

20. Technische Abkürzungen und deren Bedeutung

Begriff	Erklärung	Übliches Einheitenzeichen oder Formel
∂ (Alpha)	Anstellwinkel; Winkel zwischen der Profelsehne und der Anströmungsrichtung	
ε (Epsilon)	Gleitzahl	$Ca \div Cw$
λ (Lambda)	Flügelstreckung	$b^2 \div F$
a_0	Anstellwinkel mit Nullauftrieb	$^\circ$ (Grad)
A (Fläche)	Fläche senkrecht zur Kraft	m^2
A (Auftrieb)	$q = \text{Staudruck} = \rho \div 2 * V^2$ S = Bezugsfläche, hier Flügelfläche $ca = \text{Auftriebsbeiwert} = \text{Fkt von alpha}$ (Anstellwinkel) und Profilgeometrie	$A = ca \cdot q \cdot S$
A_F (Fallschirmfläche)	$m \approx \text{kg}; g \approx 9,81; p \approx 1,23; cw \approx 1,3;$ $v \text{ (km/h)} = (\sqrt{2 \cdot g \cdot h \text{ [in Meter]}}) \cdot 3,6$	$2 \cdot m \cdot g / v^2 \cdot p \cdot cw$
AWD / a	Anstellwinkel	$^\circ$ (Grad)
b	Spannweite / Tragflügelspannweite	m
c	Maximale Fluggeschwindigkeit	2,99792458e8 m/s
ca	Auftrieb geradeausflug in Newton (N)	$m \cdot g$
Ca	Auftriebsbeiwert	
CaE	Auftriebsbeiwert des besten Gleitens	
Cm	Momentbeiwert; Kennzahl für die am Profil auftretenden Drehmomente	
cmb	Camber / Wölbung	
Cm0	Nullmoment das bei Nullauftrieb auftretende Drehmoment am Profil	

Begriff	Erklärung	Übliches Einheitenzeichen oder Formel
Cw	Widerstandsbeiwert; dimensionslose Kennzahl für den Widerstand: 1,4 Fallschirm 1,1 Scheibe; 0,45 Kugel; 0,33 Halbkugel geschlossene Seite gegen die Anblasrichtung (1,33 offene Seite); 0,05 Tropfenform; 0,08 Flugzeugflügel	Cwr + Cwd
Cwd	Druckwiderstand	
Cwr	Reibungswiderstand	
d	Profildicke; Abstand zwischen Ober- und Unterkontur an der dicksten Stelle	mm
DP	Druckpunkt (wandernder, resultierender Angriffspunkt des Auftriebs)	mm; ab Flügel-Vorderkante gemessen
EWD	Einstellwinkeldifferenz	° (Grad)
f	Profilwölbung; grösster Abstand der Profilmittellinie (Profilsehne) zu Skelettlinie	in % zu l ab Flügelspitze gemessen
F	Fläche; meistens die Flügelfläche	m^2 ; $t \cdot b$
F (Force)	Gewichtskraft (Schwerebeschleunigung)	$m \cdot g$
Fa	Auftrieb am Flügel in Newton (N)	$p \div 2 \cdot v^2 \cdot F \cdot Ca \cdot t$
Fw	Strömungswiderstand	$p \div 2 \cdot v^2 \cdot F \cdot Cw \cdot t$
g	Erdbeschleunigung Meereshöhe	9,81 m/s^2
h	Höhe in Meter	
G^{\rightarrow}	Gewicht (zum Erdmittelpunkt gerichtete Schwerebeschleunigung)	kg; $m \cdot g^{\rightarrow} \pm 0,5\%$
G/F	Flächenbelastung	kg \div F (Fläche)
HL	Höhenleitwerk	m^2
HLW	Höhenleitwerk inkl. Seitenleitwerk	
K	Konstante für Motorflugmodelle	1,8 (Multiplikator)
km/h	Kilometer in der Stunde	$m/s \cdot 3600 \div 1000$
l	Profiltiefe des Flügels	m
l_{am}	Streckung	$b^2 \div F$ (Fläche)

Begriff	Erklärung	Übliches Einheitenzeichen oder Formel
/m	Bezugstiefe	
L	Rumpflänge	m
Lh	Leitwerkshebelarm (Abstand SP bis DP HL)	$(F \cdot t) \div (F_{HL} \cdot K)$
m	Masse	
m	Längenmass Meter	
mm	Längenmass Millimeter	
n	Lastvielfache, dabei ist $V = (m/s)$; $r = \text{Flugradius (m)}$; $g = 9,81 \text{ m/s}^2$	$n = 1 + (V^2/r \cdot g)$ beim flachen DS-Kreis allerdings: $n = (V^2/r \cdot g)$
N (Kraft)	Newton; $1\text{kg} = 9,81 \text{ N}$ od. $1\text{N} = 0,1019 \text{ kg}$	$1 \cdot (\text{kg} \cdot \text{m}) \div \text{s}^2$
Ncm	Ncm = Moment (Newton/cm)	[Kraft • Hebelarm]
Nges	Neutralpunkt des ganzen Flugzeug theoretischer, druckpunktfester Auftriebspunkt, resp. Summe aller Luftkräfte)	mm
NF	Neutralpunkt des Flügels (siehe Nges)	mm; ab Flügel- vorderkante gemessen
NP	Neutralpunkt (siehe Nges)	mm; ab Flugzeugspitze gemessen
p	Dichte der Luft (manchmal auch Nasenradius)	$1,23 \text{ kg/m}^3$
Pa	Pascal ($1 \text{ Pascal} \approx 1 \text{ g/dm}^2$)	$1 \text{ N/m}^2 \approx 100 \text{ g}$
pr	Nasenradius des Flügels	mm
Re	Reynoldsche Zahl	$(v \cdot t) \div 70000$
Rek	Strömungsumschlag von laminar zu turbulent	Re kritisch
s	Flächeninhalt	$b \cdot t$
s	Zeit (Sekunden)	
S	Bezugsfläche	m^2
SL	Seitenleitwerk	m^2
SP	Schwerpunkt (bleibender, resultierender Angriffspunkt der Gravitation)	mm; ab Flugzeugspitze gemessen
t	Zeit (physikalisch)	s

Begriff	Erklärung	Übliches Einheitenzeichen oder Formel
t	Flügeltiefe; mittlere	m; $(t_i + t_a) \div 2$
t _a	Flügeltiefe aussen (Flügelspitze)	m
t _i	Flügeltiefe innen (am Rumpf)	m
v	Geschwindigkeit, resp. Anströmungsgeschwindigkeit	m/s
v _G	Geschwindigkeit Geradeausflug in m/s	$\sqrt{2 \cdot m \cdot g \div (F \cdot p \cdot c_a)}$
v _h	Fallgeschwindigkeit in m/s • 3,6 = km/h	$\sqrt{2 \cdot h \cdot g}$
v _{max}	Maximale Fallgeschwindigkeit in m/s	$\sqrt{2 \cdot m \cdot g \div (F \cdot p \cdot c_w)}$
xd	Dickenrücklage am Flügel (Position der grössten Profildicke)	in % zu l ab Flügelspitze gemessen
xf	Wölbungsrücklage am Flügel (Position des grössten Abstands zur Profilsehne)	in % zu l ab Flügelspitze gemessen