



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

in Zusammenarbeit mit:

Thielert Aircraft Engines GmbH

Projekt 2

Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

Erstellung eines Berechnungstools zur Vorausberechnung von Flugleistungen für Flugzeuge mit Centurion 1.7 Installation.

Verfasser: Martin Heide

Betreuer: Dipl.-Ing. Markus Steinberg (Thielert Aircraft Engines)

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME (HAW-Hamburg)

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

in Zusammenarbeit mit:

Thielert Aircraft Engines GmbH
Platanenstr. 14
09350 Lichtenstein

Verfasser: Martin Heide
Abgabedatum: 06.06.2004

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

Industrieller Betreuer: Dipl.-Ing. Markus Steinberg

© **Martin Heide, 2004**

Jede Nutzung und Verwertung, sowie das Kopieren dieses Dokuments ist, soweit nicht ausdrücklich gestattet, verboten. Zuwiderhandlung verpflichtet zu Schadenersatz. Alle Rechte vorbehalten.

Kurzreferat

Die vorliegende theoretische Arbeit beschreibt die Erstellung eines Berechnungstools zur Berechnung von Flugleistungsdaten für Flugzeugmuster umgerüstet mit dem Thielert Dieselflugmotor Centurion 1.7. Dabei dienen die Cessna 172, Piper PA-28-161 und Robin DR 400/140B als Berechnungsbeispiele.

Als Flugleistungsdaten werden dabei die Startrollstrecke, die Startstrecke über die Hindernishöhe von 50 ft, die erreichbare Geschwindigkeit im Level-Flight, die Schwerpunktlage mit der geänderten Motorisierung und die Leistungen im Steigflug berechnet.

Zur Verifizierung der errechneten Werte werden Flugtestberichte der Flugzeugmuster mit Centurion 1.7 Umrüstung herangezogen und die Berechnungsmethoden damit gegebenenfalls angepaßt.

Die ermittelten Daten dienen der Einschätzung der Flugleistungen der oben genannten Flugzeugmuster mit dem geänderten Antriebssystem.

Das EXCEL-Programm ermöglicht eine individuelle Berechnung von Flugleistungsdaten über eine interaktive Eingabe von Umgebungs- und Beladungsparametern, sowie die Eingabe von flugzeugspezifischen Daten, mit denen eine Berechnung beliebiger Flugzeugmuster mit Centurion 1.7-Umrüstung möglich ist. Danach können die Flugleistungen sowohl nach ISA Standardbedingungen, als auch nach selbst wählbaren, alltäglichen Bedingungen berechnet werden. Außerdem kann die Schwerpunktlage je nach Beladung für die umgerüsteten Flugzeugmuster ausgegeben werden.



FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

Programmerstellung zur Berechnung von Flugleistungen für Flugzeuge mit einer Installation des Flugmotors Centurion 1.7

Aufgabenstellung zur Theoretischen Arbeit nach § 10 (3) (f) der Prüfungsordnung

Hintergrund

Die Thielert Aircraft Engines GmbH hat einen Dieselflugmotor, den Centurion 1.7, entwickelt und in mehreren Staaten musterzugelassen. Aufgrund seiner Leistungsdaten kann er vorhandene Flugmotoren anderer Hersteller ersetzen – so z.B. O-320-Modelle. Inzwischen ersetzt der Centurion 1.7 bereits solche Motoren in den Flugzeugen Diamond DA40D, Cessna 172, Piper PA28 und Robin DR400. Weitere Installationen in zertifizierten und unzertifizierten Flugzeugen sollen folgen. Derzeit fehlt dem Vertrieb allerdings ein Berechnungsprogramm, mit dem die zahlreichen Anfragen, gerade aus dem Bereich der unzertifizierten Flugzeuge, bezüglich zu erwartender Flugleistungen fachgerecht und schnell beantwortet werden können. Daher soll auf Grundlage der Flugmechanik ein Berechnungsprogramm erstellt werden, mit dem Flugleistungsdaten für beliebige Flugzeugmuster mit einer Installation des Centurion 1.7 anhand weniger flugzeugabhängiger Parameter im voraus abgeschätzt werden können.

Aufgabe

Berechnungsmethoden für die Startstrecke, Höchstgeschwindigkeit im Reiseflug, Steiggeschwindigkeit und Schwerpunktlage sollen mit Methoden der Flugmechanik als benutzerfreundliche EXCEL-Tabelle programmiert werden. Die Berechnung weiterer Flugleistungsdaten ist wünschenswert.

Die Berechnungsmethoden sollen mit Eingabedaten gestartet werden, die sich aus den Flugzeugen Cessna 172, Piper PA28 und Robin DR400 jeweils mit Flugmotor Centurion 1.7 ergeben. Die Ergebnisse der Rechnung sind dann mit den Messwerten der Flugerprobung oder Handbuchwerten zu vergleichen. Korrekturfaktoren sind gegebenenfalls einzuführen, um die Rechnung den Messwerten besser anzupassen.

Die genutzten flugmechanischen Grundlagen, die Programmierung und die Schritte zur Anpassung der Rechnung an die Messung sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

Inhalt

	Seite
Verzeichnis der Bilder	8
Verzeichnis der Tabellen	10
Liste der Symbole.....	11
Liste der Abkürzungen	14
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen	15
1. Einleitung	18
1.1 Ziel der Arbeit.....	18
1.2 Grundlagen	18
1.3 Begriffsdefinitionen	18
1.4 Aufbau der Arbeit	19
2. Beschreibung der Centurion 1.7 Installation	21
2.1 Das Konzept	21
2.2 Technische Daten	22
2.3 Änderungen an den Flugzeugen.....	23
2.3.1 Kraftstoffsystem	23
2.3.2 Armaturenbrett	24
2.3.3 Cowling	24
2.3.4 Zelle	24
2.3.5 Elektrisches System.....	25
3. Die Flugzeugmuster	26
3.1 Cessna 172.....	26
3.1.1 Beschreibung	26
3.1.2 Dreiseitenansicht des Flugzeugs	26
3.1.3 Technische Daten	27
3.2 Piper PA-28-161	28
3.2.1 Beschreibung	28
3.2.2 Dreiseitenansicht des Flugzeugs	28
3.2.3 Technische Daten	29
3.3 Robin DR 400/140B	30
3.3.1 Beschreibung	30
3.3.2 Dreiseitenansicht des Flugzeugs	30
3.3.3 Technische Daten	31
4. Flugleistungen.....	32

4.1	Startstrecke.....	32
4.1.1	Allgemeine Daten.....	32
4.1.2	Die Startrollstrecke.....	35
4.1.3	Die Übergangsstrecke	36
4.1.4	Die Steigstrecke.....	37
4.1.5	Die Startstrecke über ein 50 ft Hindernis	37
4.1.6	Ergebnisse.....	38
4.2	Geschwindigkeit.....	40
4.3	Schwerpunktgrenzlage	47
4.4	Schwerpunktlage nach Eingabe.....	52
4.5	Steigleistung	52
5.	Vergleich mit Flugversuchen.....	57
5.1	Schwierigkeiten beim Vergleich mit Flugtests.....	57
5.2	Zusammenfassung der Ergebnisse	58
5.3	Abweichungen von den Flugtestdaten	58
5.3.1	Piper PA-28-161	58
5.3.2	Cessna 172.....	59
5.3.3	Robin DR400/140B	59
5.4	Einführung von Korrekturfaktoren	59
5.5	Ergebnis mit korrigierten Werten.....	60
6.	Das Berechnungstool.....	61
6.1	Automatisierung in EXCEL.....	61
6.2	Dialoge in EXCEL	62
6.3	Aufbau und Beschreibung des Programms.....	64
7.	Zusammenfassung	71
	Literaturverzeichnis	72
Anhang A:	Ausgabe 1 (ohne eigene Eingabe)	74
Anhang B:	Ausgabe 2 (mit eigener Eingabe)	79
Anhang C:	Wirkungsgradtabelle der Firma MT-Propeller	83

Verzeichnis der Bilder

	Seite
Bild 2.1 Centurion 1.7.....	22
Bild 2.2 Getriebe am Centurion 1.7	22
Bild 2.3 Panel ohne (links) und mit TAE125 (rechts).....	24
Bild 3.1 Dreiseitenansicht Reims Cessna 172 M (Flughandbuch 1975).....	26
Bild 3.2 Dreiseitenansicht Piper PA-28-161 (Flughandbuch 1988).....	28
Bild 3.3 Dreiseitenansicht Robin DR 400/140B (Flughandbuch 1995)	30
Bild 4.1 Aufteilung der Startstrecke in drei Teile.....	32
Bild 4.2 Diagramm Wirkungsgrad MT-Propeller	34
Bild 4.3 Diagramm Level Flight Performance Cessna 172	43
Bild 4.4 Diagramm Level Flight Performance Piper PA-28-161	43
Bild 4.5 Diagramm Level Flight Performance Robin DR 400/140B	44
Bild 4.6 Drehmomentverlauf bei zunehmender Höhe.....	45
Bild 4.7 Reisegeschwindigkeit Cessna 172 über Höhe	45
Bild 4.8 Reisegeschwindigkeit Piper PA-28-161 über Höhe	46
Bild 4.9 Reisegeschwindigkeit Robin DR 400/140B über Höhe.....	46
Bild 4.10 Diagramm Schwerpunktgrenzlagen Cessna 172	49
Bild 4.11 Diagramm Schwerpunktgrenzlagen Piper PA-28-161	50
Bild 4.12 Diagramm Schwerpunktgrenzlagen Robin DR 400/140B.....	51
Bild 4.13 Diagramm Steiggeschwindigkeit Cessna 172	53
Bild 4.14 Diagramm Steiggeschwindigkeit Piper PA-28-161	54
Bild 4.15 Diagramm Steiggeschwindigkeit Robin DR 400/140B.....	55
Bild 6.1 Aufzeichnen eines Makros	61
Bild 6.2 Einer Schaltfläche ein Makro zuweisen	62
Bild 6.3 Einfügen eines Excel Dialoges	63
Bild 6.4 Auswahl Microsoft Excel Dialog	63
Bild 6.5 Startseite EXCEL Programm.....	63
Bild 6.6 Erstes Dialogfeld	65
Bild 6.7 Verarbeitung der Einheitenwahl in EXCEL	66
Bild 6.8 Dialog zur Schwerpunktberechnung.....	67
Bild 6.9 Flugzeugauswahl.....	68
Bild 6.10 Eingabeblatt neues Flugzeug	69
Bild 6.11 Steuerung Ausgabeblatt Ende.....	70
Bild A.1 Ausgabe 1 Teil 1.....	75
Bild A.2 Ausgabe 1 Teil 2.....	76

Bild A.3	Ausgabe 1 Teil 3.....	77
Bild A.4	Ausgabe 1 Teil 4.....	78
Bild B.1	Ausgabe 2 Teil 1.....	79
Bild B.2	Ausgabe 2 Teil 2.....	80
Bild B.3	Ausgabe 2 Teil 3.....	81
Bild B.4	Ausgabe 2 Teil 4.....	82
Bild C.1	Wirkungsgrad des MT-Propellers	83

Verzeichnis der Tabellen

	Seite
Tabelle 4.1	Wirkungsgrad MT-Propeller 34
Tabelle 4.2	Berechnungswerte Startrollstrecke 38
Tabelle 4.3	Berechnungswerte Startstrecke Hindernisüberflug 50 ft 39
Tabelle 4.4	Grunddaten für die Leistungsberechnung 40
Tabelle 4.5	Propellerwirkungsgrad und erreichbare Leistung 41
Tabelle 4.6	Ergebnisse der Leistungsberechnung 42
Tabelle 4.7	Schwerpunktlagen Cessna 172 mit Centurion 1.7 49
Tabelle 4.8	Schwerpunktlagen Piper PA-28-161 mit Centurion 1.7 50
Tabelle 4.9	Schwerpunktlagen Robin DR 400/140B mit Centurion 1.7 51
Tabelle 4.10	Steiggeschwindigkeit Cessna 172 53
Tabelle 4.11	Steiggeschwindigkeit Piper PA-28-161 54
Tabelle 4.12	Steiggeschwindigkeit Robin DR 400/140B 55
Tabelle 5.1	Zusammenfassung der Ergebnisse 58
Tabelle 5.2	Korrigiertes Ergebnis 60

Liste der Symbole

A	Flügelstreckung (aspect ratio)
a	Beschleunigung
b	Spannweite
$C_{D,0}$	Nullwiderstandsbeiwert (drag coefficient, 0)
$C_{D,G}$	Widerstandsbeiwert im Bodeneffekt (drag coefficient, ground)
$C_{L,G}$	Auftriebsbeiwert im Bodeneffekt (lift coefficient, ground)
C_D	Widerstandsbeiwert (drag coefficient)
C_L	Auftriebsbeiwert (lift coefficient)
$C_{L,max}$	größter Auftriebsbeiwert (lift coefficient, max)
C_P	Leistungskoeffizient (power coefficient)
d	Durchmesser
D	Widerstand (drag)
e	Oswald Faktor
F_F	Rollwiderstand (friction force)
g	Erdbeschleunigung ($g = 9,81 \text{ m/s}^2$)
h	mittlerer Abstand zwischen Flügelunterseite zum Boden
h_{Cl}	Hindernishöhe (clearance hight)
h_{Tr}	Überflughöhe (transition hight)
J	Fortschrittsgrad
K	Variable
L	Auftrieb (lift)
m	Masse (mass)
m_{mo}	Maximale Startmasse (maximum take off mass)
n	Drehzahl oder Lastvielfaches
p	Luftdruck (pressure)
P	(Wellen-) Leistung (power)
P_M	Motorleistung (power)
R	Gaskonstante <i>oder</i> Radius
S	Flügelfläche
s	Startstrecke
s_r	Startrollstrecke
s_{cl}	Steigstrecke (climb segment)
s_{Tr}	Übergangsstrecke (transition segment)
t	Zeit (time)
T_{amb}	Temperatur (temperature)

T	Triebwerksschub (thrust)
v	Geschwindigkeit (velocity)
v_2	sichere Startgeschwindigkeit
v_s	Überziehgeschwindigkeit (stall speed)
v_W	Gegenwindgeschwindigkeit
v_{av}	Durchschnittsgeschwindigkeit (average speed)

Griechische Symbole

Δ	Differenz (Delta)
Φ	Modifizierungsparameter (Phi)
γ	Steigwinkel (Gamma)
η	Wirkungsgrad (Eta)
μ	Widerstandskoeffizient (Mü)
π	$\approx 3,14159265$ (Pi)
ρ	Luftdichte (Rho)

Indizes

1,2	Zustand 1 und 2
av	Durchschnitt (average)
gesamt	auf das Ganze bezogen
max	maximaler Wert
min	minimaler Wert
M	den M otor betreffend
MTOW	maximale Startmasse (maximum take off weight)
P	den P ropeller betreffend
Schwerpunkt	auf den Schwerpunkt bezogen

Liste der Abkürzungen

CED	C ompact E ngine D isplay – Von Thielert entwickeltes Anzeige Instrument zur Visualisierung der wichtigsten Motorparameter.
ECU	E ngine C ontrol U nit – Motorsteuerungseinheit
FADEC	F ull A uthority D igital E ngine C ontrol – Völlig eigenständige, digitale Motorsteuerung.
FAR	F ederal A viation R egulations - Amerikanisches Pendant zu den JAR. Regularien der amerikanischen Luftfahrtbehörde FAA (F ederal A viation A dmistration).
ISA	I nternational S tandard A tmosphere – Datensatz für eine standardisierte Atmosphäre, in der Temperatur, Luftdichte und –druck über der Höhe festgelegt sind.
JAR	J oint A viation R equirement – Regularien der europäischen Luftfahrtbehörde JAA (J oint A viation A uthorities).
MTOW	M aximum T ake O ff W eight – Größte Startmasse, festgelegt im Flughandbuch.
TBO	T ime B etween O verhaul – Lebenszeit eines Motors bis zur Überholung
TBR	T ime B etween R eplacement – Lebenszeit eines Motors bis zum Ersetzen

Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

Ausfliegbarer Kraftstoff

Ist der Anteil des Kraftstoffes, der tatsächlich genutzt werden kann. Durch Versteifungen und andere konstruktiv bedingte Ausformungen der Tanks kann ein Teil des Kraftstoffes nicht entnommen werden und bleibt im Tank zurück. Diesen Teil bezeichnet man als nicht ausfliegbaren Kraftstoff.

Avgas

AVGAS, zusammengesetzt aus den Begriffen „Aviation“ (engl.: Luftfahrt) und „Gasoline“ (engl.: Benzin) bezeichnet einen Ottokraftstoff speziell für Flugmotoren. AVGAS 100 ist verbleit, besitzt eine Oktanzahl von mindestens 100 und enthält diverse Zusatzstoffe, die z. B. die Höhentauglichkeit sichern und einer klopfenden Verbrennung vorbeugen. Zur Unterscheidung von anderen Kraftstoffsorten ist es blau eingefärbt. Die Dichte bei 15°C liegt zwischen 0,73 - 0,78 kg/Liter. AVGAS 100 LL hat einen wesentlich gesenkten Bleigehalt im Vergleich zum AVGAS 100 (LL bedeutet "low lead", also niedriger Bleigehalt).

Common-Rail-Technik

„Common Rail“ bedeutet auf deutsch: gemeinsame Leitung. Diese gemeinsame Leitung versorgt alle Einspritzdüsen des Motors mit Kraftstoff. Über eine Hochdruckpumpe wird der Kraftstoff mit einem Druck von bis zu 1350 bar in das Common Rail gepumpt. Ventile an jeder Einspritzdüse, von der Motorregelung angesteuert, versorgen die Zylinder mit Kraftstoff.

Constant-Speed-Einheit

Eine Motor-Propeller-Kombination mit starrer Luftschaube erreicht im Stand, also ohne Anströmung nicht die volle Drehzahl. Starrluftschrauben sind für einen bestimmten Bereich ausgelegt. Dieser Bereich entspricht der Flugkonfiguration, in der der Propeller einen Großteil der Zeit betrieben wird. Im Flug ist der Propeller einer Luftanströmung ausgesetzt, die den Drehwiderstand verringert. Im Stand dreht der Propeller ohne jede Anströmung deshalb mit geringerer Drehzahl als im Flug. Das führt dazu, dass der Propeller beim Start nicht die volle Leistung abgeben kann. Das Untersetzungsgetriebe und die Blattverstellung des Propellers ermöglichen die nötige Propellerdrehzahl auch im Stand, also ohne Anströmung des Propellers. Damit steht auch beim Start die volle Leistung zur Verfügung.

Cowling

Die Verkleidung eines Teils oder des ganzen in ein Luftfahrzeug eingebauten Triebwerks.

(Cescotti 1969)

Flughandbuch

Ein zum Lufttüchtigkeitszeugnis gehöriges Handbuch, in welchem die Grenzen festgelegt sind, innerhalb derer das Flugzeug als lufttüchtig anzusehen ist, und das Anweisungen und Angaben enthält, welche die Flugbesatzung für den sicheren Betrieb des Flugzeugs benötigt.

(Cescotti 1969)

Jet A-1

JET A-1 (Kerosin) ist eigentlich für Jet-Antriebe gedacht und ist ein dieselähnliches Kohlenwasserstoffgemisch. Auch hier sichern diverse Zusatzstoffe die Luftfahrttauglichkeit. JET A-1 ist farblos bis gelb und hat bei einer Temperatur von 15°C eine Dichte zwischen 0,775 – 0,84 kg/Liter.

Kraftstoffvorwärmung

Gerade bei tiefen Außentemperaturen besteht die Gefahr, dass sich im Dieselkraftstoff Paraffinkristalle bilden und der Diesel „ausflockt“. Diese Kristallansammlungen können Filter verstopfen und damit die Kraftstoffversorgung gefährden. Die Vorwärmung des Kraftstoff kann dieses verhindern. Gerade beim Fliegen in großen Höhen sinkt die Temperatur erheblich, so dass sich das Problem des Ausflockens auch erst nach dem Start einstellen könnte.

Ladeluftkühlung

Die im Verdichter des Turbo komprimierte Luft ist durch den Verdichtungsprozess aufgeheizt worden. Dadurch verringert sich die Dichte, die Luft dehnt sich aus. Das wirkt aber genau dem Sinn des Turbo entgegen, die Luft zu verdichten. Der Ladeluftkühler reduziert die Temperatur der verdichteten Luft und verhindert so die Dichteabnahme.

Lastwahlhebel

Der Lastwahlhebel für den Thielert Dieselmotor ist ein Stellhebel, mit dem der Pilot eine gewünschte Lasteinstellung vornehmen kann (siehe **Bild 2.3**). Die Lastvorwahl wird an die FADEC weitergegeben, die die Motorsteuerung und die Propellerverstellung übernimmt. Der Pilot kann den Schubhebel von „Idle“ bis „Max“ stufenlos verstellen. Eine Stellung „Cruise“ ist bei etwa zwei Drittel des Verstellweges optisch hervorgehoben.

Low Level

Der „Low Level Indicator“ signalisiert dem Piloten einen zu geringen Füllstand in einem der Tanks, was ihn dazu bewegen sollte, den anderen Tank als Kraftstoffversorgung auszuwählen oder, sollte der andere Tank auch schon entleert sein, den nächstmöglichen Landeplatz anzusteuern. Aber auch aus rein technischer

Sicht ist das „leer laufen“ des Kraftstoffsystems bedenklich. Zum einen können Pumpen Schaden nehmen und zum anderen kann die Leistung des Triebwerks bis zum völligen Stillstand abnehmen.

Manövergeschwindigkeit

Größte Geschwindigkeit, bei der noch volle Ruderausschläge zulässig sind.

Nutzlast-Reichweitenverhältnis

Der Zusammenhang zwischen Nutzlast und Reichweite, das Nutzlast-Reichweitenverhältnis, wird im Nutzlast-Reichweitendiagramm dargestellt. In diesem Diagramm sind die Nutzlast gegen die Reichweite aufgetragen. Will man keine Strecke zurücklegen, benötigt man keinen Treibstoff und kann maximale Nutzlast mitnehmen. Möchte man aber die Reichweite maximieren, benötigt man die größtmögliche Kraftstoffmasse und kann so nur minimale Nutzlastmasse mitnehmen. Ein Nutzlast-Reichweiten-Diagramm kann für jedes Flugzeug erstellt werden.

Rail

„Rail“ als Kurzform von Common Rail bezeichnet die Versorgungsleitung der Einspritzdüsen im Kraftstoffsystem. Siehe auch „Common-Rail-Technik“.

Turbolader

Ein Turbo (lat. turbare: drehen) besteht aus einem Verdichter und einer Turbine, die über eine gemeinsame Welle verbunden sind. Die heißen Abgase des Motors strömen über den Krümmer in die Turbinenseite des Turbo. Dort treiben sie das Turbinenrad und so über die Welle den Verdichter an. Der Verdichter komprimiert die frische Luft, d. h. er erhöht den Druck und führt dem Motor diese vorverdichtete Luft zu. Durch den erhöhten Druck steigt die Dichte der Luft und so wird dem Motor mehr Luftmasse zugeführt, die den Motor in die Lage versetzt, mehr Kraftstoff zu verbrennen. Eine höhere Kraftstoffverbrennung führt zu einer größeren Leistung.

Überziehggeschwindigkeit

Ist die Geschwindigkeit, bei der ein Strömungsabriss an den Tragflächen einsetzt. Ein Strömungsabriss verursacht einen Auftriebsverlust und damit ein Durchsacken des Flugzeugs.

Visual Basic

Visual Basic ist eine Programmiersprache, die von der Microsoft Corporation urheberrechtlich geschützt ist.

Wartungsbetrieb

Ein für die Durchführung von Luftfahrzeug-Wartung zugelassener Betrieb. (**JAR 145**)

1. Einleitung

1.1 Ziel der Arbeit

Ziel der Arbeit ist es, ein Berechnungsprogramm zu erstellen, mit dem es möglich ist, Flugleistungsparameter für verschiedene Flugzeugtypen mit Centurion 1.7 Installation zu berechnen. Dieses Programm basiert auf den theoretischen Berechnungsmöglichkeiten der Flugmechanik, deren Geltungsbereich in Bezug auf Kleinflugzeuge mit Hilfe von Flugtestberichten überprüft und validiert werden soll.

Als Parameter sollen die Startstrecke, die erreichbare Geschwindigkeit, die Steigleistung und die Schwerpunktlage der Flugzeuge berechnet und dargestellt werden.

1.2 Grundlagen

Die Berechnungen dieser Arbeit basieren auf dem Inhalt der Vorlesungen Flugmechanik I von Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz MSME an der Hochschule für angewandte Wissenschaften Hamburg am Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, dessen Grundlage das Manuskript „Flight Mechanics“ von Young 2000 bildet. Des Weiteren wurde die Auswertung zum Flugpraktikum von Oliver Meins 2001, „Flight Testing Newton´s Laws“ der National Test Pilot School der NASA 1996 und die Flughandbücher der drei Flugzeugmuster verwendet. Spezifische Daten über Einbau und Leistungen des Motors Centurion 1.7 sind den Unterlagen der Thielert Aircraft Engines GmbH (TAE) entnommen.

Das Berechnungsprogramm wurde im Tabellenkalkulationsprogramm EXCEL der Microsoft Corporation erstellt.

1.3 Begriffsdefinitionen

Flugleistungen

Flugleistungen sind flugmechanische Daten, die das Potenzial eines Flugzeuges in den verschiedenen Flugzuständen beschreiben. Sie werden beschrieben durch Flugparameter, die quantitativ erfasst werden können. Zu den Flugleistungen gehören z. B.:

- Startleistungen (Länge der Startstrecke, Startgeschwindigkeit, usw.)
- Steig- und Sinkleistungen (Steig- und Sinkgeschwindigkeit)
- Höchstgeschwindigkeit (maximale Fluggeschwindigkeit)

- Gleitflugeigenschaften (Gleitzahl)

Centurion 1.7 Umrüstung

Der Motor Centurion 1.7 wird auch als Retrofit-Motor angeboten. Das heißt, dass er als Austausch-Motor für die herkömmlichen Avgas¹-Motoren (z. B. Lycoming O-320) eingesetzt wird. Flugmotoren unterliegen einer bestimmten Lebenszeit, der TBO², nach der eine komplette Überholung der Motormechanik in einem Wartungsbetrieb³ notwendig ist oder der TBR⁴, die einen kompletten Austausch des Antriebsaggregates vorschreibt. Nach Ablauf dieser Zeit wird das Flugzeug mit einem neuen Motor versorgt. Das kann der konventionelle Avgas-Motor sein, oder neuerdings der Diesel-Flugmotor von Thielert Aircraft Engines.

1.4 Aufbau der Arbeit

Der Hauptteil dieser theoretischen Arbeit ist unterteilt in die Beschreibung der Diesel-Flugmotor-Technologie (**Abschnitt 2**), die Beschreibung der drei Flugzeugmuster (**Abschnitt 3**), die Beschreibung der Berechnungsweise und die Berechnungen selber (**Abschnitt 4**), den Vergleich der Berechnungswerte mit Flugtestdaten (**Abschnitt 5**) und die Beschreibung des Berechnungsprogramms (**Abschnitt 6**).

Abschnitt 2	beschreibt den Motor Centurion 1.7 und die Änderungen an den Flugzeugen,
Abschnitt 3	gibt einen Überblick über die verschiedenen Flugzeugmuster Cessna 172, Piper PA-28-161 und Robin DR 400/140B,
Abschnitt 4	beinhaltet die Theorie der Flugleistungsberechnungen der drei Flugzeugmuster und deren Berechnung,
Abschnitt 5	zieht die Parallele zwischen Theorie und Praxis und vergleicht die errechneten Daten mit denen aus Flugtests,
Abschnitt 6	beschäftigt sich mit der Programmierung in EXCEL,
Abschnitt 7	enthält die Zusammenfassung der Ergebnisse,

¹ Siehe Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

² Siehe Liste der Abkürzungen

³ Siehe Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

⁴ Siehe Liste der Abkürzungen

- Anhang A** zeigt einen mit dem Berechnungsprogramm generierten Datensatz,
- Anhang B** stellt einen weiteren Datensatz des Berechnungsprogramms mit Masseneingaben dar,
- Anhang C** gibt eine Wirkungsgradtabelle der Firma MT-Propeller wieder.

2. Beschreibung der Centurion 1.7 Installation

2.1 Das Konzept

Hinter dem Centurion 1.7 (siehe **Bild 2.1**) verbirgt sich die Idee, das auf der Straße bereits bewährte Diesel-Konzept im Motorenbau auch auf die zivile Luftfahrt anzuwenden. Zu den bisher häufig verwendeten luftgekühlten Otto-Motoren gibt es nun mit dem wassergekühlten Dieselmotor mit Common-Rail-Technik⁵, Turbolader⁵ und voll elektronischer Motorsteuerung eine günstige Antriebsalternative. Daraus resultieren ein wesentlich reduzierter Kraftstoffverbrauch (etwa 50%), ein besseres Nutzlast-Reichweitenverhältnis⁵, geringere Betriebskosten, eine konstante Motorleistung bis etwa 6.000 ft Höhe und durch das elektronische Motor- und Propellermanagement eine geringere Belastung des Piloten. So entfallen z. B. die Vergaservorwärmung, die Gemischregelung und das Vorpumpen des Kraftstoffes in den Vergaser vor dem Start. Der Antrieb wird nur über den Schubhebel gesteuert. Als Basis verwendet TAE einen handelsüblichen Automotor von Mercedes Benz: Den 170 CDI Motor, der z.B. in der A-Klasse von Mercedes Benz eingesetzt wird. Im Gegensatz zu den Automotoren werden Flugzeugmotoren weitgehend stationär, d. h. in einem meist sehr eng begrenzten Drehzahlbereich betrieben. Es war also erforderlich, den Einsatzbereich des Mercedes Motors anzupassen und die Leistung nicht nur zu vergrößern, sondern auch die Drehzahl bei Maximalleistung zu verringern. Der Original 170 CDI Motor liefert bei 4200 1/min eine Leistung von 95 PS der Centurion 1.7 dagegen 135 PS bei schon 3900 1/min. Dies wurde durch Änderungen am Motormanagement und einer Abgasturboaufladung mit Ladeluftkühlung⁵ realisiert.

Als Ergänzung zu den Motorveränderungen wird eine neue 3-Blatt-Luftschaube mit Blattverstellung, Getriebe (siehe **Bild 2.2**) und Constant-Speed-Einheit⁵ eingesetzt, die den Wirkungsgrad der Antriebseinheit in verschiedenen Betriebszuständen deutlich verbessert.

⁵ Siehe Verzeichnis der Begriffe und Definitionen



Bild 2.1 Centurion 1.7

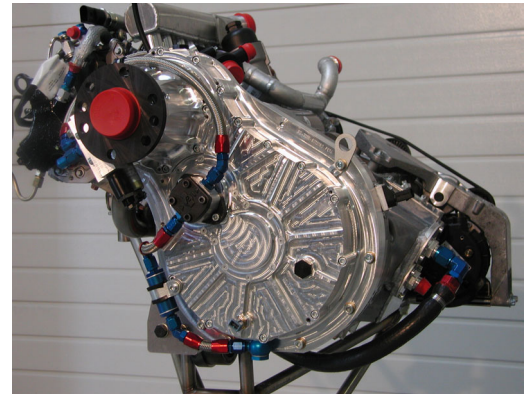


Bild 2.2 Getriebe am Centurion 1.7

2.2 Technische Daten

Motor

Technik: Vier Zylinder Diesel Reihenmotor mit vier Ventilen pro Zylinder, Common-Rail Direkteinspritzung und Turboaufladung

Basis: Mercedes Benz 170 CDI-KFZ-Motor

Änderungen: Reduzierung der Nenndrehzahl
 Neues Ansaugsystem
 Neue Abgasführung
 Spezieller Turbolader (Ladedruck 2200 mbar bei Volllast)
 Geänderte Einspritzdüsen mit größerem Kraftstoffvolumenstrom
 Modifikation der Hochdruckpumpe
 Redundante FADEC – Motorsteuerung
 Neuer Kabelbaum
 Neue Kurbelwelle
 Untersetzungsgetriebe (1:1,69)
 Überlastkupplung mit Vibrationsdämpfung
 Ladeluftkühler

Leistung: 135 PS (99 kW) bei 3900 1/min (Start); bei 2300 1/min Prop. Drehzahl
 110 PS (81 kW) bei 3400 1/min (Reiseflug); bei 2300 1/min Prop. Drehzahl

Kraftstoff: Jet-A1⁶ oder Diesel

⁶ Siehe Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

Verbrauch: 167 g/PSh (227 g/kWh) bei Volllast

Propeller

Hersteller: MT-Propeller

Bezeichnung: MTV-6-A/187-129

Bauart: 3-Blatt Propeller mit Blattverstellung, Constant-Speed-Einheit und Untersetzungsgetriebe

Betriebsdrehzahl: 2300 1/min (sowohl Cruise als auch Start)

Durchmesser: 1,87 m

2.3 Änderungen an den Flugzeugen

Durch die Installation des Thielert Motors ergeben sich einige Veränderungen, die an den Flugzeugmustern durchgeführt werden müssen.

2.3.1 Kraftstoffsystem

Die Kraftstoffanlage der Centurion 1.7 Installation beinhaltet die originalen Standard- bzw. Langstreckentanks der Flugzeuge, in die zusätzliche Sensoren für die Kraftstofftemperatur und die „Low Level“⁷ Warnung eingebaut werden. Der Kraftstoff fließt aus den Tanks zum Tankwahlventil mit den Stellungen LEFT, RIGHT und OFF. Die Stellung BOTH entfällt. Die elektrisch betriebene Kraftstoffpumpe unterstützt im Bedarfsfall den Kraftstofffluss zum Filtermodul. Diesem Kraftstofffiltermodul ist eine thermostatgesteuerte Kraftstoffvorwärmung⁷ vorgeschaltet. Anschließend versorgen die motorgetriebene Förderpumpe und die Hochdruckpumpe die Rail⁷, von der aus Kraftstoff entsprechend der Lastwahlhebelstellung⁷ und gesteuert durch die Motorelektronik in die Zylinder eingespritzt wird.

Überschüssiger Kraftstoff fließt zum Wärmetauscher am Filtermodul und dann über das Tankwahlventil in den vorgewählten Tank zurück. Ein Temperatursensor im Filtermodul regelt den Wärmetausch zwischen Kraftstoffzulauf und -rücklauf.

⁷ Siehe Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

2.3.2 Armaturenbrett

Das neue Tankwahlventil erfordert Änderungen an der Cockpitgestaltung. Aber auch die Bedienung der FADEC⁸ (**F**ull **A**uthority **D**igital **E**ngine **C**ontrol) bringt Änderungen mit sich. Einige Hebel und Schalter entfallen, z. B. der Schalter für die Vergaservorwärmung, der Gemischregelungshebel, der Drehzahlregler, usw., hinzugekommen ist ein Schubhebel, an dem der Pilot die Leistung vorwählen kann (siehe **Bild 2.3**). Das Signal wird elektrisch an die Motorregelung FADEC weitergegeben. Diese steuert die notwendigen Motorparameter und die Einstellung des Verstellpropellers selbstständig. Der Drehzahlmesser weicht einem Multidisplay-Instrument, CED⁸ (**C**ompact **E**ngine **D**isplay) genannt, das wichtige Motordaten, wie Propellerdrehzahl, Öldruck und –temperatur, Kühlmittel- und Getriebetemperatur und die Lasteinstellung anzeigt. Neu sind auch Warnlampen für die FADEC, eine Glühanzeigelampe, ein Umschalter für die beiden unabhängigen FADEC-Teile und eine Warnlampe für das CED.

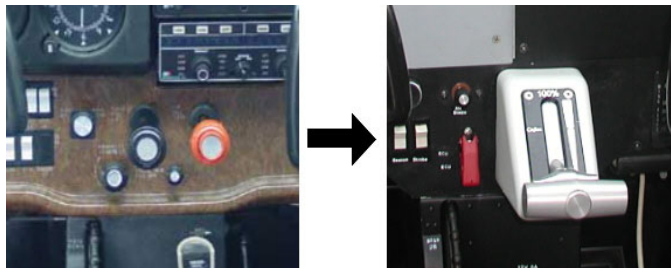


Bild 2.3 Panel ohne (links) und mit TAE125 (rechts)

2.3.3 Cowling⁹

Der Centurion 1.7 besitzt außer dem Wasserkühler noch einen Ladeluft- und einen Ölkühler. Diese drei Kühler müssen mit Kühlluft versehen werden, die über zusätzliche Luftein- und –auslässe in der Cowling zu den Kühlern bzw. von den Kühlern weg nach außen gelangen.

2.3.4 Zelle

In der Zelle finden folgende Modifikationen statt: Die FADEC wird unter dem Pilotensitz oder hinter dem Panel untergebracht. Die neuen Kraftstoffleitungen

⁸ Siehe Liste der Abkürzungen

⁹ Siehe Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

liegen, wie die ursprünglichen Leitungen vorher auch, im Fußboden der Flugzeugzelle.

2.3.5 Elektrisches System

Die Bordnetzspannung der Centurion 1.7 Installation beträgt in der jetzigen Version 14 Volt. Bei Flugzeugen mit bisherigem 28 Volt Bordnetz wird das Bordnetz auf 14 Volt umgestellt. Dabei werden das Hilfsversorgungsrelais und die Beleuchtungssysteme durch 14 Volt Varianten ersetzt. Für Geräte wie Funk, GPS und elektrische Anzeigeeinstrumente, die eine Versorgungsspannung von 28 Volt benötigen, werden so genannte DC-DC-Konverter eingebaut, die die 14 Volt Gleichspannung in eine 28 Volt Gleichspannung umwandeln.

Die Batterie wird bei der Cessna anstatt im Motorraum im Heckbereich des Flugzeugs untergebracht. Damit wird eine Verbesserung der Schwerpunktlage der Installation erreicht.

3. Die Flugzeugmuster

3.1 Cessna 172

3.1.1 Beschreibung

Einmotoriger, abgestrepter Schulterdecker in Ganzmetallbauweise mit starrem, nicht einziehbarem Fahrwerk in Bugradanordnung.

3.1.2 Dreiseitenansicht des Flugzeugs

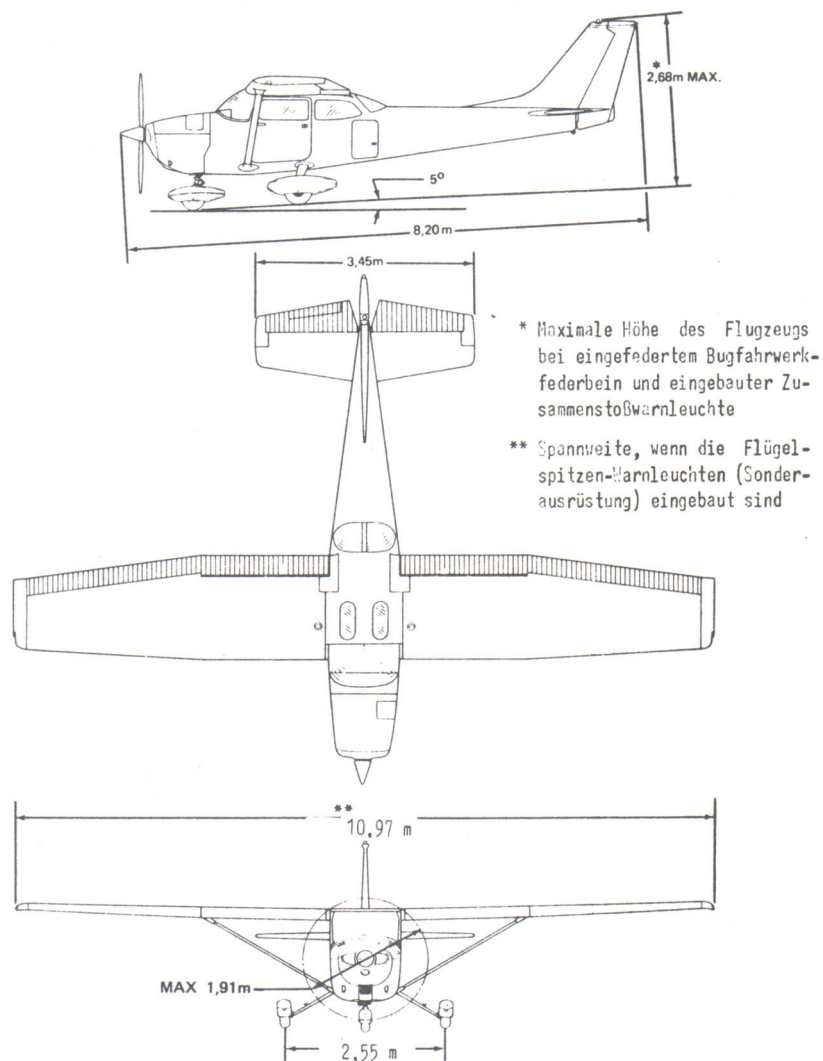


Bild 3.1 Dreiseitenansicht Reims Cessna 172 M (Flughandbuch¹⁰ 1975)

¹⁰ Siehe Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

3.1.3 Technische Daten

Allgemein

Verkaufsbezeichnung: Cessna F 172 M Skyhawk
 Hersteller: Reims Aviation – S.A.
 51062 Reims Cedex
 Frankreich

Geschwindigkeiten

Höchstzulässige Geschwindigkeit: 296 km/h (153 kt)
 Höchstzulässige Manövergeschwindigkeit¹¹: 180 km/h (97 kt), bei MTOW¹²
 Höchstzulässige Geschwindigkeit bei
 ausgefahrenen Klappen: 157 km/h (85 kt)

Massen (Normalflugzeug)

Höchstzulässige Startmasse: 1043 kg
 Höchstzulässige Landemasse: 1043 kg
 Mindestbesatzung: 1 Pilot
 Fluggastsitze (Normalflugzeug): 3
 Gepäckmasse (Normalflugzeug): 54 kg (Gepäckbereich 1)
 23 kg (Gepäckbereich 2)
 54 kg (gesamt Bereich 1 und 2)
 Kraftstoff ausfliegbar¹¹: 151,4 l
 Kraftstoff maximal: 162,8 l
 Langstreckentank (optional): 189 l (ausfliegbar)
 204 l (gesamt)

Dimensionen

Länge: 8,2 m
 Spannweite: 10,97 m
 Höhe: 2,68 m
 Flügelfläche: 16,3 m²

(Daten aus **Flughandbuch 1975**)

¹¹ Siehe Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

¹² Siehe Liste der Abkürzungen

3.2 Piper PA-28-161

3.2.1 Beschreibung

Einmotoriger, freitragender Tiefdecker in Ganzmetallbauweise mit starrem, nicht einziehbarem Fahrwerk in Bugradanordnung.

3.2.2 Dreiseitenansicht des Flugzeugs

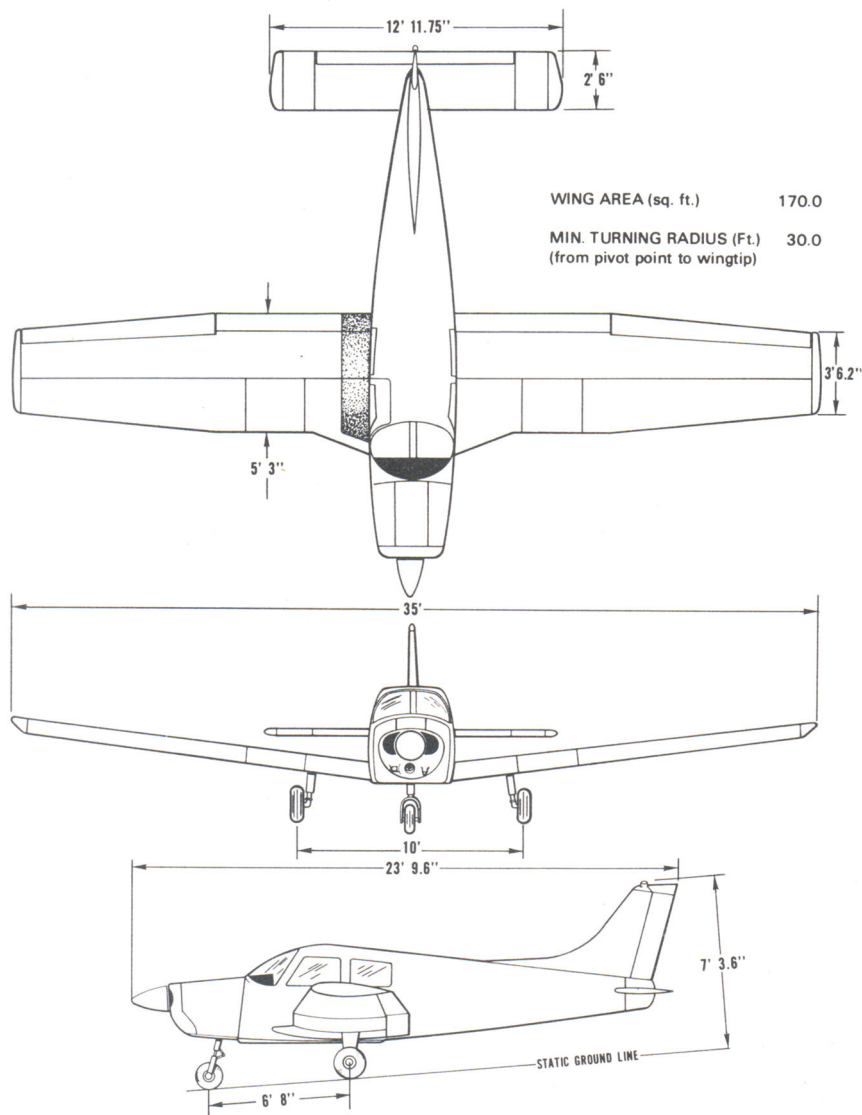


Bild 3.2 Dreiseitenansicht Piper PA-28-161 (Flughandbuch 1988)

3.2.3 Technische Daten

Allgemein

Verkaufsbezeichnung: Piper PA-28-161 Warrior III
Hersteller: PIPER Aircraft Corporation
Vero Beach, Florida / U.S.A.

Geschwindigkeiten

Höchstzulässige Geschwindigkeit: 283 km/h (153 kt)
Höchstzulässige Manövergeschwindigkeit: 202 km/h (109 kt)
Höchstzulässige Geschwindigkeit bei
ausgefahrenen Klappen: 170 km/h (92 kt)

Massen (Normalflugzeug)

Höchstzulässige Startmasse: 1055 kg
Höchstzulässige Landemasse: 1055 kg
Mindestbesatzung: 1 Pilot
Fluggastsitze (Normalflugzeug): 3
Gepäckmasse (Normalflugzeug): 22,7 kg
Kraftstoff ausfliegbar: 181,7 l
Kraftstoff maximal: 189,3 l
Zusatztank: --

Dimensionen

Länge: 7,25 m
Spannweite: 10,67 m
Höhe: 2,23 m
Flügelfläche: 15,79 m²

(Daten aus **Flughandbuch 1988**)

3.3 Robin DR 400/140B

3.3.1 Beschreibung

Einmotoriger, freitragender Tiefdecker in Holzbauweise mit starrem, nicht einziehbarem Fahrwerk in Bugradanordnung.

3.3.2 Dreiseitenansicht des Flugzeugs

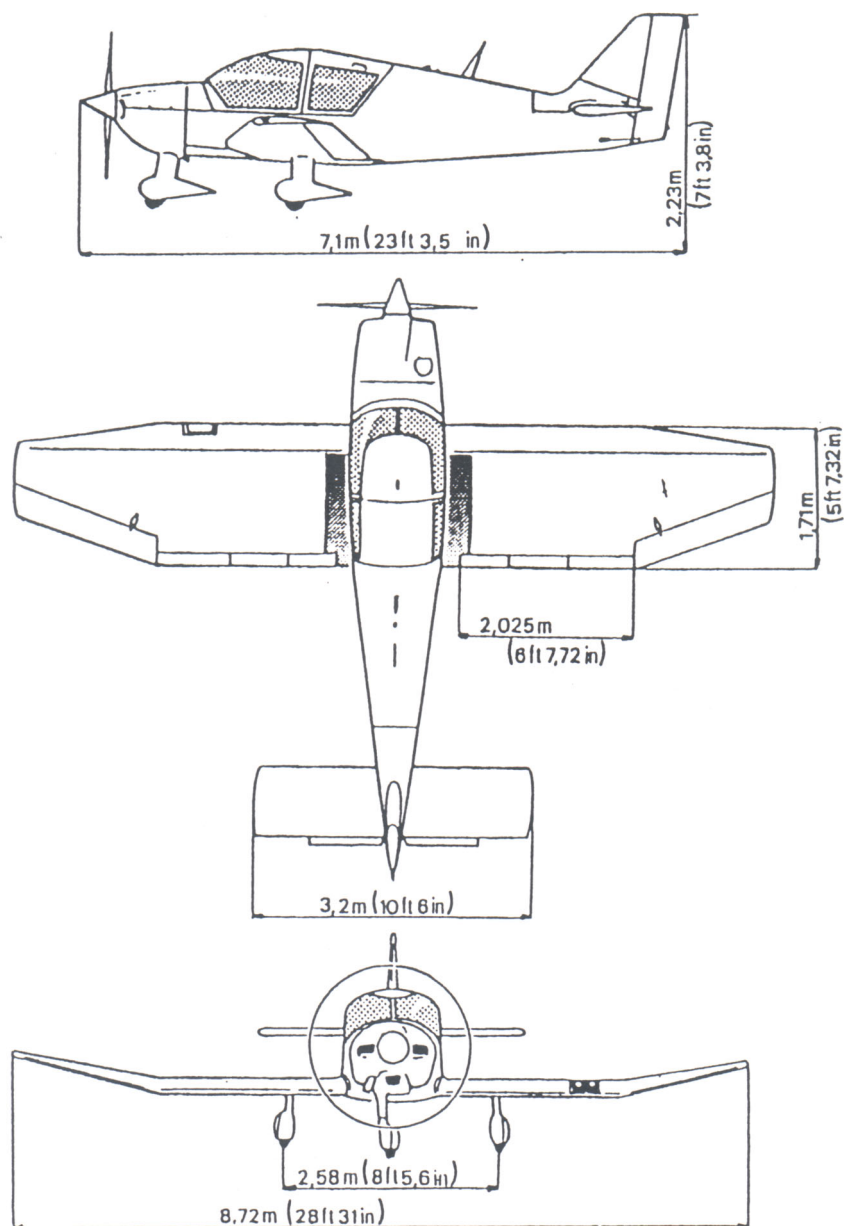


Bild 3.3 Dreiseitenansicht Robin DR 400/140B (Flughandbuch 1995)

3.3.3 Technische Daten

Allgemein

Verkaufsbezeichnung:DR 400/140B, Dauphin 4
Hersteller:Avions Pierre Robin
21121 Fontaine les Dijon
Aerodrome de Dijon, Val Suzan

Geschwindigkeiten

Höchstzulässige Geschwindigkeit:308 km/h (166 kt)
Höchstzulässige Manövergeschwindigkeit:215 km/h (116 kt)
Höchstzulässige Geschwindigkeit bei
ausgefahrener Klappen:170 km/h (92 kt)

Massen (Normalflugzeug)

Höchstzulässige Startmasse:1000 kg
Höchstzulässige Landemasse:1000 kg
Mindestbesatzung:1 Pilot
Fluggastsitze (Normalflugzeug):3
Gepäckmasse (Normalflugzeug):40 kg
Kraftstoff ausfliegbar:109 l
Kraftstoff maximal:110 l
Zusatztank (optional):50 l

Dimensionen

Länge:6,69 m
Spannweite:8,72 m
Höhe:2,23 m
Flügelfläche:13,6 m²

(Daten aus **Robin 2001**)

4. Flugleistungen

Bei der Erstellung des Berechnungstools wird auf die Theorie der Flugmechanik zurückgegriffen. Die benötigten Formeln und der Rechengang werden in Kapitel 4 dargestellt.

4.1 Startstrecke

Zur Voraussage der Startstrecke sind sowohl die reine Startrollstrecke, also die Strecke, die das Flugzeug bis zum Abheben der Räder auf der Startbahn zurücklegt, als auch die Überflugstrecke über eine 50 ft Hindernishöhe interessant. Die 50 ft Hindernishöhe sind in der JAR¹³ 23 und der FAR¹³ 23 als Überflughöhe für die Bestimmung der Startstrecke gefordert. Zur Berechnung der kompletten Startstrecke (S_{gesamt}) über die Überflughöhe 50 ft, wird die Strecke in Anlehnung an **Ojha 1995** in drei Teile aufgeteilt (siehe **Bild 4.1**): die Startrollstrecke (S_r), die Übergangsstrecke (S_{Tr}) und die Steigstrecke (S_{cl}).

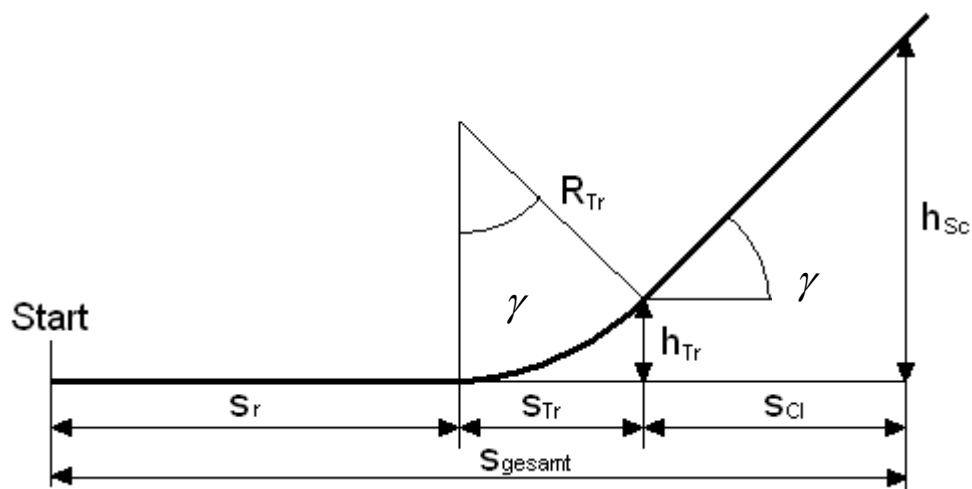


Bild 4.1 Aufteilung der Startstrecke in drei Teile

4.1.1 Allgemeine Daten

Für die Berechnung der geforderten Leistungsdaten benötigt man folgende allgemeine Daten:

Aus der Temperatur T_{amb} und dem Luftdruck p lässt sich die Luftdichte ρ bestimmen. Als Gaskonstante R wird $R = 287,053 \text{ J/K/kg}$ für Luft verwendet.

¹³ Siehe Liste der Abkürzungen

$$\rho = \frac{p}{R \cdot T_{\text{amb}}} \quad (4.1)$$

Aus der im Flughandbuch angegebenen Überziehgeschwindigkeit¹⁴ v_s lässt sich die Abhebegeschwindigkeit berechnen.

$$v_2 = 1,2 \cdot v_s \quad (4.2)$$

Um die Daten während der Startphase bestimmen zu können, wird eine durchschnittliche Geschwindigkeit für den Vorgang des Rollens auf der Startbahn bestimmt.

$$v_{\text{av}} = v_2 \cdot \sqrt{0,5 \cdot \left(1 + \left(\frac{v_w}{v_2}\right)^2\right)} \quad (4.3)$$

Wobei v_w die Gegenwindkomponente beschreibt, die der Flugzeuggeschwindigkeit entgegen steht.

Der Triebwerksschub T lässt sich mittels folgender Formel berechnen.

$$T = \frac{\eta_p \cdot P}{v_{\text{av}}} \quad (4.4)$$

Da die neue Triebwerksinstallation einen Verstellpropeller vorsieht, kann η_p nicht nach dem Schema der Starrluftschrauben bestimmt werden. Mit Hilfe eines Datenblattes der Firma MT-Propeller (siehe **Anhang C**), dem Hersteller des Propellers, können die Werte für η_p ermittelt werden.

Dazu werden der Leistungskoeffizient c_p und der Fortschrittsgrad J benötigt.

$$c_p = \frac{P}{n^3 \cdot D^5} \quad (4.5)$$

$$J = \frac{v_{\text{av}}}{n \cdot D} \quad (4.6)$$

Mit der Propellerdrehzahl $n = 2300$ 1/min und dem Propellerdurchmesser $D = 1,87$ m ergeben sich folgende Werte für den Wirkungsgrad η_p :

¹⁴ Siehe Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

Für cp = 0,07686	
J [1]	Etap [1]
0,2	0,346
0,3	0,508
0,4	0,629
0,5	0,712
0,6	0,770
0,7	0,811
0,8	0,839
0,9	0,858
1,0	0,871
1,1	0,880
1,2	0,885
1,3	0,887
1,4	0,887
1,5	0,885
1,6	0,881
1,7	0,877
1,8	0,863
1,9	0,863
2,0	0,853
2,1	0,842
2,2	0,829

Tabelle 4.1 Wirkungsgrad MT-Propeller

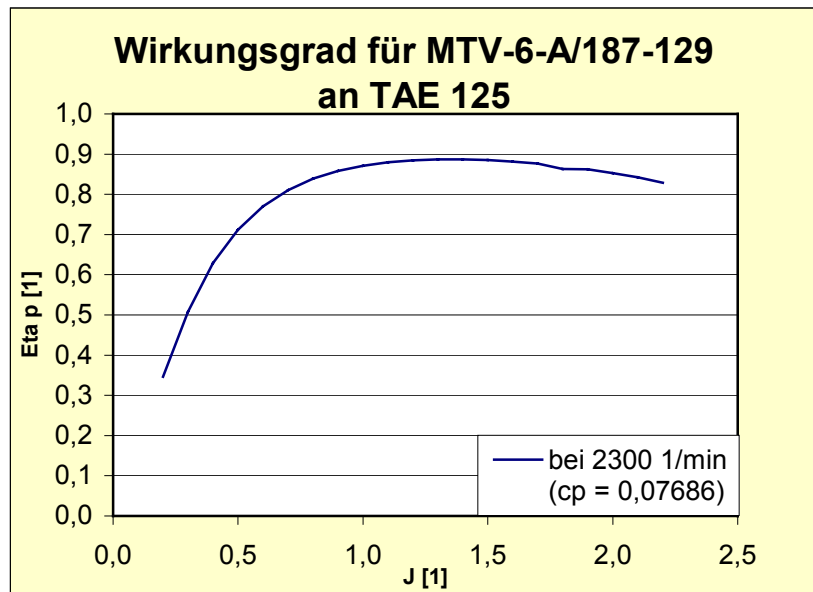


Bild 4.2 Diagramm Wirkungsgrad MT-Propeller

Der maximale Auftriebsbeiwert $c_{L,max}$ lässt sich über die Flugzeugmasse m , die Flügelfläche S und die Überziehggeschwindigkeit v_s folgendermaßen berechnen.

$$c_{L,max} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v_s^2 \cdot S} \quad (4.7)$$

Für die Auftriebsberechnung wird der Auftriebsbeiwert im Bodeneffekt $c_{L,g}$ benötigt,

$$c_{L,g} = c_{L,max} \cdot \left(\frac{v_s}{v_2} \right)^2 \quad (4.8)$$

und damit der Auftrieb L berechnet. Zur Reduzierung des Rollwiderstandes beim Startvorgang um den Auftriebsanteil, der natürlich auch schon vor dem Abheben wirkt, wird der Auftrieb hier mit der durchschnittlichen Geschwindigkeit berechnet. Es ist also nicht die Auftriebskraft beim Abheben, sondern der gemittelte Auftrieb während des Rollens.

$$L_{av} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{av}^2 \cdot c_{l,g} \cdot S \quad (4.9)$$

Der aerodynamische Widerstand wird auch hier mit der gemittelten Geschwindigkeit berechnet.

$$D_{av} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{av}^2 \cdot c_{d,g} \cdot S \quad (4.10)$$

Mit:

$$c_{d,g} = c_{d,0} + \Phi \cdot \frac{c_{l,g}^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad (4.11)$$

$$\Phi = \frac{\left(16 \cdot \frac{h}{b}\right)^2}{1 + \left(16 \cdot \frac{h}{b}\right)^2} \quad (4.12)$$

Dabei ist h der mittlere Abstand der Tragflächenunterseite zur Bodenbezugslinie.

Cessna 172:	h = 1,80 m
Piper PA-28-161:	h = 0,80 m
Robin DR 400/140B:	h = 0,75 m

A ist die Flügelstreckung:

$$A = \frac{b^2}{S} \quad (4.13)$$

mit der Spannweite b.

Die Oswald-Faktoren e für Cessna, Piper und Robin nach **McCormick 1995** (S.175).

Cessna 172:	e = 0,80
Piper PA-28-161:	e = 0,60
Robin DR 400/140B:	e = 0,60

Als weiterer Widerstand ist der Rollwiderstand zwischen Flugzeug und Rollbahn zu bestimmen. Nach **Lowry 1999** ergibt er sich folgendermaßen:

$$F_F = \mu \cdot (m \cdot g - L_{av}) \quad (4.14)$$

Mit $\mu = 0,02$ aus **Lowry 1999** (S. 356) für trockene, ebene Betonbahn.

4.1.2 Die Startrollstrecke

Die Berechnung der Startrollstrecke s_r erfordert Kenntnis über die Zeit t, die das Flugzeug zum Abheben benötigt und die Geschwindigkeit v_2 , mit der es abhebt.

$$s = \frac{1}{2} \cdot t \cdot v_2 \quad (4.15)$$

Die Zeit t wird durch den Quotienten der Abhebegeschwindigkeit mit der Beschleunigung gebildet.

$$t = \frac{v_s - v_w}{a} \quad (4.16)$$

Die Beschleunigung a lässt sich über das Kräftegleichgewicht bestimmen.

$$F = m \cdot a = T - D - F_F \quad (4.17)$$

$$\Rightarrow a = \frac{T - D - F_F}{m} \quad (4.18)$$

Damit ergibt sich die Startrollstrecke s_r zu:

$$s_r = \frac{(v_s - v_w) \cdot m}{2 \cdot (T - D - F_F)} \quad (4.19)$$

4.1.3 Die Übergangsstrecke

Die Berechnung des Radius R der Startbahn erfordert die Berechnung des Lastvielfachen n .

$$n = 1 + \frac{\Delta C_L}{C_L} \quad (4.20)$$

Mit:

$$\Delta C_L = \frac{1}{2} \cdot \left[\left(\frac{v_2}{v_s} \right)^2 - 1 \right] \cdot \left[C_{L, \max} \cdot \left(\left(\frac{v_s}{v_2} \right)^2 - 0,53 \right) + 0,38 \right] \quad (4.21)$$

Damit ergibt sich der Radius R der Flugbahn.

$$R = \frac{(v_2 - v_w)^2}{g \cdot (n - 1)} \quad (4.22)$$

Der Steigwinkel γ ergibt sich aus dem Sinus des Quotienten von $(T - D)$ und der Flugzeuggewichtskraft W .

$$\sin \gamma = \frac{T - D}{W} \quad (4.23)$$

Der Schub T und die Widerstandskraft D , diesmal mit der Abhebegeschwindigkeit v_2 berechnet. Dazu muß auch ein neuer Fortschrittsgrad J und ein neuer Propellerwirkungsgrad berechnet werden. Vorgehensweise wie oben, nur mit der Abhebegeschwindigkeit.

$$T = 0,99 \cdot \frac{\eta_P \cdot P}{v_2} \quad (4.24)$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_2^2 + \left(C_{D,0} + \frac{C_{L,g}^2}{\pi \cdot A \cdot e} \right) \cdot S \quad (4.25)$$

Mit diesen Werten lässt sich die Übergangsstrecke (s_{Tr}) berechnen.

$$s_{Tr} = R \cdot \sin \gamma \quad (4.26)$$

4.1.4 Die Steigstrecke

Zur Berechnung der geraden Steigstrecke (s_{Cl}) wird die Höhe h_{Tr} des Übergangspunktes von der gekrümmten zur geraden Steigstrecke benötigt.

$$h_{Tr} = R \cdot (1 - \cos \gamma) \quad (4.27)$$

Mit diesen Werten und der vorgegebenen Überflughöhe $h_{sc} = 50 \text{ ft}$ lässt sich die Steigstrecke (s_{Cl}) berechnen.

$$s_{Cl} = \frac{h_{sc} - h_{Tr}}{\tan \gamma} \quad (4.28)$$

4.1.5 Die Startstrecke über ein 50 ft Hindernis

Die gesamte Startstrecke (s), wie in der JAR gefordert, berechnet sich aus der Summe der oben errechneten Einzelkomponenten.

$$s = s_r + s_{Tr} + s_{Cl} \quad (4.29)$$

Bei der EXCEL-Auswertung wurde bewußt auf eine Korrektur der Werte bezüglich des Gegenwindes und des veränderten Luftdruckes verzichtet, weil es darum ging, die Werte für spezielle Wetterbedingungen zu berechnen. Für eine normierte Berechnung können die ISA-Werte eingegeben werden.

4.1.6 Ergebnisse

		Cessna C172	Piper PA-28-161	Robin DR 400/140B
Luftdruck p	[hPa]	1013,00	1013,00	1013,00
Luftdichte ρ	[kg/m ³]	1,2247	1,2247	1,2247
Temperatur T_{amb}	[K]	288,15	288,15	288,15
Überziehggeschwindigkeit v_s	[m/s]	28,29	27,65	24,18
Abhebegeschwindigkeit v_2	[m/s]	30,48	33,18	29,01
Durchschnittsgeschwindigkeit v_{av}	[m/s]	21,55	23,46	20,52
max Auftriebsbeiwert $c_{L,max}$	[1]	1,28	1,40	2,01
Flügelfläche S	[m ²]	16,30	15,79	13,60
Triebwerkschub T_1	[N]	2333,45	2265,94	2371,68
Auftrieb L_{av}	[N]	5115,92	5174,78	4905,00
$c_{L,G}$	[1]	1,10	0,97	1,40
Widerstand D_1	[N]	399,30	351,62	528,48
Nullwiderstand $c_{D,0}$	[1]	0,025	0,025	0,029
Spannweite b	[m]	10,97	10,67	8,72
Bodenabstand h	[m]	1,80	0,80	0,75
Φ	[1]	0,87	0,59	0,65
Oswald-Faktor e	[1]	0,8	0,6	0,6
Streckung A	[1]	7,38	7,21	5,59
$c_{D,G}$	[1]	0,0823	0,0661	0,1508
Rollreibung F_r	[N]	102,32	103,50	98,10
Startrollstrecke s_g	[m]	261,95	320,70	241,20

Tabelle 4.2 Berechnungswerte Startrollstrecke

		Cessna C172	Piper PA-28-161	Robin DR 400/140B
Motordrehzahl n	[1/min]	2300	2300	2300
Leistungskoeffizient c_p	[1]	0,07686	0,07686	0,07686
Fortschrittsgrad J_1	[1]	0,30	0,33	0,29
Leistung P	[kW]	99	99	99
Propeller Durchmesser D	[m]	1,87	1,87	1,87
Propellerwirkungsgrad η_{P1}	[1]	0,508	0,537	0,492
Lastvielfaches n	[1]	1,06	1,14	1,11
Δc_L	[1]	0,06	0,13	0,16
Radius R	[m]	1615,24	812,63	767,29
Fortschrittsgrad J_2	[1]	0,43	0,46	0,40
Propellerwirkungsgrad η_{P2}	[1]	0,647	0,681	0,633
Triebwerksschub T_2	[N]	2101,48	2031,92	2159,50
Widerstandsbeiwert $c_{D,0}$	[1]	0,09	0,09	0,21
Widerstand D_2	[N]	840,27	1006,85	1507,05
Steigwinkel γ	[°]	7,08	5,68	3,81
Überflughöhe h_{Tr}	[m]	12,32	4,00	1,70
s_{Tr}	[m]	199,10	80,49	51,03
s_{cl}	[m]	23,53	112,97	203,15
Übergangsflugstrecke s_a	[m]	222,63	193,46	254,18
max. Abflugmasse m_{tow}	[kg]	1043	1055	1000
Startstrecke s	[m]	484,58	514,16	495,39

Tabelle 4.3 Berechnungswerte Startstrecke Hindernisüberflug 50 ft

4.2 Geschwindigkeit

Um die erreichbare Geschwindigkeit der Flugzeugmuster abzuschätzen, wird in Anlehnung an **Lowry 1999** die erforderliche Leistung (Power required) der zur Verfügung stehenden Leistung (Power available) gegenübergestellt. Trägt man die beiden Leistungen gegen die Geschwindigkeit auf, ergibt sich ein Schnittpunkt, ab dem die erforderliche Leistung die zur Verfügung stehende Leistung bei zunehmender Geschwindigkeit übersteigt. Der Schnittpunkt ergibt dann angenähert die erreichbare Geschwindigkeit bei 100% Motorleistung.

Als Grunddaten dienen folgende Werte:

		Cessna 172	Piper PA-28-161	Robin DR 400/140B
C_{D0}	[1]	0,025	0,025	0,029
e	[1]	0,80	0,60	0,60
A	[1]	7,38	7,21	5,59
K	[1]	0,06	0,07	0,07
S	[m ²]	16,30	15,79	13,60
Luftdichte	[kg/m ³]	1,2247	1,2247	1,2247
Flugzeugmasse	[kg]	1043	1055	1000

Tabelle 4.4 Grunddaten für die Leistungsberechnung

Dabei berechnet sich die erforderliche Leistung Power required aus folgender Formel.

$$P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^3 \cdot S \cdot C_{D,0} + \frac{K \cdot (m \cdot g)^2}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v \cdot S} \quad (4.30)$$

Mit:

$$K = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot A} \quad (4.31)$$

Die erreichbare Leistung Power available berechnet sich aus:

$$P_P = \eta_p \cdot P_M \quad (4.32)$$

Dabei ist P_P die Vortriebsleistung (Propeller-Leistung) und P_M die Motorleistung. Der Propellerwirkungsgrad wird, wie unter **Abschnitt 4.1.1** beschrieben, mit Hilfe einer Tabelle des Herstellers MT-Propeller berechnet.

Es ergeben sich wie folgt die Daten für den Wirkungsgrad und die zur Verfügung stehende Leistung:

v	v	v	J	η_p	Power available
[kt]	[km/h]	[m/s]	[1]	[1]	[kW]
27,87	51,61	14,34	0,200	0,346	34,25
41,80	77,42	21,51	0,300	0,508	50,26
55,74	103,22	28,67	0,400	0,629	62,25
69,67	129,03	35,84	0,500	0,712	70,45
83,60	154,84	43,01	0,600	0,770	76,22
97,54	180,64	50,18	0,700	0,811	80,28
111,47	206,45	57,35	0,800	0,839	83,04
125,41	232,25	64,52	0,900	0,858	84,98
139,34	258,06	71,68	1,000	0,871	86,23
153,28	283,87	78,85	1,100	0,880	87,09
167,21	309,67	86,02	1,200	0,885	87,58
181,14	335,48	93,19	1,300	0,887	87,82
195,08	361,28	100,36	1,400	0,887	87,79
209,01	387,09	107,53	1,500	0,885	87,63
222,95	412,90	114,69	1,600	0,881	87,27

Tabelle 4.5 Propellerwirkungsgrad und erreichbare Leistung

Geschwindigkeit v	Cessna 172		Piper PA-28-161		Robin DR 400/140B	
	Power required for level flight	Power available	Power required for level flight	Power available	Power required for level flight	Power available
[kt]	[kW]	[kW]	[kW]	[kW]	[kW]	[kW]
27,87	42,79	34,25	56,30	34,25	63,12	34,25
41,80	30,52	50,26	39,46	50,26	44,02	50,26
55,74	26,91	62,25	33,49	62,25	36,93	62,25
69,67	28,31	70,45	33,37	70,45	36,15	70,45
83,60	33,87	76,22	37,77	76,22	40,13	76,22
97,54	43,54	80,28	46,43	80,28	48,53	80,28
111,47	57,57	83,04	59,49	83,04	61,43	83,04
125,41	76,35	84,98	77,28	84,98	79,12	84,98
139,34	100,33	86,23	100,18	86,23	101,99	86,23
153,28	129,98	87,09	128,64	87,09	130,48	87,09
167,21	165,84	87,58	163,16	87,58	165,08	87,58
181,14	208,40	87,82	204,21	87,82	206,26	87,82
195,08	258,22	87,79	252,32	87,79	254,53	87,79
209,01	315,82	87,63	307,98	87,63	310,42	87,63
222,95	381,74	87,27	371,73	87,27	374,44	87,27

Tabelle 4.6 Ergebnisse der Leistungsberechnung

Grafisch aufgetragen (siehe **Bilder 4.3 – 4.5**) erkennt man leicht die erreichbare Geschwindigkeit im Schnittpunkt der beiden Kurven.

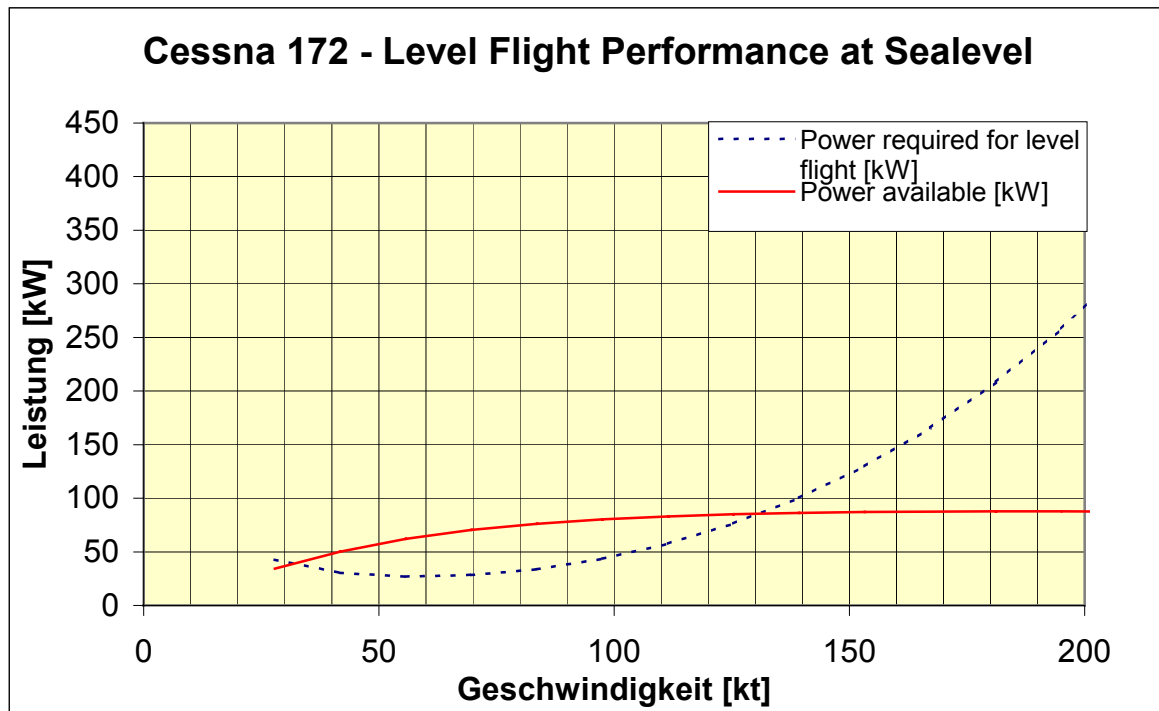


Bild 4.3 Diagramm Level Flight Performance Cessna 172

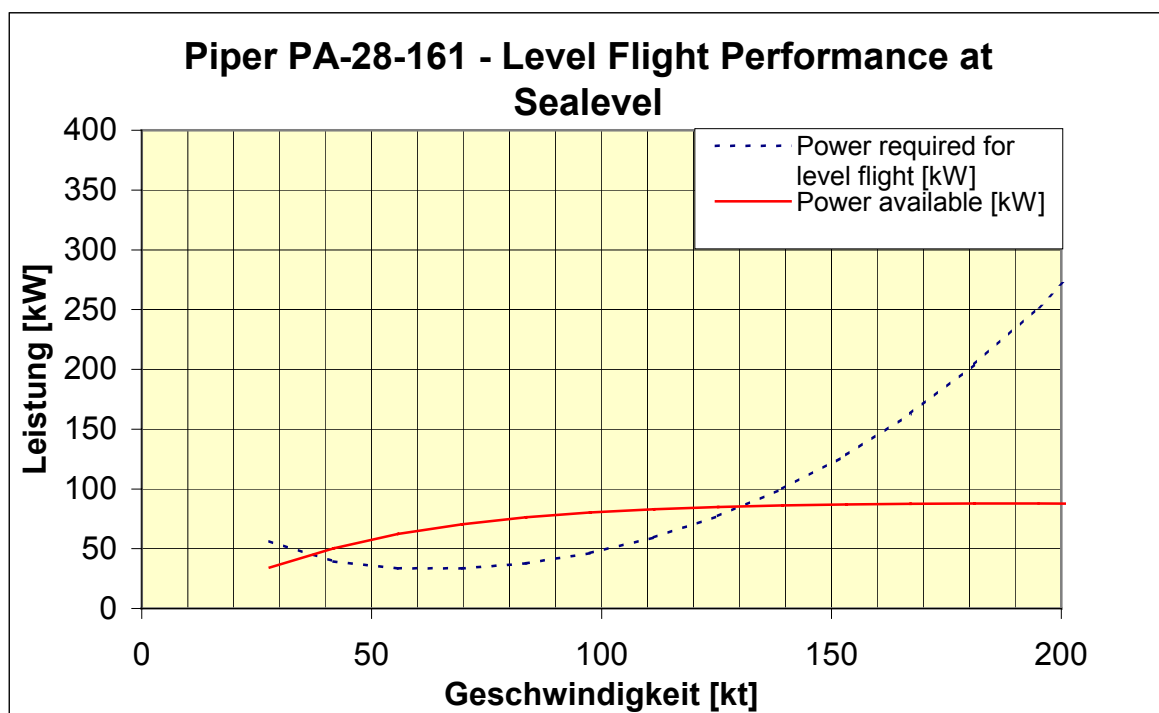


Bild 4.4 Diagramm Level Flight Performance Piper PA-28-161

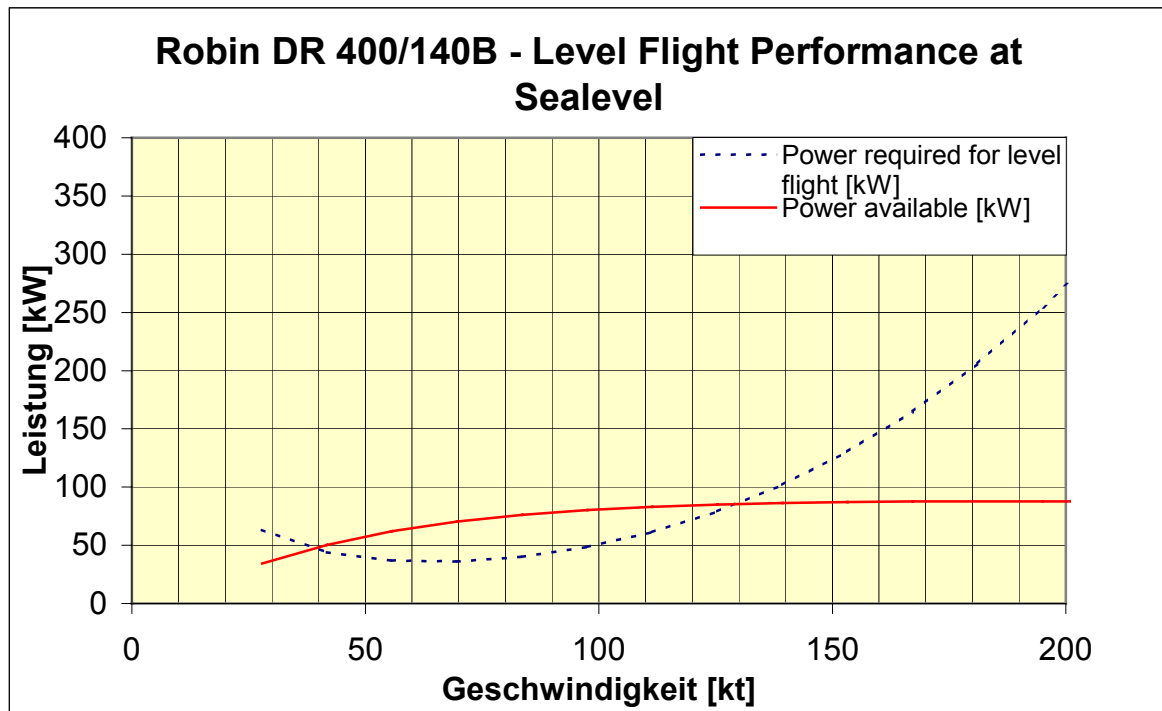


Bild 4.5 Diagramm Level Flight Performance Robin DR 400/140B

Daraus ergeben sich für die drei Flugzeugmuster folgende Geschwindigkeiten:

Cessna 172	131 kt
Piper PA-28-161	130 kt
Robin DR 400/140B	129 kt

Die Daten sind berechnet für eine Höhe von 0 ft (Sea Level). Die Turboaufladung des Centurion 1.7 ermöglicht eine gleich bleibende Leistungsentwicklung bis zu einer Höhe von etwa 6.000 ft. Saugmotoren, wie z. B. der Lycoming O-320, verlieren mit zunehmender Höhe, aufgrund des sinkenden Luftdruckes, linear an Leistung. **Bild 4.6** zeigt die Drehmomentkurve des Centurion 1.7 im Vergleich zum Lycoming O-320 mit zunehmender Höhe.

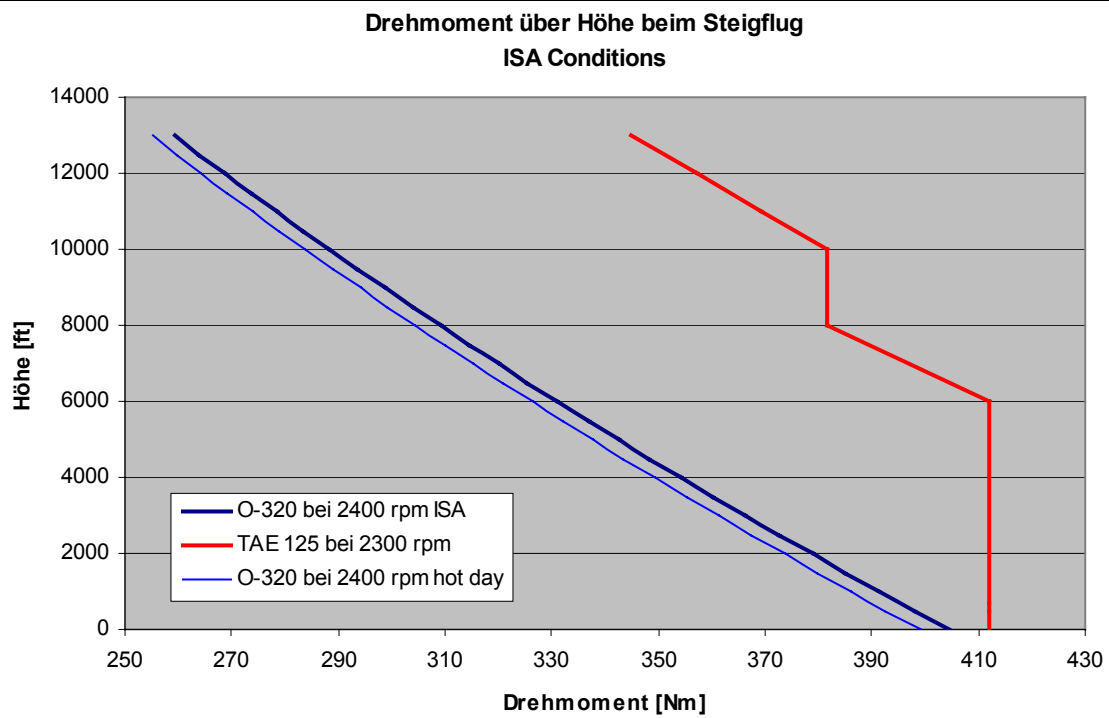


Bild 4.6 Drehmomentverlauf bei zunehmender Höhe

Legt man die sich verändernde Leistung des Centurion 1.7 zu Grunde, kann man die zu erwartenden Geschwindigkeiten für die drei Flugzeugmuster in Abhängigkeit von der Höhe berechnen. Dazu werden die oben aufgeführten Formeln benutzt. Aufgetragen gegen die Höhe ergeben sich **Bilder 4.7 – 4.9**.

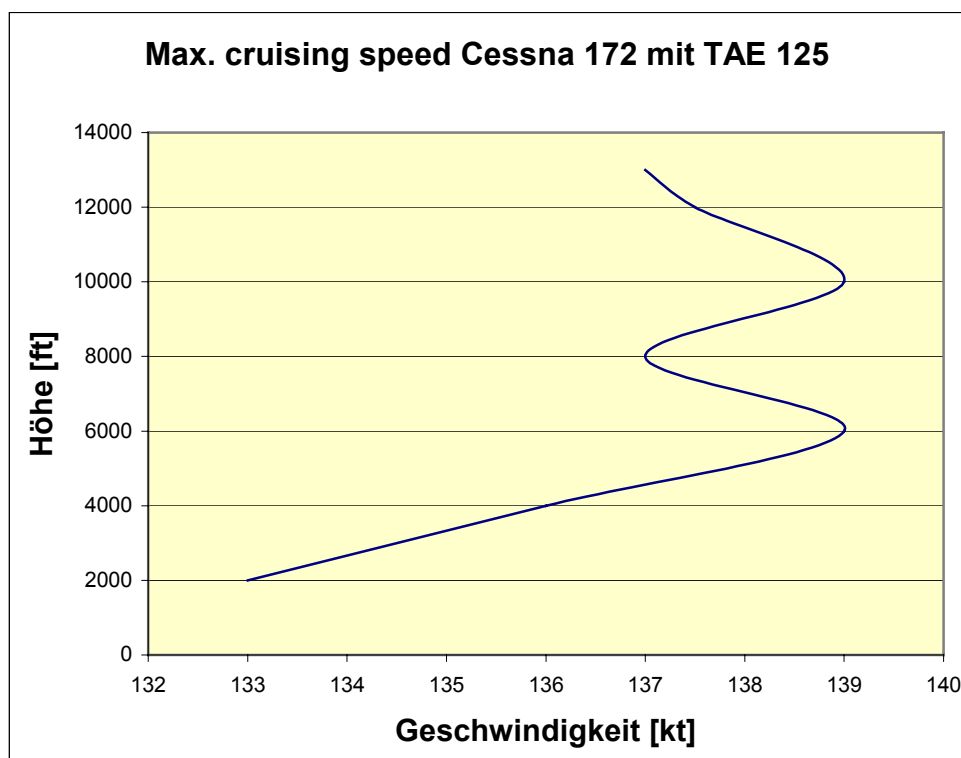


Bild 4.7 Reisegeschwindigkeit Cessna 172 über Höhe

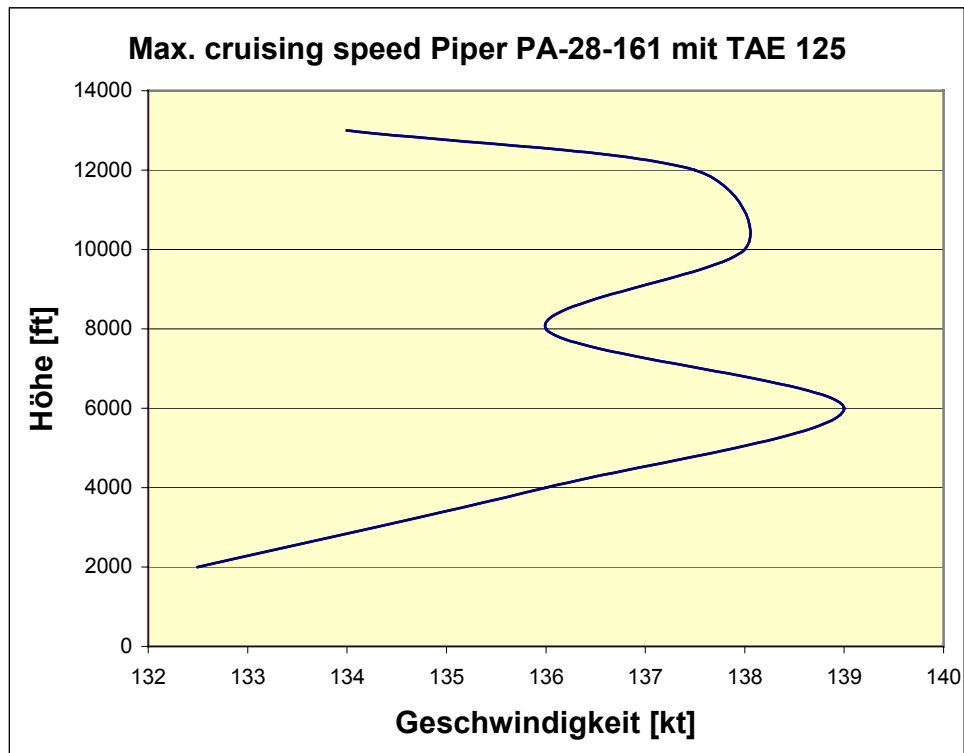


Bild 4.8 Reisegeschwindigkeit Piper PA-28-161 über Höhe

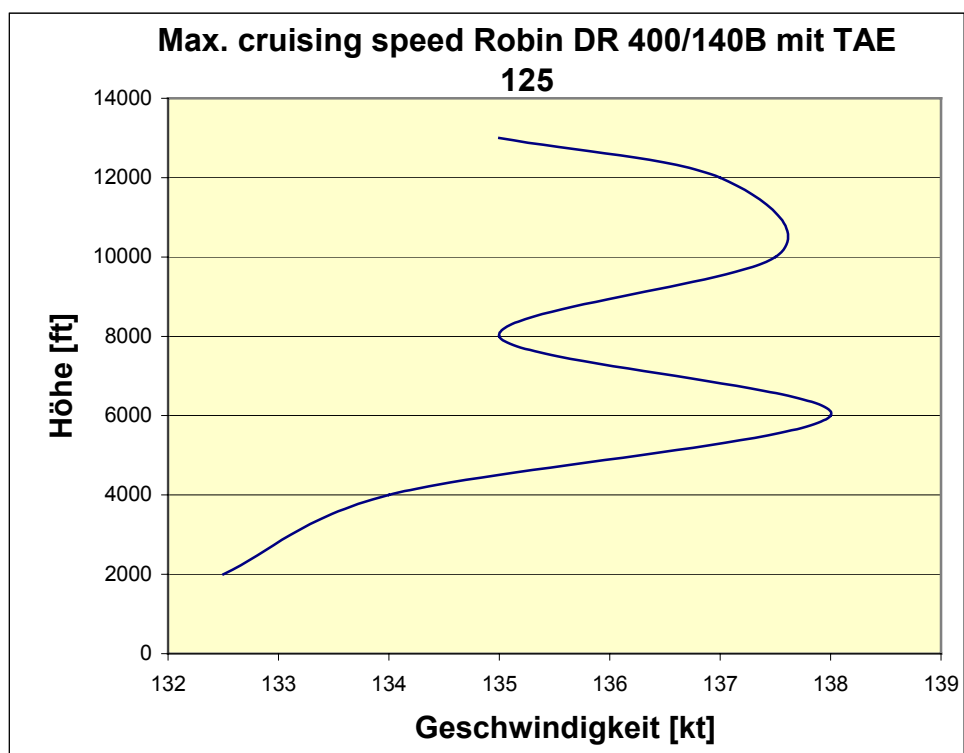


Bild 4.9 Reisegeschwindigkeit Robin DR 400/140B über Höhe

Die erreichbare Geschwindigkeit nimmt bei gleichbleibendem Drehmoment zu, da die Dichte der Luft und damit der Luftwiderstand mit zunehmender Höhe sinkt. Zwischen

6000 und 8000 ft sinkt das Drehmoment des Motors linear ab, was eine Abnahme der Geschwindigkeit zur Folge hat. Von 8000 bis 10000 ft verläuft das Drehmoment wieder konstant, so dass die Geschwindigkeit wieder steigt. Ab 10000 ft fällt das Drehmoment des Motors wieder linear ab, so dass hier auch die Geschwindigkeit sinkt.

4.3 Schwerpunktgrenzlage

Aufgrund des geänderten Antriebskonzeptes kommt es zu einer Veränderung des Schwerpunktes des Triebwerks. Das hat zur Folge, dass sich die Schwerpunktverhältnisse bei den Flugzeugmustern verändern. Im Flughandbuch jedes Flugzeuges sind die Schwerpunkt grenzlagen angegeben, in denen das Flugzeug bewegt werden darf. Diese gelten natürlich mit einem anderen Motor genauso, da sie flugmechanische Grundvoraussetzung für das sichere Bewegen des Flugzeuges sind.

In der **JAR 23** sind für die Zulassung drei Untersuchungskonfigurationen für die Beladung vorgeschrieben, die zu untersuchen sind:

“JAR 23.25 - Weight Limits

Date: February 1, 2001

(a) Maximum weight. The maximum weight is the highest weight at which compliance with each applicable requirement of JAR-23 (other than those complied with at the design landing weight) is shown. The maximum weight must be established so that it is -

(1) Not more than the least of -

(i) The highest weight selected by the applicant; or

(ii) The design maximum weight, which is the highest weight at which compliance with each applicable structural loading condition of JAR-23 (other than those complied with at the design landing weight) is shown; or

(iii) The highest weight at which compliance with each applicable flight requirement is shown, and,

(2) Assuming a weight of 77 kg (170 lb) for each occupant of each seat for normal and commuter category aeroplanes and 86 kg (190 lb) (unless otherwise placarded) for utility and aerobatic category aeroplanes, not less than the weight with -

(i) Each seat occupied, oil at full tank capacity, and at least enough fuel for one-half hour of operation at rated maximum continuous power; or

(ii) The required minimum crew, and fuel and oil to full tank capacity.

(b) Minimum weight. The minimum weight (the lowest weight at which compliance with each applicable requirement of JAR-23 is shown) must be established so that it is not more than the sum of -

(1) *The empty weight determined under JAR 23.29;*

(2) *The weight of the required minimum crew (assuming a weight of 77 kg (170 lb) for each crew member); and*

(3) *The weight of -*

(i) *For turbojet powered aeroplanes, 5% of the total fuel capacity of that particular fuel tank arrangement under investigation; and*

(ii) *For other aeroplanes, the fuel necessary for one-half hour of operation at maximum continuous power.”*

1. Maximalgewicht mit 77 kg Personengewicht auf jedem Sitzplatz, vollem Öltank und Kraftstoff für eine halbe Stunde Flug bei „maximum continuous power“, also bei maximalem Reiseflug (nach JAR-23.25 a) (2) (i)).

2. Maximalgewicht mit minimaler Besatzung (nur Pilot), 77 kg Personengewicht, vollem Öl- und Kraftstofftank (JAR-23.25 a) (2) (ii)).

3. Minimalgewicht mit minimaler Besatzung (nur Pilot), 77 kg Personengewicht, vollem Öltank und Kraftstoff für eine halbe Stunde Flug bei „maximum continuous power“, also bei maximalem Reiseflug (JAR-23.25 b) (3) (ii)).

Aus den Flughandbüchern der Flugzeugmuster kann man die Abstände der jeweiligen Masse von einer für jedes Flugzeug festgelegten Bezugslinie entnehmen. Mit Hilfe dieser Abstände und der Massen kann man das Drehmoment berechnen. Die Summe der Drehmomente durch die gesamte Gewichtskraft des Flugzeugs geteilt, ergibt den Abstand des Schwerpunktes zur Bezugslinie und damit die Lage des Schwerpunktes.

$$x_{\text{Schwerpunkt}} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i \cdot x_i}{m_{\text{gesamt}}} \quad (4.33)$$

Dabei steht m_i für die entsprechende Masse und x_i für den Hebelarm, also den Abstand der jeweiligen Masse von der Bezugslinie.

Daraus ergeben sich folgende Ergebnisse:

Schwerpunkt- lagen C 172 bei verschiedener Beladung	Masse nach 1.: maximal	Hebelarm	Masse nach 2.: maximal	Hebelarm	Masse nach 3.: minimal	Hebelarm
	[kg]	[m]	[kg]	[m]	[kg]	[m]
Leermasse mit 0,7 l Getriebeöl, 3,8 l Kühlflüssigkeit, 6 l Motoröl.	721	0,91	721	0,91	721	0,91
Treibstoff für 1/2 h Flug bei rated max continuous power	12	1,21	0	1,21	12	1,21
volle Treibstofftanks (162,8 l)	0	1,21	117	1,21	0	1,21
Masse Personen Vordersitze	154	0,94	77	0,94	77	0,94
Masse hintere Fluggäste	154	1,85	0	1,85	0	1,85
Gesamt	1041	1,06	915	0,95	810	0,92

Tabelle 4.7 Schwerpunktlagen Cessna 172 mit Centurion 1.7

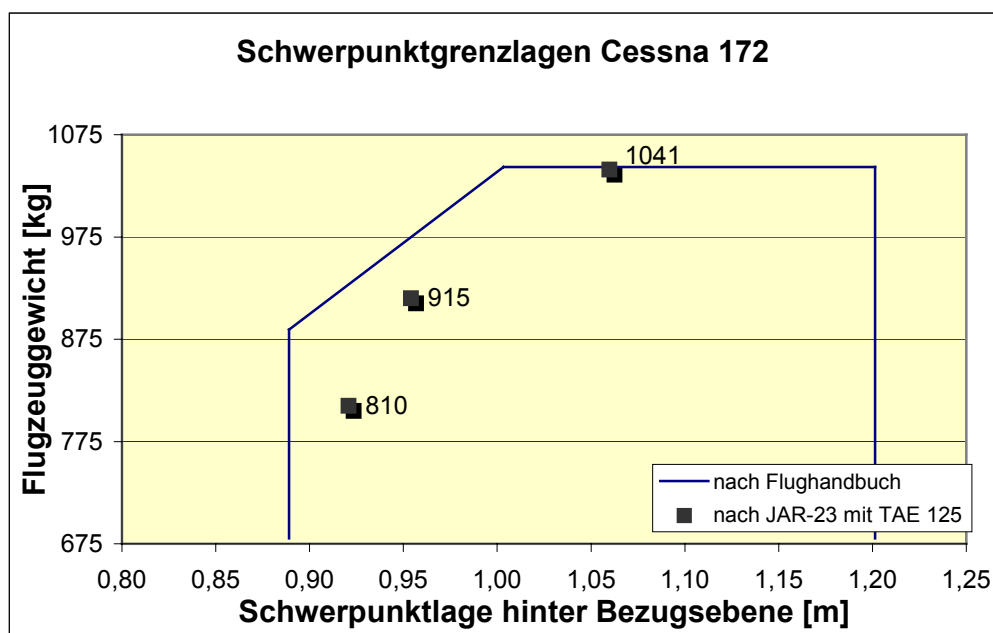


Bild 4.10 Diagramm Schwerpunktgrenzlagen Cessna 172

Schwerpunkt- lagen PA-28-161 bei verschiedener Beladung	Masse nach 1.:Hebelarm maximal		Masse nach 2.:Hebelarm maximal		Masse nach 3.:Hebelarm minimal	
	[kg]	[m]	[kg]	[m]	[kg]	[m]
Leermasse mit 0,7 l Getriebeöl, 3,8 l Kühlflüssigkeit, 6 l Motoröl.	733	2,18	733	2,18	733	2,18
Treibstoff für 1/2 h Flug bei rated max continuos power	12	2,41	0	2,41	12	2,41
volle Treibstofftanks (162,8 l)	0	2,41	136	2,41	0	2,41
Masse Personen Vordersitze	154	2,04	77	2,04	77	2,04
Masse hintere Fluggäste	154	3,00	0	3,00	0	3,00
Gesamt	1053	2,28	946	2,20	822	2,17

Tabelle 4.8 Schwerpunktlagen Piper PA-28-161 mit Centurion 1.7

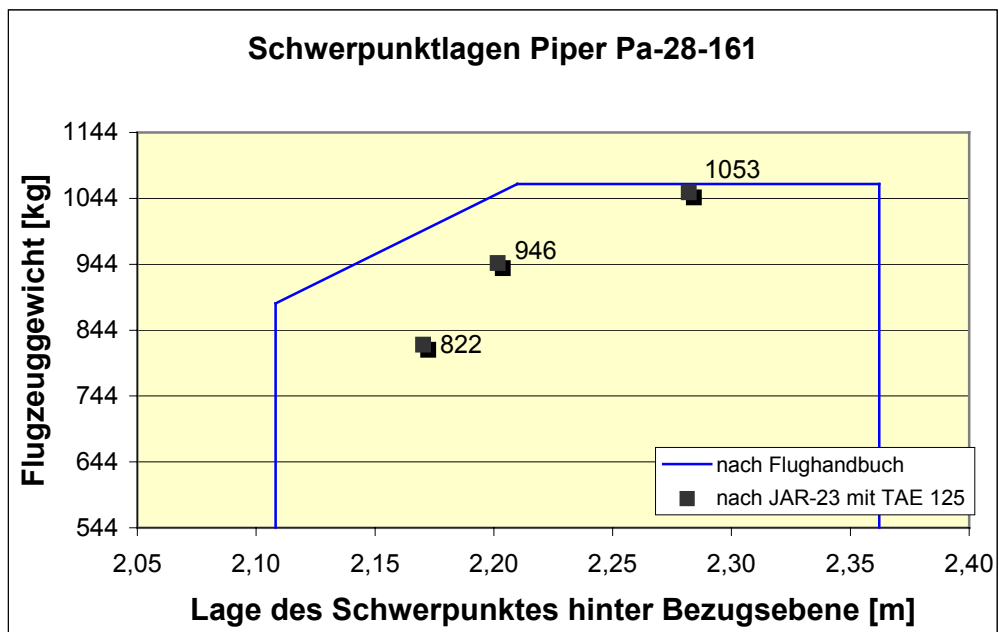


Bild 4.11 Diagramm Schwerpunktgrenzlagen Piper PA-28-161

Schwerpunkt- lagen DR 400/140B bei verschiedener Beladung	Masse nach 1.:Hebelarm maximal		Masse nach 2.:Hebelarm maximal		Masse nach 3.:Hebelarm minimal	
	[kg]	[m]	[kg]	[m]	[kg]	[m]
Leermasse mit 0,7 l Getriebeöl, 3,8 l Kühlflüssigkeit, 6 l Motoröl.	625	0,32	625	0,32	625	0,32
Treibstoff für 1/2 h Flug bei rated max continuous power	12	1,12	0	1,12	12	1,12
volle Treibstofftanks (110 l)	0	1,12	79,1	1,21		1,21
Masse Personen Vordersitze	154	0,41	77	0,41	77	0,41
Masse hintere Fluggäste	154	1,19	0	1,19	0	1,19
Gesamt	945	0,49	781,1	0,41	714	0,34

Tabelle 4.9 Schwerpunktlagen Robin DR 400/140B mit Centurion 1.7

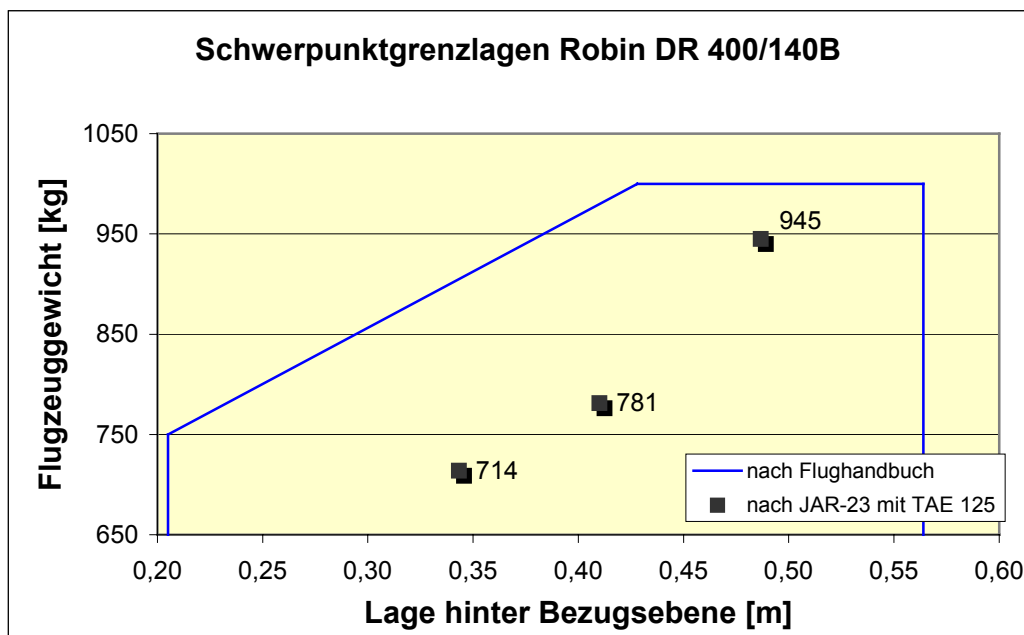


Bild 4.12 Diagramm Schwerpunktgrenzlagen Robin DR 400/140B

4.4 Schwerpunktlage nach Eingabe

In dem Berechnungstool gibt es die Möglichkeit, die Gewichtsverteilung individuell einzugeben. Dabei ist der Berechnungsablauf genauso, wie in **Abschnitt 4.3** beschrieben, mit der Änderung, dass die Werte vom Benutzer in EXCEL eingegeben werden können. Dazu mehr in **Abschnitt 6**.

4.5 Steigleistung

Zur Berechnung der Steigleistung ist aus dem vorangegangenen Kapitel alles Notwendige bekannt. Mit folgenden mathematischen Zusammenhängen lässt sich die Vertikalgeschwindigkeit berechnen. Ausgegangen wird vom Main Sea Level (MSL).

$$v_v = v \cdot \frac{T - D}{m \cdot g} \quad (4.34)$$

Mit:

$$T = \frac{\text{"power - available"}}{v} \quad (4.35)$$

$$D = \frac{\text{"power - required"}}{v} \quad (4.36)$$

Um die Steigleistung zu erhalten, wird die Vertikalgeschwindigkeit in Abhängigkeit der Horizontalgeschwindigkeit in einem Diagramm aufgetragen. Eine Tangente wird durch den Koordinatenursprung an die sich ergebende Kurve gelegt. Der Berührungspunkt der Tangente mit der Kurve ergibt die Steigleistung.

Für die Cessna 172 ergeben sich folgende Ergebnisse:

Horizontal- geschwin- digkeit	Power available	Schub	Power required for level flight	Widerstand	Vertikal- geschwin- digkeit	Vertikal- geschwin- digkeit
[kt]	[kW]	[N]	[kW]	[N]	[m/s]	[ft/min]
27,87	34,25	2389,33	42,79	2984,36	-0,83	-164,12
41,80	50,26	2336,95	30,50	1418,19	1,93	380,12
55,74	62,25	2170,97	26,86	936,77	3,46	680,84
69,67	70,45	1965,72	28,21	787,16	4,13	812,68
83,60	76,22	1772,19	33,70	783,58	4,16	818,05
97,54	80,28	1599,80	43,27	862,36	3,62	711,91
111,47	83,04	1448,06	57,17	996,92	2,53	497,74
125,41	84,98	1317,28	75,78	1174,54	0,90	177,17
139,34	86,23	1203,00	99,54	1388,55	-1,30	-255,90
153,28	87,09	1104,47	128,93	1635,14	-4,09	-805,04
167,21	87,58	1018,18	164,47	1912,03	-7,51	-1479,26
181,14	87,82	942,38	206,67	2217,77	-11,62	-2286,59
195,08	87,79	874,76	256,05	2551,43	-16,45	-3237,27
209,01	87,63	814,94	313,15	2912,37	-22,04	-4338,90
222,95	87,27	760,88	378,50	3300,13	-28,46	-5603,08

Tabelle 4.10 Steiggeschwindigkeit Cessna 172

Grafisch aufgetragen:

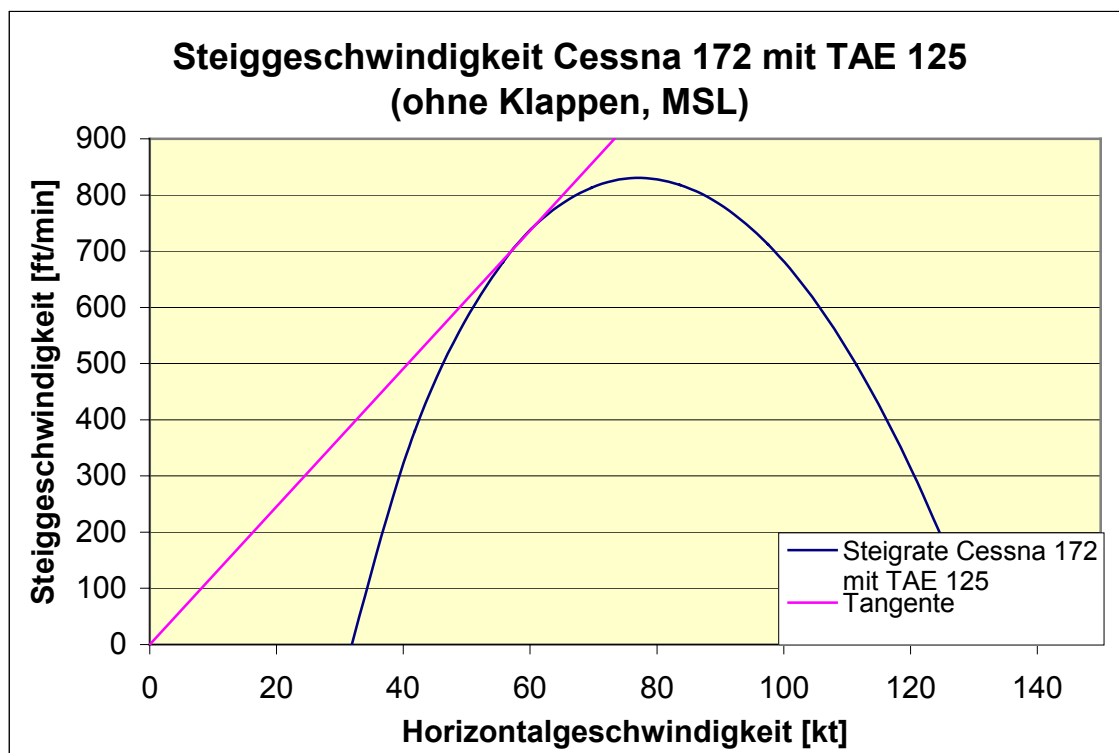


Bild 4.13 Diagramm Steiggeschwindigkeit Cessna 172

Für die Piper PA-28-161 ergeben sich folgende Werte:

Horizontal- geschwin- digkeit	Power available	Schub	Power required for level flight	Widerstand	Vertikal- geschwin- digkeit	Vertikal- geschwin- digkeit
[kt]	[kW]	[N]	[kW]	[N]	[m/s]	[ft/min]
27,87	34,25	2389,33	57,59	4016,86	-2,25	-443,81
41,80	50,26	2336,95	40,32	1875,00	0,96	188,95
55,74	62,25	2170,97	34,14	1190,57	2,72	534,68
69,67	70,45	1965,72	33,88	945,34	3,53	695,60
83,60	76,22	1772,19	38,20	888,05	3,67	723,28
97,54	80,28	1599,80	46,80	932,62	3,23	636,76
111,47	83,04	1448,06	59,82	1043,07	2,24	441,74
125,41	84,98	1317,28	77,56	1202,24	0,72	141,17
139,34	86,23	1203,00	100,43	1401,07	-1,37	-270,05
153,28	87,09	1104,47	128,88	1634,42	-4,04	-794,82
167,21	87,58	1018,18	163,37	1899,22	-7,32	-1441,49
181,14	87,82	942,38	204,41	2193,52	-11,27	-2217,59
195,08	87,79	874,76	252,50	2516,03	-15,91	-3132,86
209,01	87,63	814,94	308,15	2865,88	-21,31	-4194,47
222,95	87,27	760,88	371,89	3242,48	-27,50	-5413,59

Tabelle 4.11 Steiggeschwindigkeit Piper PA-28-161

Als Grafik:

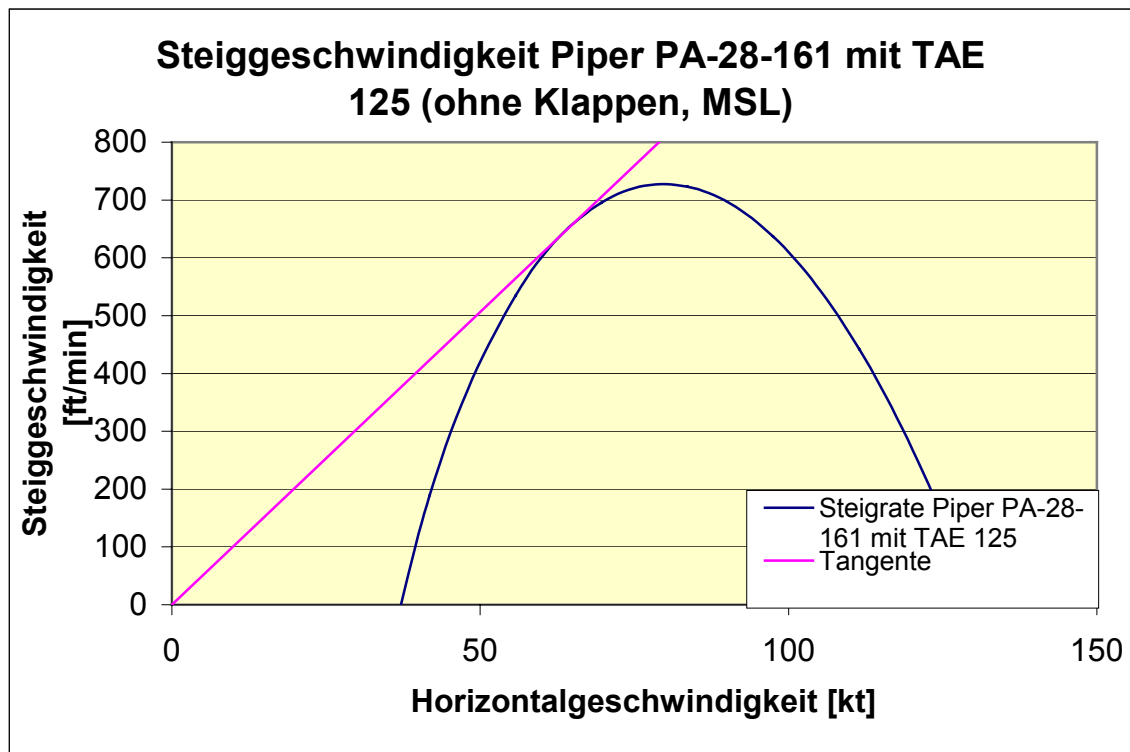


Bild 4.14 Diagramm Steiggeschwindigkeit Piper PA-28-161

Und für die Robin DR 400/140B:

Horizontal- geschwin- digkeit	Power available	Schub	Power required for level flight	Widerstand	Vertikal- geschwin- digkeit	Vertikal- geschwin- digkeit
[kt]	[kW]	[N]	[kW]	[N]	[m/s]	[ft/min]
27,87	34,25	2389,33	58,08	4050,96	-2,43	-478,03
41,80	50,26	2336,95	40,66	1890,61	0,98	192,61
55,74	62,25	2170,97	34,41	1200,05	2,84	558,64
69,67	70,45	1965,72	34,13	952,34	3,70	728,83
83,60	76,22	1772,19	38,45	894,09	3,85	757,85
97,54	80,28	1599,80	47,09	938,48	3,38	665,88
111,47	83,04	1448,06	60,17	1049,23	2,33	458,94
125,41	84,98	1317,28	78,00	1209,03	0,71	140,14
139,34	86,23	1203,00	100,98	1408,74	-1,50	-295,95
153,28	87,09	1104,47	129,57	1643,20	-4,33	-852,41
167,21	87,58	1018,18	164,24	1909,27	-7,81	-1538,12
181,14	87,82	942,38	205,48	2205,01	-11,99	-2361,05
195,08	87,79	874,76	253,81	2529,11	-16,92	-3331,52
209,01	87,63	814,94	309,75	2880,71	-22,64	-4457,17
222,95	87,27	760,88	373,81	3259,20	-29,21	-5749,81

Tabelle 4.12 Steiggeschwindigkeit Robin DR 400/140B

Das dazugehörige Diagramm:

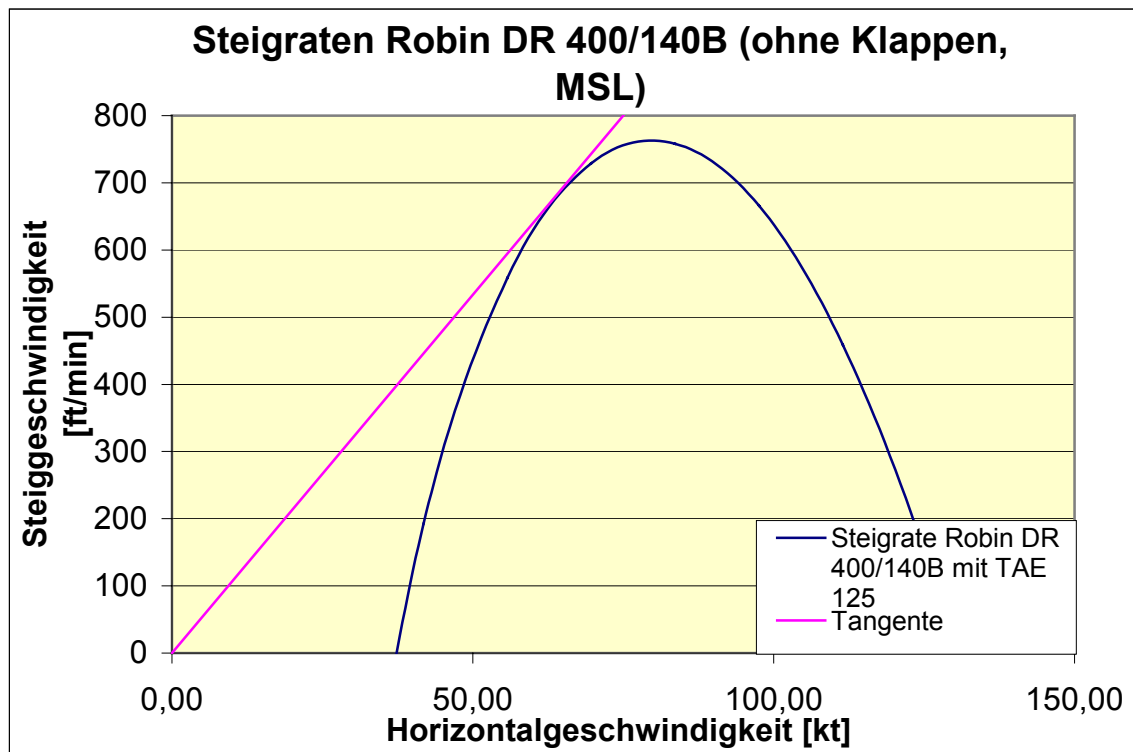


Bild 4.15 Diagramm Steiggeschwindigkeit Robin DR 400/140B

Bestimmt man den Berührungspunkt der Tangente mit der Geraden, erhält man für die Steigleistung folgende Ergebnisse:

Cessna 172:	730 ft/min
Piper PA-28-161:	640 ft/min
Robin DR 400/140B	680 ft/min

5. Vergleich mit Flugversuchen

Um die Genauigkeit des Berechnungsprogramms zu gewährleisten, werden Ergebnisse aus aktuellen Flugtests mit Flugzeugmustern, die bereits eine Centurion 1.7 Installation besitzen, herangezogen. Die Berechnungsformeln und die flugmechanische Theorie werden auf einem großen Bereich angewendet. Dieser beinhaltet hauptsächlich den Sektor der zivilen Passagierflugzeuge. Die in dieser Arbeit untersuchten Flugzeuge unterscheiden sich sowohl in ihren Geschwindigkeitsbereichen, als auch in ihren Gewichtskategorien. Gerade bei kleineren Gewichtsverhältnissen haben kleine Ungenauigkeiten z. B. in der aerodynamischen Beschreibung der Flugzeuge einen großen Effekt.

Daher sollen bei großen Abweichungen Faktoren eingeführt werden, um die Präzision des Programms zu optimieren.

Durchgeführt wurden die Testflüge im Rahmen der Zertifizierung der Centurion 1.7 Installation an den verschiedenen Baumustern. Es konnte kein Einfluß auf die getesteten Inhalte genommen werden, da die Versuche bei der Erstellung dieser Arbeit schon vorlagen. Die Testergebnisse werden von der Firma Thielert Aircraft Engines GmbH zur Verfügung gestellt.

5.1 Schwierigkeiten beim Vergleich mit Flugtests

Für die Kontrolle der Genauigkeit der theoretischen Berechnungen gibt es kaum eine bessere Methode, als die Ergebnisse von Flugtests heranzuziehen. Allerdings muß gewährleistet sein, dass sich diese Tests der gleichen Grundlage bedienen, wie den Berechnungen zu Grunde liegen. Bei dieser Arbeit ergab sich das Problem, dass in keinem der Flugtests die maximal erreichbare Geschwindigkeit Ziel der Messung war. Allerdings lässt sich dieses Problem mindern, da sowohl die theoretischen Grundlagen der Steiggeschwindigkeitsberechnung und der Berechnung der erreichbaren Geschwindigkeit, als auch die Vorgehensweise bei der Berechnung sehr ähnlich sind. Stellt man also eine Übereinstimmung der Steigleistung zwischen Berechnung und Flugerprobung fest, kann man daraus schließen, dass auch die Berechnung der erreichbaren Geschwindigkeit im Level Flight den Anforderungen an Genauigkeit genügen.

Eine besondere Position beim Vergleich der errechneten Daten stellt das Flugzeugmuster der Robin DR 400/140B dar. Vor dem Beginn der Arbeit war geplant, dass TAE auch das Flugzeugmuster der Robin DR400 mit dem Centurion 1.7 in naher Zukunft bei den Behörden musterzulassen würde. Für die Zulassung notwendige Flugtestergebnisse sollten dieser Arbeit anschließend zur Verfügung

stehen. Allerdings ist der Aufbau der Robin mit Centurion 1.7 Installation auch durch die Fremdvergabe nach Frankreich verzögert, so dass bei Fertigstellung dieser Arbeit noch keine Flugtestergebnisse zur Verfügung standen. So gibt es nur die Möglichkeit, die berechneten Ergebnisse mit den Flughandbuchwerten der Robin zu vergleichen mit dem Hinweis, dass die Grundlage des Flughandbuches die Motorisierung mit einem Lycoming O320 bildet.

5.2 Zusammenfassung der Ergebnisse

Um einen Überblick über die Ergebnisse der verschiedenen Flugzeugmuster und der getesteten Daten zu geben, sind die Daten in einer Tabelle (**Tabelle 5.1**) zusammengefasst.

	Einheit	Cessna 172		Piper PA-28-161		Robin DR 400/140B	
		Versuch	Berechnet	Versuch	Berechnet	Flughandbuch	Berechnet
Startrollstrecke	[m]	264	261	309	321	--	241
Startstrecke	[m]	465	485	512	514	515	495
Steiggeschwindigkeit	[ft/min]	602	720	622	640	862	680
Höchstgeschwindigkeit	[kt]	--	131	--	130	132	129

Tabelle 5.1 Zusammenfassung der Ergebnisse

5.3 Abweichungen von den Flugtestdaten

5.3.1 Piper PA-28-161

Vergleicht man die Ergebnisse der Berechnung mit denen Werten aus den Flugtestprotokollen, stellt man zum einen fest, dass die Ergebnisse für die Piper relative geringe Abweichungen aufweisen. Bei der Startrollstrecke ergibt sich die Abweichung zu etwa 3,9%, bei der Startstrecke zu 0,4% und bei der Steigleistung zu 4,5%. Bei allen Werten liegen die berechneten Werte über den tatsächlich im

Flugversuch aufgetretenen. Diese Abweichungen sind im Rahmen der Rechengenauigkeit durchaus vertretbar.

5.3.2 Cessna 172

Bei Betrachtung der Werte für die Cessna 172 dagegen stellt man gerade im Bereich der Steiggeschwindigkeit erhebliche Abweichungen fest. Die Abweichungen im Bereich der Startleistungen hingegen, sind gering.

Bei der Startrollstrecke ergibt sich eine Abweichung von 1,1% und bei der Startstrecke von 4,2%. Die Abweichung entspricht auch hier den Anforderung an das Berechnungsprogramm. Bei der Steigleistung hingegen ist die Abweichung mit 19,6% deutlich zu hoch. Auch bei der Cessna liegen die berechneten Werte über denen der Flugtests.

5.3.3 Robin DR400/140B

Die berechneten Werte für die Robin DR400/140B lassen sich mit den Daten aus dem Flughandbuch nur schwer vergleichen, da ein anderes Antriebskonzept natürlich andere Flugleistungen hervorruft. Bekanntermaßen ist der Centurion 1.7 von seiner Leistungsausbeute etwas schwächer als der Lycoming O-320. Daher werden die zu erwartenden Flugleistungen schwächer ausfallen, als sie im Flughandbuch zu finden sind. Zur Startrollstrecke gab es im Flight Manual keine Angabe, nur zur gesamten Startstrecke über ein 50 ft Hindernis.

5.4 Einführung von Korrekturfaktoren

Die enorm hohe Abweichung der Steigleistungswerte bei der Cessna fordert die Überprüfung der verwendeten Ausgangsdaten. Allerdings bringt die Recherche der aerodynamischen Grunddaten, wie z. B. der Flügelfläche, des Nullwiderstandsbeiwertes oder des Oswaldfaktors keine neuen Werte. Vielmehr werden diese Werte bestätigt. Allerdings bedingt die Bauart der Cessna 172 als einziger abgestrebter Hochdecker in dieser Reihe der Flugzeugmuster eine Sonderstellung. Der Bauart Hochdecker ist zwar in der Auswahl des Oswald-Faktors (siehe **Abschnitt 4.1**) Rechnung getragen worden, allerdings wurde der erhöhte Widerstand durch die Abstrebenungen nicht berücksichtigt. So beträgt der sogenannte Nullwiderstandsbeiwert, also der Widerstandsbeiwert bei einem Auftriebsbeiwert von null, wie bei der Piper 0,025. Bei der Betrachtung der Widerstandswerte der verschiedenen Flugzeugmuster zur Bestimmung der Steiggeschwindigkeit fällt besonders ins Auge, dass die Ergebnisse für die Cessna 172 besonders niedrig ausfallen. Und das,

obwohl sowohl die Flügelfläche als auch der Widerstandsbeiwert im Ground-Effect c_{dg} der Cessna größer sind als bei der Piper. Es erscheint sinnvoll, einen Korrekturfaktor einzuführen. Der Widerstand wird über die benötigte Leistung „power required“ berechnet. Um das Gesamtbild der Berechnung aufrecht zu erhalten, wird der Korrekturfaktor bei der Berechnung der benötigten Leistung („power required“) eingefügt. Es würde keinen Sinn machen, den Faktor nur auf den Widerstand wirken zu lassen, aber die erforderliche Leistung unverändert zu lassen. Um allerdings die guten Ergebnisse bei der Berechnung der Startleistung nicht negativ zu verändern, wird der Faktor nur für die Steigleistungsberechnung betrachtet. EXCEL bietet die Möglichkeit verschiedene Faktoren zu vergleichen. Normalerweise kann man mit der „Zielwertsuche“ in EXCEL Werte verändern lassen, um ein bestimmtes Ergebnis zu erzielen. Bei der Steigleistung muß aber noch manuell eine Tangente an die Kurve gelegt werden, was die Automatisierung stark einschränkt. Wird der Faktor auf 1,26 gesetzt, erhält man sehr brauchbare Ergebnisse im Bereich der Steigleistung.

5.5 Ergebnis mit korrigierten Werten

Wird das Berechnungsprogramm um den Korrekturfaktor nach **Abschnitt 5.4** ergänzt, ergeben sich die Werte wie in **Tabelle 5.2** dargestellt. Dabei ist allerdings lediglich der Wert für die Steigleistung der Cessna 172 verändert.

	Einheit	Cessna 172		Piper PA-28-161		Robin DR 400/140B	
		Versuch	Berechnet	Versuch	Berechnet	Flug-handbuch	Berechnet
Startrollstrecke	[m]	264	265	309	321	--	227
Startstrecke	[m]	465	488	512	514	515	418
Steiggeschwindigkeit	[ft/min]	602	610	622	650	862	640
Höchstgeschwindigkeit	[kt]	--	130	--	130	132	130

Tabelle 5.2: Korrigiertes Ergebnis

6. Das Berechnungstool

Hauptaufgabe der vorliegenden Arbeit war die Erstellung eines Berechnungsprogramms zur Berechnung von Flugleistungen in EXCEL. **Abschnitt 6** befasst sich hier mit der Erstellung und Beschreibung dieses Berechnungsprogramms. Als Grundlage dienten hierbei die zuvor in **Abschnitt 4** und **5** dargestellten flugmechanischen Theorien.

6.1 Automatisierung in EXCEL

Um immer wiederkehrende Rechenvorgänge oder Arbeitsschritte zu vereinfachen, ermöglicht EXCEL den Einsatz von Makros. Makros sind kleine Unterprogramme, die man in einer EXCEL-Arbeitsmappe sowohl anlegen als auch speichern und mit Visual Basic¹⁵ bearbeiten kann. Makros erledigen hierbei z. B. immer wiederkehrende Arbeitsschritte innerhalb einer EXCEL Arbeitsmappe. Sie lassen sich ganz einfach „aufzeichnen“. Über die Schaltfläche „Extras“ gelangt man in EXCEL in das Menü „Makro“ (siehe **Bild 6.1**) und kann hier den Befehl für die Aufzeichnung eines Makros erteilen.

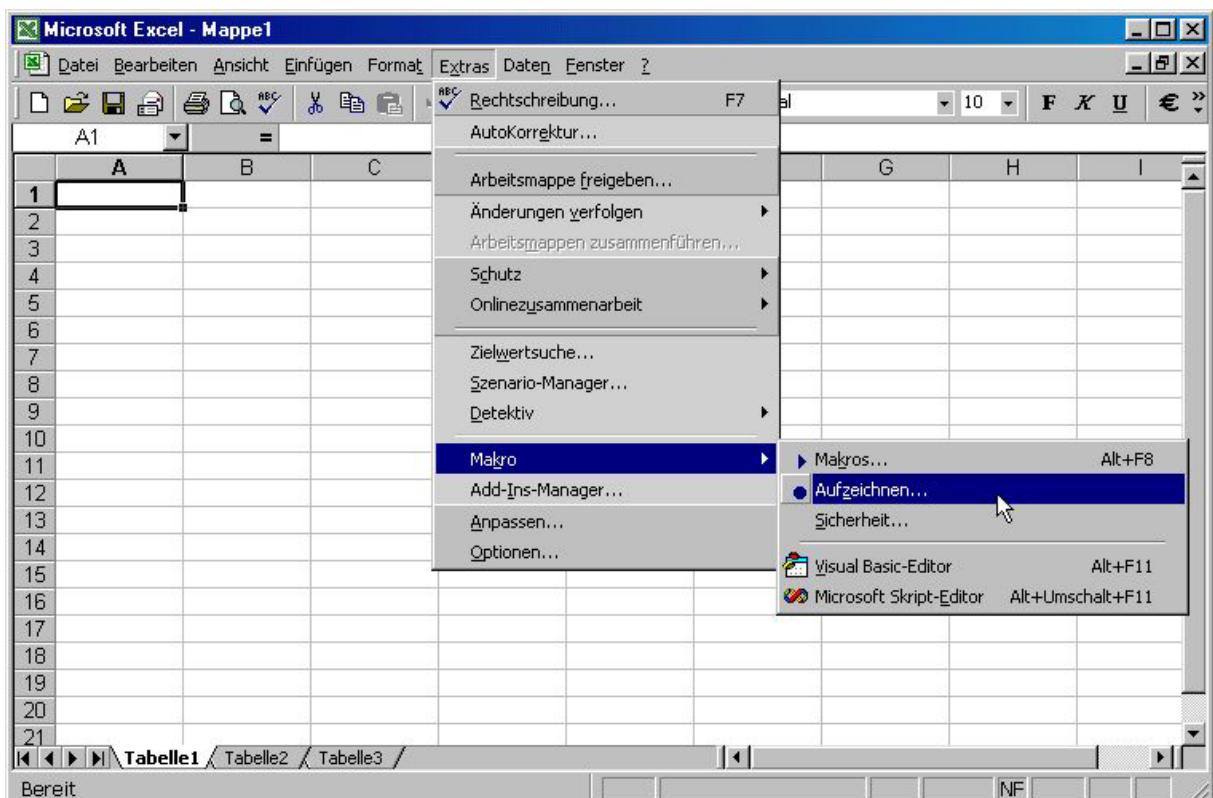


Bild 6.1 Aufzeichnen eines Makros

¹⁵ Siehe Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

Während der Aufzeichnung eines Makros werden die Schritte, die automatisiert werden sollen, vorgenommen. Anschließend wird die Aufnahme des Makro wieder über „Extras“ – „Makro“ – „Aufzeichnung beenden“ beendet. So können Arbeitsschritte wie kopieren, einfügen, Berechnungen usw. automatisiert werden. Um diese Makros gezielt auszuführen, können sie Schaltflächen zugewiesen werden (siehe **Bild 6.2**) und so verschiedene Funktionen innerhalb von EXCEL generiert werden.

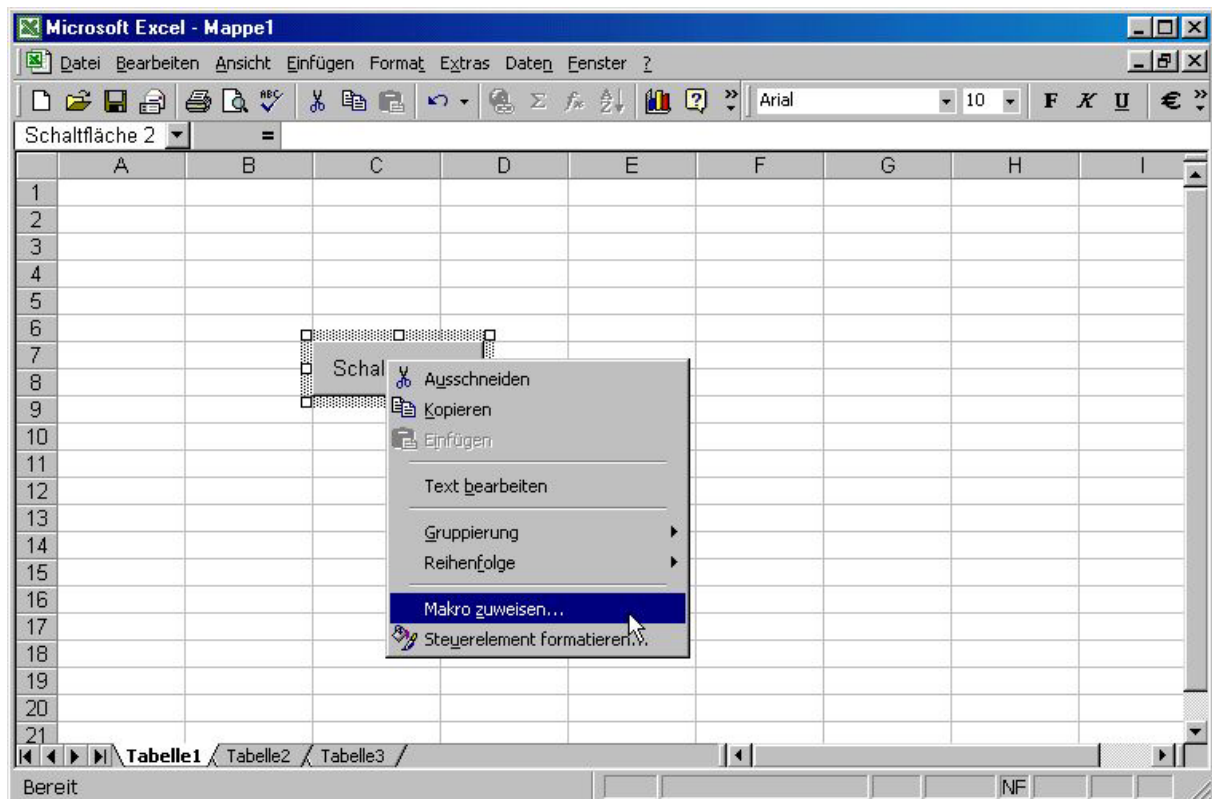


Bild 6.2 Einer Schaltfläche ein Makro zuweisen

6.3 Dialoge in EXCEL

Um eine interaktive Arbeitsmappe in EXCEL zu erstellen, empfiehlt sich die Verwendung von Microsoft Excel Dialogen. Über die rechte Maustaste, angeklickt in der Tabellenblattauswahl am Fuß eines EXCEL-Arbeitsblattes und die Auswahl „Einfügen...“ kann ein EXCEL-Dialog in die Arbeitsmappe eingefügt werden (siehe **Bild 6.3** und **Bild 6.4**).

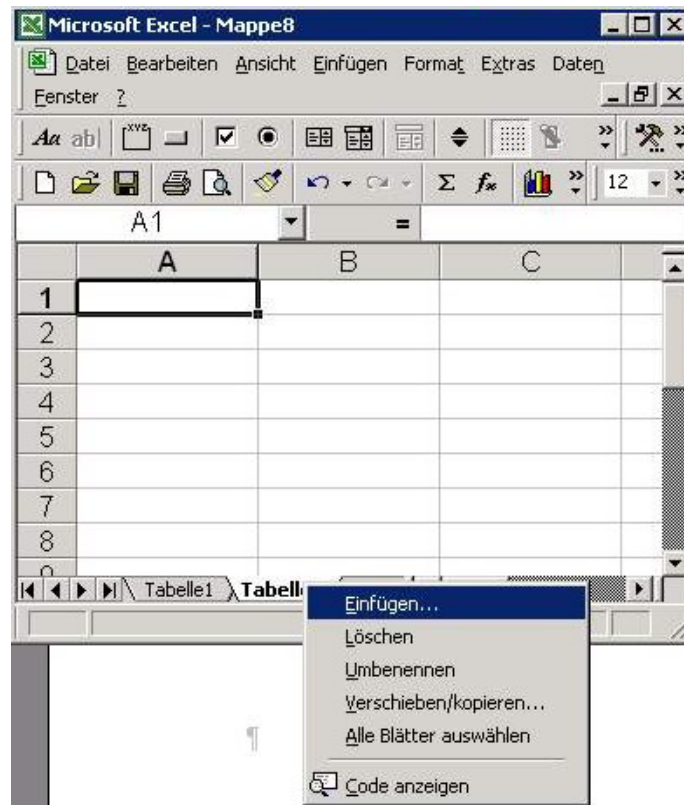


Bild 6.3 Einfügen eines Excel Dialoges

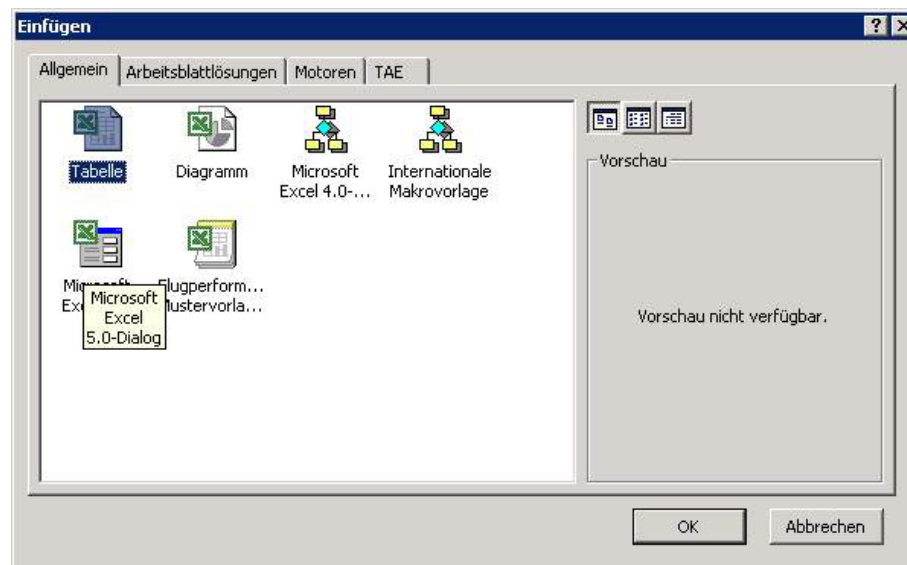


Bild 6.4 Auswahl Microsoft Excel Dialog

Über die Symbolleiste „Formular“ werden grafische Steuerelemente in die Dialogflächen eingefügt und mit Tabellenfeldern verknüpft. Zur Steuerung von verschiedenen Dialogen empfiehlt sich wieder der Einsatz von Makros (**Abschnitt 5.2**).

6.4 Aufbau und Beschreibung des Programms

Das Berechnungsprogramm ist wie in der Aufgabenstellung gefordert im Tabellenkalkulationsprogramm EXCEL erstellt. Der Aufbau in EXCEL erfolgt typischerweise in verschiedenen Tabellenblättern. Es bietet aber auch die Möglichkeit, Dialoge, auf der Basis von Visual Basic, in die Tabellen einzubinden und damit interaktive Schaltflächen zu generieren. Die Erstellung ist im **Abschnitt 6.1** beschrieben.

Das Berechnungsprogramm beginnt mit einer informativen Startseite, die dem Nutzer die Voraussetzungen für die Benutzung der eingebetteten Makros, sowie allgemeine Informationen zum Programm erläutert. In **Bild 6.5** ist diese Startseite zu sehen.

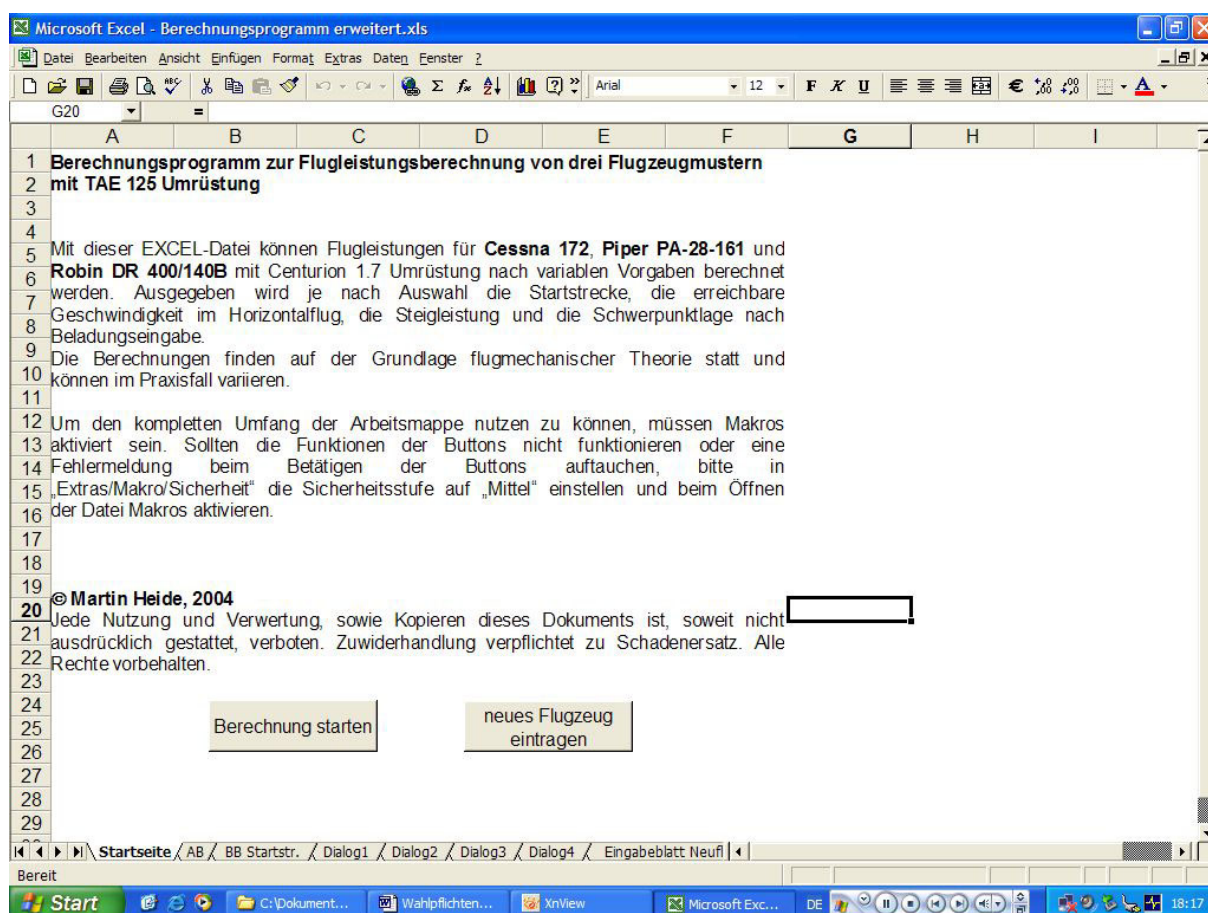


Bild 6.5 Startseite EXCEL Programm

Am Ende der Startseite werden dem Nutzer zwei Auswahlwähler angeboten, die ihn mit dem Feld „Berechnung starten“ entweder in das Berechnungsprogramm einsteigen lassen, oder mit der Auswahl „neues Flugzeug eintragen“ eine eigene Grundlage für die Flugleistungsberechnung legen lassen.

Zunächst zur Berechnung:

Nach der Auswahl des Schalters „Berechnung starten“ öffnet sich ein Dialogfeld (siehe **Bild 6.6**), in dem der Nutzer die Ausgangsdaten für die Berechnungen eintragen kann.

The dialog box titled "Grunddaten" contains the following fields and options:

- QNH:** Input field with value 1013, unit in hPa.
- Höhe des Startplatzes:** Input field with value 0, units in m (selected) and in ft.
- Temperatur:** Input field with value 15, units in K and in °C (selected).
- Gegenwind:** Input field with value 0, units in m/s (selected) and in kt.
- Flugzeugmasse:** Input field with value 1043, unit in kg.

At the bottom, there are two checkboxes and three buttons:

- Performance-daten berechnen? (checked)
- Schwerpunkt-berechnung durchführen? (unchecked)
- Buttons: Performance, Schwerpunkt, Abbrechen

Bild 6.6 Erstes Dialogfeld

Das Dialogfeld beinhaltet Felder zur Veränderung der Werte des Luftdruckes (QNH) der Startplatzhöhe, der Gegenwindgeschwindigkeit und der Flugzeugmasse. Eine Veränderung der Werte erfolgt per Mausklick über die up/down Pfeiltasten rechts neben dem Wert. Die Eingaben sind mit den Berechnungsblättern verknüpft, so dass die eingegebenen Werte direkt in den hinterlegten Tabellen verändert werden. Bei der Eingabe von Höhe, Temperatur und Gegenwind ist zusätzlich die Veränderung der gewählten Einheit möglich.

Die Veränderung der Einheiten wird durch zwei sogenannte „Optionsfelder“ ermöglicht. Diese Optionsfelder werden mit einem Tabellenplatz einer EXCEL-Tabelle verknüpft. Gehören diese Optionsfelder zur gleichen Gruppe, kann immer nur ein Optionsfeld mit einem Punkt versehen, also aktiviert sein. In der Tabelle wird die Ziffer des aktiven Optionsfeldes eingetragen. Am Beispiel des **Bildes 6.6** steht im

Zellbezug der Höheneinheit z.B. eine „1“ (Feld F3 in **Bild 6.7**), bei der Temperatureinheit eine „2“ (Feld F4) und bei der Einheit des Gegenwindes eine „1“ (Feld F5). Über eine Wenn-dann-Logik wird die entsprechende Einheit in EXCEL umgerechnet und angezeigt. **Bild 6.7** zeigt das Berechnungsblatt des Berechnungsprogramms für den in **Bild 6.6** dargestellten Dialog.

	A	B	C	D	E	F
1	Eingaben für die Flugzeugperformedatenberechnung:					
2	QNH [hPa]	1013	0			
3	Höhe des Startplatzes [ft]	0,00	Höhe des Startplatzes [m]	0	0	1
4	Temperatur [K]	288,15	Temperatur [°C]	15	15	2
5	Gegenwind [m/s]	0,00	Gegenwind [kt]	0	0	1
6	Flugzeugmasse [kg]	1043				
7						
8						

Bild 6.7 Verarbeitung der Einheitenwahl in EXCEL

Nach der Eingabe der Werte wird der Nutzer aufgefordert, eine erneute Auswahl zu treffen: Entweder gleich in die Berechnung der Performedaten überzugehen oder noch Eingaben für die individuelle Schwerpunktberechnung zu tätigen. Wählt der Nutzer die Option „Schwerpunkt“, öffnet sich ein neues Dialogfeld, in dem die Angaben zur Schwerpunktberechnung eingegeben werden können. **Bild 6.8** zeigt ein solches Dialogfeld.

The screenshot shows a dialog box titled "Beladungsdaten" with a blue header bar containing a help icon and a close button. The dialog is divided into several sections, each with a label and a corresponding input field:

- Masse Pilot:** Input field with the value "78,00" and a unit "kg".
- Masse vorderer Fluggast:** Input field with the value "85,00" and a unit "kg".
- Masse hintere Fluggäste:** Input field with the value "0,00" and a unit "kg".
- Masse Gepäckbereich 1:** Input field with the value "6,00" and a unit "kg".
- Masse Gepäckbereich 2:** Input field with the value "0,00" and a unit "kg".
- Kraftstoffmenge:** Input field with the value "56,00" and a unit "l".
- Kraftstoffart:** Two radio buttons: "Diesel" (selected) and "Jet-A1".

At the bottom of the dialog is a button labeled "Weiter".

Bild 6.8 Dialog zur Schwerpunktberechnung

Neben der Eingabe der verschiedenen, für die Berechnung der Schwerpunktlage notwendigen Massen, kann hier auch die Art des Kraftstoffes variiert werden. Dabei spielt für die Schwerpunktberechnung die unterschiedliche Dichte von Diesel und Kerosin eine Rolle. Die Auswahlmöglichkeit am Ende dieses Dialoges beschränkt sich auf ein Feld mit der Aufschrift „Weiter“. Ein Klick auf den Schalter führt den Nutzer auf einen Dialog, in dem er aufgefordert wird, das Flugzeugmuster auszuwählen, welches Grundlage der Berechnungen sein soll. In **Bild 6.9** ist dieser Dialog zu sehen.



Bild 6.9: Flugzeugauswahl

Verwendet der Nutzer im ersten Dialog (**Bild 6.6**) den Schalter „Performance“, gelangt er direkt zu diesem Dialog der Flugzeugauswahl. Durch die Auswahl eines Flugzeuges werden die erforderlichen Daten des ausgewählten Flugzeugtypen zusammengestellt und auf einem Ausgabeblatt bereitgestellt. Die Berechnungen finden immer parallel für alle Flugzeugmuster statt. Damit der Nutzer aber nicht alle Werte für das gewünschte Flugzeug aus den verschiedenen Tabellenblättern zusammensuchen muß, erledigt ein Makro diese Aufgabe durch Anklicken eines Flugzeugtypen. Die Aktivierung des „Ausgabe“-Feldes führt den Nutzer auf das Ausgabeblatt. Die Ausgabeblätter unterscheiden sich je nach Auswahl des Nutzers. Es gibt eine Ausgabe mit und eine ohne die spezifische Darstellung der aktuellen Schwerpunktlage. Zwei Beispiele für Ausgaben des Programms (eine mit und eine ohne spezifische Schwerpunktlage) sind im **Anhang A** und **B** dieser Arbeit zu finden. Im Dialogfeld in Bild 6.8 ist neben den drei bekannten Flugzeugmustern noch eine Art Variablenfeld zu finden. Die Auswahl „ingegebenes Flugzeug“ bezieht sich auf die Auswahlmöglichkeit „Flugzeug eingeben“, die dem Nutzer auf der Startseite angeboten wird.

Neues Flugzeug eintragen:

Nach der Auswahl „neues Flugzeug eintragen“ öffnet sich ein Tabellenblatt, auf dem der Nutzer die Möglichkeit hat, ein individuelles Flugzeug mit seinen Parametern zu beschreiben. Dabei werden die Parameter, die für die Berechnung der Leistungsdaten notwendig sind, abgefragt. Hintergrund dieser individuellen Eingabe war der Wunsch, neben den drei bekannten Flugzeugmustern auch weniger bekannte oder ganz neue Flugzeugmuster mit einem Thielert-Diesel-Motor berechnen zu können. **Bild 6.10** zeigt die Eingabeseite für die Daten eines neuen Flugzeuges.

	A	B	C	D	E
1	1. Allgemeine Daten:				
2	Name des Flugzeugmusters				
3	Flügelfläche S [m ²]				
4	Spannweite b [m]				
5	Abstand Tragflächenunterseite-		NäherungswerteHochdecker: h = 1,80 m Tiefdecker: h = 0,80 m		
6	Boden h [m]				
7	max. Abflugmasse m... [kg]		kg		
8	Nullwiderstandsbeiwert c ₀		lbs		
9	Oswald-Faktor e		Näherungswerte: Hochdecker: e = 0,80 Tiefdecker: e = 0,60		
10	Überziehgeschwindigkeit v.				
11	[Einheit auswählen]		m/s		
12			kt		
13	2. Massenangaben:				
14	Leermasse mit 0,7 l Getriebeöl, 3,8 l Kühlflüssigkeit, 6 l Motoröl				
15	Masse Treibstoff (volle Tanks)		kg		
16			lbs		
17	3. Hebelarme der Schwerpunkte				
18	Hebelarm Schwerpunkt bei Leermasse mit 0,7 l Getriebeöl, 3,8 l Kühlflüssigkeit, 6 l Motoröl				
19	Hebelarm Treibstoff				
20	Hebelarm Personen Vordersitze				
21	Hebelarm hintere Fluggäste				
22	Hebelarm Gepäck Bereich 1				
23	Hebelarm Gepäck Bereich 2		m		
24			in		
25	4. Schwerpunktgrenzlagen aus Flughandbuch				
26	Markanter Punkt im Diagramm	Masse		Hebelarm	
27	Punkt 1				
28	Punkt 2				
29	Punkt 3				
30	Punkt 4				
31	Punkt 5		kg		m
32			lbs		in
33	<div style="display: inline-block; border: 1px solid black; padding: 5px; margin: 5px;">Berechnung starten</div> <div style="display: inline-block; border: 1px solid black; padding: 5px; margin: 5px; margin-left: 100px;">Zur Startseite</div>				

Bild 6.10 Eingabeblatt neues Flugzeug

Am Ende dieser Eingabeseite kann der Nutzer zur Eingabeseite zurückkehren oder direkt zum ersten Dialog gelangen. Das weitere Vorgehen entspricht dem wie bei den drei vorgegebenen Flugzeugmustern.

Das Ausgabeblatt selber gibt Hinweise auf die Benutzung der Diagramme und ihre Auswertung. Um die Steigleistung zu ermitteln, wird eine durch den Koordinaten-

nullpunkt verlaufende Tangente an der Steiggeschwindigkeitskurve benötigt. EXCEL bietet dafür leider keine geeigneten Automatisierungen an, so dass der Benutzer die Tangente selber erstellen muß. Allerdings findet er eine im Koordinatennullpunkt beginnende Gerade im Diagramm, dessen Steigung er mit Hilfe der bereits bekannten hoch/runter Pfeile links neben dem Diagramm verändern kann. Solange, bis die Gerade zur Tangente an der Kurve wird. Damit kann der Benutzer den gesuchten Wert einfach ablesen.

Am Ende jeder Ausgabe findet der Benutzer eine Auflistung der Eingangsdaten, womit er kontrollieren kann, ob die Werte korrekt eingegeben wurden. Zum Abschluss kann der Benutzer entscheiden, ob er eine neue Berechnung starten, das Ergebnis ausdrucken, oder zur Startseite zurückkehren möchte (siehe **Bild 6.11**).

88											
89	Die Berechnung fand mit folgenden Eingabedaten statt:										
	<table border="1"> <thead> <tr> <th>QNH [hPa]</th> <th>Höhe des Startplatzes [ft]</th> <th>Temperatur [K]</th> <th>Gegenwind [m/s]</th> <th>Flugzeugmasse [kg]</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>1013</td> <td>0</td> <td>288</td> <td>0</td> <td>1043</td> </tr> </tbody> </table>	QNH [hPa]	Höhe des Startplatzes [ft]	Temperatur [K]	Gegenwind [m/s]	Flugzeugmasse [kg]	1013	0	288	0	1043
QNH [hPa]	Höhe des Startplatzes [ft]	Temperatur [K]	Gegenwind [m/s]	Flugzeugmasse [kg]							
1013	0	288	0	1043							
90											
91											
92											
93											
94											
95											
96											
97											
98	Sie sollten die Ergebnisse dieser Seite speichern bevor Sie diese Seite verlassen!										
99	Die Daten gehen sonst verloren.										
100											
101											
102	<table border="1"> <tr> <td>Zur Startseite</td> <td>Neue Berechnung</td> <td>Drucken</td> </tr> </table>	Zur Startseite	Neue Berechnung	Drucken							
Zur Startseite	Neue Berechnung	Drucken									
103											
104											
105											
106											
107											
108	© Martin Heide, 2004										

Bild 6.11: Steuerung Ausgabebblatt Ende

Beim Klick auf den Button „Startseite“ kehrt der Benutzer auf die Ausgangsseite zurück, bei „neuer Berechnung“ startet der erste Dialog wieder und bei „Drucken“ wird die Funktion Drucken aus der Symbolleiste aktiviert.

7. Zusammenfassung

Die vorliegende Arbeit beschreibt die Programmierung eines EXCEL-Programms zur Berechnung von Flugleistungen der Flugzeugmuster Cessna 172, Piper PA-28-161 und Robin DR400/140B mit dem Dieselflugmotor Centurion 1.7 der Firma Thielert Aircraft Engines. Grundlage der Berechnungen bilden die Theorie der Flugmechanik und die aerodynamischen Konstanten der verschiedenen Flugzeugmuster. Zur Optimierung des Berechnungsprogramms wurden Ergebnisse von Flugtests mit den Flugzeugmustern herangezogen. Das Berechnungsprogramm wurde für die Berechnung der Steigleistung der Cessna 172 durch einen Korrekturfaktor an die Werte aus der Flugerprobung angepasst.

Die Vorausberechnung von Flugleistungsdaten, wie der zu erwartenden Startstrecke, der Geschwindigkeit, der Steigleistung und der Schwerpunktlage sind nicht nur für den Anbieter von neuartigen Flugmotoren wichtig, sondern auch für den Kunden, der sich für die Installation eines Centurion 1.7 Diesel Motors im Austausch etwa gegen den Lycoming O-320 entscheiden soll, besonders interessant, wenn nicht sogar wesentlich. Die Tatsache der Einsparung von Unterhalts- und Wartungskosten ist zwar ein deutliches Argument für ein neues Produkt auf dem Flugmotorenmarkt, das aber durch verbesserte Flugleistungen noch deutlich unterstützt werden kann.

Insgesamt zeigt diese Arbeit, dass es mit den bekannten Methoden, Modellen und Formeln der Flugmechanik möglich ist, Voraussagen über die zu erwartenden Leistungen eines Flugzeugmusters dieser Kategorie machen zu können. Dabei beschränkt sich die Anwendung der Flugmechanik nicht auf mehrmotorige Passagierjets, sondern ist auch auf diese Flugzeuge anwendbar. Wesentlich hierbei ist die Genauigkeit der Ausgangsdaten, die in die Berechnung einfließen. Dies gilt dabei genauso für die einmotorigen Sportflugzeuge wie auch für mehrmotorige Passagierjets. Je genauer die eingehenden Daten sind, desto genauer kann ein Berechnungsprogramm arbeiten. Das EXCEL-Programm zeigt darüber hinaus auch die Möglichkeit der Einbindung von Formeln und Modellen in einen automatisierten Berechnungsverlauf mit herkömmlichen Mitteln und ohne weitreichende Programmierkenntnisse.

Literaturverzeichnis

- Cescotti 1969** CESCOTTI, Roderich: *Luftfahrtdefinitionen: Englisch-Deutsch Deutsch-Englisch*. München: Hanns Reich Verlag, 1969
- Flughandbuch 1975** REIMS AVIATION: *Flughandbuch Reims/Cessna F 172 M*, Reims Aviation, S. A., 51062 Reims Cedex, Frankreich, 1975
- Flughandbuch 1988** PIPER AIRCRAFT CORPORATION: *Pilot's Operating Handbook*, Piper Aircraft Corporation, Vero Beach, Florida, 1988
- Flughandbuch 1995** ROBIN AVIATION: *DR400/140B Flight Manual*, Avions Pierre Robin, 21121 Darois, France, 1995
- JAR 145** JOINT AVIATION AUTHORITIES: *Joint Aviation Requirements, JAR-145, Approved Maintenance Organisations*. KA Hoofddorp, NL
URL: <http://www.jaa.nl/jar/jar/jar/jar.145.1.htm>
(20.11.2003)
- JAR 23** JOINT AVIATION AUTHORITIES: *Joint Aviation Requirements, JAR-23, Approved Maintenance Organisations*. KA Hoofddorp, NL
URL: <http://www.jaa.nl/jar/jar/jar/jar.23.25.htm>
(20.11.2003)
- Lowry 1999** LOWRY, John T.: *Performance of light aircraft*, American Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1999
- Meins 2001** MEINS, Oliver: *Bestimmen von Flugleistungen und –eigenschaften aus Flugversuchsdaten der Muster Cessna 172 und Piper Archer*, Hochschule für angewandte Wissenschaften Hamburg: Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Hamburg, 2001

-
- McCormick 1995** McCORMICK, Barnes Warnock: *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*. New York: John Wiley & Sons, 1995
- Ojha 1995** OJHA, Shiva Kumar: *Flight Performance of Aircraft*. Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1995
- Robin 2001** ROBIN AVIATION: *Performance of a DR400 equipped with TAE125 engine*, Robin Aviation, Recherche & Development, 21121 Darois, France, 2001
- Scholz 2000** SCHOLZ, Dieter: *Unterlagen zur Vorlesung: Flugmechanik I*. Hochschule für angewandte Wissenschaften Hamburg: Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2000
URL:
<http://haw-hamburg.de/pers/scholz/materialFM1/UnterlagenFM1.pdf> (20.11.2003)
- Young 2000** YOUNG, Trevor: *Lecture Notes Flight Mechanics: Course ME 4726*. University of Limerick, 2000

Anhang A: Ausgabe 1 (ohne Schwerpunktberechnung)

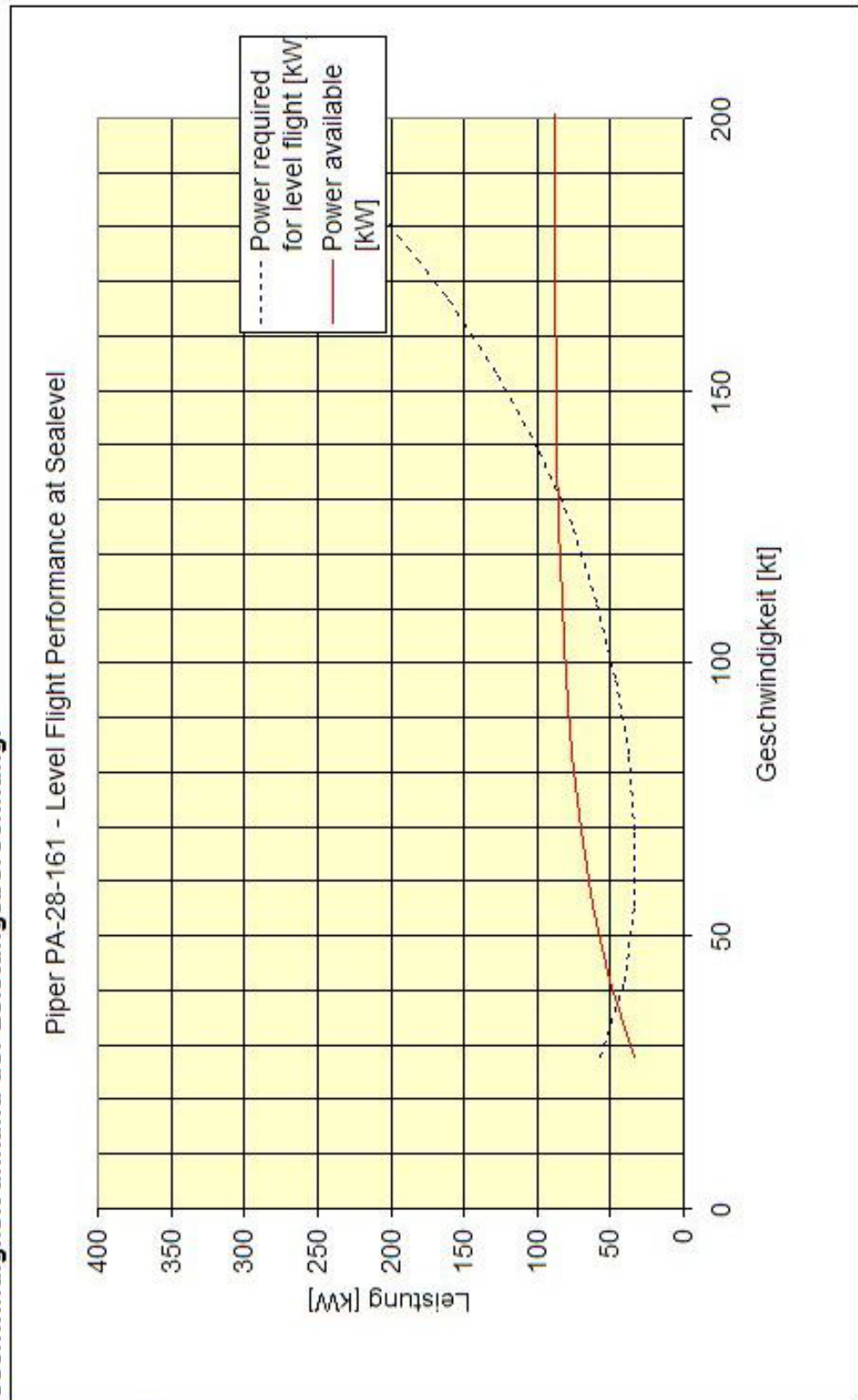
Die folgenden Bilder zeigen eine Ausgabe, die mit dem Berechnungsprogramm erstellt worden ist. In Anhang A wurde die Eingabe ohne Schwerpunktangaben gemacht. Bei Anhang B wurden zusätzlich Daten für die Schwerpunktberechnung eingegeben.

Die Startrollstrecke für die Piper PA-28-161 beträgt:	316,07 m
Die Startstrecke über ein 50 ft Hindernis beträgt:	506,59 m

Erreichbare Geschwindigkeit anhand der Leistungsberechnung:

Die maximal erreichbare Geschwindigkeit ist an dem Punkt zu finden, an dem die „Power required“ Kurve die „Power available“ Kurve gerade noch nicht übersteigt.

Also am zweiten Schnittpunkt in Richtung größer werdender Geschwindigkeit.

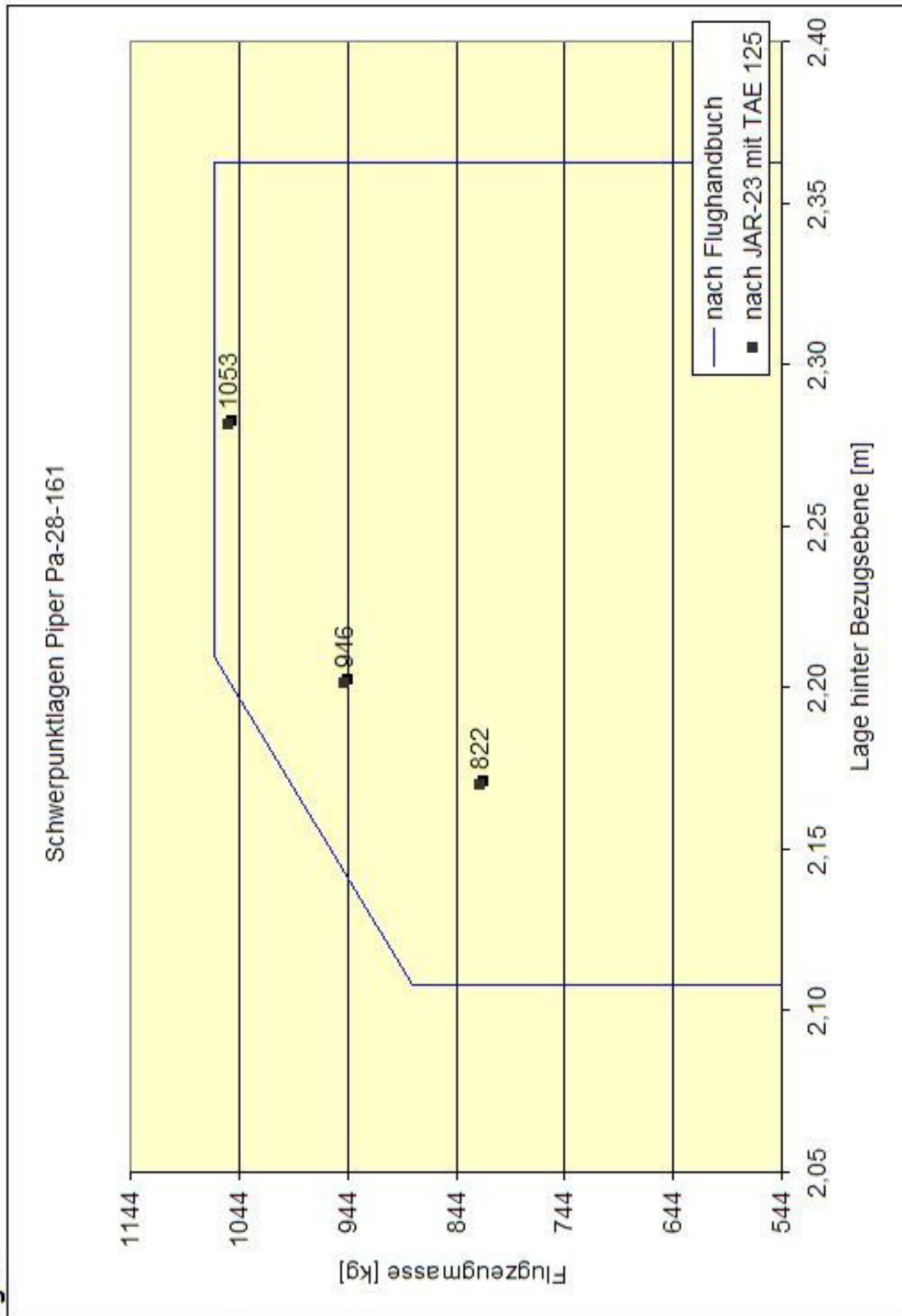


Ausgabe 1 Teil 1

Bild A.1

Schwerpunktlagen:

Die Umrandung stellt die im Flughandbuch angegebene Schwerpunktgrenzlage dar, d. h. der Schwerpunkt muß für einen sicheren Flug innerhalb dieses Bereiches liegen.

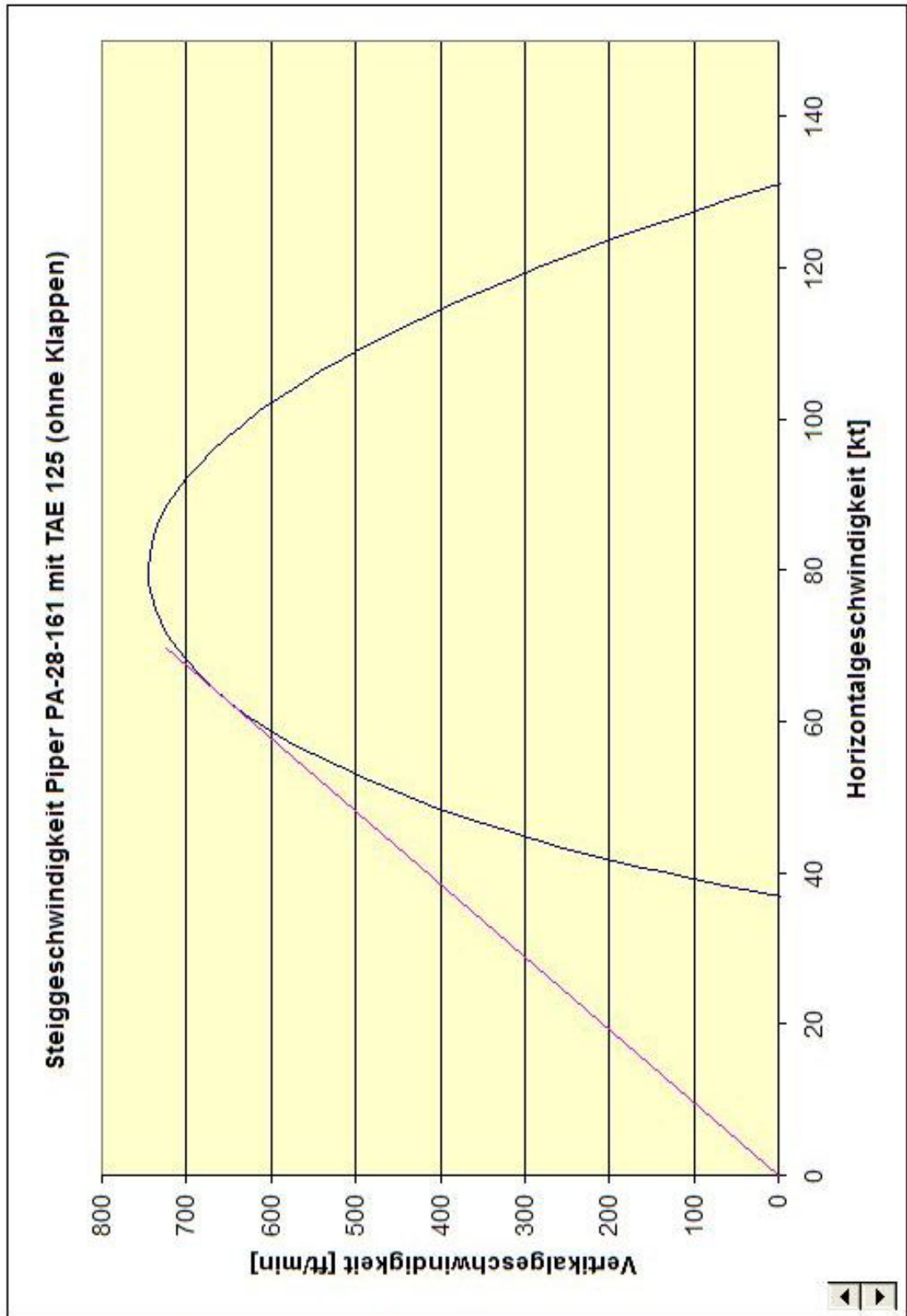


Ausgabe 1 Teil 2

Bild A.2

Steigrate:

Um die Steigrate zu ermitteln, ist es notwendig, die Tangente an die Kurve zu legen. Mit Hilfe der „Auf und Ab“ Pfeile am linken unteren Rand kann man die Steigung der Tangente verändern.



Ausgabe 1 Teil 3

Bild A.3

Die Berechnung fand mit folgenden Eingabedaten statt:

QNH [hPa]	Höhe des Startplatzes [ft]	Temperatur [K]	Gegenwind [m/s]	Flugzeugmasse [kg]
1013	164	288	0	1043

Sie sollten die Ergebnisse dieser Seite speichern bevor Sie diese Seite verlassen!
Die Daten gehen sonst verloren.

Zur Startseite

Neue Berechnung

Drucken

© Martin Heide, 2004

Bild A.4 Ausgabe 1 Teil 4

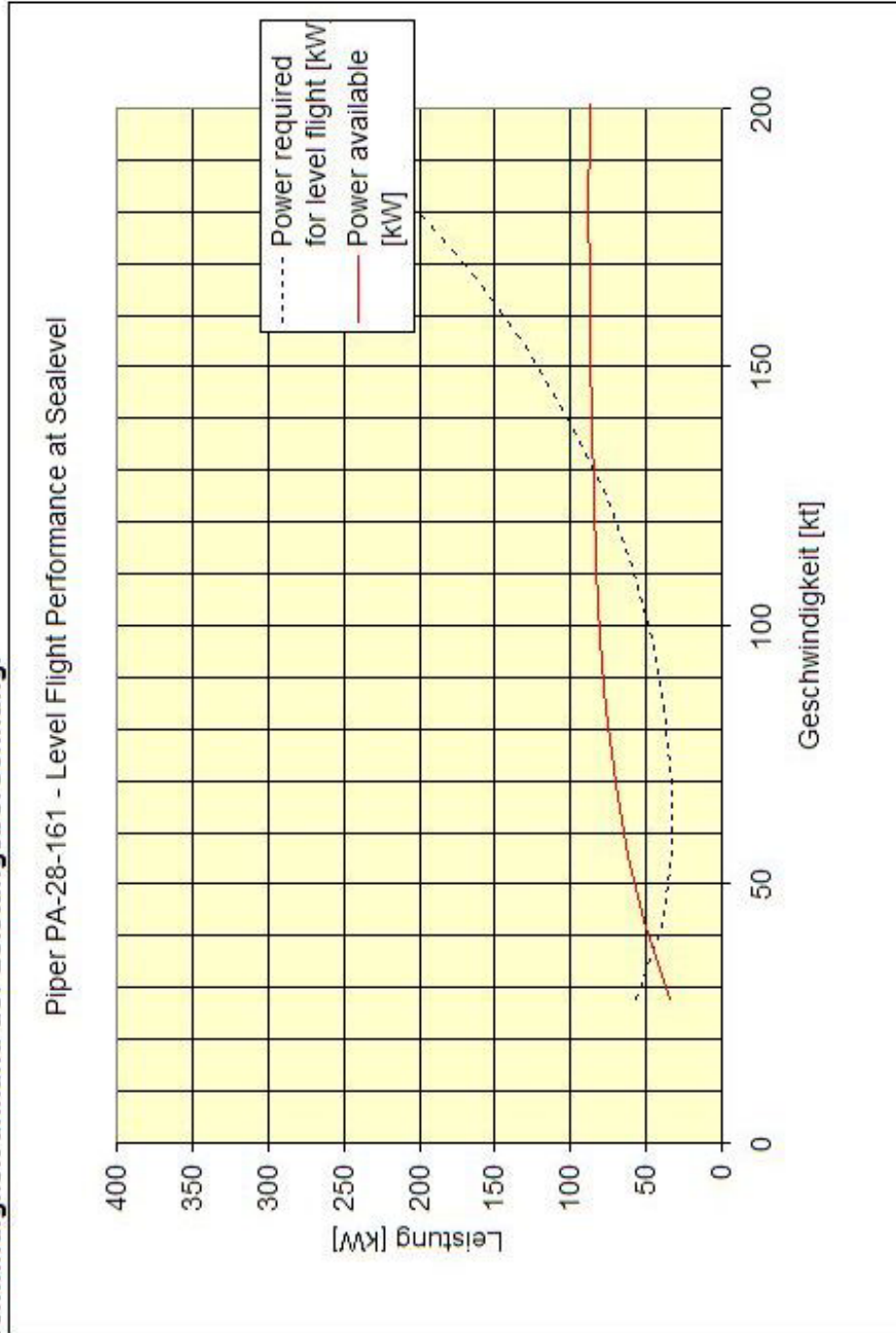
Anhang B: Ausgabe 2 (mit Schwerpunktberechnung)

Die Startrollstrecke für die Piper PA-28-161 beträgt: **316,07 m**
 Die Startstrecke über ein 50 ft Hindernis beträgt: **506,59 m**

Erreichbare Geschwindigkeit anhand der Leistungsberechnung:

Die maximal erreichbare Geschwindigkeit ist an dem Punkt zu finden, an dem die „Power required“ Kurve die „Power available“ Kurve gerade noch nicht übersteigt.

Also am zweiten Schnittpunkt in Richtung größer werdender Geschwindigkeit.



Ausgabe 2 Teil 1

Bild B.1

Schwerpunktlagen:

Die Umrandung stellt die im Flughandbuch angegebene Schwerpunktgrenzlage dar, d. h. der Schwerpunkt muß für einen sicheren Flug innerhalb dieses Bereiches liegen.

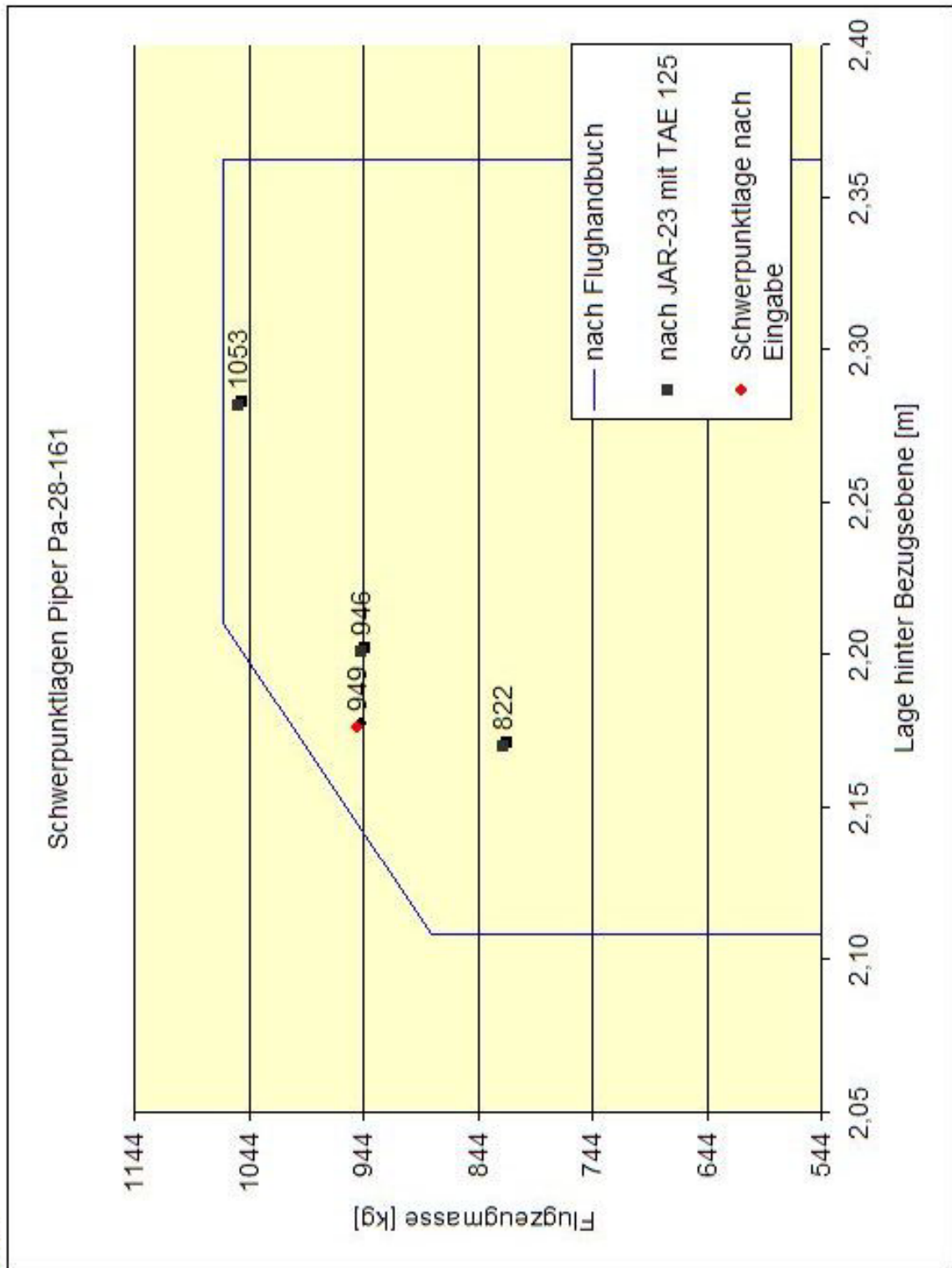


Bild B.2

Steigrate:

Um die Steigrate zu ermitteln, ist es notwendig, die Tangente an die Kurve zu legen. Mit Hilfe der „Auf und Ab“ Pfeile am linken unteren Rand kann man die Steigung der Tangente verändern.

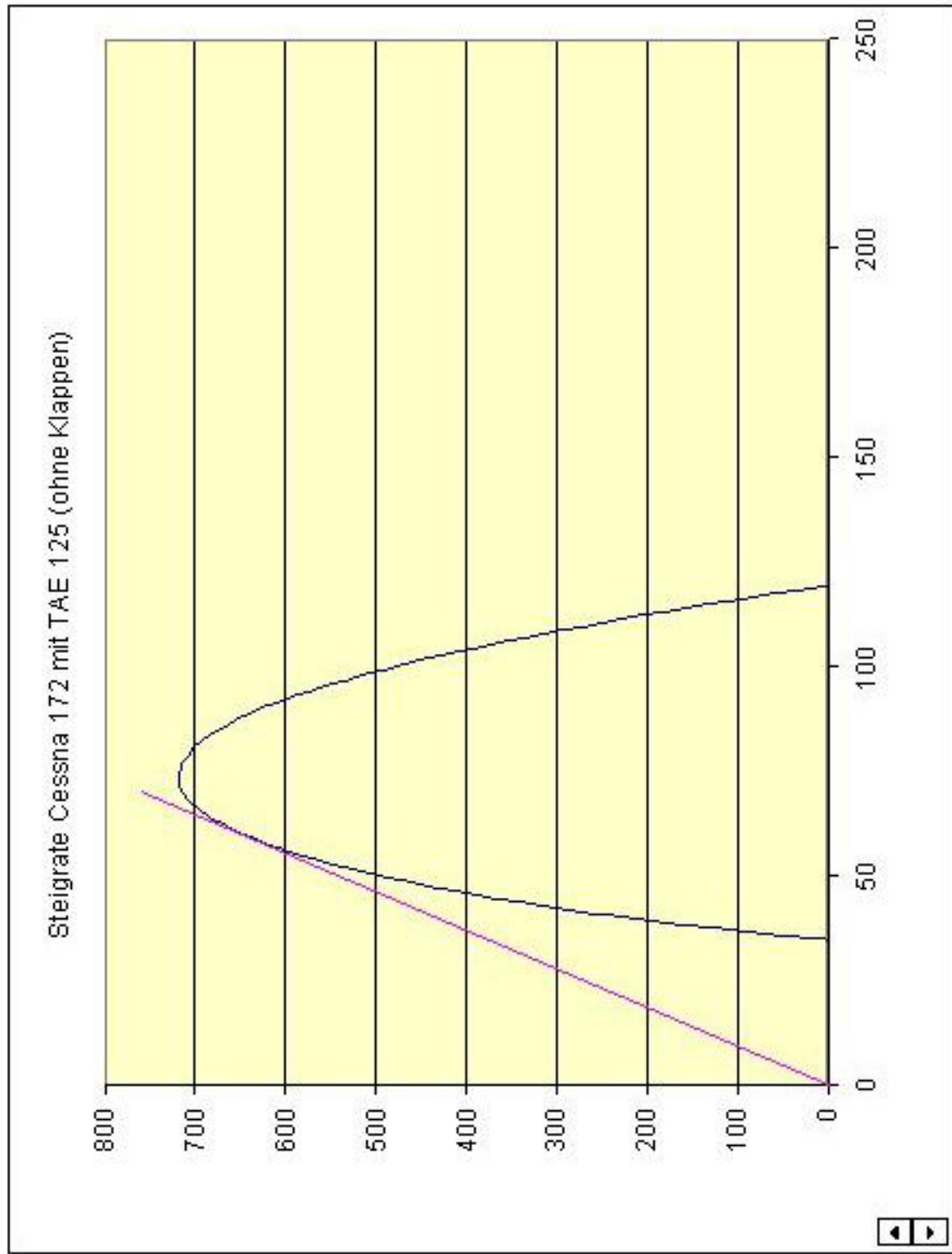


Bild B.3

Ausgabe 2 Teil 3

Die Berechnung fand mit folgenden Eingabedaten statt:

QNH [hPa]	Höhe des Startplatzes [ft]	Temperatur [K]	Gegenwind [m/s]	Flugzeugmasse [kg]	Masse Pilot [kg]	Masse vorderer Fluggast [kg]	Masse hintere Fluggäste [kg]	Masse Gepäckbereich 1 [kg]	Masse Gepäckbereich 2 [kg]	Kraftstoffmenge [l]	Kraftstoff
1013	164	288	0	1043	78	85	0	6	0	56	Diesel

Sie sollten die Ergebnisse dieser Seite speichern bevor Sie diese Seite verlassen!
Die Daten gehen sonst verloren.

Zur Startseite

Neue Berechnung

Drucken

© Martin Heide, 2004

Bild B.4 Ausgabe 2 Teil 4

Anhang C: Wirkungsgradtabelle der Firma MT-Propeller

>HELIX SYSTEM< *CP*		MTV-6-A/187-129		R0295M20		11.03.02					
Flughöhe	0 m	*Adv.R. J vo	0.20 -	entsp. V vo		51.6 km/h					
entspr.	0 ft	bi	2.20 -	bi		567.7 km/h					
		(= 20 Intervalle)									
P-Drehzahl	2300 1/min	*Cp*E-2 vo	2.0 -	>> P_eff vo		31.9 %					
Dchm.Prop.	1.87 m	bi	22.0 -	bi		350.6 %					
		(= 20 Intervalle)									
Copyright: MT-Propeller Entwicklung GmbH & Co. KG, Postfach 0720, D-94307 Straubing											
Wirkungsgrad etap in Abhängigkeit von J und Cp											
J =	Cp*E-2 =										
	2.00	3.00	4.00	5.00	6.00	7.00	8.00	9.00	10.00	11.00	12.00
0.200	0.487	0.474	0.447	0.419	0.389	0.357	0.322	0.257	0.224	0.198	0.177
0.300	0.605	0.617	0.595	0.570	0.547	0.518	0.485	0.448	0.359	0.317	0.283
0.400	0.673	0.710	0.696	0.676	0.656	0.636	0.613	0.585	0.552	0.450	0.400
0.500	0.715	0.767	0.763	0.749	0.733	0.717	0.700	0.680	0.657	0.634	0.604
0.600	0.742	0.803	0.806	0.798	0.787	0.774	0.761	0.746	0.728	0.709	0.689
0.700	0.759	0.824	0.834	0.831	0.823	0.814	0.804	0.793	0.780	0.764	0.747
0.800	0.768	0.836	0.850	0.851	0.847	0.841	0.834	0.826	0.816	0.804	0.790
0.900	0.769	0.841	0.859	0.864	0.863	0.860	0.855	0.849	0.842	0.833	0.822
1.000	0.759	0.838	0.862	0.871	0.873	0.872	0.869	0.865	0.860	0.854	0.846
1.100	0.744	0.830	0.860	0.873	0.878	0.880	0.879	0.877	0.873	0.868	0.862
1.200	0.721	0.818	0.854	0.872	0.880	0.884	0.885	0.884	0.882	0.878	0.874
1.300	0.148	0.802	0.846	0.868	0.879	0.885	0.888	0.888	0.888	0.886	0.882
1.400	1.304	0.784	0.836	0.861	0.876	0.884	0.888	0.891	0.891	0.890	0.888
1.500	1.213	0.765	0.823	0.854	0.871	0.881	0.887	0.891	0.893	0.893	0.891
1.600	1.370	0.746	0.808	0.842	0.863	0.876	0.884	0.889	0.892	0.893	0.893
1.700	#####	0.365	0.791	0.831	0.854	0.870	0.880	0.887	0.890	0.892	0.893
1.800	#####	0.134	0.771	0.816	0.844	0.862	0.874	0.882	0.887	0.890	0.892
1.900	#####	#####	0.747	0.800	0.831	0.853	0.867	0.876	0.883	0.887	0.889
2.000	#####	#####	0.723	0.782	0.818	0.841	0.858	0.870	0.878	0.883	0.886
2.100	#####	#####	0.163	0.760	0.802	0.829	0.848	0.862	0.871	0.877	0.882
2.200	#####	#####	0.075	0.734	0.782	0.813	0.836	0.851	0.863	0.870	0.876
J =	Cp*E-2 =										
	12.00	13.00	14.00	15.00	16.00	17.00	18.00	19.00	20.00	21.00	22.00
0.200	0.177	0.159	0.145	0.132	0.121	0.111	0.102	0.095	0.088	0.082	0.076
0.300	0.283	0.254	0.230	0.210	0.192	0.177	0.163	0.151	0.140	0.131	0.122
0.400	0.400	0.359	0.324	0.295	0.269	0.247	0.228	0.211	0.195	0.181	0.169
0.500	0.604	0.477	0.430	0.390	0.356	0.326	0.300	0.276	0.256	0.237	0.221
0.600	0.689	0.667	0.637	0.498	0.453	0.415	0.381	0.351	0.324	0.300	0.279
0.700	0.747	0.730	0.712	0.691	0.574	0.521	0.476	0.436	0.401	0.371	0.344
0.800	0.790	0.776	0.761	0.745	0.728	0.703	0.604	0.539	0.497	0.458	0.423
0.900	0.822	0.810	0.797	0.784	0.770	0.756	0.738	0.701	0.628	0.561	0.515
1.000	0.846	0.836	0.825	0.814	0.802	0.790	0.777	0.762	0.741	0.700	0.644
1.100	0.862	0.855	0.846	0.836	0.826	0.816	0.805	0.793	0.781	0.765	0.740

Bild C.1 Wirkungsgrad des MT-Propellers