [N]	Formelparameter (OPR+BPR) <sup>2</sup> T_ET*Tssl	SFCssl(Fe rnel)	SFCssl Roux [kg/N/s]	Proz. Abweichung	quadririerte Abweichung	Varianz	Standartabweichung	Mittelwert	Proz. Standartabweichung
21	1,73E-05	25,2	1550	4,95	75,019	75019	3505825418	1,852E-05	1,73E-05	-7,08%	1,49965E-12				
22	2,09E-05	19,2	1411	1,77	96,526	96526	2856075960	1,881E-05	2,09E-05	10,02%	4,38718E-12				
23	2,20E-05	23,2	1145	1	103,005	103005	2854165545	1,881E-05	2,20E-05	14,52%	1,01994E-11				
24	2,00E-05	16,4	1370	3,1	67,15	67150	1793912250	1,944E-05	2,00E-05	2,79%	3,10701E-13				
25	2,16E-05	16	1233	1,25	80,148	80148	1704687849	1,951E-05	2,16E-05	9,66%	4,35769E-12				
26	2,18E-05	18,6	1300	1	66,708	66708	1699719840	1,952E-05	2,18E-05	10,47%	5,21442E-12				
27	1,99E-05	21	1477	6,2	41,013	41013	1647672667	1,956E-05	1,99E-05	1,71%	1,16213E-13				
28	2,24E-05	19	1350	0,64	50,718	50718	1344737052	1,984E-05	2,24E-05	11,44%	6,56665E-12				
29	1,83E-05	23	1643	5,3	26,325	26325	1224030893	1,997E-05	1,83E-05	-9,11%	2,77658E-12				
30	2,27E-05	19,4	1378	3,15	20	20000	621478000	2,089E-05	2,27E-05	7,95%	3,25819E-12				
31	2,35E-05	19	1285	2,7	15,549	15549	433576090,5	2,139E-05	2,35E-05	8,99%	4,45958E-12				
32	1,53E-05	12,6	1288	3,3	13,545	13545	277390764	2,2E-05	1,53E-05	-43,79%	4,48921E-11				
33	2,12E-05	12,8	1291	3,28	8,452	8452	175457434,6	2,263E-05	2,12E-05	-6,73%	2,03832E-12				

# Anhang E

## Tabelle mit den Daten zu der Turboprop-Formel

No	PssLeq(kW)	TET(°C)	PssLeq(W)	TET(K)	OPR	Formelparameter Psi <sup>1/2</sup> _ET*OPR	SFCst (kg/s/N)	SFC (nach Formel)	Proz. Abweichung	quadratierte Abweichung	Varianz	Standardabweichung	Mittelwert	Prozentuale Standardabweichung vom Mittelwert
1	7971	997	7971000	1276,15	25	2,53109E+11	5,92308E-08	6,24291E-08	-5,4%	1,02295E-17	4,65308E-17	6,82135E-09	9,41308E-08	7,2%
2	11033	1060	11033000	1333,15	9,7	1,42674E+11	7,83538E-08	6,81617E-08	13,0%	1,03879E-16				
3	11185	1037	11185000	1310,15	9,3	1,36282E+11	7,83538E-08	6,862E-08	12,4%	9,47469E-17				
4	4586	1200	4586000	1473,15	14	9,4582122600	7,20923E-08	7,22727E-08	-0,3%	3,25258E-20				
5	4552	1000	4552000	1273,15	14	8,1135303200	7,95385E-08	7,38062E-08	7,2%	3,28593E-17				
6	4552	1000	4552000	1273,15	13,5	78237615800	7,42923E-08	7,41698E-08	0,2%	1,49992E-20				
7	4023	1150	4023000	1423,15	9,6	63160635520	7,75077E-08	7,63105E-08	1,5%	1,43310E-18				
8	3915	1077	3915000	1350,15	11,5	60787128375	7,95385E-08	7,66936E-08	3,6%	8,09346E-18				
9	4057	755	4057000	1028,15	13,5	56311261425	8,30923E-08	7,74584E-08	6,8%	3,1741E-17				
10	3096	769	3096000	1042,15	17	54850438800	6,93846E-08	7,77212E-08	-12,0%	6,94993E-17				
11	4117	665	4117000	938,15	13,5	52141907925	8,52923E-08	7,82277E-08	8,3%	4,99094E-17				
12	3490	1077	3490000	1350,15	9,5	44764223250	8,47846E-08	7,97532E-08	5,9%	2,53146E-17				

No	Pssl,eq (KW)	TET (°C)	Pssl,eq (W)	TET (K)	OPR	Formelparameter Pssl* <sup>n</sup> _ET*OPR	SFCsd (kg/s/W)	SFC (mch Formel)	Proz. Abweichung	quadierte Abweichung	Varianz	Standardabweichung	Mittelwert	Prozentuale Standardabweichung vom Mittelwert
13	3863	900	3863000	1173,15	9,5	43052845275	8,46154E-08	8,01431E-08	5,3%	2,00017E-17				
14	1500	1237	1500000	1510,15	17	38508825000	7,42923E-08	8,12585E-08	-9,4%	4,85274E-17				
15	2439	740	2439000	1013,15	17	42008238450	7,48E-08	8,03887E-08	-7,5%	3,12334E-17				
16	3132	971	3132000	1244,15	9,3	36239103540	0,000000088	8,1866E-08	7,0%	3,76265E-17				
17	1119	1200	1119000	1473,15	18	29672187300	7,97077E-08	8,38653E-08	-5,2%	1,72852E-17				
18	1394	950	1394000	1223,15	18	30691279800	7,97077E-08	8,35276E-08	-4,8%	1,45914E-17				
19	1954	800	1954000	1073,15	14,7	30824045970	7,76769E-08	8,34841E-08	-7,5%	3,37233E-17				
20	1876	800	1876000	1073,15	14,7	29594472180	8,02154E-08	8,38915E-08	-4,6%	1,35136E-17				
21	1315	930	1315000	1203,15	17	26896418250	8,02154E-08	8,48474E-08	-5,8%	2,14557E-17				
22	1139	1267	1139000	1540,15	14,4	25260924240	7,49692E-08	8,54748E-08	-14,0%	1,10366E-16				
23	1687	800	1687000	1073,15	13,9	25164616295	8,17385E-08	8,5513E-08	-4,6%	1,42468E-17				
24	1626	800	1626000	1073,15	13,2	23033233080	8,29231E-08	8,6398E-08	-4,2%	1,20748E-17				

No	Pssl,eq (KW)	TET (°C)	Pssl,eq (W)	TET (K)	OPR	Formelparameter Pssl* <sub>T</sub> _ET*OPR	SFCsd (kg/s/W)	SFC (mch Formel)	Proz. Abweichung	quadierte Abweichung	Varianz	Standardabweichung	Mittelwert	Prozentuale Standardabweichung vom Mittelwert
25	1718	816	1718000	1089,15	12	22463916400	8,02154E-08	8,66627E-08	-8,0%	4,14389E-17				
26	1679	816	1679000	1089,15	11,8	21578457620	8,05538E-08	8,70504E-08	-8,1%	4,2205E-17				
27	1411	816	1411000	1089,15	10,9	16751018085	8,42769E-08	8,95828E-08	-6,3%	2,81518E-17				
28	1902	865	1902000	1138,15	6,4	13854472320	9,40923E-08	9,14813E-08	2,8%	6,81757E-18				
29	1125	855	1125000	1128,15	10,8	13707022500	0,000000088	9,15883E-08	-4,1%	1,28756E-17				
30	783	1220	783000	1493,15	10,8	12626675660	9,25692E-08	9,24092E-08	0,2%	2,56014E-20				
31	1285	665	1285000	878,15	11,4	12864019350	8,49538E-08	9,2223E-08	-8,6%	5,28406E-17				
32	779	1050	779000	1323,15	10,8	11131925580	9,44308E-08	9,36692E-08	0,8%	5,80033E-19				
33	949	840	949000	1113,15	10,8	11408896980	9,25692E-08	9,34234E-08	-0,9%	7,29617E-19				
34	746	1050	746000	1323,15	10,8	10660354920	9,44308E-08	9,4102E-08	0,3%	1,08073E-19				
35	734	1050	734000	1323,15	10,8	10488874680	9,47692E-08	9,42642E-08	0,5%	2,55066E-19				
36	734	1050	734000	1323,15	10,8	10488874680	9,47692E-08	9,42642E-08	0,5%	2,55066E-19				

No	Pssl,eq (KW)	TET (°C)	Pssl,eq (W)	TET (K)	OPR	Formelparameter Pssl* <sup>1/4</sup> _ET*OPR	SFCsd (kg/s/W)	SFC (mch Formel)	Proz. Abweichung	quadierte Abweichung	Varianz	Standardabweichung	Mittelwert	Prozentuale Standardabweichung vom Mittelwert
37	734	1050	734000	1323,15	10,8	10488874680	9,47692E-08	9,42642E-08	0,5%	2,55066E-19				
38	734	1050	734000	1323,15	10,8	10488874680	9,47692E-08	9,42642E-08	0,5%	2,55066E-19				
39	734	1050	734000	1323,15	10,8	10488874680	9,47692E-08	9,42642E-08	0,5%	2,55066E-19				
40	734	1050	734000	1323,15	10,8	10488874680	9,47692E-08	9,42642E-08	0,5%	2,55066E-19				
41	1469	900	1469000	1173,15	6	10340144100	1,15246E-07	9,4407E-08	18,1%	4,3427E-16				
42	1103	918	1103000	1191,15	7,4	9722404530	8,58E-08	9,5023E-08	-10,7%	8,50639E-17				
43	1568	825	1568000	1098,15	5,6	9642635520	1,08138E-07	9,51054E-08	12,1%	1,69861E-16				
44	622	1050	622000	1323,15	10,8	8888392440	9,47692E-08	9,59199E-08	-1,2%	1,32399E-18				
45	622	1050	622000	1323,15	10,8	8888392440	9,47692E-08	9,59199E-08	-1,2%	1,32399E-18				
46	676	1013	676000	1286,15	10,3	8955205220	9,61231E-08	9,5845E-08	0,3%	7,73312E-20				
47	1512	810	1512000	1083,15	5,6	9171247680	1,08308E-07	9,56066E-08	11,7%	1,61318E-16				
48	591	1050	591000	1323,15	10,8	8445401820	9,47692E-08	9,64311E-08	-1,8%	2,76188E-18				

No	Pssl,eq (KW)	TET (°C)	Pssl,eq (W)	TET (K)	OPR	Formelparameter Pssl <sup>1/4</sup> _ET <sup>3</sup> OPR	SFC <sub>csd</sub> (kg/s/W)	SFC (nach Formel)	Proz. Abweichung	quadratierte Abweichung	Varianz	Standardabweichung	Mittelwert	Prozentuale Standardabweichung vom Mittelwert
49	978	612	978000	885,15	11	9522443700	8,49538E-08	9,52308E-08	-12,1%	1,05616E-16				
50	674	923	674000	1196,15	10,4	8384533040	9,98462E-08	9,65035E-08	3,3%	1,11736E-17				
51	674	923	674000	1196,15	10,4	8384533040	9,98462E-08	9,65035E-08	3,3%	1,11736E-17				
52	563	1050	563000	1323,15	10,8	8045281260	9,47692E-08	9,69165E-08	-2,3%	4,6107E-18				
53	1089	870	1089000	1143,15	6,7	8340765345	8,88462E-08	9,65558E-08	-8,7%	5,94385E-17				
54	913	800	913000	1073,15	8,5	8328180575	9,37538E-08	9,65709E-08	-3,0%	7,93574E-18				
55	622	923	622000	1196,15	10,4	7737655120	1,01877E-07	9,73064E-08	4,5%	2,08901E-17				
56	563	1013	563000	1286,15	10,3	7458255235	9,68E-08	9,76741E-08	-0,9%	7,64097E-19				
57	830	820	830000	1093,15	8,5	7712173250	9,27385E-08	9,73393E-08	-5,0%	2,11681E-17				
58	603	923	603000	1196,15	10,3	7429168035	9,76462E-08	9,77132E-08	-0,1%	4,49557E-21				
59	675	800	675000	1073,15	9,5	6881574375	1,04923E-07	9,84789E-08	6,1%	4,15278E-17				
60	529	1027	529000	1300,15	9,2	6327570020	9,66308E-08	9,93182E-08	-2,8%	7,22217E-18				

No	Pssl,eq (KW)	TET (°C)	Pssl,eq (W)	TET (K)	OPR	Formelparameter Pssl* <sub>T</sub> _ET*OPR	SFCsd (kg/s/W)	SFC (nach Formel)	Proz. Abweichung	quadierte Abweichung	Varianz	Standardabweichung	Mittelwert	Prozentuale Standardabweichung vom Mittelwert
61	563	993	563000	1266,15	8,5	6059160825	1,01538E-07	9,97516E-08	1,8%	3,19277E-18				
62	790	870	790000	1143,15	6,7	6050692950	1,01538E-07	9,97656E-08	1,7%	3,14299E-18				
63	526	1013	526000	1286,15	8,3	5615073670	1,02385E-07	1,00513E-07	1,8%	3,50371E-18				
64	563	923	563000	1196,15	8,5	5724175825	9,95077E-08	1,0032E-07	-0,8%	6,60422E-19				
65	557	800	557000	1073,15	8,5	5080828675	1,18969E-07	1,01513E-07	14,7%	3,04734E-16				
66	580	957	580000	1230,15	6,7	4780362900	1,07123E-07	1,02122E-07	4,7%	2,5009E-17				
67	522	763	522000	1036,15	8,6	4651484580	9,30769E-08	1,02395E-07	-10,0%	8,68355E-17				
68	515	952	515000	1225,15	6,4	4038094400	1,09662E-07	1,0381E-07	5,3%	3,4246E-17				
69	462	763	462000	1036,15	8,5	4068961050	9,20615E-08	1,03733E-07	-12,7%	1,36234E-16				
70	579	735	579000	1008,15	6,7	3910016295	1,07123E-07	1,0413E-07	2,8%	8,96076E-18				
71	533	725	533000	998,15	6,7	3564493465	1,01877E-07	1,05057E-07	-3,1%	1,01137E-17				
72	615	500	615000	773,15	7,5	3566154375	8,88462E-08	1,05052E-07	-18,2%	2,62644E-16				

No	Pssl,eq (KW)	TET (°C)	Pssl,eq (W)	TET (K)	OPR	Formelparameter Pssl* <sup>n</sup> _ET*OPR	SFCsd (kg/s/W)	SFC (nach Formel)	Proz. Abweichung	quadierte Abweichung	Varianz	Standardabweichung	Mittelwert	Prozentuale Standardabweichung vom Mittelwert
73	451	577	451000	850,15	8,2	3144024730	1,12538E-07	1,06312E-07	5,5%	3,8765E-17				
74	451	577	451000	850,15	8,2	3144024730	1,12538E-07	1,06312E-07	5,5%	3,8765E-17				
75	451	571	451000	844,15	8,2	3121835530	1,12538E-07	1,06383E-07	5,5%	3,78881E-17				
76	450	735	450000	1008,15	6,1	2767371750	1,16769E-07	1,07588E-07	7,9%	8,42884E-17				
77	429	571	429000	844,15	8,2	2969550870	1,12538E-07	1,06883E-07	5,0%	3,19816E-17				
78	450	710	450000	983,15	6	2654505000	1,16769E-07	1,08005E-07	7,5%	7,6816E-17				
79	313	810	313000	1083,15	7,2	2440986840	0,00000011	1,08843E-07	1,1%	1,33791E-18				
80	313	795	313000	1068,15	7,2	2407182840	0,000000121	1,08983E-07	9,9%	1,44414E-16				
81	313	795	313000	1068,15	7,2	2407182840	0,000000121	1,08983E-07	9,9%	1,44414E-16				
82	313	787	313000	1060,15	7,2	2389154040	1,11185E-07	1,09058E-07	1,9%	4,52271E-18				
83	298	793	298000	1066,15	7,2	2287531440	1,11185E-07	1,09493E-07	1,5%	2,86289E-18				
84	394	725	394000	998,15	5,9	2320299490	1,0778E-07	1,0935E-07	-1,4%	2,40367E-18				

No	Pssl,eq (KW)	TET (°C)	Pssl,eq (W)	TET (K)	OPR	Formelparameter Pssl* <sub>T</sub> _ET*OPR	SFCsl (kg/s/W)	SFC (nach Formel)	Proz. Abweichung	quadierte Abweichung	Varianz	Standardabweichung	Mittelwert	Prozentuale Standardabweichung vom Mittelwert
85	298	785	298000	1058,15	7,2	2270366640	1,10846E-07	1,09568E-07	1,2%	1,63386E-18				
86	414	525	414000	798,15	5,9	1949561190	9,91692E-08	1,11091E-07	-12,6%	1,42156E-16				
87	412	525	412000	798,15	5,9	1940145020	9,91692E-08	1,1114E-07	-12,1%	1,43293E-16				
88	353	525	353000	798,15	5,9	1662307005	9,91692E-08	1,12685E-07	-13,6%	1,82684E-16				