

DIE LEISTUNG DES 4 TAKT OTTO MOTORS IN ABHÄNGIGKEIT DER FAKTOREN:

- AUSSENTEMPERATUR (OAT)
- DRUCKHÖHE (PRESSURE ALTITUDE)
- LUFTFEUCHTIGKEIT (HUMIDITY)

UND AUSWIRKUNGEN AUF DIE STARTSTRECKE (TAKEOFF DISTANCE):

INHALTSVERZEICHNIS

1. EINFÜHRUNG IN DIE THEMEN:	SEITE	1	
VORWORT	SEITE	1	
PROBLEMATIK	SEITE		2
MAXIMALE FEUCHTIGKEIT – DIAGRAMM	SEITE	3	
<i>DENSITY DIAGRAMME</i>	SEITE	4	
<i>RELATIVE HORSE POWER</i>	SEITE		5
RELATIVE DENSITY DIAGRAM	SEITE	5	
TEST CELL RELATIVE POWER TABLES	SEITE	6 – 8	
3000 ft ELEVATION SAMPLE	SEITE	9	
REFERENCE C 172S POH TAKEOFF DISTANCES	SEITE	10	
2. NOTWENDIGE HILFSMITTEL / INFOQUELLEN:	SEITE	11	
3. ONLINE ENGINE TUNING CALCULATOR :	SEITE	12 – 16	
<i>LYCOMING OPERATORS MANUAL DIAGRAM</i>	SEITE	17	
<i>LYCOMING O – 320A SELFMADE DIAGRAM</i>	SEITE	18	
PA 28 – 181 MM DIAGRAM	SEITE	19	
PA 28 - 181 SAMPLE A/B/C/D/E	SEITE	20 – 24	
4. DATEN ERFASSUNG UND AUSWERTUNG:	SEITE	25	
TEST CELL RELATIVE POWER TABLES	SEITE	26 – 28	
EQUAL DENSITY ALTITUDES VERSUS RELATIVE HORSE POWER AT VARYING CONDITIONS	SEITE	29	
ERFASSUNG DER DATEN	SEITE		30
<i>SAMPLE A/B/C/D</i>	SEITE		31 – 32
ANWENDUNG DER AUSWERTUNG:			
IN DER INSTANDHALTUNG	SEITE	33 – 34	
IM FLUGBETRIEB: PA 28 – 181	SEITE	34 – 47	
IM FLUGBETRIEB: C172S	SEITE	48 – 59	
5. EINIGE MERKSÄTZE IN BEZUG AUF LEISTUNGS = MINDERNDE ATMOSPH. FAKTOREN:	SEITE	60 – 63	

ANHANG:

1. SEGMENTS OF FLIGHT PROFILE
2. EQUAL DENSITY ALTITUDE CALCULATOR SAMPLES (4ea) – REFERENCE PAGE #29 TABLE
3. TABLE I – OAT/REL.HUMIDITY versus REL.HORSE POWER (Set of 4)
4. TABLE II – FAR 23 / JAR 23 CERTIFICATION REQUIREMENTS FOR TAKEOFF DISTANCES IN REGARD OF HUMIDITY
5. TABLE III – C 172S POH Fig. 5 – 5 TAKEOFF DISTANCES (MODIFIED WITH HUMIDITY and DENSITY ALTITUDE)
6. FAA 23 – OAT versus RELATIVE HUMIDITY DIAGRAM

1. EINFÜHRUNG IN DAS THEMA:

VORWORT

Der Verlust eines Flieger Freundes im Zusammenhang zu diesem Thema hat mich bestärkt in dieser Thematik etwas mehr Einblick zu schaffen. Dieses Handout ist sowohl für Pilotenkreis und Wart gedacht.

Hans Lixl

Salzburg, 28.01.2012

Die Problematik:

Die **Dichtehöhe** (Density Altitude) berücksichtigt nicht das Verhältnis des Umgebungsdruckes (Absolute Pressure) zur Umgebungstemperatur (OAT) und die Luftfeuchtigkeit (Humidity)!!! Allerdings ist der Einfluss auf der aerodynamischen Seite vernachlässigbar! Die Kenntnis dass bis auf 7000ft bei gleicher Density Altitude, die Paarung des Absolute Pressures mit der OAT einen **Einflussgrösse auf die Motorleistung von 12%** erreichen kann, **ist sicherlich nicht allgemein bekannt!!!** Nur AFM's die nach den Bauvorschriften CAR 23 (JAR23) oder FAR 23 ausgelegt sind, nehmen diese Einwirkungen in den Tabellen wahr!

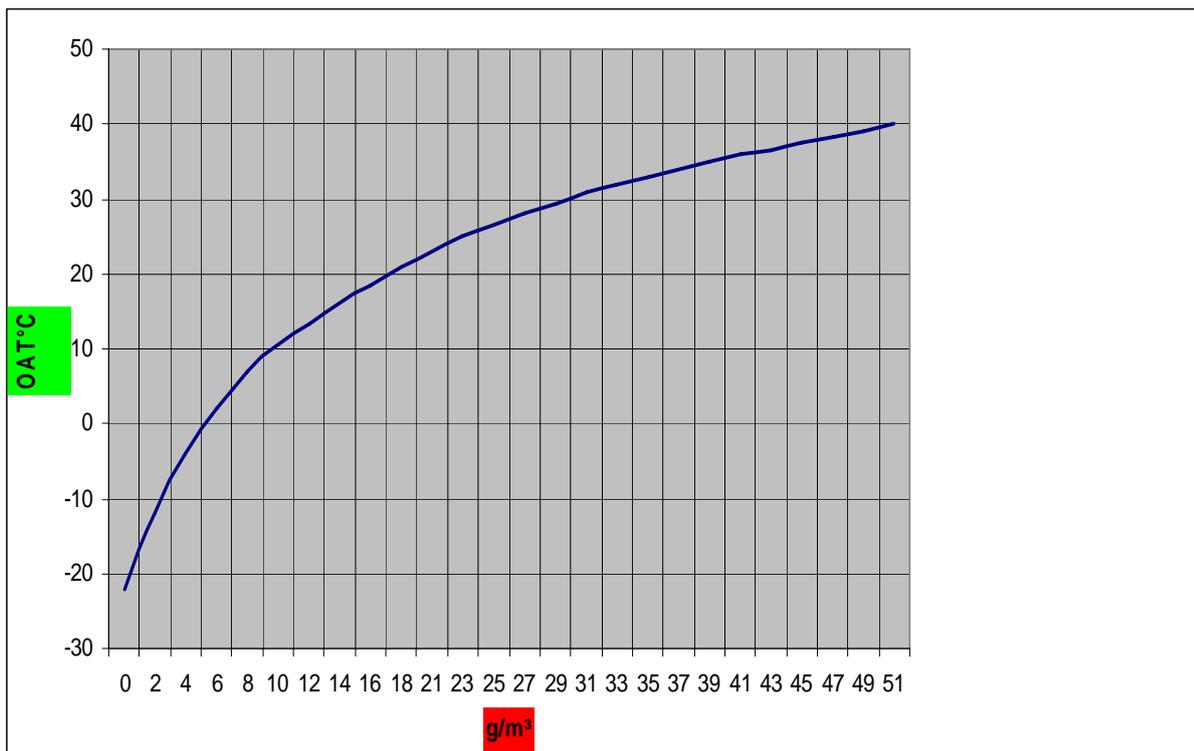
Der Einfluss der Feuchtigkeit auf den Prozess der Verbrennung ist nur mit ganz wenigen Ausnahmen seitens der Zellenhersteller in ihren Instandhaltungspublikationen berücksichtigt!!!

Genaugenommen sind es zwei Einflüsse. Der erste mögliche Einfluss auf den Luftstrom ist die gefürchtete Filter – und Vergaservereisung, auf die allerdings in dieser Abhandlung nicht eingegangen wird.

Auf den schädlichen Einfluss des Verbrennungsprozesses und dessen Auswirkungen in den jeweiligen Propeller Auslegungen, wird nachstehend eingegangen. Der **Leistungsverlust bei 100% rpm** (Constant Speed Propeller) kann bis zu **ca 7%** betragen! Bei Kombination mit einem **Festpropeller ist der Einfluss noch größer!!!**

Die Kenntnis der Auswirkungen oben angeführter Einflüsse und deren Auswirkungen auf die Flugsicherheit ist sowohl für Instandhaltung wie auch für den Flugbetrieb von großer Bedeutung!

Maximale Feuchtigkeit in Gramm versus OAT (1013.23 hPa MSL)

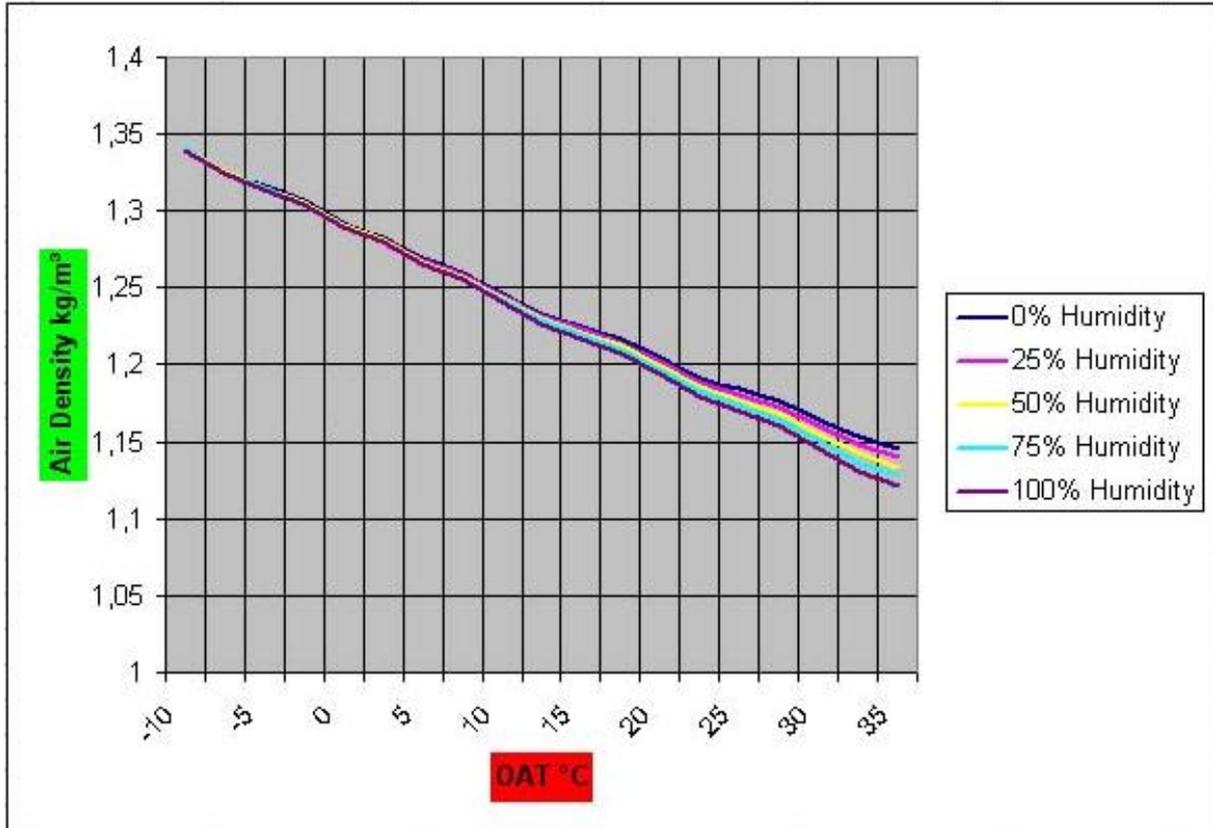


Maximale Feuchtigkeit (g Wasser/m³ Luft) vs Temperatur (°C)

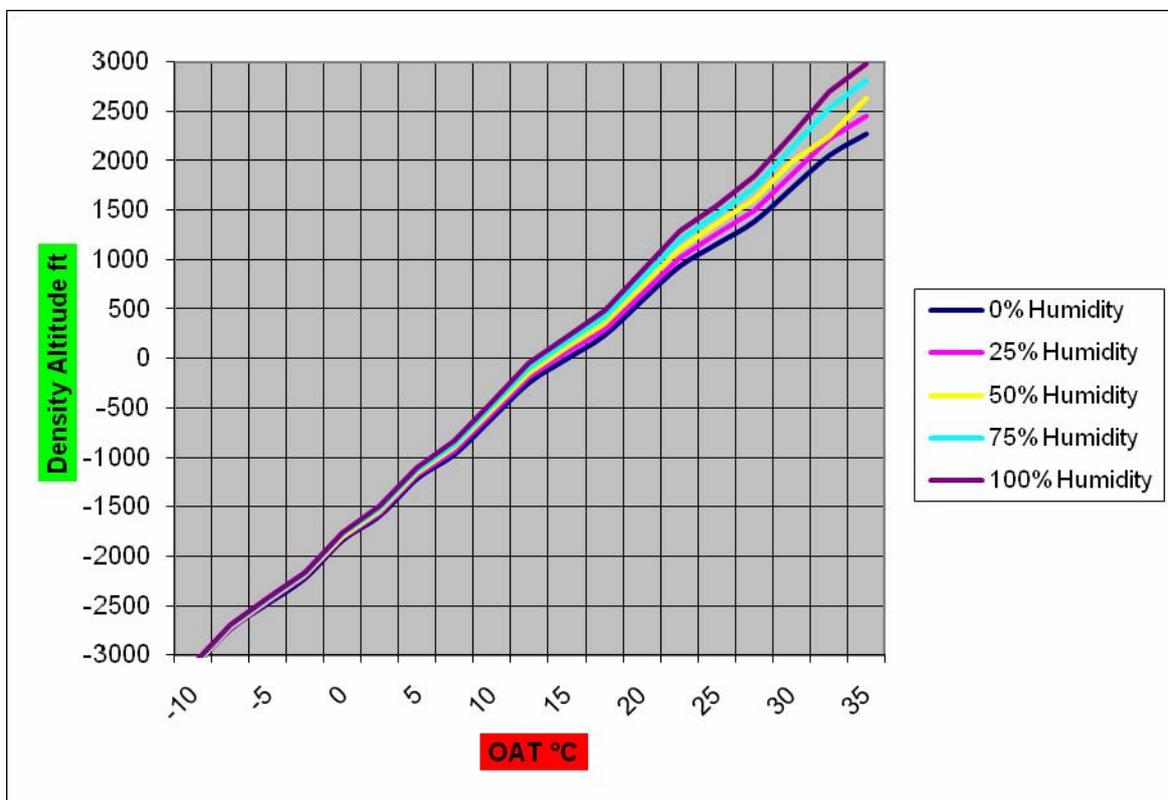
-10°C	2,3 g/m³
0°C	4,8 g/m³
10°C	9,4 g/m³
20°C	17,3 g/m³
30°C	30,3 g/m³
40°C	51,0 g/m³

Air Density kg/m^3 in Abhängigkeit von Feuchtigkeit und Temperatur

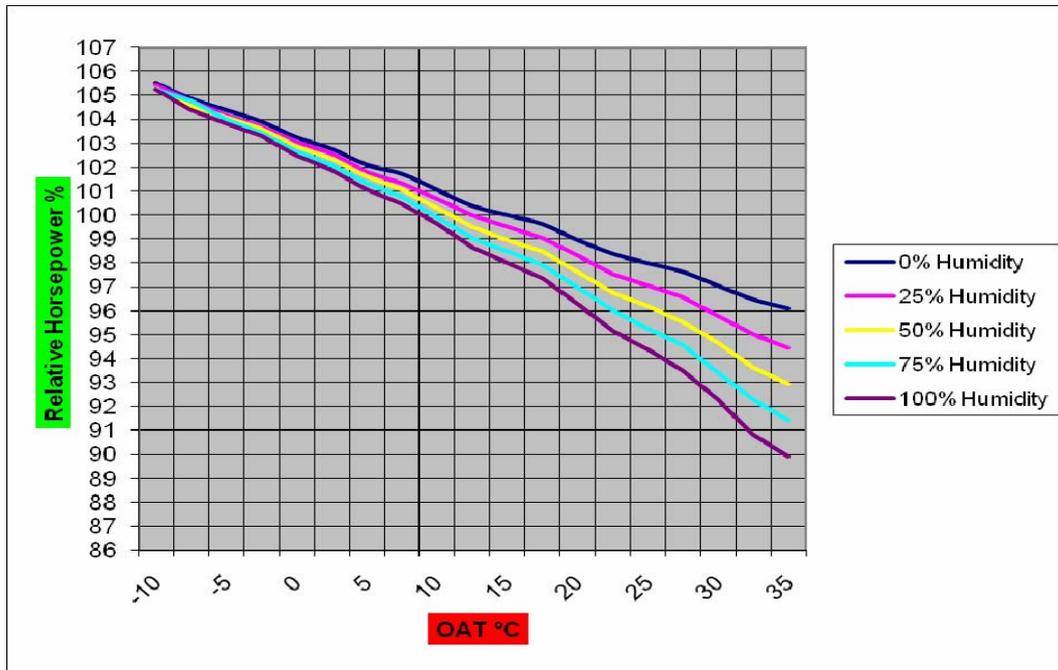
(alle 4 Diagramme basieren auf 1013.25 hPa und MSL)



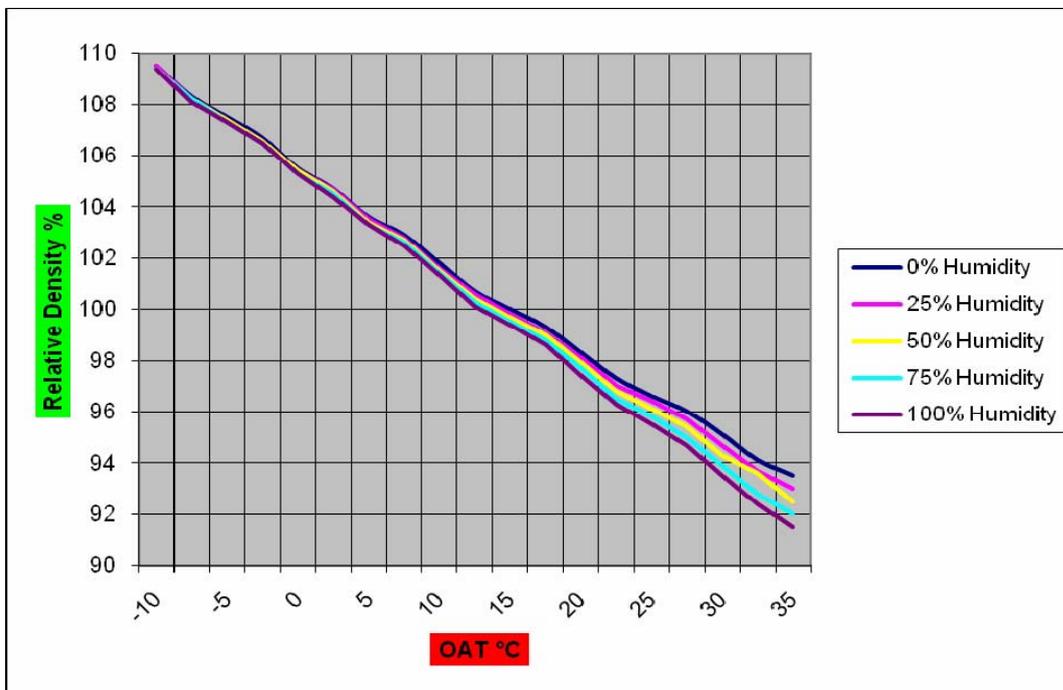
Density Altitude in Abhängigkeit von Feuchtigkeit und Temperatur



Relative Horsepower in Abhängigkeit von Feuchtigkeit und Temperatur



Relative Density in Abhängigkeit von Feuchtigkeit und Temperatur



Test Cell Constant Speed Propeller Relative Power versus Humidity Table

NOTE	PRESSURE ALTITUDE	OAT C°	DENSITY ALT. 0% HUMIDITY	REL. HORSE POWER %	DENSITY ALT. 100% HUMID.	REL. HORSE POWER %
	0	-20	-4493	108.0	-4476	107.9
	0	-10	-3134	105.5	3097	105.2
	0	0	-1838	103.2	-1759	102.4
	0	10	599	101.6	-442	99.6
Standard	0	15	0	100.0	218	97.9
	0	20	587	98.9	885	96.2
	0	30	1724	97.0	2262	92.2
	0	40	2816	95.1	3749	87.1
	1000	-20	-3221	103.4	-3204	103.2
	1000	-10	-1874	101.0	-1836	100.7
	1000	0	-589	98.8	-508	98.0
	1000	10	640	96.7	801	95.3
Standard	1000	13	998	96.1	1195	94.4
	1000	20	1816	94.8	2122	92.1
	1000	30	2944	92.9	3497	88.2
	1000	40	4027	91.2	4986	83.2
	2000	-20	-1952	99.0	-1934	98.8
	2000	-10	-6166	96.7	-577	96.4
	2000	0	658	94.6	742	93.9
	2000	10	1877	92.6	2043	91.3
Standard	2000	11	1996	92.4	2173	91.0
	2000	20	3043	90.8	3358	88.1

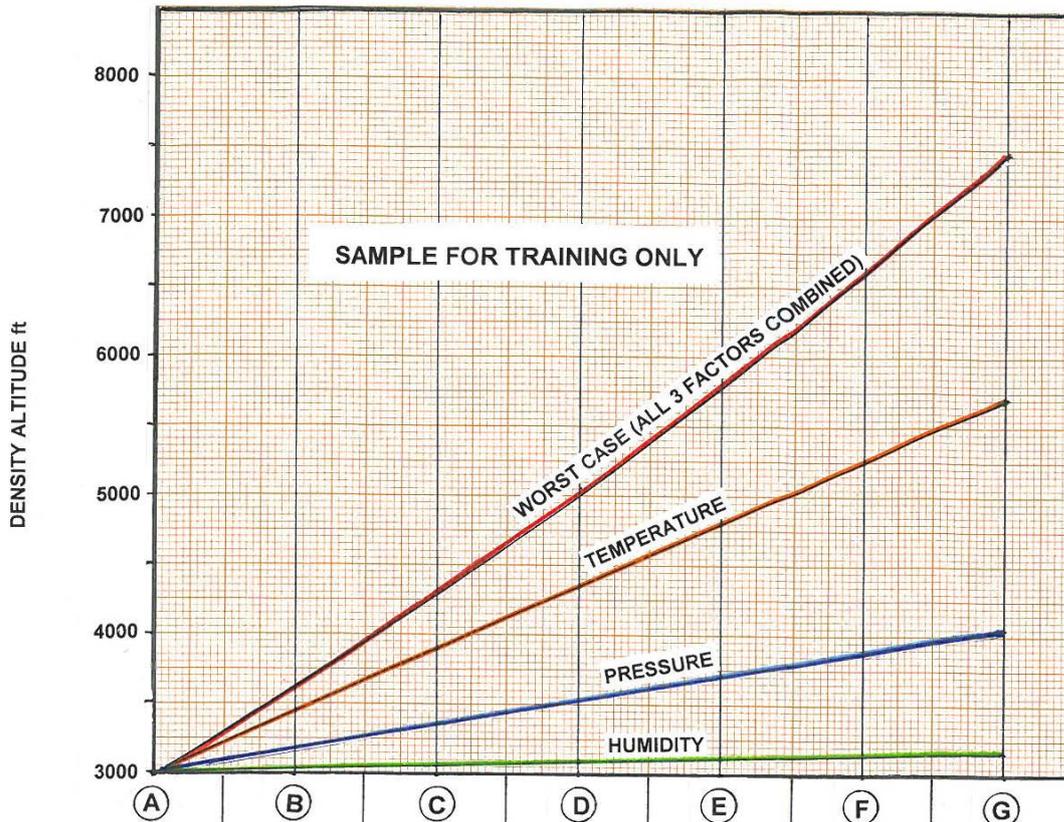
Test Cell or Constant Speed Propeller Relative Power versus Humidity Table

NOTE	PRESSURE ALTITUDE	OAT C°	DENSITY ALT. 0% HUMIDITY	REL.HORSE POWER %	DENSITY ALT. 100% HUMID.	REL.HORSE POWER %
	2000	30	4161	89.0	4730	84.4
	2000	40	5235	87.4	6222	79.5
	3000	-20	-684	94.8	-666	94.6
	3000	-10	640	92.6	681	92.3
	3000	0	1904	90.6	1990	89.9
Standard	3000	9	2993	88.9	3153	87.7
	3000	10	3112	88.7	3283	87.4
	3000	20	4268	87.0	4592	84.4
	3000	30	5377	85.3	5962	80.6
	3000	40	6442	83.6	7457	75.9
	4000	-30	-797	92.9	-789	92.9
	4000	-20	581	90.7	600	90.6
	4000	-10	1894	88.7	1936	83.3
	4000	0	3147	86.8	3235	84.4
Standard	4000	7	3991	85.6	4135	86.1
	4000	10	4345	85.0	4521	83.6
	4000	20	5491	83.3	5825	80.7
	4000	30	6591	81.7	7193	77.2

Test Cell or constant Speed Propeller versus Humidity Table

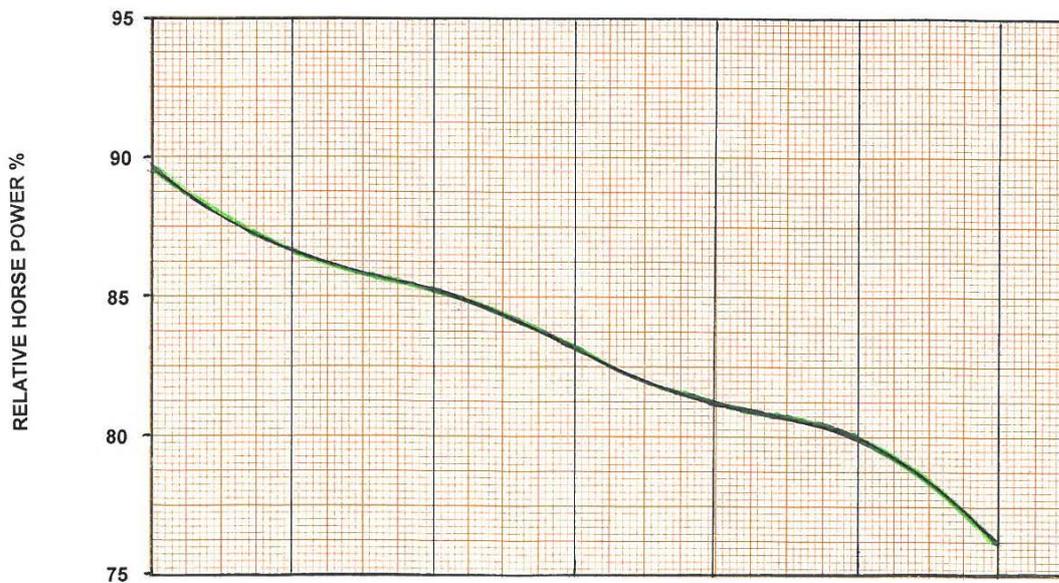
NOTE	PRESSURE ALTITUDE	OAT C°	DENSITY ALT. 0% HUMIDITY	REL.HORSE POWER %	DENSITY ALT. 100% HUMID.	REL.HORSE POWER %
	5000	-30	478	89.0	486	88.9
	5000	-20	1845	86.9	1864	86.7
	5000	-10	3146	85.0	3189	84.6
	5000	0	4388	83.1	4479	82.4
Standard	5000	5	4989	82.2	5118	81.3
	5000	10	5576	81.4	5757	80.0
	5000	20	6712	79.8	7056	77.3
	5000	30	7802	78.3	8422	73.7
	6000	-40	326	87.3	329	87.2
	6000	-30	1754	85.2	1759	85.1
	6000	-20	3106	83.2	3126	83.0
	6000	-10	4396	81.4	4441	81.0
	6000	0	5628	79.5	5721	78.9
Standard	6000	3	5986	79.1	6102	78.2
	6000	10	6805	77.9	6991	76.6
	6000	20	7931	76.4	8285	73.9
	6000	30	9012	75.0	9650	70.5

3000ft FIELD ELEVATION – NEGATIVE INFLUENCES OF HUMIDITY - PRESSURE AND TEMPERATURE
 (ENGINE OPERATES AT 100% RPM)



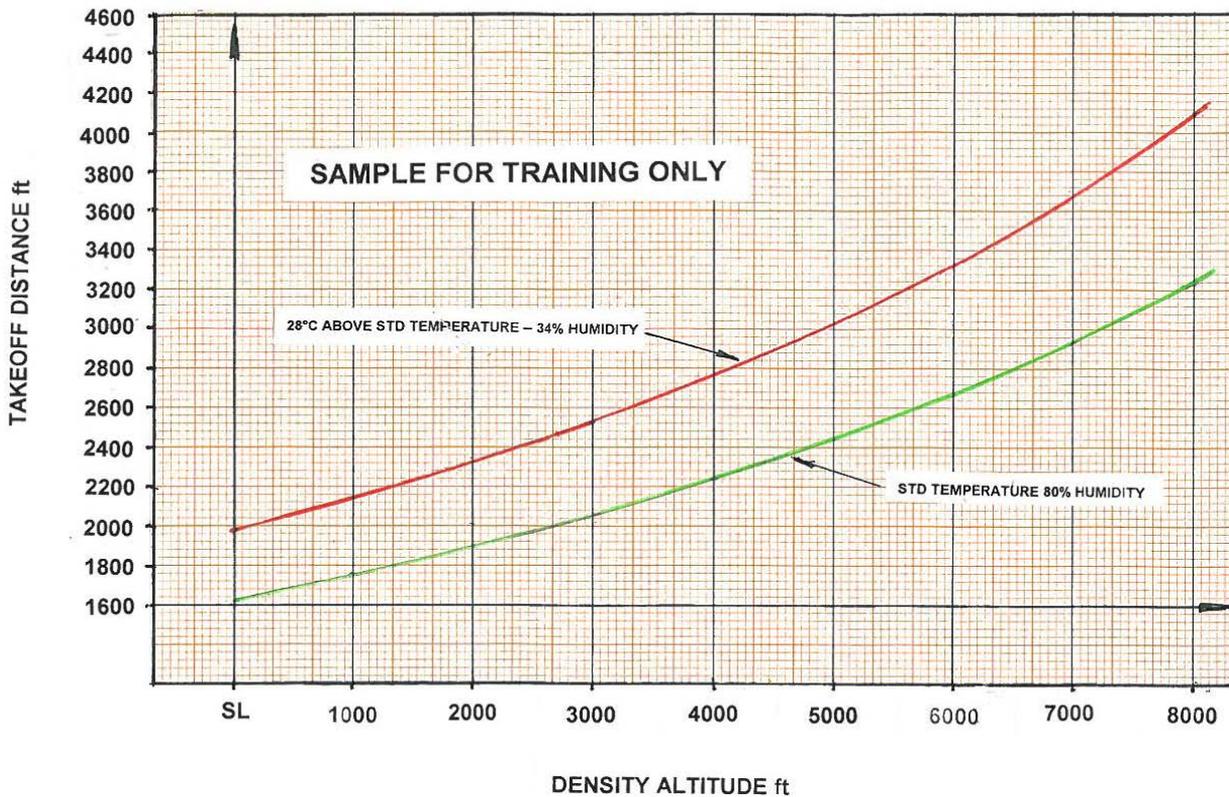
	(A)	(B)	(C)	(D)	(E)	(F)	(G)
QNH hPa	1013.2	1008.0	1003.0	998.0	993.0	988.0	983.0
OAT °C	9	13	17	21	25	29	33
HUMIDITY %	0	16.6	33.2	49.8	66.5	83.2	100
DENS.ALT. ft	3000	3675	3879	5067	5803	6584	7424

ENGINE RELATED RELATIVE HORSE POWER % VERSUS INFLUENCES



REFERENCE POH CESSNA 172S TAKEOFF DISTANCES AT (AT 2550 POUNDS)

**STANDARD TEMPERATURES (IAW FAR 23 - 80% HUMIDITY)
VERSUS +28°C (IAW FAR 23 - 34% HUMIDITY)**



RELATIVE HORSE POWER COMPARISON TABLE
(ENGINE OPERATING AT 100% RPM)

PRESS. ALTITUDE	SL	1000 ft	2000 ft	3000 ft	4000 ft	5000 ft	6000 ft	7000 ft	8000 ft
A	100.0	96.1	92.4	88.9	85.6	82.2	79.1	76.0	73.2
B	97.9	94.4	91.0	87.7	84.4	81.3	78.2	75.4	72.5
C	98.3	94.7	91.3	87.9	84.6	81.5	78.4	75.5	72.6
D	91.4	88.1	85.0	81.8	78.9	76.0	73.3	70.5	67.9
E	85.2	82.6	80.0	77.5	75.0	72.6	70.1	67.8	65.4

A: Relative Horse Power in % at Standard OAT with 0% Humidity

B: Relative Horse Power in % at Standard OAT with 100% Humidity

C: Relative Horse Power in % at Standard OAT with 80% Humidity (POH Data IAW FAR 23)

D: Relative Horse Power in % Standard OAT + 28°C with 34% Humidity (POH Data IAW FAR 23)

E: Relative Horse Power in % Standard OAT + 28°C with 100% Humidity

2. NOTWENDIGE HILFSMITTEL / INFORMATIONQUELLEN:

Angeführte Hilfsmittel sind natürlich und an die jeweiligen Verhältnisse anzupassen:

- Stroboskop: **Instandhaltung** (RPM Indicator Überprüfung)
- Höhenmesser: Bordinstrumentierung (zur Ermittlung der Pressure Altitude)
- Thermometer: Bordinstrumentierung oder ATIS
- Hygrometer: Kleines digitales Handgerät reicht
- ATIS / Wetterwarte (OAT / QNH / Humidity)
- Online Engine Tuning Calculator oder selbst angefertigte Tabellen (für alle nicht aufgeladenen 4 Takt Otto Motoren und für die spezifischen LFZ Muster)
- Service Manuals
- AFM`s

3. ONLINE ENGINE TUNING CALCULATOR -

Richard Shelquist ein begeisterter Motorflugzeug Pilot und Autofreak, hat zum Auffrisieren von Automotoren einen Online Computer zur Leistungsbeurteilung entwickelt. Wenn auch der Zweck in der Luftfahrt nicht gleichgestellt werden kann, ist dieses Hilfsmittel für uns sehr gut geeignet unsere momentanen Tagesbedingungen und die bestenfalls zu erwartende Flugleistung zu ermitteln.

Ein kleiner Kreis von Warten hat sich dieses Calculators bedient und verschiedene Diagramme mittels Excel erstellt. Mittels dieser Diagramme ist die Motorleistung in bezug auf die atmosphärischen Bedingungen gut erkennbar! Die direkte Anwendung ist allerdings nicht ohne Berücksichtigung der Propeller Auslegung möglich!!!

Prinzipiell bietet Richard Shelquist 3 Calculator Programme an. Das hier zur Anwendung genommene Programm deckt unseren Bereich am besten ab. In seiner auch angebotenen FQ (frequently questions) sind weitere gute Erklärungen zugänglich.

Die Programme sind zu finden auf seiner Homepage:

<http://wahiduddin.net/calc/>

Engine Tuner's Calculator

- using selectable units and relative humidity -

To use the calculator, just click the type of units that you will be entering, then enter the elevation, temperature, altimeter setting and relative humidity... then click the calculate button.

Engine Tuner's Calculator		
Elevation	<input checked="" type="radio"/> feet <input type="radio"/> meters	
Air Temperature	<input checked="" type="radio"/> deg F <input type="radio"/> deg C	
Altimeter Setting	<input checked="" type="radio"/> inches Hg <input type="radio"/> hPa	
Relative Humidity		%
<input type="button" value="Calculate"/> <input type="button" value="Reset"/>		
Relative Horsepower	%	
Dyno Correction Factor		
Air Density	lb/ft ³	kg/m ³
Density Altitude	feet	meters
Relative Density	%	
Virtual Temperature	deg F	deg C
Absolute Air Pressure	inches Hg	hPa
Vapor Pressure	inches Hg	hPa
Copyright 1998-2010, Richard Shelquist		

The atmospheric pressure, temperature and humidity all affect the density of the air. On a hot day, or at high altitude, or on a moist day, the air is less dense. A reduction in air density reduces the amount of oxygen available for combustion and therefore reduces the engine horsepower and torque. For tweaking the fuel/air mixture, or predicting engine power, the air density is the most important consideration.

Inputs:

Elevation (also called Altitude) is the geometric elevation above mean sea level at which the engine is being operated.

Air Temperature should ideally be the temperature of the air that is going into the intake of the engine.

Altimeter Setting is the value in the Kollsman window of an altimeter when it is set to correctly read the elevation.

Note: For more information about ambient air pressure measurements see the [pressure measurement page](#).

Relative Humidity is the ratio of the partial pressure of water vapor to the saturated vapor pressure at a given temperature.

Note: The calculator which uses [Dew Point](#) is often more accurate because the dew point is fairly constant for a given air mass and changes very little until another air mass arrives, while the relative humidity varies greatly as the ambient temperature changes.

Note: The altimeter setting and relative humidity can often be gathered from a local airport, local weather service or the national weather service. Click here for [NOAA weather data](#) including listings of relative humidity and altimeter setting for worldwide locations, in both English and Metric units.

Calculated Values:

Relative Horsepower shows how air density alters the power output of a properly tuned normally aspirated internal combustion gasoline engine. For example, at 85 deg F, 30.14 in-Hg altimeter setting, 58 deg F dew point and 5000 ft altitude, the engine only produces about 81.1% of the rated horsepower.

Note: The relative horsepower calculations are made in accordance with SAE J1349. The standard reference conditions for SAE J1349 are: Air temp 77 deg F (25 deg C), 29.235 Inches- Hg (990 mb) actual pressure and 0% relative humidity.

Note: Section 5.1 of SAE J1349 AUG2004 makes it clear that the equations are not intended to provide accurate corrections over an extremely wide range, but rather that the intended range of air temperatures is 15 to 35 deg C (59 to 95 deg F), and the intended range of dry air pressures is 900 to 1050 mb (26.58 to 31.01 inches-Hg). Values outside of this range may produce inaccurate results for SAE Relative Horsepower and Dyno Correction Factor, but all other calculator results (such as Density Altitude, Air Density, etc) will still be correct.

Dyno Correction Factor, also calculated according to SAE J1349 JUN90, is simply the reciprocal of the relative horsepower value.

Air Density is the actual mass of a given volume of air. This is a key parameter for engine tuning.

Density Altitude is the altitude in dry air that would have the same density as the input conditions.

Note: The ICAO standard conditions for zero density altitude are 0 meters altitude, 15 deg C (59 deg F) air temp, 1013.25 mb (29.921 in-Hg) pressure and 0 % relative humidity.

Relative Air Density is the ratio of the calculated air density to the air density at sea level using the International Civil Aviation Organization (ICAO) standard reference conditions.

Note: The ICAO standard sea level air density is 1.225 kg/m³.

Virtual Temperature is the temperature of dry air which would have the same density as the input conditions.

Absolute Air Pressure is also called the station pressure and is the actual (uncorrected) ambient air pressure.

Note: For more information about ambient air pressure measurements see the [pressure measurement page](#).

Vapor Pressure is the contribution of water vapor pressure to the total absolute air pressure.

Resources:

For in-depth technical details, see my web page on [Dyno Correction Factor and Relative Horsepower](#) and also see the page describing [Air Density and Density Altitude](#).

A useful source for simple atmospheric theory, explanations and calculations is the [USA Today Weather](#) web site. Also, there are several weather conversion calculators available from [El Paso NWS](#).

Engine Tuner's Calculator

- using selectable units and relative humidity -

To use the calculator, just click the type of units that you will be entering, then enter the elevation, temperature, altimeter setting and relative humidity... then click the calculate button.

Engine Tuner's Calculator			
Elevation	<input type="radio"/> feet	<input checked="" type="radio"/> meters	0
Air Temperature	<input type="radio"/> deg F	<input checked="" type="radio"/> deg C	15
Altimeter Setting	<input type="radio"/> inches Hg	<input checked="" type="radio"/> hPa	1013.25
Relative Humidity			0 %
<input type="button" value="Calculate"/> <input type="button" value="Reset"/>			
Relative Horsepower	104.9	%	<input type="text" value=""/>
Dyno Correction Factor	0.953	NOT APPLICABLE	
Air Density	0.0765	lb/ft3	1.225 kg/m3
Density Altitude	0	feet	0 meters
Relative Density	100	%	
Virtual Temperature	59	deg F	15 deg C
Absolute Air Pressure	29.92	inches Hg	1013.25 hPa
Vapor Pressure	0	inches Hg	0 hPa

Copyright 1998-2010, [Richard Shelquist](#)

CORRECTION FOR AVIATION PISTON ENGINES:

- MULTIPLY RELATIVE HORSE POWER WITH FACTOR

$$0.953289 = 100\%$$

- ALL OTHER AIR FACTORS ARE NOT AFFECTED!!!

The atmospheric pressure, temperature and humidity all affect the density of the air. On a hot day, or at high altitude, or on a moist day, the air is less dense. A reduction in air density reduces the amount of oxygen available for combustion and therefore reduces the engine horsepower and torque. For tweaking the fuel/air mixture, or predicting engine power, the air density is the most important consideration.

Inputs:

Elevation (also called Altitude) is the geometric elevation above mean sea level at which the engine is being operated.

Air Temperature should ideally be the temperature of the air that is going into the intake of the engine.

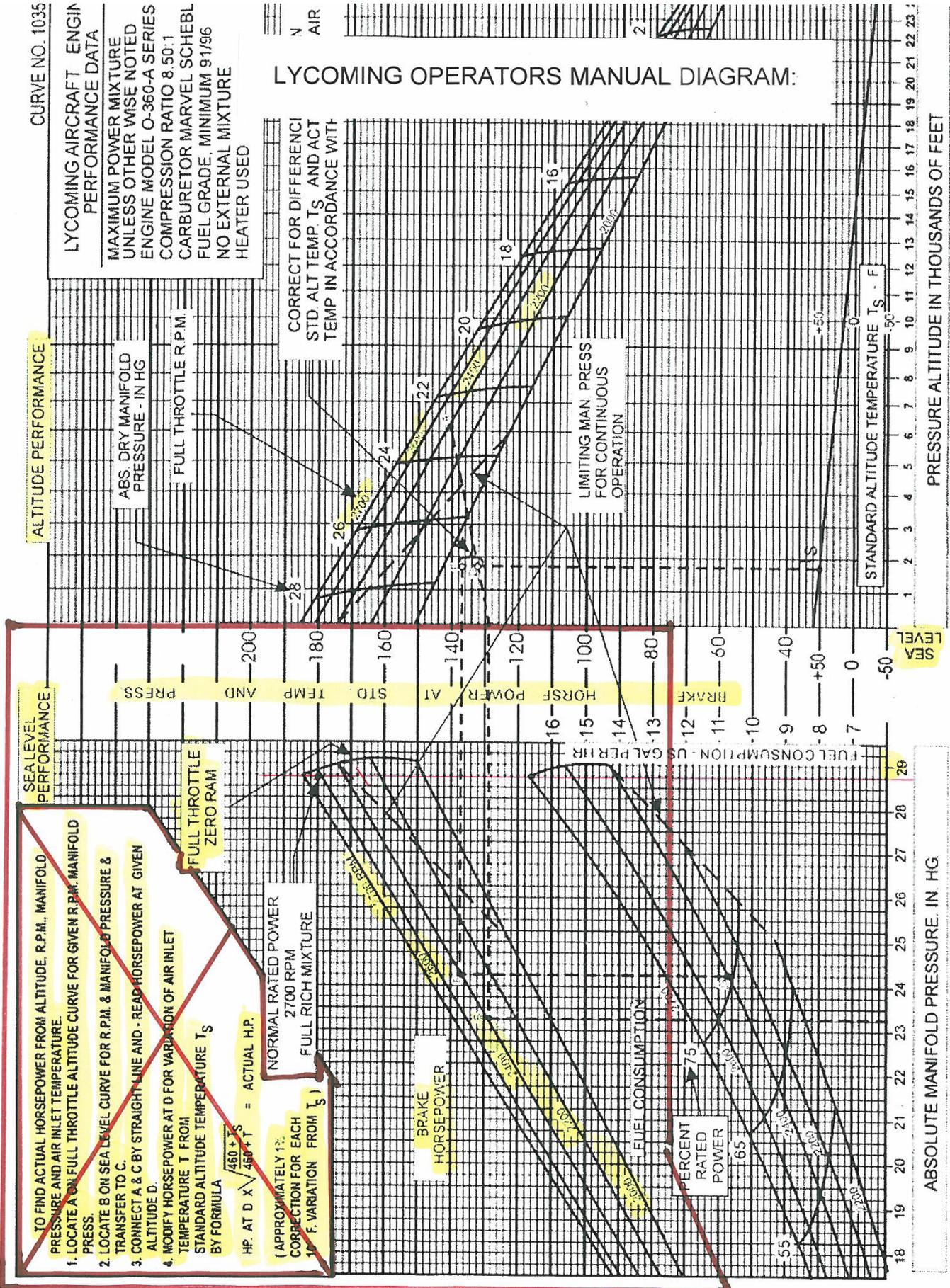
Altimeter Setting is the value in the Kollsman window of an altimeter when it is set to correctly read the elevation.

Note: For more information about ambient air pressure measurements see the [pressure measurement page](#).

LYCOMING AIRCRAFT ENGINE PERFORMANCE DATA

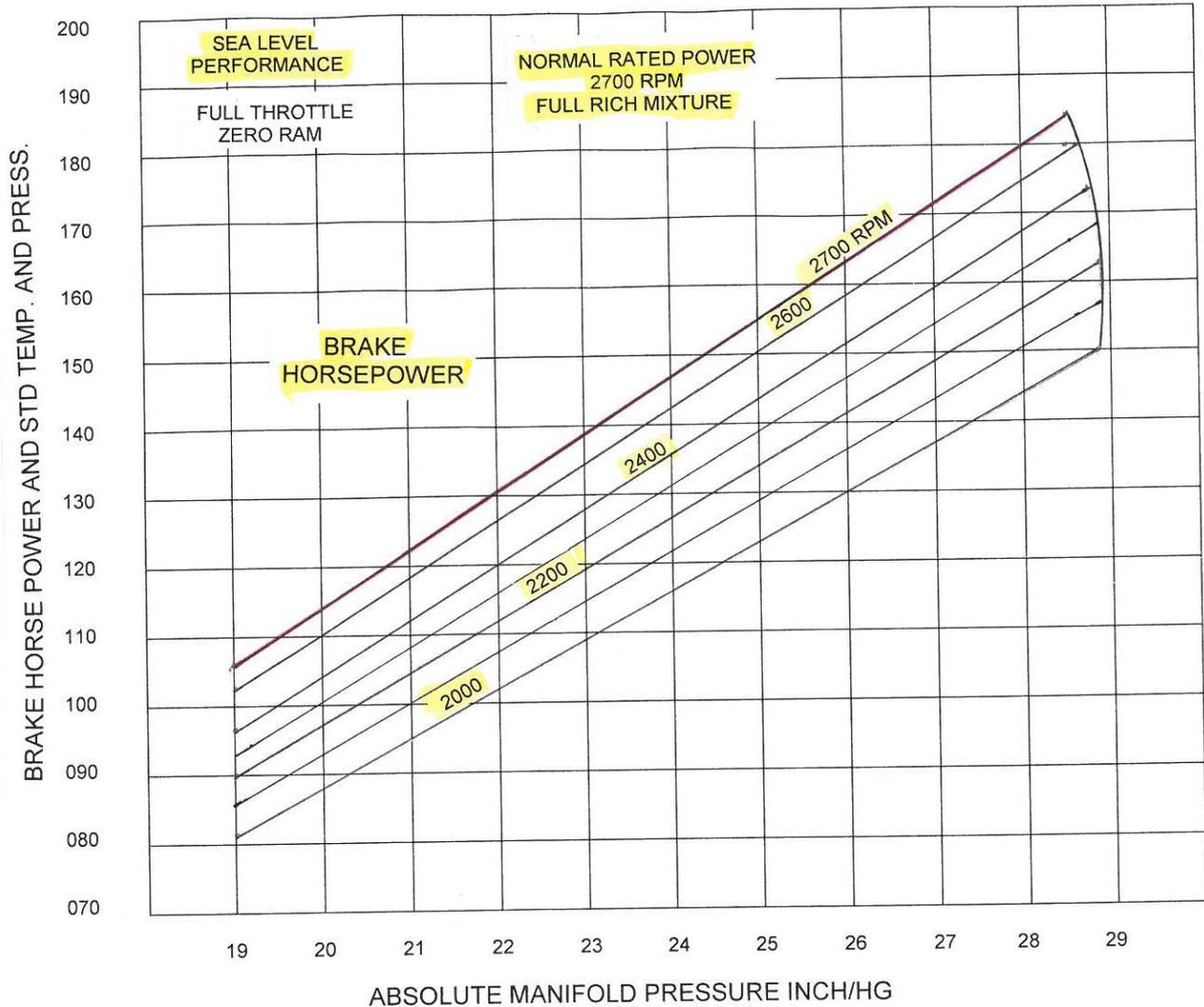
MAXIMUM POWER MIXTURE UNLESS OTHERWISE NOTED
 ENGINE MODEL O-360-A SERIES
 COMPRESSION RATIO 8.50:1
 CARBURETOR MARVEL SCHEBL
 FUEL GRADE MINIMUM 91/96
 NO EXTERNAL MIXTURE HEATER USED

LYCOMING OPERATORS MANUAL DIAGRAM:



LYCOMING O – 360 A

(REFERENCE LYCOMING OPERATORS MANUAL)



REMARKS:

Above Diagram is derived of the Lycoming O – 360 Operaters Manual. To understand the relation between RPM and Brake Horse Power we have to start with Standard Conditions like Lycoming does (not taking any Humidity in account)!

With **RICHARDS SHELQUIST's Engine On Line Tuning Calculator** we got now a very versatile Tool to deal with individual Ambient Conditions!!! Humidity, OAT and Pressure Altitude in any combination will be calculated to get Relative Horse Power indicated in Percent (plus other informational data)!

Following Diagram Samples show the relation of achievable Brake Horse Power under varying conditions.

**PIPER AIRCRAFT
PA-28-181
AIRPLANE MAINTENANCE MANUAL**

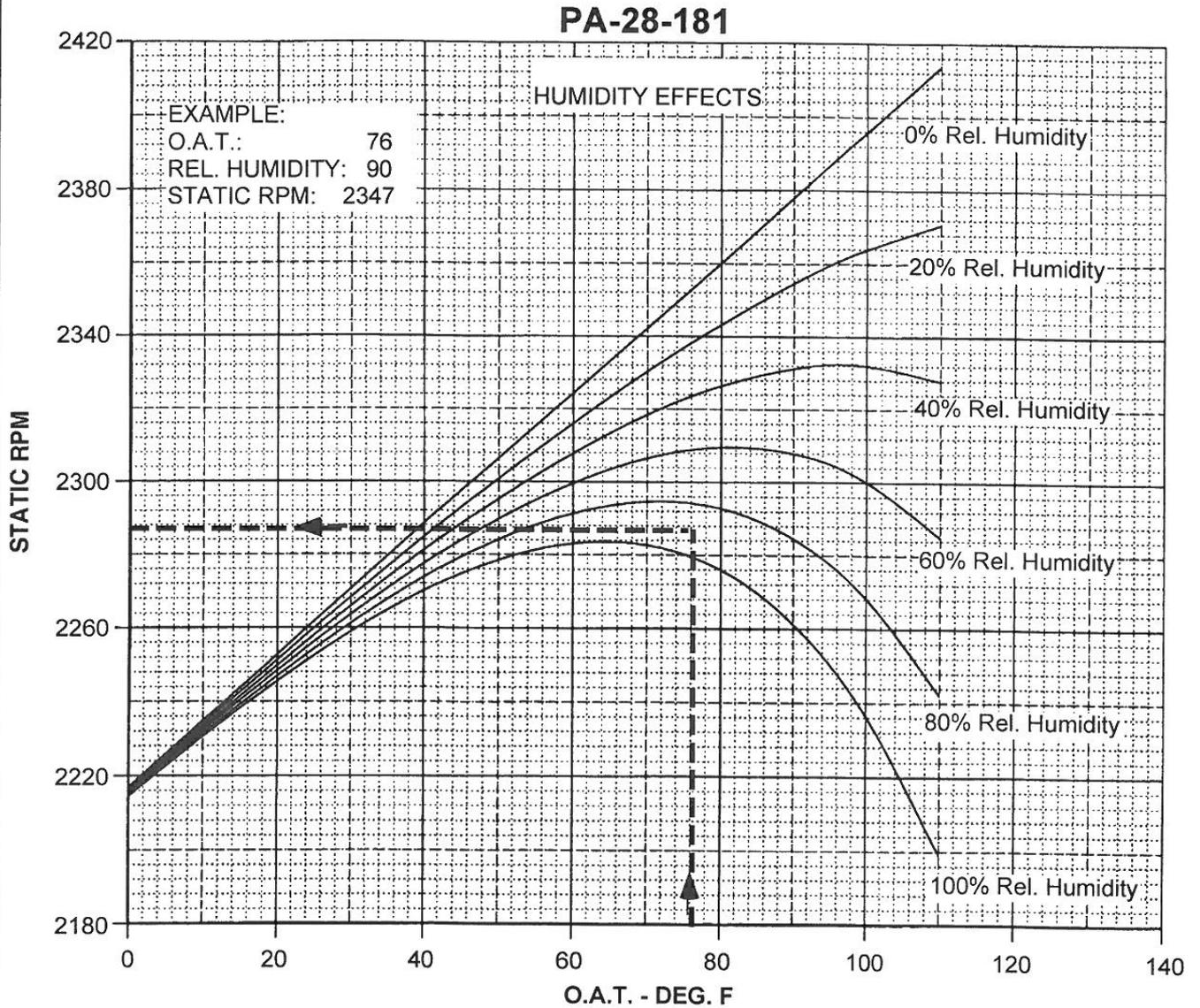
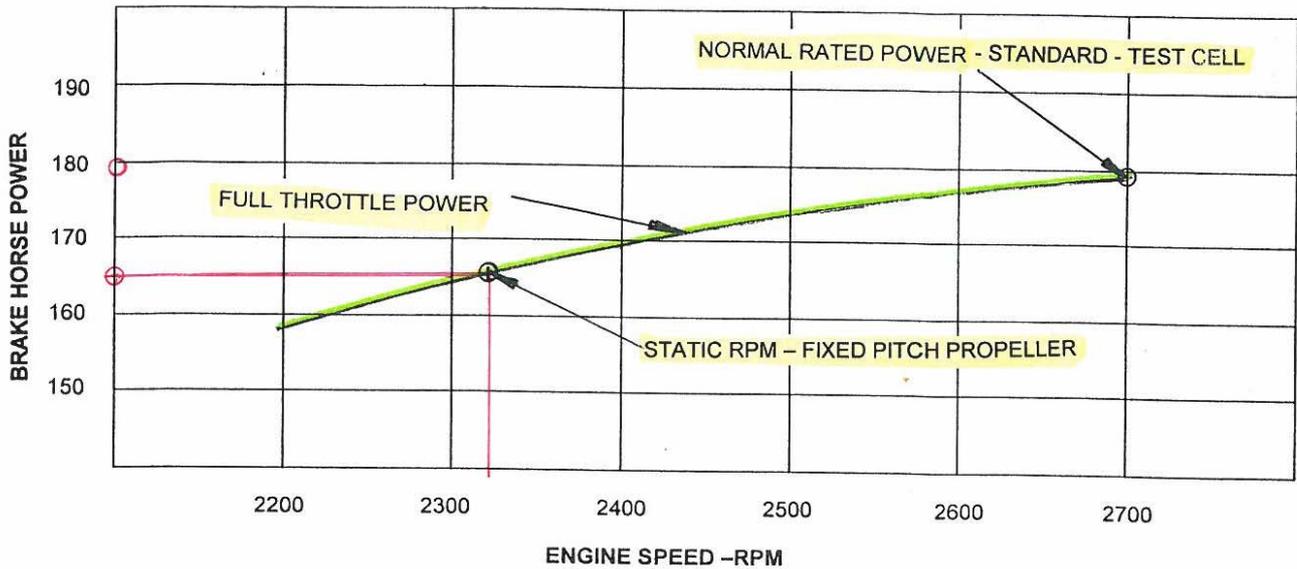


Figure 71-1. Static Rpm (Sea Level ± 500 Feet Pressure Altitude Only)

BRAKE HORSE POWER CONSTANT SPEED PROPELLER versus FIXED PITCH PROPELLER

**PA 28 – 181
LYCOMING O-360A**

SAMPLE A



Engine Tuner's Calculator

Elevation	<input type="radio"/> feet	<input checked="" type="radio"/> meters	0
Air Temperature	<input type="radio"/> deg F	<input checked="" type="radio"/> deg C	15
Altimeter Setting	<input type="radio"/> inches Hg	<input checked="" type="radio"/> hPa	1013.25
Relative Humidity			0 %

Relative Horsepower	104.9	% x 0.953289 = 100.00% = 180HP
Dyno Correction Factor	0.953	
Air Density	0.0765 lb/ft ³	1.225 kg/m ³
Density Altitude	0 feet	0 meters
Relative Density	100 %	
Virtual Temperature	59 deg F	15 deg C
Absolute Air Pressure	29.92 inches Hg	1013.25 hPa
Vapor Pressure	0 inches Hg	0 hPa

Copyright 1998-2010, [Richard Shelquist](#)

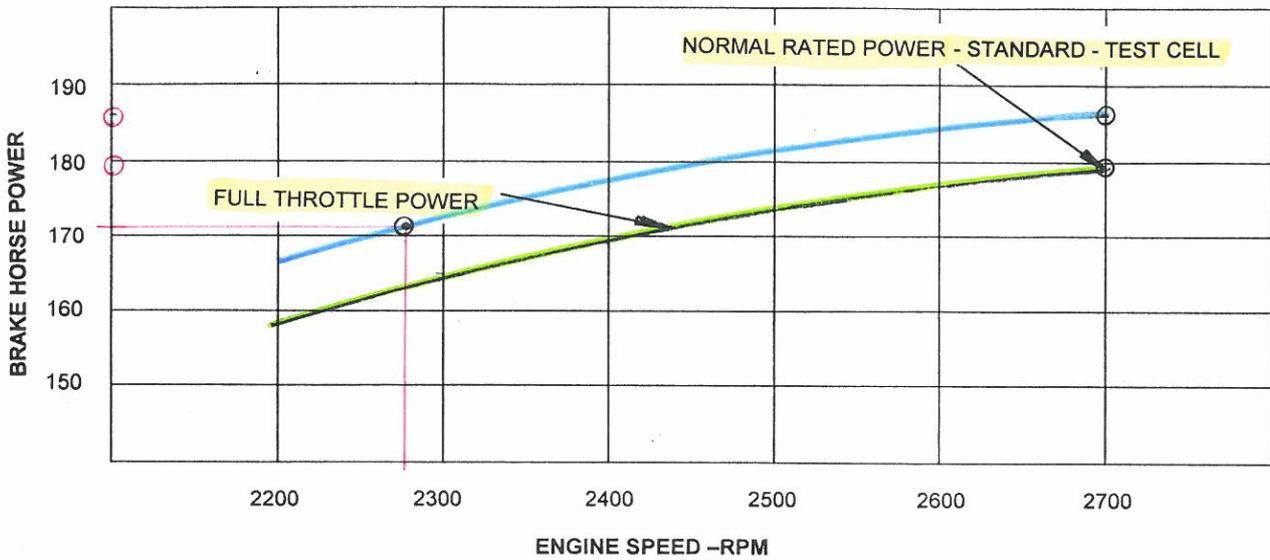
STANDARD MSL

BRAKE HORSE POWER CONSTANT SPEED PROPELLER versus FIXED PITCH PROPELLER

PA 28 – 181

LYCOMING O-360A

SAMPLE B



Engine Tuner's Calculator

Elevation	• feet <input type="radio"/> meters <input type="radio"/>	-1000
Air Temperature	• deg F <input type="radio"/> deg C <input type="radio"/>	59
Altimeter Setting	• inches Hg <input type="radio"/> hPa <input type="radio"/>	29.92
Relative Humidity		0 %

Relative Horsepower	109.5	$\% \times 0.953289 = 104.38 = 187\text{HP}$
Dyno Correction Factor	0.913	
Air Density	0.0793 lb/ft ³	1.2699 kg/m ³
Density Altitude	-1235 feet	-376 meters
Relative Density	103.7 %	
Virtual Temperature	59 deg F	15 deg C
Absolute Air Pressure	31.02 inches Hg	1050.36 hPa
Vapor Pressure	0 inches Hg	0 hPa

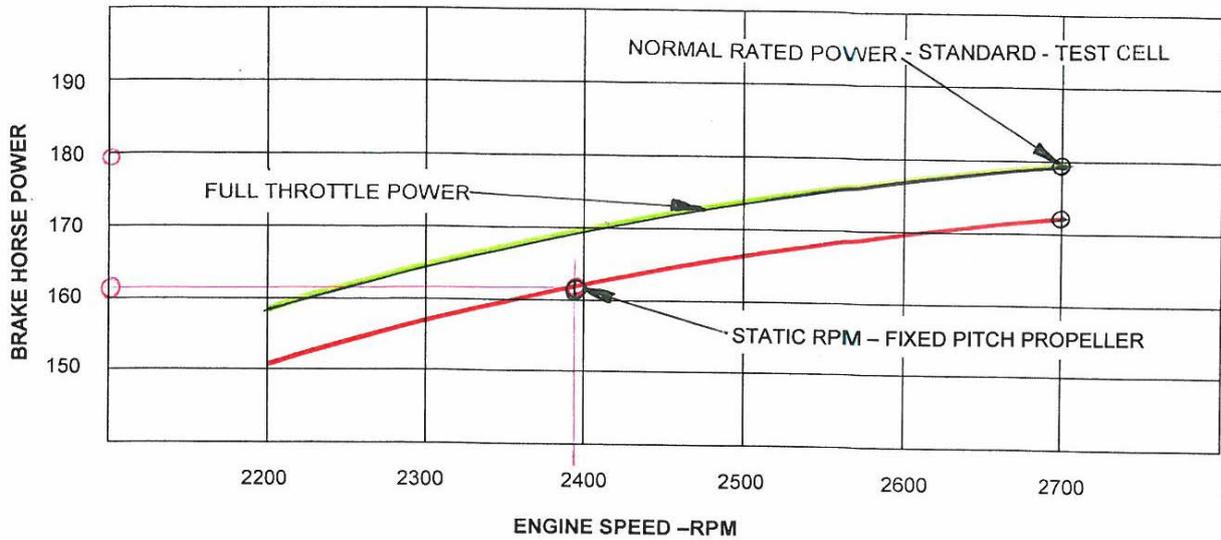
Copyright 1998-2010, Richard Shelquist

— STANDARD
— - 1000FT

4 BRAKE HORSE POWER CONSTANT SPEED PROPELLER versus FIXED PITCH PROPELLER

PA 28 – 181
LYCOMING O-360A

SAMPLE C



Engine Tuner's Calculator

Elevation	• feet	<input type="radio"/> meters	0
Air Temperature	• deg F	<input type="radio"/> deg C	100
Altimeter Setting	• inches Hg	<input type="radio"/> hPa	29.92
Relative Humidity			0 %

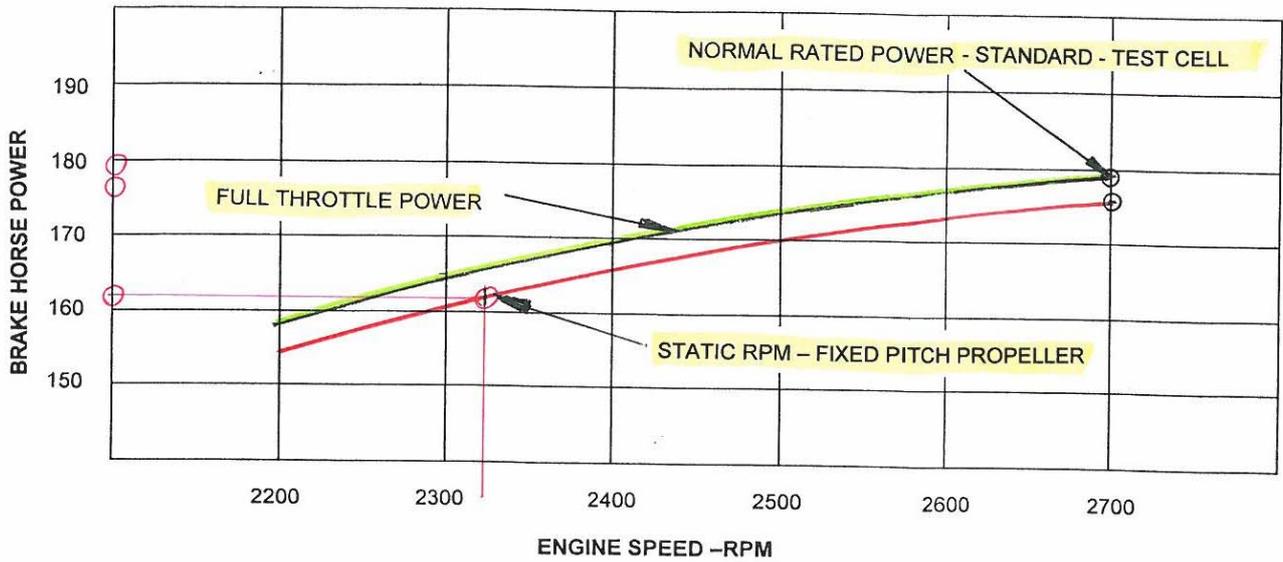
Relative Horsepower	100.3 % x 0.953289 = 95.61% = 172 HP	
Dyno Correction Factor	0.997	
Air Density	0.0709 lb/ft ³	1.1352 kg/m ³
Density Altitude	2579 feet	786 meters
Relative Density	92.7 %	
Virtual Temperature	100 deg F	37.8 deg C
Absolute Air Pressure	29.92 inches Hg	1013.21 hPa
Vapor Pressure	0 inches Hg	0 hPa

Copyright 1998-2010, [Richard Shelquist](#)

BRAKE HORSE POWER CONSTANT SPEED PROPELLER versus FIXED PITCH PROPELLER

PA 28 – 181
LYCOMING O-360A

SAMPLE D



Engine Tuner's Calculator

— STANDARD
— 100% HUMIDITY

Elevation	<input type="radio"/> feet	<input checked="" type="radio"/> meters	<input type="text" value="0"/>
Air Temperature	<input type="radio"/> deg F	<input checked="" type="radio"/> deg C	<input type="text" value="15"/>
Altimeter Setting	<input type="radio"/> inches Hg	<input checked="" type="radio"/> hPa	<input type="text" value="1013.25"/>
Relative Humidity			<input type="text" value="100"/> %

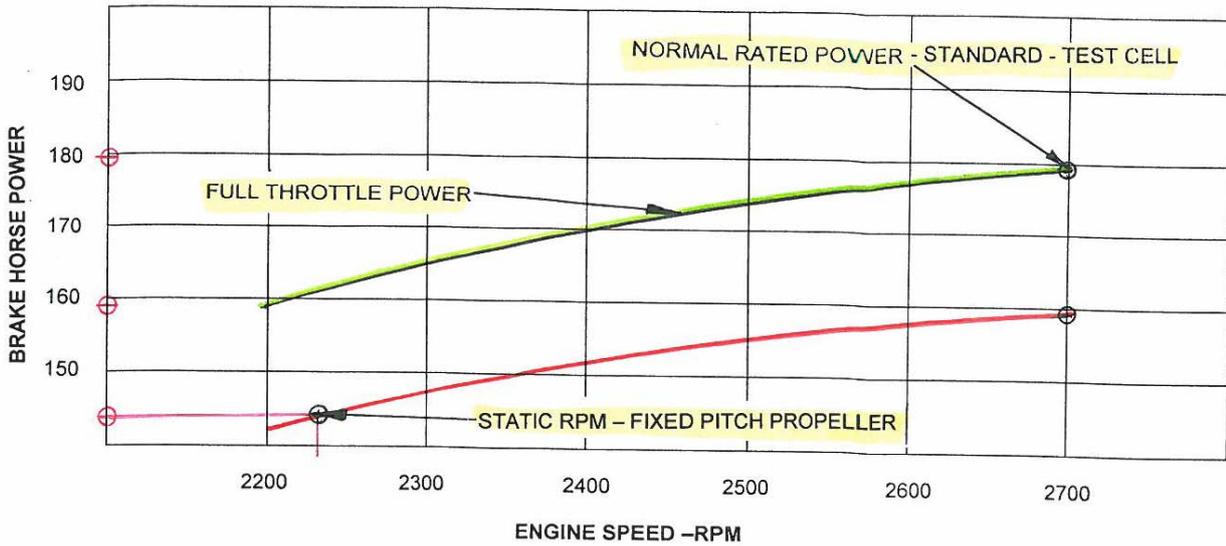
Relative Horsepower	102.8	% x 0.953289 = 97.99% = 176HP
Dyno Correction Factor	0.973	
Air Density	0.076 lb/ft3	1.2172 kg/m3
Density Altitude	218 feet	66 meters
Relative Density	99.4 %	
Virtual Temperature	62.3 deg F	16.8 deg C
Absolute Air Pressure	29.92 inches Hg	1013.25 hPa
Vapor Pressure	0.5033 inches Hg	17.0435 hPa

Copyright 1998-2010, [Richard Shelquist](#)

BRAKE HORSE POWER CONSTANT SPEED PROPELLER versus FIXED PITCH PROPELLER

**PA 28 – 181
LYCOMING O-360A**

SAMPLE E



Engine Tuner's Calculator

Elevation	• feet	<input type="radio"/> meters	0
Air Temperature	• deg F	<input type="radio"/> deg C	100
Altimeter Setting	• inches Hg	<input type="radio"/> hPa	29.92
Relative Humidity			100 %

Relative Horsepower	92.7 % x 0.953289 = 88.36% = 159 HP
Dyno Correction Factor	1.079
Air Density	0.0691 lb/ft3 1.1075 kg/m3
Density Altitude	3407 feet 1038 meters
Relative Density	90.4 %
Virtual Temperature	114 deg F 45.6 deg C
Absolute Air Pressure	29.92 inches Hg 1013.21 hPa
Vapor Pressure	1.9334 inches Hg 65.4725 hPa

Copyright 1998-2010, [Richard Shelquist](#)

— STANDARD
— 100% HUMIDITY

DATEN ERFASSUNG UND AUSWERTUNG:

Einführung:

1. Daten Erfassung:

- Für die Instandhaltung zur Leistungsbestimmung.
- Für den Flugbetrieb zur Leistungsbestimmung, Takeoff Distance und Climbout Performance Calculation.

Zum Einstieg in dieses Kapitel noch einige Tabellen welche die Test Cell Daten mit unseren Motoren bei bei 100% RPM vergleichbar machen. Es wurde dies absichtlich nur bis auf 6000ft gewählt!

Die Abhängigkeit der Relative Horse Power von der Pressure Altitude, OAT und Humidity in allen möglichen Konstellationen, ist leider in keiner der Hersteller Publikationen zu finden!!!

Test Cell or Constant Speed Propeller Relative Power versus Humidity

NOTE	PRESSURE ALTITUDE	OAT C°	DENSITY ALT. 0% HUMIDITY	REL. HORSE POWER %	DENSITY ALT. 100% HUMID.	REL.HORSE POWER %
	0	-20	-4493	108.0	-4476	107.9
	0	-10	-3134	105.5	3097	105.2
	0	0	-1838	103.2	-1759	102.4
	0	10	599	101.6	-442	99.6
Standard	0	15	0	100.0	218	97.9
	0	20	587	98.9	885	96.2
	0	30	1724	97.0	2262	92.2
	0	40	2816	95.1	3749	87.1
	1000	-20	-3221	103.4	-3204	103.2
	1000	-10	-1874	101.0	-1836	100.7
	1000	0	-589	98.8	-508	98.0
	1000	10	640	96.7	801	95.3
Standard	1000	13	998	96.1	1195	94.4
	1000	20	1816	94.8	2122	92.1
	1000	30	2944	92.9	3497	88.2
	1000	40	4027	91.2	4986	83.2
	2000	-20	-1952	99.0	-1934	98.8
	2000	-10	-6166	96.7	-577	96.4
	2000	0	658	94.6	742	93.9
	2000	10	1877	92.6	2043	91.3
Standard	2000	11	1996	92.4	2173	91.0
	2000	20	3043	90.8	3358	88.1

NOTE	PRESSURE ALTITUDE	OAT C°	DENSITY ALT. 0% HUMIDITY	REL.HORSE POWER %	DENSITY ALT. 100% HUMID.	REL.HORSE POWER %
	2000	30	4161	89.0	4730	84.4
	2000	40	5235	87.4	6222	79.5
	3000	-20	-684	94.8	-666	94.6
	3000	-10	640	92.6	681	92.3
	3000	0	1904	90.6	1990	89.9
Standard	3000	9	2993	88.9	3153	87.7
	3000	10	3112	88.7	3283	87.4
	3000	20	4268	87.0	4592	84.4
	3000	30	5377	85.3	5962	80.6
	3000	40	6442	83.6	7457	75.9
	4000	-30	-797	92.9	-789	92.9
	4000	-20	581	90.7	600	90.6
	4000	-10	1894	88.7	1936	83.3
	4000	0	3147	86.8	3235	84.4
Standard	4000	7	3991	85.6	4135	86.1
	4000	10	4345	85.0	4521	83.6
	4000	20	5491	83.3	5825	80.7
	4000	30	6591	81.7	7193	77.2

NOTE	PRESSURE ALTITUDE	OAT C°	DENSITY ALT. 0% HUMIDITY	REL.HORSE POWER %	DENSITY ALT. 100% HUMID.	REL.HORSE POWER %
	5000	-30	478	89.0	486	88.9
	5000	-20	1845	86.9	1864	86.7
	5000	-10	3146	85.0	3189	84.6
	5000	0	4388	83.1	4479	82.4
Standard	5000	5	4989	82.2	5118	81.3
	5000	10	5576	81.4	5757	80.0
	5000	20	6712	79.8	7056	77.3
	5000	30	7802	78.3	8422	73.7
	6000	-40	326	87.3	329	87.2
	6000	-30	1754	85.2	1759	85.1
	6000	-20	3106	83.2	3126	83.0
	6000	-10	4396	81.4	4441	81.0
	6000	0	5628	79.5	5721	78.9
Standard	6000	3	5986	79.1	6102	78.2
	6000	10	6805	77.9	6991	76.6
	6000	20	7931	76.4	8285	73.9
	6000	30	9012	75.0	9650	70.5

Nachstehende 4 Beispiele die mittels des Calculators erstellt wurden, zeigen deutlich die **Problematik nur auf die Density Altitude ein zu gehen!!!**

TABLE – EQUAL DENSITY ALTITUDE VERSUS REL. HORSE POWER UNDER VARYING AMBIENT CONDITIONS

EQUAL DENSITY ALTITUDE VERSUS REL. HORSEPOWER UNDER VARYING AMBIENT CONDITIONS

(Normal aspirated 4 Stroke piston engine 100% rpm)

PRESSURE ALTITUDE FT	AMBIENT TEMPERATURE °C	ALTIMETER SETTING hPa	RELATIVE HUMIDITY %	RELATIVE HORSE POWER %	AIR DENSITY kg/m3	RELATIVE DENSITY%	DENSITY ALTITUDE ft	VIRTUAL TEMPERATURE°C	ABSOLUTE AIR PRESSURE hPa	VAPOR PRESSURE hPa
6000	- 26.1	1013.25	0	84.3	1.1451	93.5	2286	- 26.1	812.05	0
0	35	1013.25	0	96.0	1.1455	93.5	2276	35.0	1013.25	0
0	35	1013.25	100	92.18	1.1454	93.5	2278	35.0	1013.25	42.7011
2000	13.3	1013.25	0	92.0	1.1456	93.5	2271	13.3	942.14	0

NOTES:

- Above datas are calculated with Richard Shelquist's Calculator (see attachment samples A/B/C/D).
- Terms and explanations see attachment!
- Test Cell equals Constant Speed Propeller combination (high RPM – 100%) at static runup condition!
- Almost 12% Relative Horse Power difference at same Density Altitude!!
- Fixed Pitch Propeller Installations are even worse!!!
- To determine engine power figures, Humidity - Absolute Air Pressure and OAT has to be taken in account!!! Air Density does not say anything about Quality of Air!!!
- Density Altitude is only good for Aerodynamic Considerations!!! The Quality of Air is affecting the Power Output of the normal aspirated piston engines!!!

ERFASSUNG DER DATEN:

- Field Elevation / QNH / OAT / Humidity erfassen.
- Erfasste Werte in den On Line Calculator eingeben.
- Ergibt maximal mögliche Motorleistung bei 100% RPM in Relative Horse Power in %. Ermittelten Calculator Relative Horse Power Wert mit dem **Faktor 0.953289 multiplizieren!**
- Nachstehend **4 Samples mit gleicher Elevation** und verschiedenen Kombinationen von OAT und Humidity Figures.

SAMPLE A

Engine Tuner's Calculator			
Elevation	<input type="radio"/> feet	<input checked="" type="radio"/> meters	1100
Air Temperature	<input type="radio"/> deg F	<input checked="" type="radio"/> deg C	0
Altimeter Setting	<input type="radio"/> inches Hg	<input checked="" type="radio"/> hPa	1013.25
Relative Humidity			100 %
<div style="display: flex; justify-content: center; gap: 20px;"> Calculate Reset </div>			
Relative Horsepower	91.9 %		87.6%
Dyno Correction Factor	1.088		
Air Density	0.0705 lb/ft3	1.1295 kg/m3	
Density Altitude	2748 feet	838 meters	
Relative Density	92.2 %		
Virtual Temperature	33.3 deg F	0.7 deg C	
Absolute Air Pressure	26.22 inches Hg	887.92 hPa	
Vapor Pressure	0.1804 inches Hg	6.108 hPa	

SAMPLE B

Engine Tuner's Calculator			
Elevation	<input type="radio"/> feet	<input checked="" type="radio"/> meters	1100
Air Temperature	<input type="radio"/> deg F	<input checked="" type="radio"/> deg C	15
Altimeter Setting	<input type="radio"/> inches Hg	<input checked="" type="radio"/> hPa	1013.25
Relative Humidity			100 %
<div style="display: flex; justify-content: center; gap: 20px;"> Calculate Reset </div>			
Relative Horsepower	87.8 %		83.6%
Dyno Correction Factor	1.139		
Air Density	0.0665 lb/ft3	1.0657 kg/m3	
Density Altitude	4685 feet	1428 meters	
Relative Density	87 %		
Virtual Temperature	62.8 deg F	17.1 deg C	
Absolute Air Pressure	26.22 inches Hg	887.92 hPa	
Vapor Pressure	0.5033 inches Hg	17.0435 hPa	

SAMPLE C

Engine Tuner's Calculator

Elevation	<input type="radio"/> feet	<input checked="" type="radio"/> meters	<input style="width: 90%;" type="text" value="1100"/>
Air Temperature	<input type="radio"/> deg F	<input checked="" type="radio"/> deg C	<input style="width: 90%;" type="text" value="30"/>
Altimeter Setting	<input type="radio"/> inches Hg	<input checked="" type="radio"/> hPa	<input style="width: 90%;" type="text" value="1013.25"/>
Relative Humidity			<input style="width: 90%;" type="text" value="0"/> %

Relative Horsepower	<input style="width: 90%;" type="text" value="87.2"/> %	=	<input style="width: 90%;" type="text" value="83.1%"/>
Dyno Correction Factor	<input style="width: 90%;" type="text" value="1.147"/>		
Air Density	<input style="width: 90%;" type="text" value="0.0637"/> lb/ft3		<input style="width: 90%;" type="text" value="1.0204"/> kg/m3
Density Altitude	<input style="width: 90%;" type="text" value="6116"/> feet		<input style="width: 90%;" type="text" value="1864"/> meters
Relative Density	<input style="width: 90%;" type="text" value="83.3"/> %		
Virtual Temperature	<input style="width: 90%;" type="text" value="86"/> deg F		<input style="width: 90%;" type="text" value="30"/> deg C
Absolute Air Pressure	<input style="width: 90%;" type="text" value="26.22"/> inches Hg		<input style="width: 90%;" type="text" value="887.92"/> hPa
Vapor Pressure	<input style="width: 90%;" type="text" value="0"/> inches Hg		<input style="width: 90%;" type="text" value="0"/> hPa

Copyright 1998-2010, [Richard Shelquist](#)

SAMPLE D

Engine Tuner's Calculator

Elevation	<input type="radio"/> feet	<input checked="" type="radio"/> meters	<input style="width: 90%;" type="text" value="1100"/>
Air Temperature	<input type="radio"/> deg F	<input checked="" type="radio"/> deg C	<input style="width: 90%;" type="text" value="30"/>
Altimeter Setting	<input type="radio"/> inches Hg	<input checked="" type="radio"/> hPa	<input style="width: 90%;" type="text" value="1013.25"/>
Relative Humidity			<input style="width: 90%;" type="text" value="100"/> %

Relative Horsepower	<input style="width: 90%;" type="text" value="82.4"/> %	=	<input style="width: 90%;" type="text" value="78.5%"/>
Dyno Correction Factor	<input style="width: 90%;" type="text" value="1.213"/>		
Air Density	<input style="width: 90%;" type="text" value="0.0625"/> lb/ft3		<input style="width: 90%;" type="text" value="1.0019"/> kg/m3
Density Altitude	<input style="width: 90%;" type="text" value="6712"/> feet		<input style="width: 90%;" type="text" value="2046"/> meters
Relative Density	<input style="width: 90%;" type="text" value="81.8"/> %		
Virtual Temperature	<input style="width: 90%;" type="text" value="96"/> deg F		<input style="width: 90%;" type="text" value="35.6"/> deg C
Absolute Air Pressure	<input style="width: 90%;" type="text" value="26.22"/> inches Hg		<input style="width: 90%;" type="text" value="887.92"/> hPa
Vapor Pressure	<input style="width: 90%;" type="text" value="1.253"/> inches Hg		<input style="width: 90%;" type="text" value="42.4298"/> hPa

Copyright 1998-2010, [Richard Shelquist](#)

ANWENDUNG DER AUSWERTUNG:

A. In der Instandhaltung:

Siehe auch Samples im Anhang!!!

- LFZ mit Fixed Pitch Propeller – Full Power Static Run Up:

Bei MSL plus minus 500 ft können mittels von den Zellen – Herstellern veröffentlichten Diagrammen. Vergleiche mit den ermittelten Daten angestellt werden. Die meisten Hersteller gehen allerdings nicht auf die Feuchtigkeit ein!!! Jetzt kann nur mehr eine Hausverstandslösung weiter helfen. Als Orientierung bietet sich das Piper PA 28 – 181 Diagramm an! Siehe auch nachstehende Merksätze im Absatz 6!!!

Der nun ermittelte Wert erlaubt einerseits die Bestätigung der technischen Flugklarheit und andererseits einen Vergleich mit früheren Aufzeichnungen (sofern vorhanden).

- LFZ mit Variable Pitch Propeller Auslegung (Constant Speed Propeller Systeme) – Full Power – Static RPM und / oder nachstehend mögliche Alternative.

Je nach Auslegung des „Low Pitch Angles“ ist das Erreichen der Red Line RPM (noch ohne Propeller Governor Beeinflussung) nicht unbedingt gesichert! Zellen - Hersteller gehen leider sehr oft nicht näher auf diese Problemstellung ein!!! So muss auch hier wieder mit einer Hausverstandslösung die Aufgabe gelöst werden!!!

Wenn bewusst eine um 150 RPM reduzierte Referenz RPM immer als Bezug genommen wird, und diese sicher noch mit dem „Low Pitch Angle“ erreicht wird, können wir über den Manifold Pressure und den Ambient Factors, Rückschlüsse auf den Motorzustand ziehen!!!

Im Umkehrschluss zum Fixed Pitch Propeller, wird aber jetzt die dabei einstellende Manifold Pressure Grösse ausgewertet!

Gute Luftdichte vergrößert den Propeller Luftwiderstand und **erhöht** dabei den **Manifold Pressure** aber auch die Power!!!

Schlechte Luftdichte verringert den Propeller Luftwiderstand und **ergibt** gegenüber Standardverhältnissen eine **kleineren Manifold Pressure** aber auch weniger Power!!!

Hohe Luftfeuchtigkeit bei Temperaturen über 20°C wirkt sich wie folgt aus:

Gute Luftdichte (nicht Güte) hält den aerodynamischen Widerstand annähernd gleich, **aber** die **schlechte Luftgüte** (weniger freier Sauerstoff) **verringert** die **Verbrennungsleistung**, sodass nur mit einem **höheren Manifold Pressure** die **Referenz RPM** erreicht werden kann!!!

Schlechte Luftdichte verringert den aerodynamischen **Propeller Widerstand** und den **Manifold Pressure** für die **Referenz RPM**. Bei **großer Feuchtigkeit** ist allerdings der **Manifold Pressure höher** als bei **trockener Luft**. **Der Einfluss der Luftgüte ist verbrennungsseitig negativ linear, aber propellerseitig ist die Luftdichte im Quadrat wirksam!!!**

Der Einfluss der Luftgüte (trocken oder feucht), ist in der Aerodynamik am Propeller fast gleich!!!

Die Dichtehöhe hat neben der nicht berücksichtigten Feuchtigkeit noch einen mitunter negativen Aspekt in bezug auf die Motorleistung! Wird eine niedrige Dichtehöhe mit großer Pressure Altitude und aber tiefer Temperatur erreicht, ist aber leider der schlechtere Absolute Druck für die Zylinderfüllung nachteilig! **Der Einfluss kann dann doppelt so groß als der, der Feuchtigkeit sein!!!**

- Die ermittelte **Static RPM** bzw **Manifold Pressure Größe** mittels Diagrammen oder früheren Aufzeichnungen vergleichen! Die im AFM angegebenen Static RPM Toleranzen sind **richtig aus zu legen!!!**
- Zur Erinnerung die im Run Sheet vermerkten Werte können sehr schnell bei Problemen gegen den Wart verwendet werden!!! Den Release to Service in seiner Bedeutung auf die bestätigte technische Fluklarheit des Motors soll verstanden sein!!!

B. - Im Flugbetrieb:

Die Kenntnis der heute unter den gegebenen Umständen physikalisch möglichen Motorleistung (Relative Horse Power) sollte in der Flugplanung berücksichtigt werden! Dies im Besonderen, wenn die Umstände in bekannter weise sich in kritischen Bereichen befinden!!! In bestimmten geographischen Breiten mit großen Schwankungen im Jahresklima spricht man dann von den kritischen „H`s“ (z.B. Alaska Fairbank):

- **High Pressure Altitudes** (and in critical combinations with temperatures and humidity figures)
- **High Ambient Temperatures**
- **High Humidity Figures**

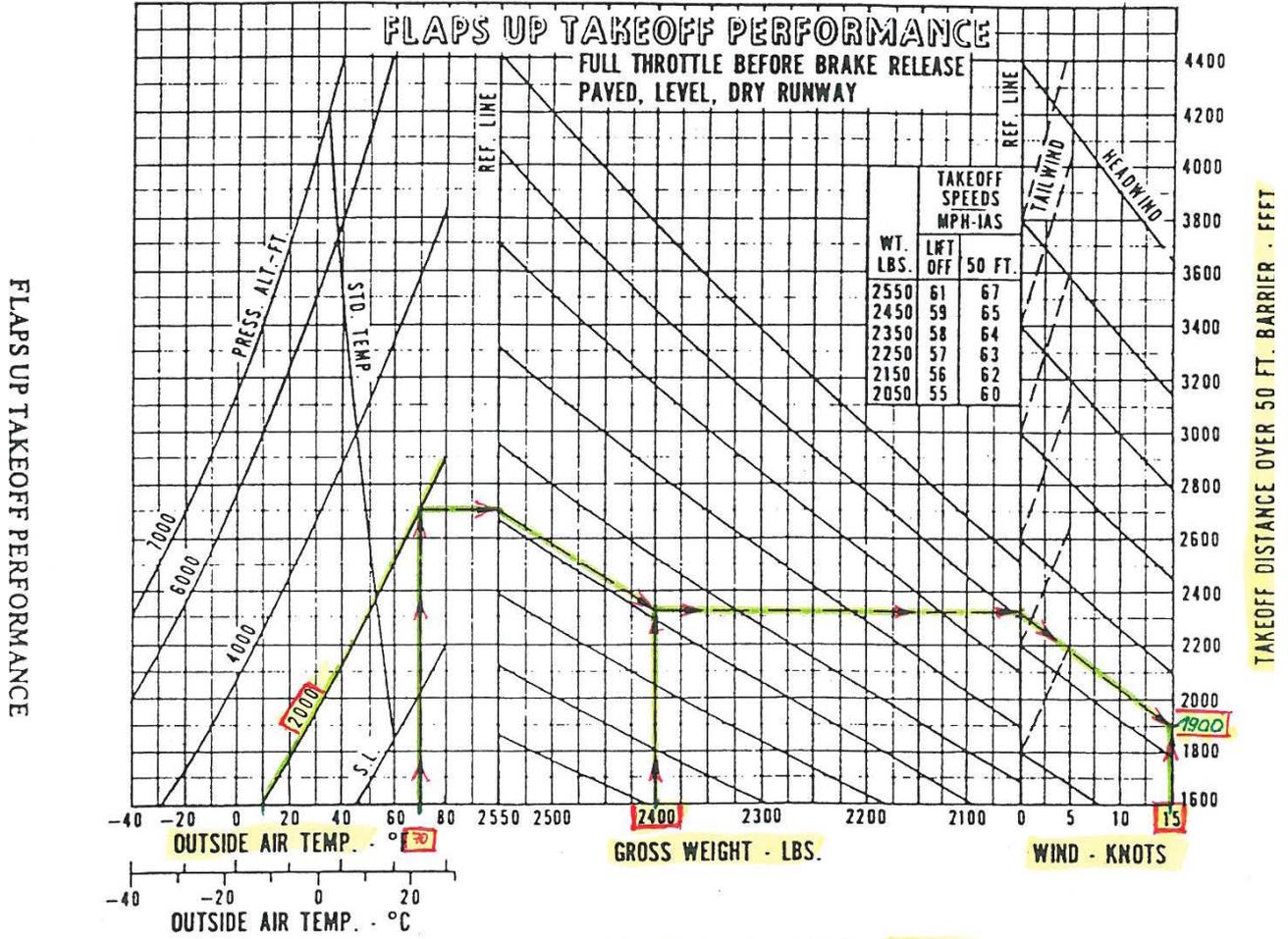
Nachstehende Erläuterungen sind nur als zusätzliche Empfehlung für den Flugbetrieb gedacht und haben nur informativen Charakter!

- a. Ermittlung des aktuellen Luftzustandes.
- b. AFM Takeoff Data sind nur nach den neueren Bauvorschriften mit gewissen Feuchtigkeitsgehalten in Abhängigkeit einer Temperaturschwelle ausgelegt!!!
- c. Leider sind für den Steigflug nicht Tabellen als Standard in allen AFM's in Abhängigkeit des jeweiligen Luftzustandes gegeben! Hier kann nur eine Verbindung mit den Takeoff Tabellen eine Anregung zur Berücksichtigung sein!

SAMPLE PA 28 -181

Dieses LFZ Muster ist nach den alten Bauvorschriften (Type Certificate 1962 wurde laufend nur **ammended**) gebaut und deshalb noch im AFM mit einem Diagramm für die Takeoff Distances ausgelegt.

PA-28-181



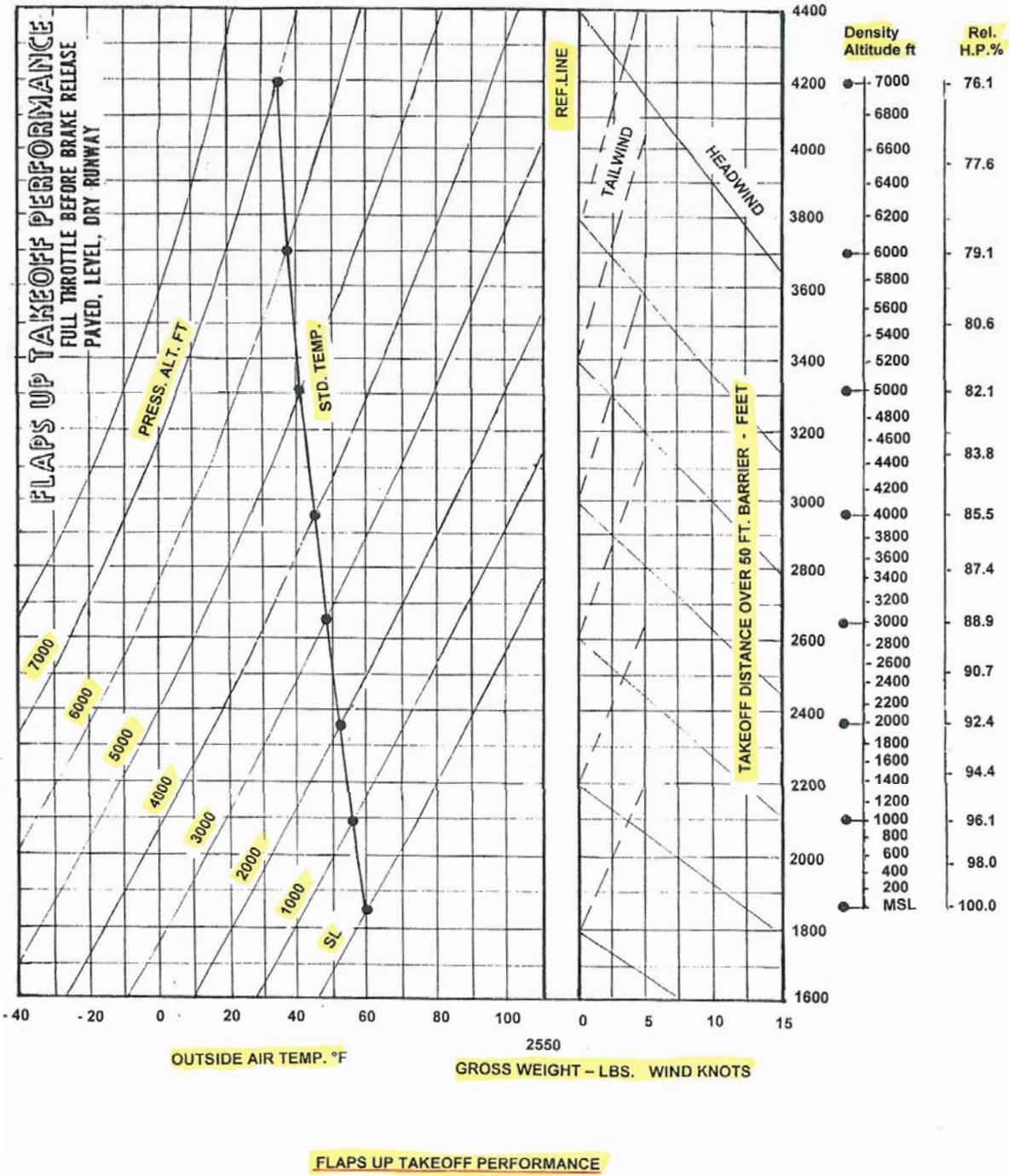
Airport pressure altitude: 2000 ft.
 Temperature: 70° F
 Wind: 15 knots (headwind)
 Gross weight: 2400 lbs.
 Takeoff distance: 1900 ft.

Bestehendes AFM Diagram wurde wie nachstehend abgebildet modifiziert:

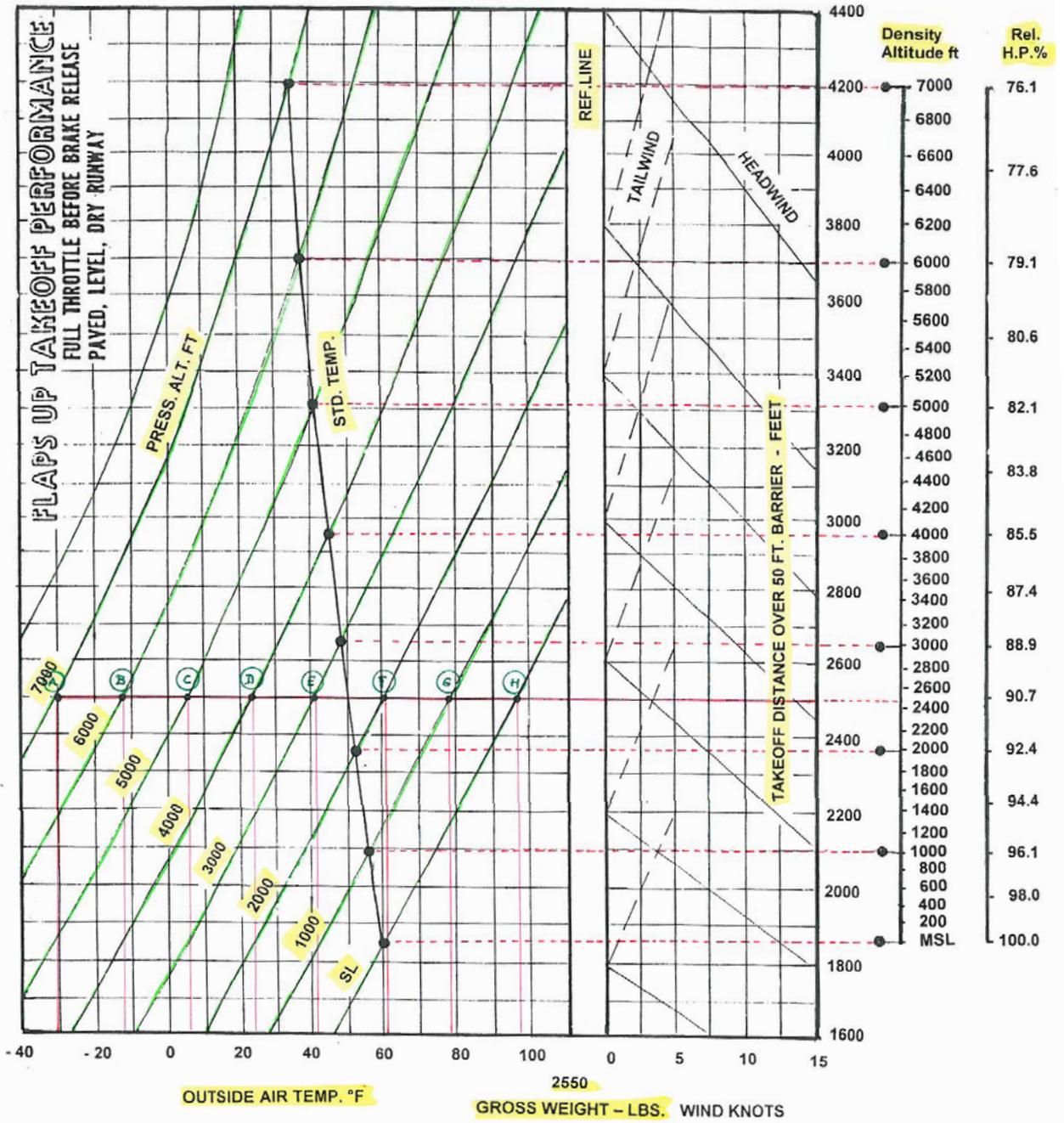
- Zur Vereinfachung wurde nur das max. Gross Weight berücksichtigt
- Zusätzliche Pressure Altitude Scale eingefügt
- Density Altitude Scale rechts adaptiert
- Relative Horse Power % rechts adaptiert

Nun ist in diesem Diagramm mittels der Density Altitude Figure (mittels Shelquist Calculator oder selbst angefertigten Tabellen bestimmt) auch für die gegebene Luftgüte zur Takeoff Distance Ermittlung verwendbar!!!

Modified Takeoff Distance Diagram



Equal Density Altitude Samples A - H



Reference to POH Pa 28 – 181 TAKEOFF DISTANCE DIAGRAM

Samples A – H

RELATIVE HORSE POWER COMPARISON AT SAME DENSITY ALTITUDE UNDER VARYING OAT AND PRESSURE ALTITUDES SAMPLES

SAMPLES	HUMIDITY %	OAT °F	CURVE PR.ALTITUDE ft	DENSITY ALT: ft	RELATIVE DENSITY %	ABSOLUTE PRESSURE Inch/Hg	RELATIVE HORSE POWER %
H	0	97	SL	2393	93.2	29.92	95.9
G	0	78	1000	2444	93.0	28.86	93.80
F	0	61	2000	2591	92.6	27.02	91.50
E	0	41	3000	2510	92.9	26.82	89.70
D	0	22	4000	2454	93.0	25.85	87.80
C	0	05	5000	2499	92.2	24.90	85.90
B	0	-12	6000	2508	92.9	23.98	84.00
A	0	-31	7000	2321	93.4	23.09	82.50
H	100	97	SL	3149	91.1	29.92	89.30
G	100	78	1000	2871	91.9	28.86	90.00
F	100	61	2000	2838	92.0	27.82	89.50
E	100	41	3000	2632	92.5	26.82	88.70
D	100	22	4000	2513	92.9	25.85	87.40
C	100	05	5000	2528	92.8	24.90	85.70
B	100	-12	6000	2521	92.8	23.98	83.90
A	100	-31	7000	2526	93.4	23.09	82.40
NOTE	Cal	POH	POH	Cal	Cal	Cal	Cal

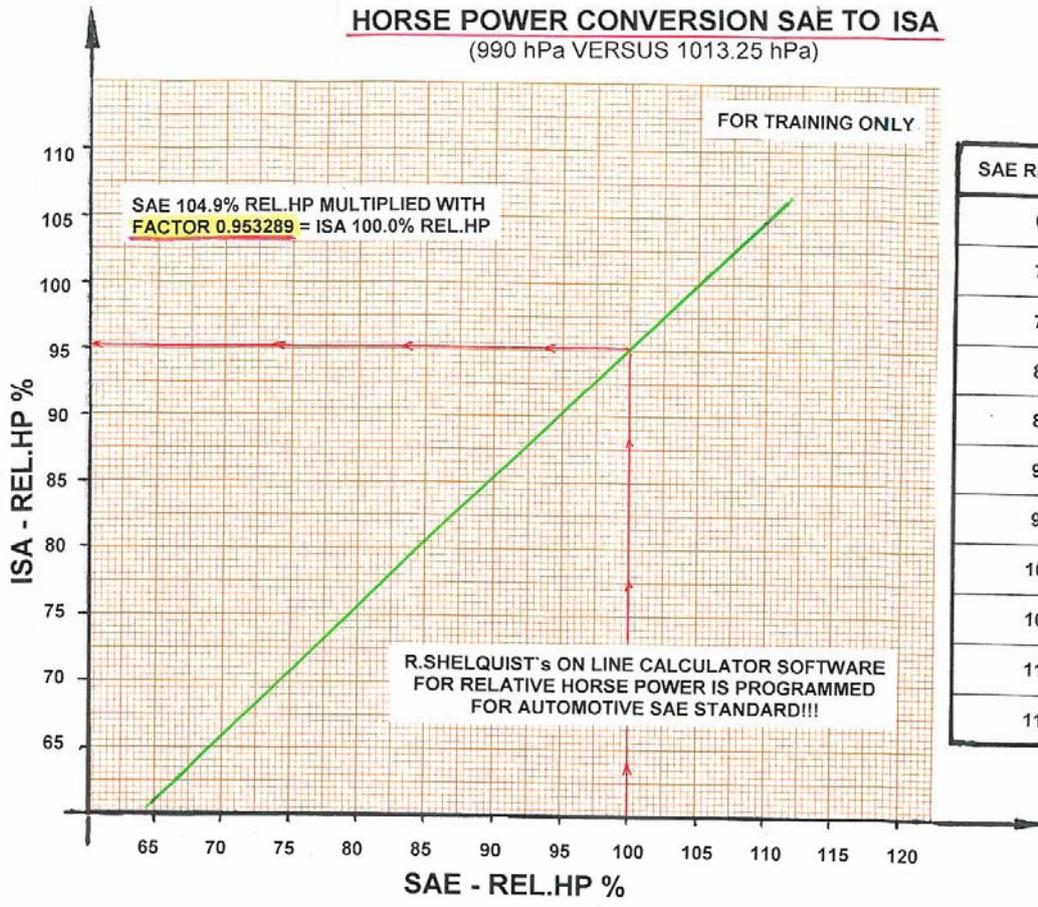
Remarks:

- POH Takeoff Diagram got upgraded with R. Shelquist Calculator to show **Standard Density Altitude and Relative Horse Power in %**.
- Reference POH DIAGRAM: Sample as marked is based on OAT versus Pressure Altitude - 2470 Feet Density Altitude! At 0% Humidity Sample A versus Sample H states a **Difference of 13.4% Relative Horse Power!!**
- Same Samples like above with 100% Humidity, **Difference is decreasing down to 6.9%**, although from a lower maximum of 89.3% (6.6% less)!!!

PA – 28 – 181 INTRODUCTION DIAGRAM No 1

HORSE POWER CONVERSION SAE TO ISA

(990 hPa VERSUS 1013.25 hPa)

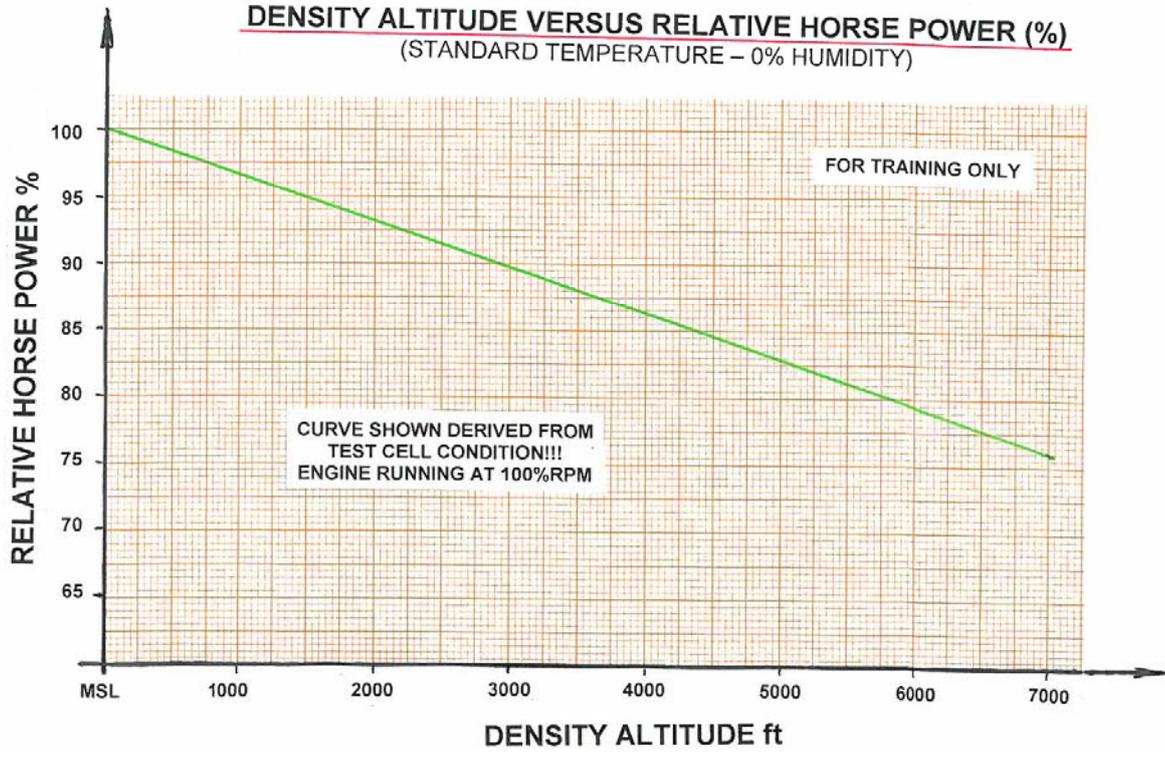


SAE REL.HP %	ISA REL.HP %
65	61.96
70	66.73
75	71.49
80	76.26
85	81.02
90	85.79
95	90.56
100	95.32
105	100.09
110	104.86
115	109.62

PA – 28 – 181 INTRODUCTION DIAGRAM No 2

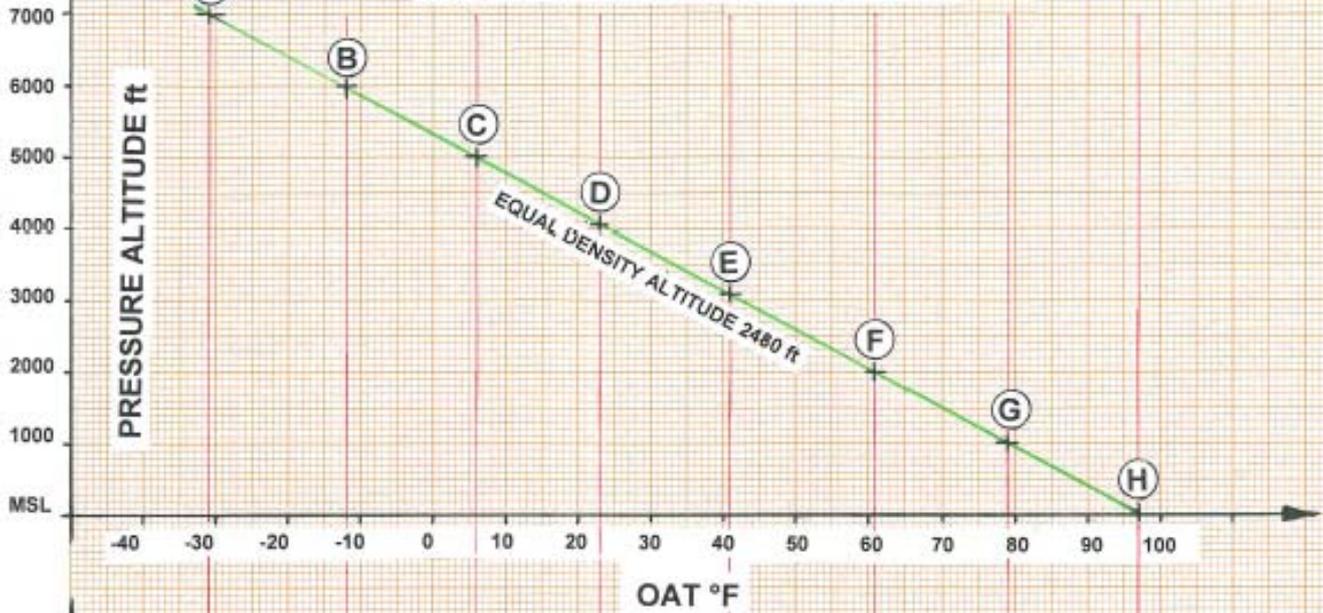
DENSITY ALTITUDE VERSUS RELATIVE HORSE POWER (%)

(STANDARD TEMPERATURE – 0% HUMIDITY)

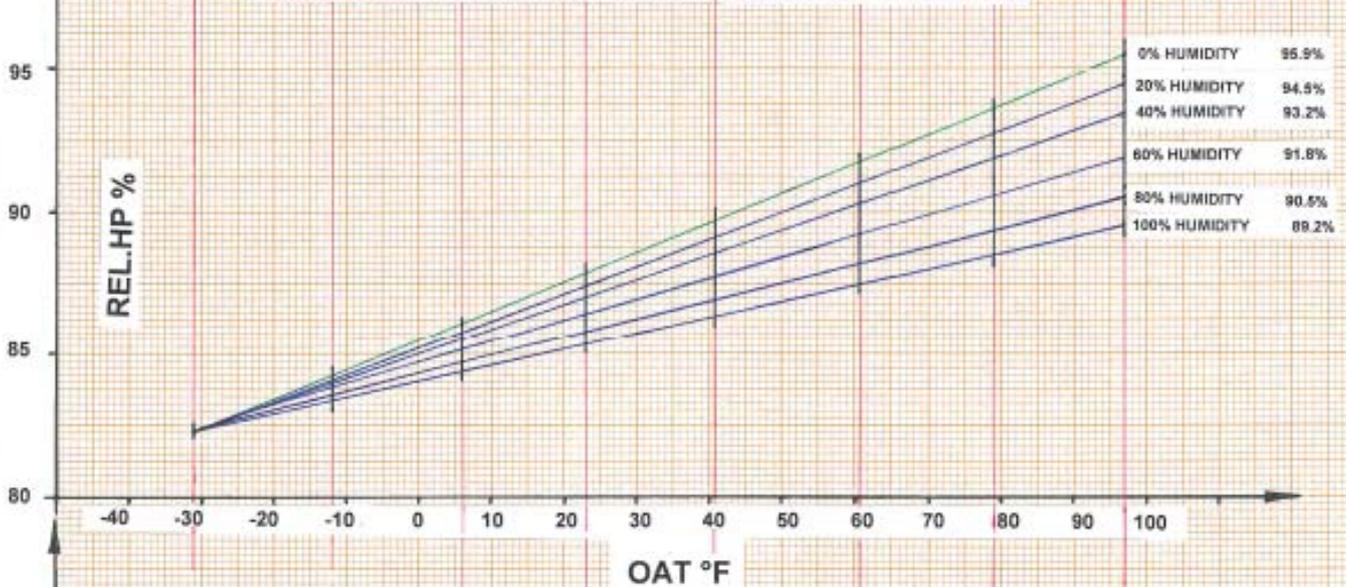


PA - 181 DIAGRAMS No 3/4/5
EQUAL DENSITY ALTITUDES (93% REL.DENSITY) AT 0% HUMIDITY

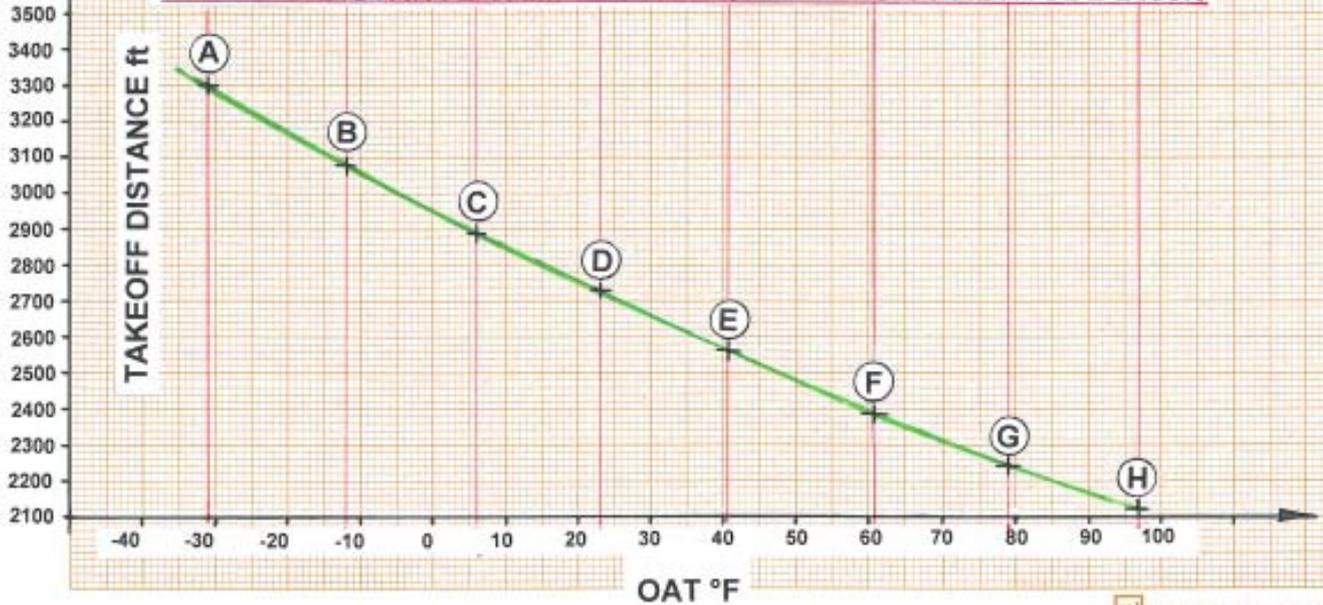
SAMPLES A B C D E F G H



REL. HP % AT EQUAL DENSITY ALTITUDE 2480 ft



TAKEOFF DISTANCE SAMPLES AT EQUAL DENSITY ALTITUDE 2480ft



SAMPLE 1

Engine Tuner's Calculator

Elevation	<input checked="" type="radio"/> feet <input type="radio"/> meters	0
Air Temperature	<input checked="" type="radio"/> deg F <input type="radio"/> deg C	15
Altimeter Setting	<input checked="" type="radio"/> inches Hg <input type="radio"/> hPa	1013.25
Relative Humidity		0 %

Relative Horsepower	104.9 % x FACTOR	0.953269 = 100.07%
Dyno Correction Factor	0.953	
Air Density	0.0765 lb/ft3	1.225 kg/m3
Density Altitude	0 feet	0 meters
Relative Density	100 %	
Virtual Temperature	59 deg F	15 deg C
Absolute Air Pressure	29.92 inches Hg	1013.25 hPa
Vapor Pressure	0 inches Hg	0 hPa

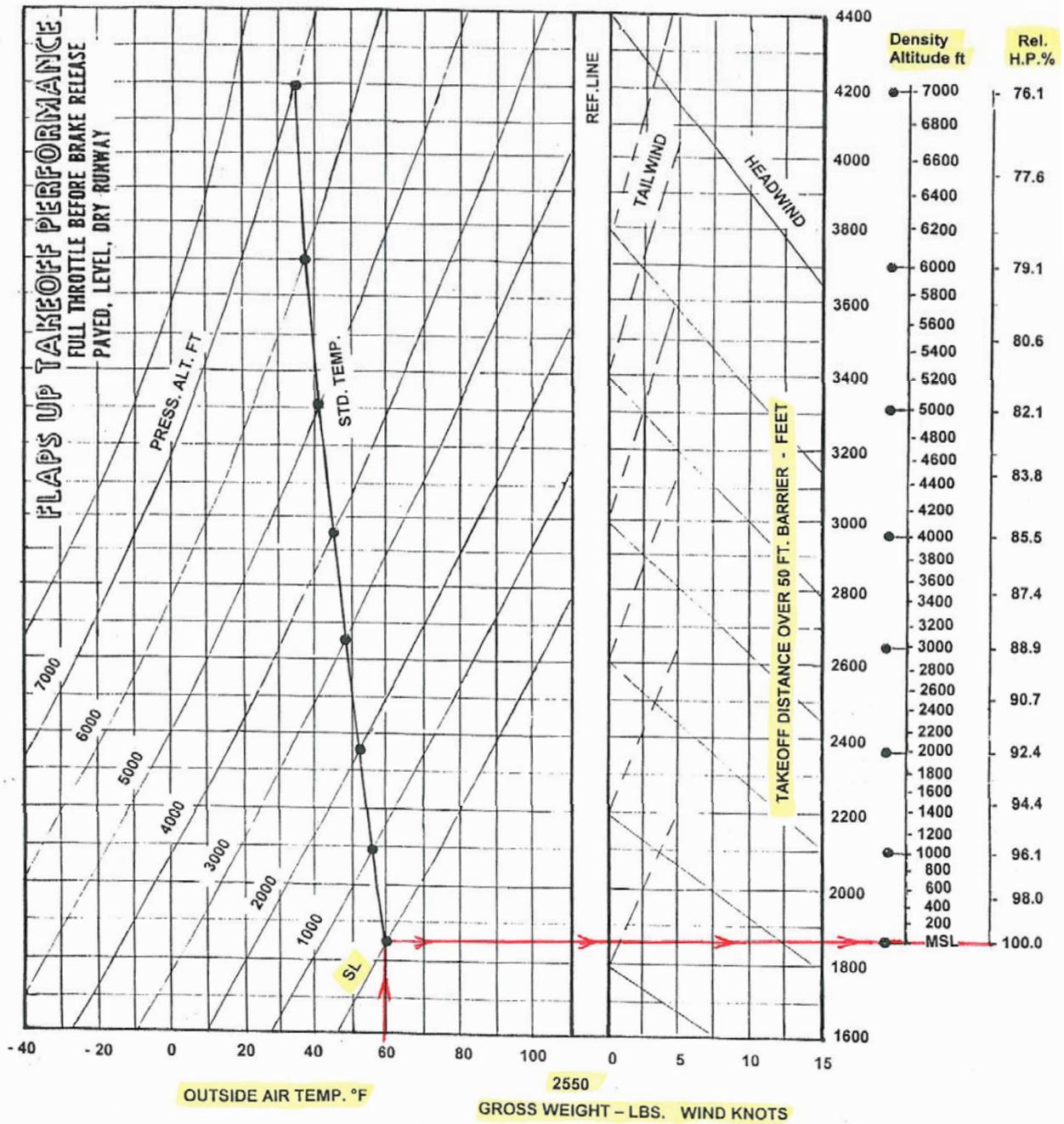
Copyright 1998-2010, [Richard Shelquist](#)

1. Present Weather Condition must be on Hand.
2. Find Pressure Altitude
3. Take Pressure Altitude and find Takeoff Distance in Piper Diagram (Seite 43)
4. Wind Correction as required!

Takeoff Distance = 1870 ft

Note:

Be aware Humidity is 0%
Relative Horse Power Scale only applicable at Standard Temperatures and 0% Humidity



SAMPLE 2

Engine Tuner's Calculator			
Elevation	<input checked="" type="radio"/> feet	<input type="radio"/> meters	3500
Air Temperature	<input checked="" type="radio"/> deg F	<input checked="" type="radio"/> deg C	30 = 86°F
Altimeter Setting	<input checked="" type="radio"/> inches Hg	<input checked="" type="radio"/> hPa	998.0
Relative Humidity			0 %
<input type="button" value="Calculate"/> <input type="button" value="Reset"/>			
Relative Horsepower	86.1	% x FACTOR	0.933289 = 80.0 %
Dyno Correction Factor	1.162		
Air Density	0.063	lb/ft3	1.0087 kg/m3
Density Altitude	6493	feet	1979 meters
Relative Density	82.3	%	
Virtual Temperature	86	deg F	30 deg C
Absolute Air Pressure	25.92	inches Hg	877.76 hPa
Vapor Pressure	0	inches Hg	0 hPa
Copyright 1998-2010, Richard Shelquist			

1. Present Weather Condition must be on Hand.
2. Insert Data in Calculator and calculate.
3. Density Altitude is now corrected for OAT/Pressure Relation and Humidity!
4. Take Density Figure and find Takeoff Distance in modified Piper Diagram (Seite 45)
5. Wind Correction as required!

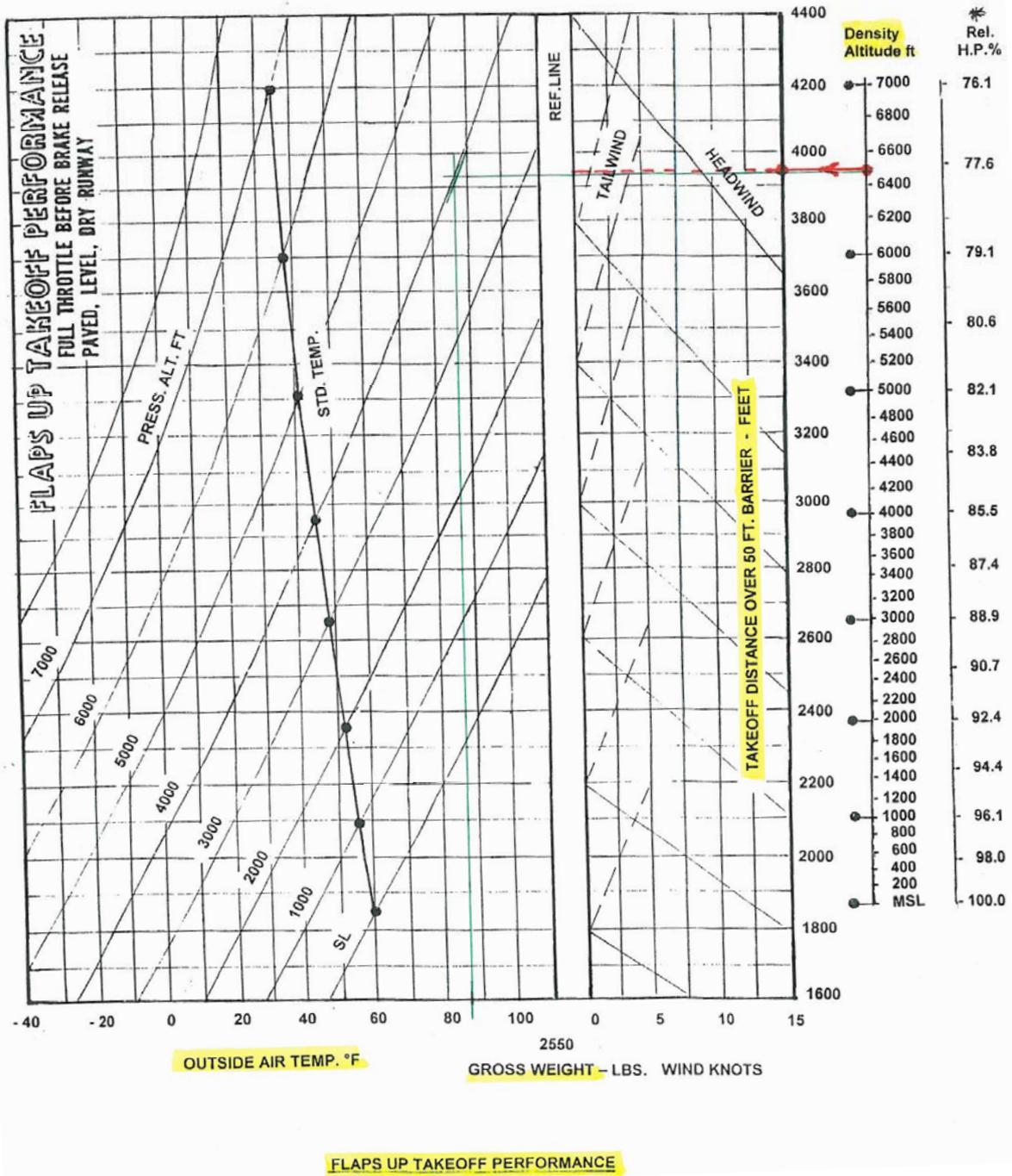
Takeoff Distance = 3940 ft

Note:

In this Sample (0% Humidity) once You know the Pressure Altitude, Piper Diagram can be use as intended for! But remember High Pressure Altitudes with low OAT's are critical and Diagram does not take this matter in account!!!

Relative Horse Power Figure is a good hint for such a long Takeoff Distance!!!

Relative Horse Power Scale only applicable at Standard Temperatures and 0% Humidity!



SAMPLE 3

Engine Tuner's Calculator			
Elevation	<input checked="" type="radio"/> feet	<input type="radio"/> meters	3500
Air Temperature	<input type="radio"/> deg F	<input checked="" type="radio"/> deg C	30 = 86°F
Altimeter Setting	<input type="radio"/> inches Hg	<input checked="" type="radio"/> hPa	998.0
Relative Humidity			100 %
<input type="button" value="Calculate"/> <input type="button" value="Reset"/>			
Relative Horsepower	81.3	% × FACTOR	0.953289 = 77.5%
Dyno Correction Factor	1.23		
Air Density	0.0618	lb/ft3	0.9903 kg/m3
Density Altitude	7094	feet	2162 meters
Relative Density	80.8	%	
Virtual Temperature	96.2	deg F	35.6 deg C
Absolute Air Pressure	25.92	inches Hg	877.76 hPa
Vapor Pressure	1.253	inches Hg	42.4298 hPa
Copyright 1998-2010, Richard Shelquist			

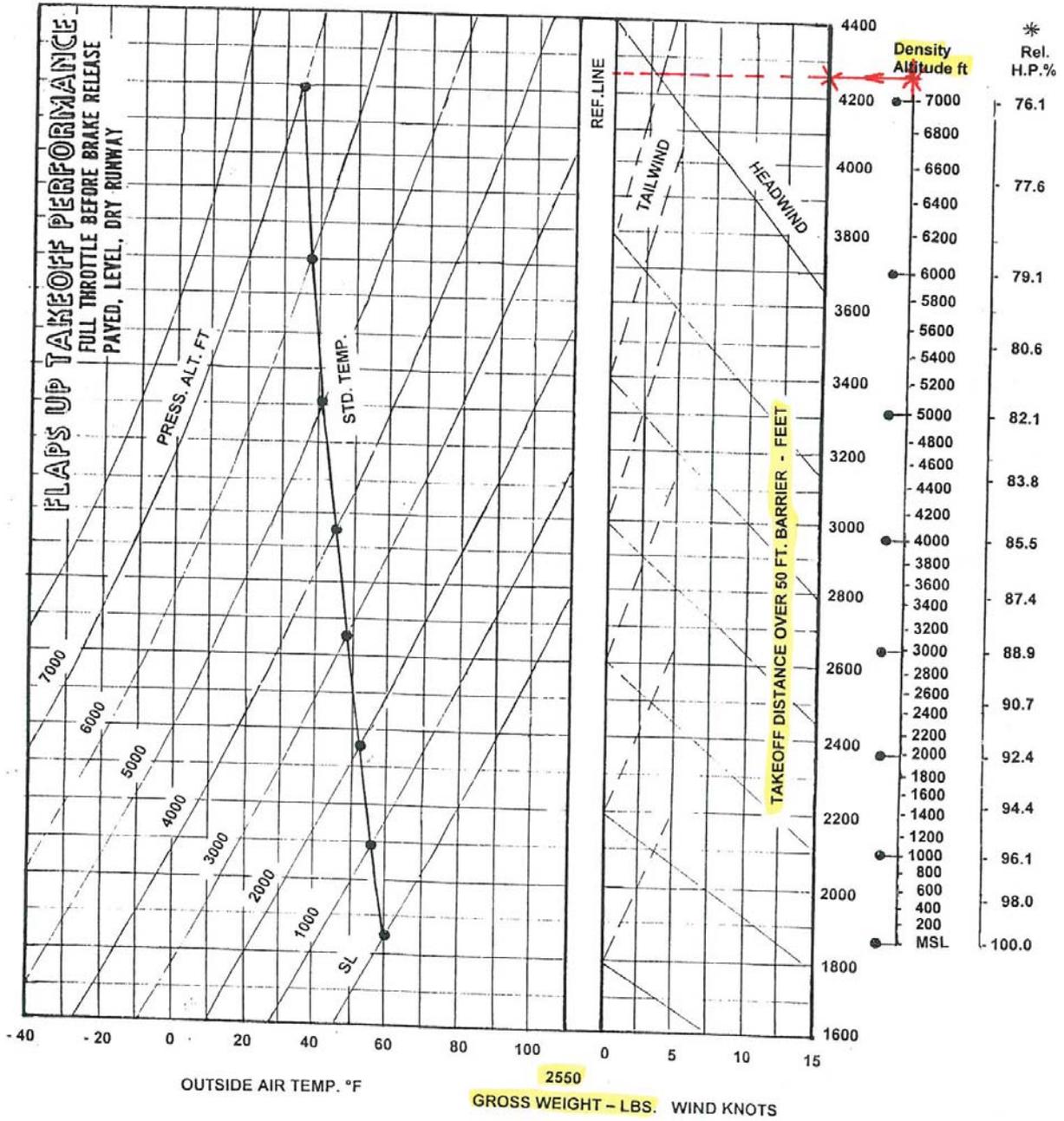
1. Present Weather Condition must be on Hand.
2. Insert Data in Calculator and calculate.
3. Density Altitude is now corrected for OAT/Pressure Relation and Humidity!
4. Take Density Figure and find Takeoff Distance in modified Piper Diagram (Seite 47)
5. Wind Correction as required!

Takeoff Distance = 4260 ft

Note:

Relative Horse Power Figure is a good hint for such a long Takeoff Distance!!!
Relative Horse Power Scale only applicable at Standard Temperatures and 0% Humidity

SAMPLE 3



SAMPLE - CESSNA 172 S

VORWORT:

A. Verfahren mit Shelquist Calculator:

(siehe Sample 1)

Pressure Altitude ermitteln -. Diese wird in den POH Tabellen benötigt.

- **Shelquist Calculator** verwenden.

Verwendung von selbst entwickelte Tabellen:

- **Table II:** Gibt eine Übersicht in wie weit die Luftfeuchtigkeit seitens der Bauvorschriften berücksichtigt ist.
- **Table III:** Die C 172S Original POH Tabelle wurde mit der Humidity und Density Spalte erweitert.

B. Verfahren ohne Shelquist Calculator:

(siehe Sample 2/3)

Pressure Altitude ermitteln – diese wird in den den POH Tabellen benötigt

Verwendung von selbst entwickelte Tabellen:

- **Tabelle I:** Wurde mit dem Calculator entwickelt und ist allgemein auch für andere Muster verwendbar!
- **Tabelle II:** Gibt eine Übersicht in wie weit die Luftfeuchtigkeit seitens der Bauvorschriften berücksichtigt ist.
- **Tabelle III:** Die C 172S Original POH Tabelle wurde mit der Humidity und Density Spalte erweitert.

Nun zur eigentlichen Vorbereitung für die Flugplanung:

Anmerkung:

Nachstehend angeführte **Verfahren sind nur ein Teil der Flugplanung** und **reduzieren sich auf die Einflüsse der Flugeistung** (Takeoff Distance und Climb)!!!

A. Erfassen der Daten:

1. Airport Specifics
2. Climbout Route
3. Weather Condition
4. Pressure Altitude
5. Indented Gross Weight

B. Entscheidung mit welchem Verfahren die Berechnungen erfolgen soll:

- Verfahren A – mit Calculator
- Verfahren B – ohne Calculator

Verfahren A bestimmt die Density Altitude allerdings genauer!!!

C. Verfahren A:

Calculator, Tabelle II und III bereithalten. Relevante Daten erfassen.

Ermittlung der Density Altitude (und Relative Horse Power nur als interessante Info):

- a. Daten in den Calculator eingeben (Field Elevation, OAT, QNH und relative Feuchtigkeit).
- b. Density Altitude und Relative Horse Power ermitteln.
- c. Pressure Altitude mit Bordinstrumentierung ermitteln (für Tabelle II und III notwendig).
- d. In der Tabelle II feststellen ob die Feuchtigkeit unter der des Tabellenwertes liegt, wenn ja mit ermittelter Density Altitude Takeoff Distance in der POH Tabelle III bestimmen. Ist die Feuchtigkeit höher als wie in der POH Tabelle III angenommen. Passende Density Altitude heraus suchen (nächst höhere) und zur Bestimmung verwenden.
- e. **Siehe Sample 1.**

D. Verfahren B:

Tabellen I, II und III bereithalten. Relevante Daten (QNH,OAT und Rel.Humidity Field Elevation) erfassen.

- a. Pressure Altitude mit Bordinstrumentierung ermitteln.
- b. In der Tabelle I Density Altitude und Relative Horse Power bestimmen. Wenn keine Deckung direkt gegeben ist immer nächst höhere OAT und Humidity Spalte verwenden!!!
- c. In der Tabelle II feststellen ob die Feuchtigkeit unter der des Tabellenwertes liegt, wenn ja mit ermittelter OAT und Density Altitude Takeoff Distance in der POH Tabelle bestimmen.
Ist die Feuchtigkeit höher als wie in der POH Tabelle III angenommen. Passende Density Altitude heraus suchen (nächst höhere) und zur Bestimmung verwenden.
- d. **Siehe Samples 2/3.**

C 172S SAMPLE 1

Engine Tuner's Calculator			
Elevation	<input checked="" type="radio"/> feet	<input type="radio"/> meters	2000
Air Temperature	<input checked="" type="radio"/> deg F	<input type="radio"/> deg C	60
Altimeter Setting	<input type="radio"/> inches Hg	<input checked="" type="radio"/> hPa	1013.25
Relative Humidity			80 %
<input type="button" value="Calculate"/> <input type="button" value="Reset"/>			
Relative Horsepower	94.5 %	<i>= ICAO 90.0%</i>	
Dyno Correction Factor	1.059		
Air Density	0.0706 lb/ft ³	1.1304	kg/m ³
Density Altitude	2722 feet	830	meters
Relative Density	92.3 %		
Virtual Temperature	63 deg F	17.2	deg C
Absolute Air Pressure	27.82 inches Hg	942.14	hPa
Vapor Pressure	0.4173 inches Hg	14.1304	hPa
Copyright 1998-2010, Richard Shelquist			

Verfahren A

Calculator, Tabelle II und III bereithalten. Relevante Daten erfassen.

Ermittlung der Density Altitude (und Relative Horse Power allerdings nur als interessante Info):

- a. Daten in den Calculator eingeben (Field Elevation, OAT, QNH und relative Feuchtigkeit)
- b. Density Altitude und Relative Horse Power ermitteln (siehe Calculator)
- c. Pressure Altitude mit Bordinstrumentierung ermitteln (für Tabelle III notwendig) In diesem Sample ist die Elevation 2000ft bei QNH 1013.25hPa gleich Pressure Altitude!
- d. In der Tabelle II feststellen ob die Feuchtigkeit unter der des Tabellenwertes liegt. 80% ist von der Tabelle nicht abgedeckt!!! Passende Density Altitude und Takeoff Distance in der Tabelle bestimmen. Interpolation der Takeoff Distances von 10°C und 20°C unter Berücksichtigung der tatsächlichen Temperatur 15,5°C ergibt

1970ft!!!

C 172S SAMPLE 1

2000FT PRESSURE ALTITUDE / 100% RPM

TABLE I

0% Humidity (STANDARD TEMPERATURE 11°C)						
0 °F -23.3 °C	0°F -17.7°C	20°F -6.6°C	40°F 4.4°C	60°F 15.6°C	80°F 26.6 °C	100°F 37.7°C
99.8% -2407 FT	98.4% -1639 FT	96.0% -176 FT	93.8% 1201 FT	91.7% 2524 FT	89.6% 3786 FT	87.8% 4992 FT
20% Humidity						
99.8% -2404 FT	98.4% -1639 FT	95.9% -166 FT	93.6% 1224 FT	91.2% 2572 FT	88.8% 3879 FT	86.3% 5165 FT
40% Humidity						
99.8% -2401 Ft	98.4% -1630 FT	95.9% -156 FT	93.4% 1247 FT	90.8% 2619 FT	88.0% 3973 FT	84.9% 5339 FT
60% Humidity						
99.7% -2399 FT	98.3% -1626 FT	95.8% -145 FT	93.2% 1269 FT	90.4% 2667 FT	87.3% 4066 FT	84.5% 5513 FT
80% Humidity						
99.7% -2396 FT	98.3% -1622 FT	95.7% -135 FT	93.0% 1292 FT	90.0% 2714 FT	86.5% 4160 FT	82.1% 5688 FT
100% Humidity						
99.7% -2393 FT	98.2% -1617 FT	95.6% -125 FT	92.8% 1315 FT	89.7% 2762 FT	85.8% 4254 FT	80.7% 5864 FT

PRESSURE ALTITUDE / OAT versus RELATIVE HUMIDITY

TABLE II

FAR 23 / JAR 23 CERTIFICATION REQUIREMENT FOR TAKEOFF DISTANCES

PRESSURE ALTITUDE															
MSL		1000 FT		2000 FT		3000 FT		4000 FT		5000 FT		6000 FT		7000 FT	
°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %
-50	80	-50	80	-50	80	-50	80	-50	80	-50	80	-50	80	-50	80
15		13		11.1		9.1		7.2		5.8		3.3		0.8	
20	72.0	18	74.0	16.1	72.0	14.1	71.5	12.2	72.0	10.8	73.1	8.3	72.5	5.8	71.5
25	63.5	23	64.0	21.1	64.0	19.1	62.5	17.2	64.0	15.8	67.0	13.3	64.8	10.8	63.5
30	55.5	28	56.0	26.1	56.5	24.1	53.5	22.2	56.6	20.8	55.1	18.3	57.0	15.8	55.5
35	47.5	33	48.2	31.1	48.5	29.1	45.2	27.2	47.8	25.8	48.6	23.3	49.3	20.8	47.5
40	39.0	38	40.2	36.1	40.5	34.1	36.5	32.2	40.0	30.8	42.0	28.3	41.5	25.8	39.0
45	34.0	41	34.0	39.1	34.0	37.1	34.0	35.2	34.0	33.8	34.0	33.3	34.0	28.8	34.0

C 172S SAMPLE 1

TABLE III

CESSNA 172S SHORT FIELD TAKEOFF DISTANCES AT 2550 POUNDS
(POH Figure 5 - 5 - extended to include Density Altitude for given FAR 23 Humidity Figures)

CONDITIONS:

Flaps 10°
Full Throttle Prior to Brake Release
Paved, level, dry runway
Zero Wind
Lift Off: 51 KIAS
Speed at 50 Ft: 56 KIAS

Press Alt in Feet	0°C						10°C				15.5°C				20°C				30°C				40°C			
	Std Temp °C	Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft	Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft	Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft	Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft	Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft	Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft	
S.L.	15	860	1465	80	-1775	925	1575	80	-447	995	1690	72	825	1070	1810	55	2154	1150	1945	39	3561					
1000	13	940	1600	80	-524	1010	1720	80	769	1090	1850	68	2024	1170	1990	53	3236	1260	2135	34	4350					
2000	11	1025	1755	80	725	1110	1890	80	2010	1195	2035	65	3247	1285	2190	49	4439	1380	2355	34	5568					
3000	9	1125	1925	80	1972	1215	2080	80	3249	1310	2240	62	4469	1410	2420	47	5651	1515	2605	34	6784					
4000	7	2120	2120	80	3218	1335	2295	75	4477	1440	2480	58	5684	1550	2685	43	6849	1660	2880	34	7999					
5000	5	1355	2345	80	4461	1465	2545	73	5708	1585	2755	56	6894	1705	2975	40	8049	1825	3205	34	9212					
6000	3	1495	2605	80	5702	1615	2830	69	6933	1745	3075	53	8118	1875	3320	38	9253	2010	3585	34	10423					
7000	2	1645	2910	80	6942	1785	3170	65	8156	1920	3440	48	9323	2065	3730	34	10442	2215	4045	34	11632					

NOTES:

1. Short field technique as specified in Section 4.
2. Prior to takeoff from fields above 3000 feet elevation, the mixture should be leaned to give maximum RPM in a full throttle, static runup.
3. Decrease distances 10% for each 9 knots headwind. For operation with tail winds up to 10 knots, increase distances by 10% for each 2 knots.
4. For operation on dry, grass runway, increase distances by 15% of the "ground roll" figure.

C 172S SAMPLE 2

Engine Tuner's Calculator			
Elevation	<input checked="" type="radio"/> feet	<input type="radio"/> meters	3000
Air Temperature	<input checked="" type="radio"/> deg F	<input type="radio"/> deg C	40
Altimeter Setting	<input type="radio"/> inches Hg	<input checked="" type="radio"/> hPa	1013.25
Relative Humidity			60 %
<input type="button" value="Calculate"/> <input type="button" value="Reset"/>			
Relative Horsepower	93.6 %	= ICAO 89.2%	
Dyno Correction Factor	1.068		
Air Density	0.071 lb/ft ³	1.1373	kg/m ³
Density Altitude	2518 feet	767	meters
Relative Density	92.8 %		
Virtual Temperature	41 deg F	5	deg C
Absolute Air Pressure	26.82 inches Hg	908.13	hPa
Vapor Pressure	0.1486 inches Hg	5.0323	hPa
Copyright 1998-2010, Richard Shelquist			

Verfahren B:

Tabellen I, II und III bereithalten. Relevante Daten (QNH,OAT,Rel.Humidity und Field Elevation) erfassen.

- a. Pressure Altitude mit Bordinstrumentierung ermitteln.
- b. In der Tabelle I Density Altitude und Relative Horse Power bestimmen. Wenn keine Deckung direkt gegeben ist, immer nächst höhere OAT und Humidity Spalte verwenden!!!

Ergibt: 89.2% Power und 2512ft!!!

- c. In der Tabelle II feststellen ob die Feuchtigkeit unter der des Tabellenwertes liegt, wenn ja mit ermittelter OAT und Density Altitude die Takeoff Distance in der POH Tabelle III bestimmen.

Ermittelte Feuchtigkeit ist 40%, somit direkt zur Tabelle III.

Interpolation der Takeoff Distances von 0°C und 10°C ergibt unter Berücksichtigung der OAT

1993ft!!!

C 172S SAMPLE 2

3000FT / PRESSURE ALTITUDE / 100% RPM

TABLE I

0% Humidity (STANDARD TEMPERATURE 9°C)						
-10°F -23.3°C	0°F -17.7°C	20°F -6.6°C	40°F 4.4°C	60°F 15.5°C	80°F 26.6°C	100°F 37.7°C
95.6 -1149 FT	94.2% -374 FT	94.0% -227 FT	89.9% 2442 FT	87.8% 3754 FT	85.9% 5005 FT	84.0% 6200 FT
20% Humidity						
95.5% -1134 FT	94.2% -369 FT	94.0% -222 FT	89.7 FT 2465 FT	87.4% 3803 FT	85.1% 5101 FT	82.7% 6378 FT
40% Humidity						
95.5% -1134 FT	94.2% -365 FT	93.9% -217 FT	89.4% 2489 FT	87.0% 3851 FT	84.3% 5197 FT	81.3% 6557 FT
60% Humidity						
95.5% -1132 FT	94.1% -361 FT	93.9% -212 FT	89.2% 2512 FT	86.6% 3900 FT	83.6% 5293 FT	79.8% 6737 FT
80% Humidity						
95.5% -1129 FT	94.1% -356 FT	93.8% -208 FT	89.0% 2535 FT	86.1% 3949 FT	82.8% 5390 FT	78.5% 6917 FT
100% Humidity						
95.4% -1126 FT	94.9% -352 FT	93.8% -203%	88.8% 2559 FT	85.8% 4006 FT	82.0% 5486 FT	77.2% 7098 FT

PRESSURE ALTITUDE / OAT versus RELATIVE HUMIDITY

TABLE II

FAR 23 / JAR 23 CERTIFICATION REQUIREMENT FOR TAKEOFF DISTANCES

PRESSURE ALTITUDE															
MSL		1000 FT		2000 FT		3000 FT		4000 FT		5000 FT		6000 FT		7000 FT	
°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %
-50	80	-50	80	-50	80	-50	80	-50	80	-50	80	-50	80	-50	80
15		13		11.1		9.1		7.2		5.8		3.3		0.8	
20	72.0	18	74.0	16.1	72.0	14.1	71.5	12.2	72.0	10.8	73.1	8.3	72.5	5.8	71.5
25	63.5	23	64.0	21.1	64.0	19.1	62.5	17.2	64.0	15.8	67.0	13.3	64.8	10.8	63.5
30	55.5	28	56.0	26.1	56.5	24.1	53.5	22.2	56.8	20.8	55.1	18.3	57.0	15.8	55.5
35	47.5	33	48.2	31.1	48.5	29.1	45.2	27.2	47.8	25.8	48.6	23.3	49.3	20.8	47.5
40	39.0	38	40.2	36.1	40.5	34.1	36.5	32.2	40.0	30.8	42.0	28.3	41.5	25.8	39.0
45	34.0	41	34.0	39.1	34.0	37.1	34.0	35.2	34.0	33.8	34.0	33.3	34.0	28.8	34.0

C 172S SAMPLE 2

TABLE III
CESSNA 172S SHORT FIELD TAKEOFF DISTANCES AT 2550 POUNDS
 (POH Figure 5 – 5 - extended to include Density Altitude for given FAR 23 Humidity Figures)

CONDITIONS:

- Flaps 10°
- Full Throttle Prior to Brake Release
- Paved, level, dry runway
- Zero Wind
- Lift Off: 51 KIAS
- Speed at 50Ft: 56 KIAS

Press Alt in Feet	Std Temp °C	0°C				4.4°C				10°C				20°C				30°C				40°C			
		Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft	Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft	Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft	Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft	Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft	Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft
S.L.	15	860	1465	80	-1775	925	1575	80	-447	995	1690	72	825	1070	1810	55	2154	1150	1945	39	3561	1150	1945	39	3561
1000	13	940	1600	80	-524	1010	1720	80	769	1090	1850	68	2024	1170	1990	53	3236	1260	2135	34	4350	1260	2135	34	4350
2000	11	1025	1755	80	725	1110	1890	80	2010	1195	2035	65	3247	1285	2190	49	4439	1380	2355	34	5568	1380	2355	34	5568
3000	9	1125	1925	80	1972	1215	2080	80	3249	1310	2240	62	4469	1410	2420	47	5651	1515	2605	34	6784	1515	2605	34	6784
4000	7	2120	2120	80	3218	1335	2295	75	4477	1440	2480	58	5684	1550	2685	43	6849	1660	2880	34	7999	1660	2880	34	7999
5000	5	1355	2345	80	4461	1465	2545	73	5708	1585	2755	56	6894	1705	2975	40	8049	1825	3205	34	9212	1825	3205	34	9212
6000	3	1495	2605	80	5702	1615	2830	69	6933	1745	3075	53	8118	1875	3320	38	9253	2010	3585	34	10423	2010	3585	34	10423
7000	2	1645	2910	80	6942	1785	3170	65	8156	1920	3440	48	9323	2065	3730	34	10442	2215	4045	34	11632	2215	4045	34	11632

NOTES:

1. Short field technique as specified in Section 4.
2. Prior to takeoff from fields above 3000 feet elevation, the mixture should be leaned to give maximum RPM in a full throttle, static runup.
3. Decrease distances 10% for each 9 knots headwind. For operation with tail winds up to 10 knots, increase distances by 10% for each 2 knots.
4. For operation on dry, grass runway, increase distances by 15% of the "ground roll" figure.

C 172S SAMPLE 3

Engine Tuner's Calculator

Elevation	<input checked="" type="radio"/> feet <input type="radio"/> meters	3000	
Air Temperature	<input checked="" type="radio"/> deg F <input type="radio"/> deg C	90	
Altimeter Setting	<input type="radio"/> inches Hg <input checked="" type="radio"/> hPa	1013.25	
Relative Humidity		95	%

Relative Horsepower	84	%	<i>≠ ICAO 80.0%</i>
Dyno Correction Factor	1.191		
Air Density	0.0634	lb/ft ³	1.0163 kg/m ³
Density Altitude	6248	feet	1904 meters
Relative Density	83	%	
Virtual Temperature	100.7	deg F	38.1 deg C
Absolute Air Pressure	26.82	inches Hg	908.13 hPa
Vapor Pressure	1.3508	inches Hg	45.744 hPa

Copyright 1998-2010, [Richard Shelquist](#)

Verfahren B:

Tabellen I, II und III bereithalten. Relevante Daten (QNH,OAT, Rel. Humidity und Field Elevation erfassen.

- a. Pressure Altitude mit Bordinstrumentierung ermitteln.
- b. In der Tabelle I Density Altitude und Relative Horse Power bestimmen. Wenn Deckung nicht direkt gegeben ist, immer nächst höhere OAT und Humidity Spalte verwenden!!! In der 100% Spalte für 95% Humidity die Density Altitude und Rel.Horse Power mittels interpolieren ermitteln.

80.8% Power at 6694ft

- c. In der Tabelle feststellen ob die Feuchtigkeit unter der des Tabellenwertes liegt. Wert ist höher!!! Zur Sicherheit soll jetzt die höhere Temperatur Spalte von 40°C und mit Density Altitude von 6784ft genommen werden. Die Takeoff Distance ist:

2605ft!!!

C 172S SAMPLE 3

3000FT / PRESSURE ALTITUDE / 100% RPM

TABLE I

0% Humidity (STANDARD TEMPERATURE 9°C)						
-10°F -23.3 °C	0°F -17.7°C	20°F -6.6°C	40°F 4.4°C	60°F 15.5°C	80°F 26.6°C	100°F 37.7°C
95.6 -1149 FT	94.2% -374 FT	94.0% -227 FT	89.9% 2442 FT	87.8% 3754 FT	85.9% 5005 FT	84.0% 6200 FT
20% Humidity						
95.5% -1134 FT	94.2% -369 FT	94.0% -222 FT	89.7 FT 2465 FT	87.4% 3803 FT	85.1% 5101 FT	82.7% 6378 FT
40% Humidity						
95.5% -1134 FT	94.2% -365 FT	93.9% -217 FT	89.4% 2489 FT	87.0% 3851 FT	84.3% 5197 FT	81.3% 6557 FT
60% Humidity						
95.5% -1132 FT	94.1% -361 FT	93.9% -212 FT	89.2% 2512 FT	86.6% 3900 FT	83.6% 5293 FT	79.8% 6737 FT
80% Humidity						
95.5% -1129 FT	94.1% -356 FT	93.8% -208 FT	89.0% 2535 FT	86.1% 3949 FT	82.8% 5390 FT	78.5% 6917 FT
100% Humidity						
95.4% -1126 FT	94.9% -352 FT	93.8% -203%	88.8% 2559 FT	85.8% 4006 FT	82.0% 5486 FT	77.2% 7098 FT

PRESSURE ALTITUDE / OAT versus RELATIVE HUMIDITY

TABLE II

FAR 23 / JAR 23 CERTIFICATION REQUIREMENT FOR TAKEOFF DISTANCES

PRESSURE ALTITUDE															
MSL		1000 FT		2000 FT		3000 FT		4000 FT		5000 FT		6000 FT		7000 FT	
°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %	°C	RELATIVE HUMIDITY %
-50	80	-50	80	-50	80	-50	80	-50	80	-50	80	-50	80	-50	80
15		13		11.1		9.1		7.2		5.8		3.3		0.8	
20	72.0	18	74.0	16.1	72.0	14.1	71.5	12.2	72.0	10.8	73.1	8.3	72.5	5.8	71.5
25	63.5	23	64.0	21.1	64.0	19.1	62.5	17.2	64.0	15.8	67.0	13.3	64.8	10.8	63.5
30	55.5	28	56.0	26.1	56.5	24.1	53.5	22.2	56.5	20.8	55.1	18.3	57.0	15.8	55.5
35	47.5	33	48.2	31.1	48.5	29.1	45.2	27.2	47.8	25.8	48.6	23.3	49.3	20.8	47.5
40	39.0	38	40.2	36.1	40.5	34.1	36.5	32.2	40.0	30.8	42.0	28.3	41.5	25.8	39.0
45	34.0	41	34.0	39.1	34.0	37.1	34.0	35.2	34.0	33.8	34.0	33.3	34.0	28.8	34.0

C 172S SAMPLE 3

TABLE III
CESSNA 172S SHORT FIELD TAKEOFF DISTANCES AT 2550 POUNDS
 (POH Figure 5 – 5 - extended to include Density Altitude for given FAR 23 Humidity Figures)

CONDITIONS:
 Flaps 10°
 Full Throttle Prior to Brake Release
 Paved, level, dry runway
 Zero Wind
 Lift Off: 51 KIAS
 Speed at 50Ft: 56 KIAS

Press Alt in Feet	0°C						10°C						20°C						30°C						40°C					
	Std Temp °C	Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft	Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft	Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft	Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft	Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft	Grnd Roll Ft	Total Ft To clear 50 Ft Obst	FAR 23 Humidity %	Density Altitude Ft					
S.L.	15	860	1465	80	-1775	925	1575	80	-447	995	1690	72	825	1070	1810	55	2154	1150	1945	39	3561	1150	1945	39	3561					
1000	13	940	1600	80	-524	1010	1720	80	769	1090	1850	68	2024	1170	1990	53	3236	1260	2135	34	4350	1260	2135	34	4350					
2000	11	1025	1755	80	725	1110	1890	80	2010	1195	2035	65	3247	1285	2190	49	4439	1380	2355	34	5568	1380	2355	34	5568					
3000	9	1125	1925	80	1972	1215	2080	80	3249	1310	2240	62	4469	1410	2420	47	5651	1515	2605	34	6784	1515	2605	34	6784					
4000	7	2120	2120	80	3218	1335	2295	75	4477	1440	2480	58	5684	1550	2685	43	6849	1660	2880	34	7999	1660	2880	34	7999					
5000	5	1355	2345	80	4461	1465	2545	73	5708	1585	2755	56	6894	1705	2975	40	8049	1825	3205	34	9212	1825	3205	34	9212					
6000	3	1495	2605	80	5702	1615	2830	69	6933	1745	3075	53	8118	1875	3320	38	9253	2010	3585	34	10423	2010	3585	34	10423					
7000	2	1645	2910	80	6942	1785	3170	65	8156	1920	3440	48	9323	2065	3730	34	10442	2215	4045	34	11632	2215	4045	34	11632					

NOTES:

1. Short field technique as specified in Section 4.
2. Prior to takeoff from fields above 3000 feet elevation, the mixture should be leaned to give maximum RPM in a full throttle, static runup.
3. Decrease distances 10% for each 9 knots headwind. For operation with tail winds up to 10 knots, increase distances by 10% for each 2 knots.
4. For operation on dry, grass runway, increase distances by 15% of the "ground roll" figure.

5. EINIGE MERKSÄTZE IN BEZUG AUF LEISTUNGSMINDERNDE ATMOSPHERISCHE FAKTOREN:

(LFZ ausgerüstet mit 4Takt Motoren)

Diese Abschnitt soll die notwendige Berücksichtigung der **negativen Einflüsse auf die Luftgüte** in der Instandhaltung und im Flugbetrieb klarstellen!!!

A.) Allgemeine Merksätze - gültig für Fest- und Constant Speed Propeller:

Bevor auf die Merksätze in bezug auf die atmosphärischen Luftfaktoren eingegangen wird, noch schnell einige Anmerkungen die mit im Zusammenhang stehen.

Die volle Motorleistung kann nur mit normaler Öltemperatur erreicht werden!!

Motoren mit **Hydrauliklifter** im **Ventilantrieb** brauchen nach längerer Standzeit geraume Zeit bis sie gefüllt sind! Bei nicht vollständiger Füllung ist mit Leistungsverlust zu rechnen!!!

Nur ein sauber gehaltener Propeller kann die Motorleistung in Schub umsetzen!!!

Nun zu den eigentlichen Merksätzen:

- Bei Festpropeller Auslegungen ist nur bei trockener Luft und Temperaturanstieg eine lineare Drehzahl Erhöhung gegeben, jedoch eine Leistungsverminderung einhergehend!!!
- Der Einfluss der Feuchtigkeit auf die Verbrennung ist durch die Verminderung der zur Verbrennung notwendigen Sauerstoffmenge sehr nachteilig! Kann auf Grund der Propellerauslegung die Motordrehzahl nicht auf 100% gehalten werden, ist ein weiterer Verlust zu berücksichtigen! Nachstehende Ausführungen gehen auf diesen Umstand genauer ein.
- Eine Berücksichtigung der Feuchtigkeit soll je nach Bedingung auch in anderen einflussnehmenden Aspekten erfolgen! Auf alle noch möglichen Vereisungsgefahren wird in dieser Abhandlung nicht eingegangen!!!
- Der Einfluss der Feuchtigkeit auf die Flugleistungen ist normalerweise über ca 20°C kritisch und zu berücksichtigen!

- Leider wird in unseren AFM's auf die Feuchtigkeit auch im Steigflug nicht immer eingegangen! Nur den Warten ist im Maintenance Manual einiger Piper Modelle (ausgestattet mit Festpropeller), ein genaues Verfahren zur Ermittlung der Static RPM unter den gegebenen Umweltbedingungen zugänglich. Die angebotenen Diagramme sind sehr aufschlussreich und sollten auch dem Pilotenkreis zur Information für den Steigflug zugänglich sein!!!
- Zur Erinnerung das Diagramm Gramm Wasser in bezug auf die Lufttemperatur (bei Standard Luftdruck) sollte uns wirklich aufrütteln!!! Es muss uns ganz bewusst werden, dass bei großer Feuchtigkeit die Luftdichte nahezu gleich bleibt, aber der Qualitätsverlust die **Verbrennungsleistung des nicht aufgeladenen Otto Viertakt Motors bis zu 6% sehr vermindern kann!!!** Die aerodynamische Seite ist bis auf die Einwirkung über den Festpropeller auf den Motor zu vernachlässigen!!!
- Das Ausmaß an Luftfeuchtigkeit ist uns nicht so leicht zugänglich und sollte im Eigeninteresse bei bestimmten Umständen selbst ermittelt werden!
- Die Leistung des nicht aufgeladenen Otto Motors ist leider auch auf die Paarung der Pressure Altitude zur OAT von großer Bedeutung!!! Bei geringerem Umgebungsdruck ist die Füllung der Zylinder selbst bei guter Dichtehöhe schlechter! **Der Leistungsverlust kann den der Feuchtigkeit sogar um das doppelte übersteigen!!!**
Die Dichtehöhe muss daher unter Umständen mit zwei voneinander unabhängigen Faktoren in Bezug auf die Motorleistung bewertet werden!!!
- Je höher die OAT und der Umgebungsdruck, desto mehr Feuchtigkeit kann die Luft aufnehmen!!! Somit sinkt der Einfluss der Luftfeuchtigkeit mit zunehmender Höhe und sinkender Temperatur!!!
- Die Ermittlung der **Static RPM** in der **Instandhaltung** ist der **Power Verification** im **Flugbetrieb** gleich zusetzen!!! Der **eventuelle Windeinfluss** muss berücksichtigt werden, ansonsten die Ergebnisse verfälscht sind!!!
- Die unter den momentanen Bedingungen zu erwartende **Static RPM** muss in der **Flugvorbereitung** mit berücksichtigt werden!!!
- **Rolling Takeoffs** sind nicht ratsam, da sie eine normale Power Verification laut AFM verfälschen!!!

B.) – LFZ mit Festpropeller.

Der Grad des Leistungsverlustes ist durch die Kombination zweier Komponenten (Propeller und Motor) und dem Mischprodukt Aerodynamik am Propeller und dem Verbrennungszustand bestimmt! So kann die Luftdichte nahezu unverändert bei großem Feuchtigkeitsgehalt sein, aber der Bremsgrad einwirkend auf den Motor, der nun mit verminderter Leistung läuft (wegen schlechter Luftqualität), sich sofort durch einen Statik RPM Verlust (weniger Leistung) zeigen!!!

Oben angeführte Erklärung steht fürs erste im Widerspruch des Grundsatzes, dass bei schlechterer Dichte die Statik RPM eigentlich höher sein sollte, da aber nicht die Dichte schlechter, sondern nur die Qualität der Luft bei Feuchtigkeit schlechter wird, ist diese Unterscheidung zu berücksichtigen!!!

- **Take Off:**

Kleinere RPM bei hoher Luftfeuchtigkeit!!!
Weniger Leistung und längere Startstrecke!!!
Wird allerdings durch die neueren Bauvorschriften teilweise berücksichtigt!!!

- **Climb:**

Kleinere RPM bei hoher Luftfeuchtigkeit!!!
Weniger Steigleistung!!!
Leider gibt es keine AFM Tabellen für den Steigflug!!!

- **Cruise:**

Sofern noch eine Drehzahl Steigerung über den AFM Wert möglich ist, kann der Verlust in der Verbrennungsleistung durch höhere RPM kompensiert werden!

C.) – LFZ mit Constant Speed Propeller System:

(normal aspirated)

Der Verlust an Leistung durch Feuchtigkeit ist nur auf der Motorseite gegeben! Durch die Möglichkeit den Motor auf einer höheren Drehzahl zu halten, ist wie in den Diagrammen ersichtlich, eine wesentlich kleinere Einbusse gegeben!

Zur Erinnerung die Manifold Pressure Anzeige kann die Luftgüte nicht erkennen lassen!!! Somit sind weitere Berücksichtigungen wie Temperatur / OAT / Pressure Altitude und Luftfeuchtigkeit zu berücksichtigen! **AFM's mit Diagrammen für die Takeoff Distances berücksichtigen das eventuelle ungünstige Verhältnis von OAT und Pressure Altitude nicht!!1**

- **Take Off:**

Das Erreichen der Max RPM ist erst nach kurzen anrollen möglich! Die Startrollstrecke wird also auch etwas länger sein und die Motorleistung ist leicht vermindert (siehe Diagramme)!

- **Climb.**

Die Climb Leistung kann durch erhöhen der RPM oder des Manifold Pressures gehalten werden!!!

- **Cruise:**

Die Situation ist mit der Climb Bedingung vergleichbar! Eine Gemischanpassung ist jedoch bei den meisten Mustern notwendig!!!

D.) - LFZ mit Constant Speed Propeller System: (turbocharged)

Unabhängig der Turbolader Regelung hat die Luftfeuchtigkeit auch hier ihren negativen Einfluss!!! Bei der Kompression im Lader wird sich der Gehalt an Wasser nicht ändern!!! Die Kompressionswärme allerdings die relative Luftfeuchtigkeit verringert! Somit kann auch hier eine ähnliche Charakteristik gelten!!!

Moderne Dieselmotoren zeigen eine andere Charakteristik die sich mit einer Verminderung der Critical Altitude allerdings ohne Erkennbarkeit für den Piloten in seiner Triebwerksinstrumentierung!!!

E.) – LFZ mit Constant Speed Propeller System und FADEC:

Alle mit FADEC ausgerüsteten Motoren **haben keinen Feuchtigkeitssensor!** Der Leistungsverlust ist also nicht direkt angezeigt und kann daher nur durch die schlechtere Flugleistung indirekt abgeleitet werden!

ANHANG - INDEX:

- 1. SEGMENTS OF FLIGHT PROFILE**
- 2. EQUAL DENSITY ALTITUDE CALCULATOR SAMPLES (4ea) –
REFERENCE PAGE # 29 TABLE**
- 3. TABLE I – OAT/REL.HUMIDITY versus REL.HORSE POWER (Set of 4)**
- 4. TABLE II – FAR 23 / JAR 23 CERTIFICATION REQUIREMENTS FOR
TAKEOFF DISTANCES IN REGARD OF HUMIDITY**
- 5. TABLE III –C 172S POH Fig. 5 – 5 TAKEOFF DISTANCES (MODIFIED
WITH HUMIDITY and DENSITY ALTITUDE)**
- 6. FAA 23 – OAT versus RELATIVE HUMIDITY DIAGRAM**