

Felix Schmidt

Jugend Forscht Landeswettbewerb Sachsen 2013

Kräfteeinwirkungen am Flugmodell

Welche Kraft muss eine Rudermaschine wirklich aufbringen?



Modellflugclub Rossendorf e.V.

Johann-Gottfried-Herder-Gymnasium Pirna-Copitz

Kurzfassung

Flugmodelle sind Nachbildungen von Flugzeugen, welche über eine Fernsteuerung gesteuert werden. Diese lassen sich ebenso wie Flugzeuge um drei Achsen bewegen. Die Rotationsbewegungen um diese Achsen werden durch Ruder hervorgerufen, welche zu dem Zeitpunkt ihres Ausschlags ein Drehmoment um die jeweilige Achse erzeugen. Aber auch Bremsklappen werden angewendet. Diese können im Bedarfsfalle die Geschwindigkeit reduzieren. Im Gegensatz zu Ruderkappen bleiben sie meist über eine längere Zeitdauer ausgeschlagen. Bei kleineren Sportflugzeugen werden diese Ruderausschläge durch Knüppelbewegungen des Piloten mechanisch über Seilzüge oder Gestänge direkt eingestellt. Im Modellflug besteht aber keine mechanische Verbindung zum Modell.

Um die Steuerbarkeit eines Flugmodells zu erreichen werden Fernsteuersysteme eingesetzt, bei denen der Pilot zwei Steuerknüppel und verschiedene Schalter bewegt, um die Ruder und Klappen am Modell zu steuern. Diese Steuerbewegungen werden per Funk zum Modell übertragen. Im Modell setzen kleine Rudermaschinen (kleine Elektromotoren mit einem Getriebe) diese Signale wieder in eine mechanische Bewegung um. Um die Ruder in ihrer Stellung zu halten, müssen diese Rudermaschinen eine Kraft aufbringen.

Für die Größe dieser Kraft gibt es in der Literatur bisher nur theoretische Abschätzungen. Messwerte dazu sind nicht bekannt. Diese sind aber für eine sinnvolle Dimensionierung von Rudermaschinen wichtig.

Für die Kraftmessungen wurde ein Zugkraftsensor eingesetzt, dessen Signale mit dem Telemetriesystem der Fa. Weatronics erfasst wurden. So war eine sinnvolle Auswertung der Daten möglich und es konnten Aussagen - basierend auf Messergebnissen - über die Kräfte an Rudermaschinen gemacht werden.

Dazu erfolgten Messflüge mit einem Motorsegler und einem Kunstflugmodell. Es zeigte sich, dass die Ursachen für die Kraftwirkungen unterschiedlich sein können.

Weiterhin bot sich die Möglichkeit Messungen in einem Windkanal durchführen zu können. So konnten die im Flug gewonnenen Werte bestätigt werden.

Die gemessenen Werte liegen um den Faktor 2 unter den abgeschätzten. Sie bieten eine solide Grundlage für die Einschätzung, welches Servo-Drehmoment für den Typ der untersuchten Modelle mindestens erforderlich ist. Als maximale Kraft ergab sich bei den Freiflugmessungen $F_5=6,6\text{N}$. Diese maximale Kraft gilt aber nur für die Bedingungen, bei denen die Messungen durchgeführt wurden. Der gefundene c_w -Wert $c_{w_{kl}}\approx 1,25$ erlaubt Servomomente bei beliebigen Klappengrößen an anderen Modellen zu berechnen.

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung.....	4
1.1	Steuerung eines Flugmodells	4
1.2	Technische Umsetzung der Steuerung	4
2	Theoretische Vorbetrachtungen	5
2.1	Theoretische Berechnung der zu erwartenden Kräfte	5
2.1.1	Rechenbeispiel 1.....	5
2.1.2	Rechenbeispiel 2.....	6
2.1.3	Rechenbeispiel 3.....	6
2.2	Gemessene Kräfte und tatsächlich wirkende Kräfte.....	7
3	Messmöglichkeiten	7
3.1	Messung mit Kraftsensoren	7
3.1.1	Anpassung des Sensorsignals an den Logger.....	8
3.1.2	Kalibrierungsmessungen auf dem Labortisch.....	9
3.2	Zusammenhang zwischen Ruderkraft und Stromaufnahme der Rudermaschine	9
4	Durchführung von Messungen am Modell.....	10
4.1	Messungen zu den Klappenkräften am Modell „Robbe Arcus Sport“	11
4.2	Messungen zu den Kräften am Höhenruder des Modells „Multiplex Parkmaster 3D“	11
5	Auswertung	12
5.1	Messwerte am Modell „Robbe Arcus Sport“	12
5.2	Störende Einflüsse auf die Freiflugmessungen am Modell „Robbe Arcus Sport“	15
5.3	Messungen im Windkanal Dresden-Klotzsche (WKK).....	16
5.4	Vergleich mit der theoretischen Abschätzung.....	16
5.5	Messwerte am Modell „Multiplex Parkmaster 3D“ – Kräftemessungen am Höhenruder	17
6	Danksagung	4
7	Literaturverzeichnis.....	5
8	Abkürzungen, Formelzeichen.....	5

1 Einleitung

1.1 Steuerung eines Flugmodells

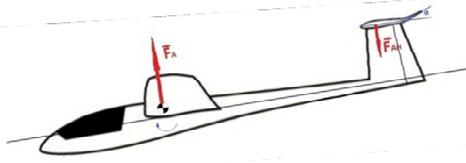


Abb. 1-1 Der Ausschlag des Höhenruders nach oben bewirkt eine nach unten gerichtete (Auftriebs-)Kraft F_{AH} , die über den Höhenleitwerks- Hebelarm r_H ein Drehmoment um den Schwerpunkt S erzeugt. Das Modell richtet sich aus dem Bahnneigungsflug auf

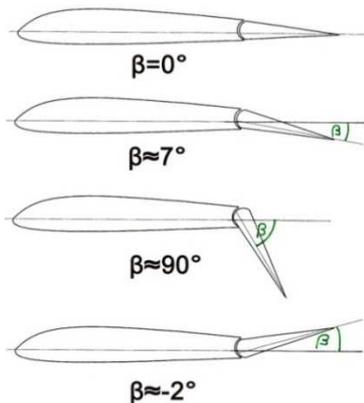
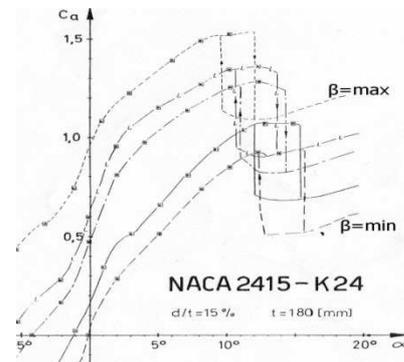


Abb. 1-2 Tragflügel mit Hinterkanten-Klappe. Kleine Klappenwinkel dienen der Wölbungserhöhung ($\beta = 7^\circ$) und Wölbungsverkleinerung ($\beta = -2^\circ$). Bei einem großen Winkel ($\beta \rightarrow 90^\circ$) wird der Auftrieb sehr klein und der Widerstand sehr groß.

Flugmodelle lassen sich analog zu Flugzeugen um die drei Raumachsen steuern. Die Rotationsbewegungen um diese Achsen werden durch Ruder hervorgerufen, Abb. 1-1.

Zusätzlich lassen sich am Tragflügel weitere Klappen ausfahren, Abb. 1-3. Diese dienen der Veränderung der Profilwölbung oder dem Bremsen. Diese Klappen bleiben meist über einen längeren Zeitraum ausgeschlagen.



$$v = \sqrt{\frac{m \cdot g}{A \cdot \frac{\rho}{2} \cdot \frac{1}{\sqrt{c_a^2 + c_w^2}}}}$$

Abb. 1-3 Der positiv gewölbte Klappenflügel erlaubt größere Auftriebsbeiwerte c_a über dem Anstellwinkel α ohne Strömungsabriss. Praktisch geschieht diese α -Einstellung über den Höhenruderwinkel. Größere Werte von c_a und c_w führen zu kleineren Gleitfluggeschwindigkeiten [A1]

Beim Verkehrsflugzeug wird mit dem Ausfahren der Landeklappen sowohl die tragende Fläche als auch die Wölbung des Flügelprofils vergrößert, wodurch sich der durch den Tragflügel erzeugbare maximale Auftrieb erhöht. Das verringert andererseits die erlaubte Minimalgeschwindigkeit. Aber auch der Luftwiderstand der Tragfläche erhöht sich, wodurch der Gleitwinkel größer wird. Damit kann das Flugzeug auf gleichem Weg schneller absinken, was einen kürzeren und trotzdem langsameren Landeanflug zur Folge hat.

Am Flugmodell werden die Klappen manchmal fast 90° geklappt. Dann geht es vorwiegend um die Erhöhung des Widerstandes, um den Gleitwinkel zu verschlechtern. Das ist dann nötig, wenn das Modell aus einem starken Thermikgebiet wieder herausgesteuert werden soll oder um den Landeanflug zu verkürzen. Ein leichtes Ausklappen nach oben ist auch üblich. Damit wird das Flügelprofil leicht „entwölbt“, sein Profilwiderstand verringert sich und die Fluggeschwindigkeit nimmt zu.

1.2 Technische Umsetzung der Steuerung

Bei kleineren Sportflugzeugen werden die Knüppelbewegungen des Piloten mechanisch über Seilzüge oder Gestänge direkt an die Ruder übertragen. Im Modellflug besteht aber keine mechanische Verbindung zum Modell. Durch Entwicklung der Funkfernsteueranlagen konnten frei fliegende Modelle erstmals vom Boden aus gesteuert werden. Der Modellpilot bewegt die Knüppel der Fernsteuerung. Diese Signale werden zum Empfänger im Modell gesendet. Der bereitet die Signale dann für das Bauteil auf, welches betrachtet werden soll: Die Rudermaschine (in der Modellbaufachsprache als Servo bezeichnet). Im Servo wird dieses Signal in eine Spannung umgewandelt, welche über einen Verstärker den Motor mit Getriebe so lange antreibt, bis der Servohebel in der gewünschten Winkelstellung ist, die der Stellung des Steuerknüppels entspricht. Der Ruderausschlag ist somit proportional zur Steuerknüppelstellung.

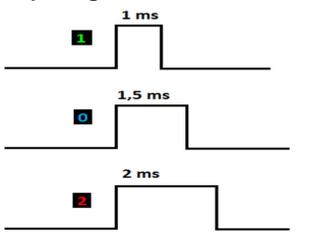
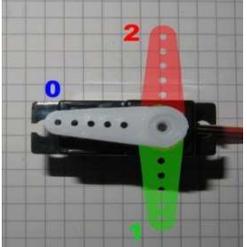
<p>Impulsängen</p> 			
<p>So sieht das Signal aus, welches der Empfänger an das Servo alle 20ms weitergibt</p>	<p>Ein Elektromotor bewegt...</p>	<p>...über das Getriebe...</p>	<p>den Servohebel mit Potentiometer in die gewünschte Position.</p>

Abb. 1-4 Schema zur Funktionsweise einer Rudermaschine

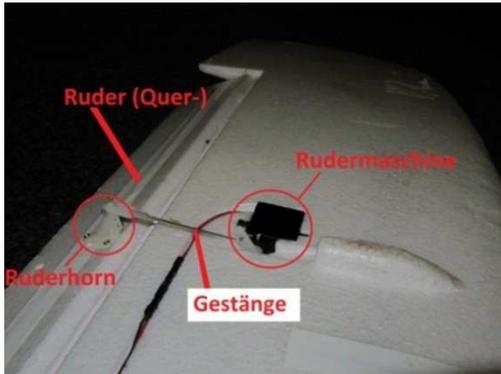


Abb. 1-5 Ruderanlenkung durch das Servo

Über ein Gestänge wird die Bewegung des Servohebels auf die Ruder übertragen. Dabei muss das Servo eine Kraft ausüben, die zum Halten der Ruder in der gewünschten Stellung nötig ist. Für kleine Modelle gibt es sehr leichte Servos mit geringem Drehmoment. Große starke Servos kommen in größeren Modellen zum Einsatz. Merkmale von diesen Servos sind die Baugröße, das Gewicht und das Drehmoment. Um im Flug die volle Kontrolle über das Flugzeug zu behalten, ist es wichtig, dass diese Servos nicht nachgeben, d.h. dass sie genügend Kraft haben die Ruder zu halten. Diese dafür benötigte Kraft wird meist nur über eine grobe Berechnung geschätzt. Dafür finden sich im Internet verschiedene Programme oder Tipps.

Aus Sicherheitsgründen sollten stärkere Servos bevorzugt werden. Andererseits kann man Gewicht sparen, wenn man das Servo nicht zu groß wählt. Bisher gibt es keine genauen Angaben, wie groß die Kräfte wirklich sind, die auf das Servo wirken. Dies soll in dieser Arbeit untersucht werden.

2 Theoretische Vorbetrachtungen

2.1 Theoretische Berechnung der zu erwartenden Kräfte

2.1.1 Rechenbeispiel 1

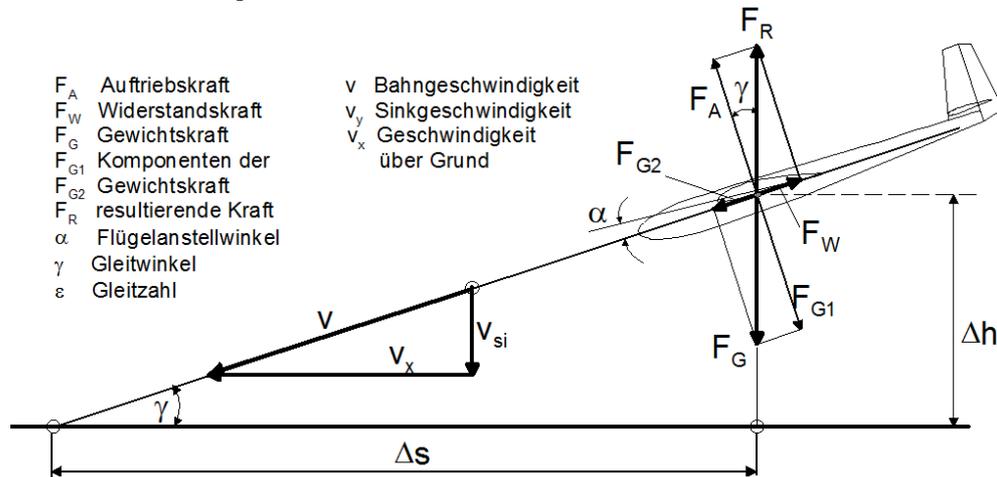


Abb. 2-1 Kräfteeinwirkung und Geschwindigkeiten am Flugmodell im unbeschleunigten Gleitflug [LZ4]

Der Gleitwinkel γ ist im Normalflug sehr gering. Daraus lassen sich folgende Beziehungen aufstellen:

$$\begin{aligned}
 F_A &\approx F_R \\
 F_R &= F_G \\
 \frac{F_A}{F_W} &= E = \frac{1}{\epsilon} \\
 F_G &\approx F_A \\
 F_W &= \frac{m \cdot g}{E}
 \end{aligned}$$

An unserem Modell ergab sich eine aerodynamische Qualität $E=15$, siehe Anlage 1. Die Masse des Modells liegt bei rund 3000g. So beträgt der Widerstand unseres Modells:

$$F_{w_0} = \frac{3Kg * 9,81 \frac{N}{Kg}}{15}$$

$$F_{w_0} \approx 2N$$

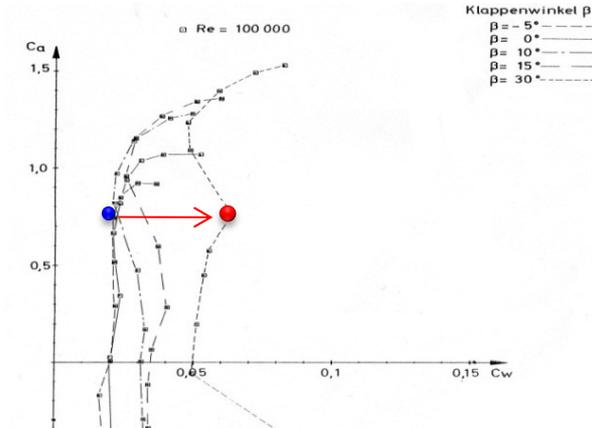


Abb. 2-2 c_a und c_w des Flügelprofils NACA-2415 K24 bei unterschiedlichen Klappenwinkeln [A1]

Verändert man nun bei einem Auftriebsbeiwert $c_a \approx 0,7$ die Profilwölbung durch Verstellen des Klappenwinkels von $\beta=0^\circ$ auf $\beta=30^\circ$, so kann man nach Abb. 2-2 annehmen, dass sich der c_w -Wert von 0,02 auf 0,06 um $\Delta c_w=0,04$ erhöht. Damit erhöht sich auch der Modellwiderstand um:

$$\Delta F_w = \frac{\rho}{2} * v^2 * \Delta c_w * A_f$$

Mit den Zahlenwerten: $\rho=1,23kg/m^3$, $v=10m/s$, $\Delta c_w=0,04$, $A_f=0.51m^2$ ergibt sich eine Widerstandszunahme von $\Delta F=1,26N$. Diese Kraft wirkt auf beide gesetzten Klappen. Also wirkt an einer Klappe die Kraft von $F_{kl} \approx 0,6N$.

2.1.2 Rechenbeispiel 2

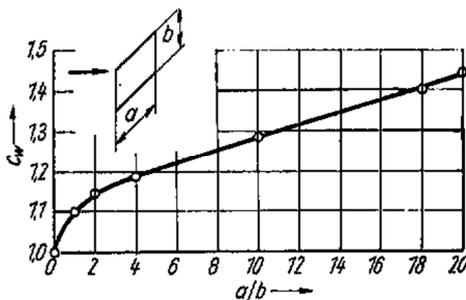


Abb. 2-3 Widerstandsbeiwerte von senkrecht angeströmten rechteckigen Platten [N4]

Eine weitere Art der Betrachtung ist es, die Klappe als lange rechteckige Fläche anzusehen. Mit der Klappenlänge $b_{kl}=4,5dm$ und -Breite $l_{kl}=0,55dm$ ergibt sich das Verhältnis $b_{kl}/l_{kl}=8,2$ und nach 2-3 damit ein $c_{wkl} \approx 1,25$. Die Klappenfläche ist $A_{kl}=0,025m^2$, die Geschwindigkeit wieder $v=10m/s$

$$F_w = \frac{\rho}{2} * v^2 * c_{wkl} * A_{kl}$$

Mit den Zahlenwerten führt diese Art der Betrachtung zu einer Klappenkraft von $F_{kl}=1,9N$.

2.1.3 Rechenbeispiel 3

Im Netz findet man folgendes frei verfügbares Programm zur Berechnung dieser Kraft:

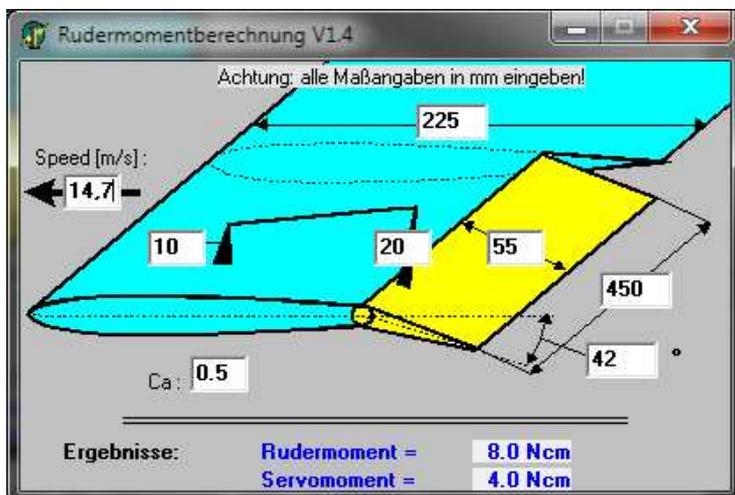


Abb. 2-4 Programm Rudermomentberechnung V1.4 von der Internetseite [PR4] Es werden Ruder- (Klappen-) und Servoment angegeben. Da unser Servohebel genau 1cm lang ist, ist die Kraft, die zu messen ist, 4N.

2.2 Gemessene Kräfte und tatsächlich wirkende Kräfte

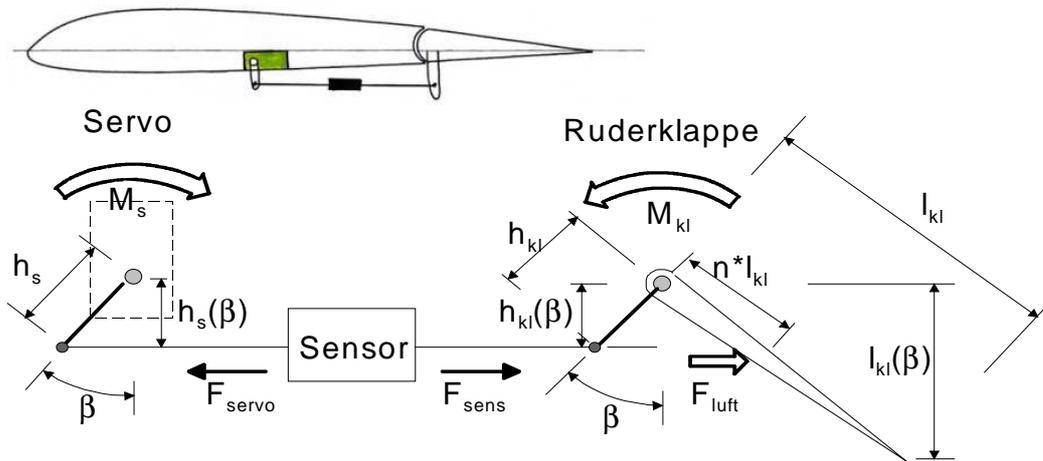


Abb. 2-5 Kräfteverhältnisse an Klappe und Servo

Aus Abb. 2-5 ergibt sich für die Sensorkraft F_{sens} , dass diese größer gemessen wird als die tatsächlich auf die ausgeschlagenen Klappe wirkende Luftkraft F_{luft}

$$F_{sens} = \frac{F_{Luft} * n * l_{kl}}{h_{kl} * \cos(\beta)}$$

So würde bei einer gemessenen Sensorkraft $F_{sens}=6N$, dem Verhältnis $l_{kl}/h_{kl}=5,5cm/2cm$, einem Klappenwinkel $\beta = 45^\circ$ und $n = 0,4$ die auf die Klappe wirkende Kraft $F_{luft}\approx 3,9N$ betragen, was beispielsweise bei deren Festigkeits-Auslegung zu beachten wäre.

Da das Servo das Ruder zu halten hat, also $F_{servo}=F_{sens}$ gilt, ergibt sich die Anforderung an das maximale Drehmoment des Servos zu

$$M_s \geq F_{sens} * h_s * \cos(\beta)$$

Mit der Beispielkraft $F_{sens} = 6N$, einem Servo-Hebel von $h_s = 10mm$ und einem Klappenwinkel $\beta = 45^\circ$ ergibt sich ein notwendiges Servodrehmoment von $M_s \geq 4,2Ncm$.

Für die Werte $l_{kl}=55mm$, $h_{kl}=20mm$ und $\beta=42^\circ$ an unserem Messflugzeug können nach unterschiedlichen Beispielrechnungen folgende Aussagen über wirkende und zu messende Kräfte gemacht werden.

Tabelle 2-1 Vergleich der theoretisch ermittelten Werte

	Rechenbeispiel 1	Rechenbeispiel 2	Rechenbeispiel 3
an der Klappe wirkende Kraft F_{Luft} (berechnet)	0,6N	1,9N	-
zu messende Kraft F_{sens}	0,9N	2,8N	4N

Im Laufe der Messungen wird sich herausstellen, wie nahe die Theorie bei der Praxis liegt.

3 Messmöglichkeiten

3.1 Messung mit Kraftsensoren

Für diese Aufgabe ergab sich der glückliche Umstand, einen Kraftsensor geliehen zu bekommen. Dieser ist ein Metall-Dehnungsmessstreifensensor (Metall-DMS). Er arbeitet nach dem folgenden Prinzip:

Eine Kräfteinwirkung auf einen elektrischen Leiter oder Halbleiter verändert außer seiner Länge l auch den Durchmesser d und damit seinen spezifischen Widerstand ρ , Abb. 3-1. Außerdem führt die mechanische Beanspruchung des Materials zu einer Änderung der Gitterstruktur, was zu einer schlechteren Beweglichkeit der Ladungsträger führt und den Widerstand ansteigen lässt. Wie stark sich der Widerstand in Bezug auf die Belastung ändert, wird als Dehnungsempfindlichkeit (K-Faktor) bezeichnet.

Der Widerstand R des DMS verändert sich nach folgenden Parametern [K2]:

$$\frac{\Delta R}{R} = \frac{\Delta \rho}{\rho} + \frac{\Delta l}{l} - \frac{\Delta r}{r} = \varepsilon_{Sens} * k$$

wobei $\varepsilon_{Sens} = \frac{\Delta l}{l}$; k... Dehnungsfaktor (Metalle: 2...4,5; Halbleiter > 150)

Die Widerstandsänderung kann in einer Messanordnung erfasst werden. Dabei ist es üblich, dass bis zu vier dieser DMS-Widerstände auf einem Sensor angeordnet werden. Als Brückenschaltung verdrahtet liefern sie ein Signal, das weniger von der Änderung der Temperatur und der Speisespannung U_{Br} per aufgebrachtener Zugkraft abhängig ist als ein einzelner Widerstand.

Das Einwirken einer Kraft in einer bestimmten Richtung auf den Kraftsensor verursacht die Biegung eines Körpers, auf welchem die DMS aufgebracht sind. Bei unserem Sensor werden die DMS auf dem oberen Teil (R1, R3) gestaucht, auf dem unteren (R2, R4) gedehnt. Der Widerstand der gedehnten DMS nimmt zu und der Widerstand der gestauchten DMS nimmt ab.

Die Messbrücke besteht aus 2 Spannungsteilern, bei denen je ein gestauchter und ein gedehnter DMS in Reihe geschaltet ist, Abb. 3-2. An die Spannungsteiler wird die Referenzspannung U_{Br} angelegt. Die Messspannung wird in der Mitte der beiden Spannungsteiler abgegriffen.

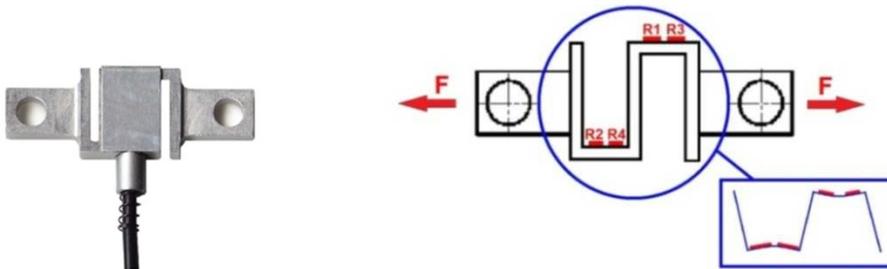


Abb. 3-1 Der von uns eingesetzte Zugkraftsensor K1368 der Fa. Lorenz ($F_{max}=10N$ Empfindlichkeit= $1mV/V$) und eine mögliche Anordnung der DMS in unserem Kraftsensor im unbelasteten und belasteten (blau) Zustand

3.1.1 Anpassung des Sensorsignals an den Logger

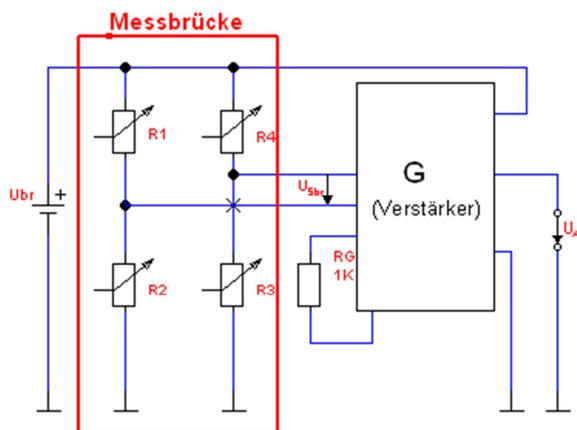


Abb. 3-2 Schaltplan Messverstärkung

Damit man die sehr geringen Spannungen des Sensors überhaupt verwenden kann, wird ein Verstärker benötigt. Um eine optimale Größe für den Eingang des Datenloggers zu bekommen, wurden einige Probemessungen durchgeführt. An ihnen war zu erkennen, welche Verstärkung dafür notwendig ist.

Da die Messbrücke zwei Spannungen liefert, muss die erste Verstärkerstufe die Differenzspannung bilden. Diese kann dann weiter bis zu dem gewünschten Wert verstärkt werden.

Gegeben ist die Sensor-Empfindlichkeit $S=1mV/V$ bei maximaler Kraft $F=10N$ und die Brückenspannung von $U_{Br}=5V$. Wie hoch muss die Verstärkung G sein?

Für die Signalspannung des Sensors bei der angegebenen Kraft gilt [I2]:

$$U_{Sbr} = S * U_{Br} = 1 \frac{mV}{V} * 5V = 5mV \text{ bei } 10N$$

Die Ausgangsspannung soll $U_A=1V$ betragen, so ist eine Verstärkung von

$$G = \frac{U_A}{U_{Sbr}} = \frac{1V}{5mV} = 200 \text{ nötig.}$$

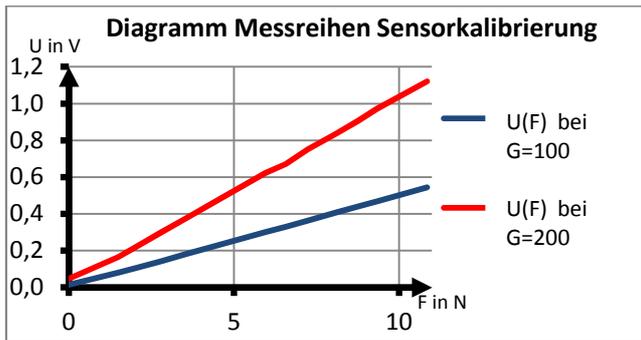
Die Signalspannung der Brücke U_{Sbr} wird mit einem Instrumentationsverstärker auf die gewünschte Größe der Ausgangsspannung verstärkt. Der gewählte Typ LT1789-1 benötigt für $G=200$ einen Widerstand $R_G=1.00k\Omega$

3.1.2 Kalibrierungsmessungen auf dem Labortisch

Die vom Verstärker ausgegebenen Analogsignale sind Spannungen im 1-Volt-Bereich. Um diesen Spannungen eine Kraft zuordnen zu können, wurde der Sensor an einen speziell dafür angefertigten „Galgen“ gehängt und mit verschiedenen Bleigewichten belastet, Tabelle 3-1.

Tabelle 3-1 Messreihen Sensorkalibrierung

F in N	0	1,5	2,16	2,78	3,62	4,28	5,96	6,59	7,24	8,09	8,75	9,33	10,8
$U_A(F)$ bei $G=100$	0,01	0,08	0,11	0,14	0,19	0,22	0,30	0,33	0,36	0,41	0,44	0,47	0,54
$U_A(F)$ bei $G=200$	0,05	0,17	0,23	0,30	0,38	0,45	0,62	0,67	0,75	0,84	0,91	0,97	1,12



Daraus ergibt sich die Beziehung $U(F)$, mit der man die zur gemessenen Spannung zugehörigen Kräfte berechnen kann: für 100-fache Verstärkung:

$$U_A(F) = 0,0493F + 0,0075$$

für 200-fache Verstärkung:

$$U_A(F) = 0,1007F + 0,0222$$

Abb. 3-3 $U(F)$ Diagramm Messreihen Sensorkalibrierung

Für die bevorstehenden Flugmessungen wurde die Verstärkung $G=200$ gewählt, denn der Ausgangsspannungsbereich $0 < U_A < 1V$ bei $0 < F < 10N$ passt am besten auf den Messbereich $U=1V$. Die Werte weisen eine ausreichende Linearität auf, lediglich im Bereich des Nullpunktes treten geringe Abweichungen auf.

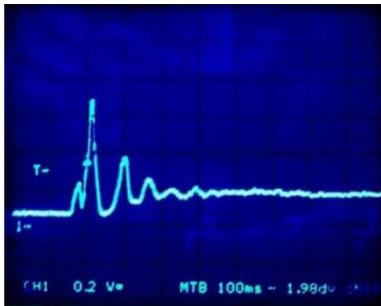


Abb. 3-4 Einschwingzeit Sensor
(ein Feld entspricht 100ms)

Zur Untersuchung des dynamischen Verhaltens wurden Lasten fallengelassen und das Abbremsen mit dem Sensor erfasst. Der Einschwingvorgang mit der Periode $T \approx 80ms$ ist vermutlich der schwingungsfähigen Anordnung „Galgen“ als Lastaufhängung geschuldet, steifere Verbindungen verschieben die Schwingungsfrequenz zu höheren Werten. Die große Spannungsspitze ist ca. 10ms breit (Abb. 3-4) – damit erweist sich auch die Geschwindigkeit des Sensors für die Messungen am Modell als hoch genug.

3.2 Zusammenhang zwischen Ruderkraft und Stromaufnahme der Rudermaschine

In den Rudermaschinen befinden sich sehr kleine ganz normale Elektromotoren. Bei einer Betriebsspannung von 5V haben diese Motoren eine sehr hohe Drehzahl. Da aber bei Rudern meist nur kleine Winkel $< 90^\circ$ benötigt werden, wird dem Motor ein Getriebe nachgeschaltet. Üblich sind dabei meist vier Stufen der Untersetzung von $i=n_1/n_2=300:1$. Das Drehmoment des Motors verstärkt sich aber um den Faktor der Untersetzung.

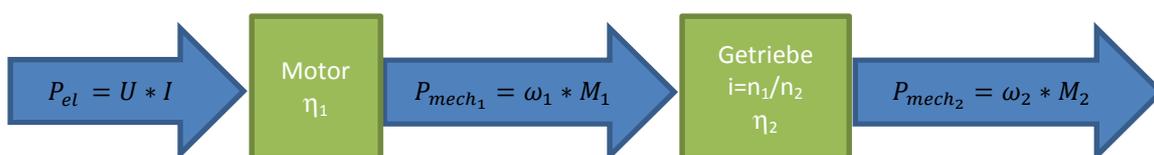


Abb. 3-5 Wirkungskette von Motor und Getriebe

Ein Getriebe und auch der Elektromotor haben immer einen Wirkungsgrad von $\eta < 1$. Demzufolge ergibt sich für den Motor eine Ausgangsleistung von:

$$P_{mech_1} = P_{el} * \eta_1 = 2\pi * n_1 * M_1$$

Am Getriebeausgang, also am Servohebel, steht die Leistung

$$P_{mech_2} = \eta_2 * P_{mech_1} = 2\pi * n_2 * M_2$$

zur Verfügung. Das Drehmoment am Getriebeausgang ist damit:

$$M_2 = \frac{1}{2\pi * n_2} * \eta_2 * P_{mech_1} = \frac{n_1}{n_2} * \eta_2 * M_1$$

Daraus ist ersichtlich, dass das Drehmoment des Motors M_1 um das Untersetzungsverhältnis n_1/n_2 vergrößert wird, im Beispiel 300fach. Der Zusammenhang zwischen Strombedarf und Drehmoment wird dadurch deutlich:

$$2\pi * n_2 * M_2 = U * I * \eta_1 * \eta_2$$

$$I = \frac{2\pi * n_2 * M_2}{U * \eta_1 * \eta_2}$$

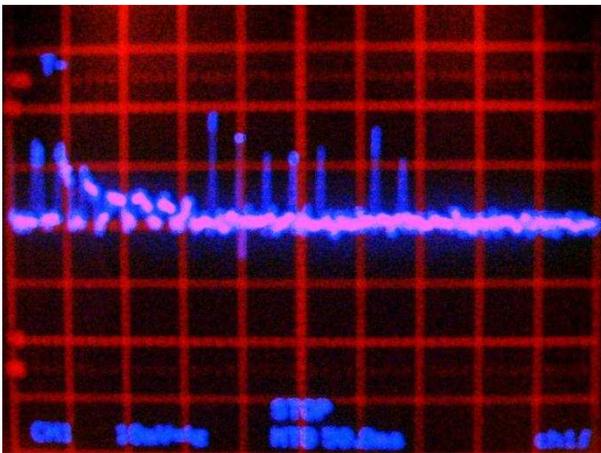


Abb. 3-6 Servostrom bei Lasterhöhung (linke Bildhälfte)
Die Stromspitzen in Bildmitte entstehen durch das Haltemoment

Damit ergibt sich am Beispiel $M_2=10\text{Ncm}$; $U=5\text{V}$; $\eta_1=0,8$; $\eta_2=0,9$ und einer abgeschätzten Ausgangsdrehzahl $n_2=2/\text{s}$ ein Strombedarf von $I=350\text{mA}$. Bei Erhöhung der Belastung um $\Delta M=5\text{Ncm}$ würde sich eine Stromänderung von $\Delta I=0,5*350\text{mA}=175\text{mA}$ ergeben, die leicht messbar sein könnte. Das Problem liegt jedoch im impulsförmigen Stromfluss, Abb. 3-6. Die Belastung äußert sich außer in der Impulsamplitude auch in der Impulsbreite, womit eine einfache Messung nicht möglich wird. Die Messungen auf dem Labortisch haben nicht zu einem brauchbaren Ergebnis geführt.

4 Durchführung von Messungen am Modell

Um die mit dem Kraftsensor gemessenen Kräfte auswerten und mit den Flugregimes in Beziehung setzen zu können, wurde das Modell mit zusätzlicher Messtechnik ausgerüstet. Mit einem Staurohr (Abb. 4-1) wird die Geschwindigkeit des Modells gegenüber der Luft gemessen. Ein barometrischer Höhenmesser ermittelt die Höhe. Die Flugbahn wird per GPS aufgezeichnet, allerdings ist die Datenrate geringer als bei den anderen Signalen. Somit sind die GPS Flugdaten nicht für eine Auswertung der Flugbahn verwendbar. Ein Telemetriesystem von Weatronic, welches im Verein zur Verfügung stand, sendet die Messdaten zurück an den Sender und zeichnet diese auf. Dieses System speichert zusätzlich noch alle Steuerbewegungen.



Abb. 4-1 Staurohr zum Messen der Geschwindigkeit des Modells zur Luft; rechts: eingebaut im Seitenleitwerk des „Arcus Sport“ direkt unter dem Höhenruder

4.1 Messungen zu den Klappenkräften am Modell „Robbe Arcus Sport“



Abb. 4-2 Das Modell "Robbe Arcus Sport" und der Kraftsensor im Gestänge der rechten Landeklappe

Der Kraftsensor wurde für das Aufnehmen der Kräfte an den Klappen in das Rudergestänge integriert, Abb.4-2. Zum Loggen der Klappenkräfte wurde zunächst der für den Verein entwickelte Datenlogger [IL1] angewandt. Die Werte für Höhe, Geschwindigkeit und Steuerbewegungen wurden mit dem Telemetriesystem „LinkVario DuoPlus“ von Weatronic aufgenommen. Dabei bestand das Problem, die Messwerte aus den beiden Systemen zu vereinen. Deshalb wurde für die weiteren Messungen das Brückenverstärker Ausgangssignal angepasst und in den Temperaturkanal des Telemetriesystems eingespeist [L3]. Dessen Messbereich $0^{\circ}\text{C} \leq \vartheta \leq 100^{\circ}\text{C}$ entspricht nun dem Kraftmessbereich $0\text{N} \leq F \leq 10\text{N}$.

Die Ermittlung der Messwerte zu den Kräften an den Klappen erfolgte bei unterschiedlichen Geschwindigkeiten und Klappenwinkeln. Dazu wurden mehrere Flüge auf dem Flugplatz des MFC Rossendorf e.V. durchgeführt. Die Geschwindigkeit im Bahnneigungsflug hängt vom Anstellwinkel α des Tragflügels ab. Dieser lässt sich über den Höhenruderwinkel η einstellen.

Nach dem Setzen der Wölbklappen in großer Höhe näherte sich das Modell langsam wieder dem Boden. Auf diese Art entstanden Klappensinkflüge mit annähernd konstanter Geschwindigkeit und einer Dauer von $\Delta t = 10\text{s}$ bis 60s .

Es gab Versuche den Anstellwinkel mit einem „Smartphone“ im Modell zu ermitteln. Dazu wurden unter Nutzung der frei verfügbaren App „Sensor Track“ Werte aufgenommen. Dieser Versuch blieb jedoch erfolglos, da der Zeitstempel nicht mit dem der Fernsteuerungstelemetrie identisch ist. So war es schwierig, die Daten zu synchronisieren.

4.2 Messungen zu den Kräften am Höhenruder des Modells „Multiplex Parkmaster 3D“



Abb. 4-3 Das Modell "Multiplex Parkmaster 3D" und die Position des Kraftsensors in der Anlenkung des Höhenruders

Die komplette Messtechnik wurde aus dem Modell „Arcus Sport“ übernommen. Der Kraftsensor war hier in das Gestänge des Höhenruders integriert. Dabei stellte sich das Problem, dass der Kraftsensor nur Zugkräfte wahrnimmt. Beim „Ziehen“ des Höhenruders wird jedoch Druck ausgeübt. Also wurde das Modell zum Aufnehmen der Messwerte in Rückenlage geflogen. Dabei konnte das Höhenrudergestänge auf Zug belastet werden und eine Kraft gemessen werden.

5 Auswertung

5.1 Messwerte am Modell „Robbe Arcus Sport“

Die Messergebnisse von Sinkflügen bieten auch Aussagen über die aerodynamischen Parameter des fliegenden Modells. Das wurde bei den Flügen zur Ruderkraftmessung mit ausgenutzt. So kann man aus den Beziehungen für die Bahn- und Sinkgeschwindigkeit v und v_{si} des stationären, d.h. unbeschleunigten Gleitflugs den Auftriebs- und Widerstandsbeiwert des Modells bestimmen [LZ4]:

$$v = \sqrt{\frac{m \cdot g}{A_F \cdot \frac{\rho}{2}} \cdot \frac{1}{\sqrt{c_a^2 + c_w^2}}}$$

$$v_{si} = \sqrt{\frac{m \cdot g}{A_F \cdot \frac{\rho}{2}} \cdot \frac{c_w^2}{\sqrt{(c_a^2 + c_w^2)^3}}}$$

$$c_a = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v^2 \cdot A_F} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{v_{si}}{v}\right)^2}$$

$$c_w = \frac{2 \cdot v_{si} \cdot g \cdot m}{v^3 \cdot A_F \cdot \rho}$$

Weiterhin kann man die aerodynamische Qualität E berechnen:

$$E = \frac{c_a}{c_w}$$

Die am Modell wirkenden Kräfte F_A und F_W berechnen sich aus dem c_a - und c_w -Wert:

$$F_A = \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot A_F \cdot c_a$$

$$F_W = \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot A_F \cdot c_w$$

Diese Beiwerte wurden für alle durchgeführten Kraftmesssinkflüge berechnet und ausgewertet. Nachfolgend werden zwei Sinkflüge beschrieben.

Messflug 120823_1: Datum: 23.08.12

Bei diesem Flug kam der zusätzliche Logger noch zum Einsatz.

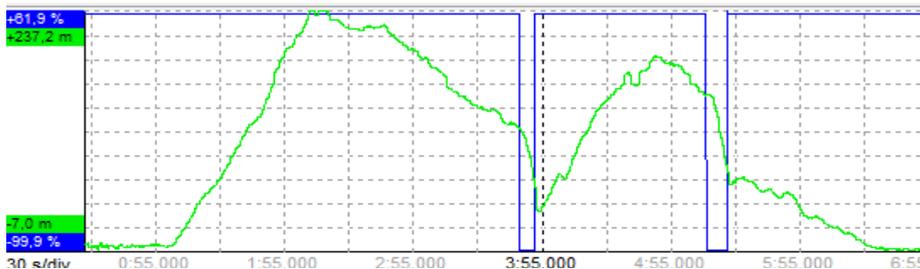


Abb. 5-1 Höhenverlauf und Zeitpunkte des Klappensinkfluges vom Flug120823

Auf zwei Steigflüge mit Motorkraft folgen Sinkflüge, die z. T. durch ein Thermikgebiet führen und deshalb nicht durchgängig linear verlaufen, Abb. 5-1. Entscheidend für die Kraftmessung sind jedoch die blau markierten Zeitbereiche, in denen die Klappen nach unten gestellt sind. Diese Bereiche stellt zeitgedehnt Abb.5-2 und Abb. 5-3 dar. Dabei wurde in diesem Fall der üblicherweise „langsame“ Klappensinkflug durch starke Trimmung des Höhenruders absichtlich schneller gemacht, um erste Eindrücke von der auftretenden Kraft zu gewinnen. Nachfolgend wird der zweite Klappen-Sinkflug dargestellt, weil im ersten Fall keine Gleichgewichtslage entstand: Geschwindigkeit und Klappenkraft stiegen quasilinear an, bis die Klappen in die Nullstellung zurückgesetzt wurden.

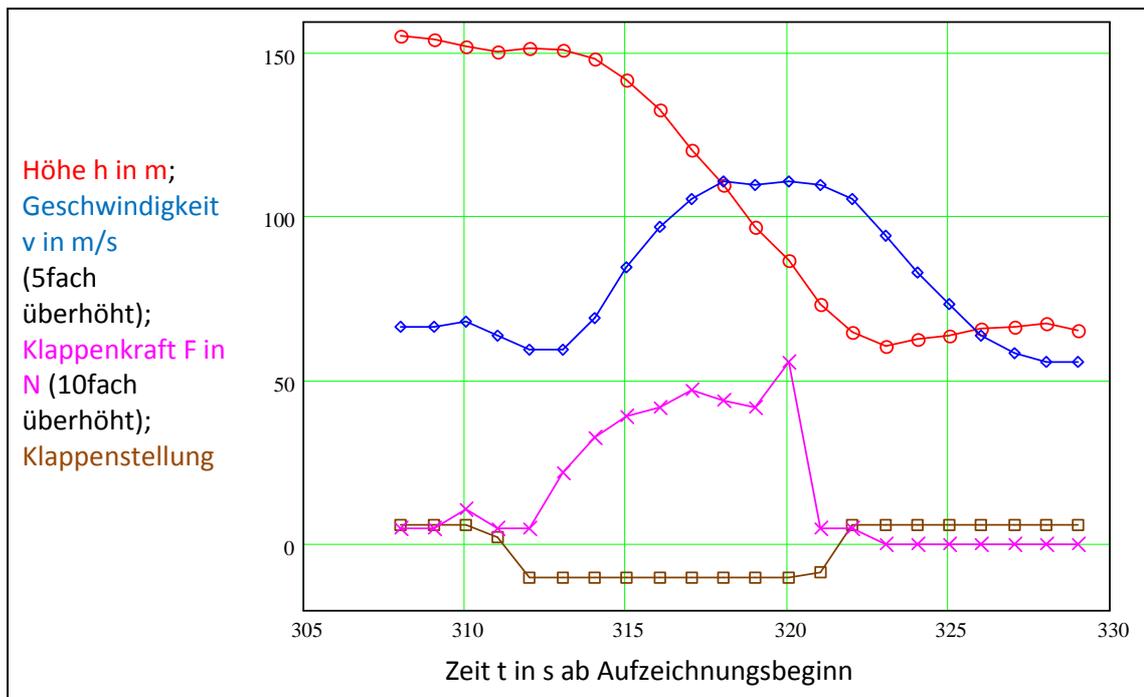


Abb. 5-2 Messwertediagramm zweiter Klappensinkflug $308s \leq \Delta t \leq 329s$; Klappen gefahren: $311s \leq \Delta t \leq 321s$

Schon wesentlich gleichmäßiger sieht der zweite Klappensinkflug (Abb. 5-2) aus. Nachdem sich nach ca. 5s ein Gleichgewicht eingestellt hat, befindet sich das Modell noch 3s in einem stationären Sinkflug. Aufgrund der geringen Datenrate (1Hz), mit der die Messwerte aus dem Programm „GigaControl“ (Auswertesoftware des Weatronic Telemetriesystems) ausgegeben werden, lässt sich nicht erkennen, ob sich eine annähernd konstante Kraft einstellt. Darum wurde bei den folgenden Messflügen ein geringerer Bahnneigungswinkel angestrebt, um das Modell eine längere Zeit in einem konstanten Klappensinkflug zu halten.

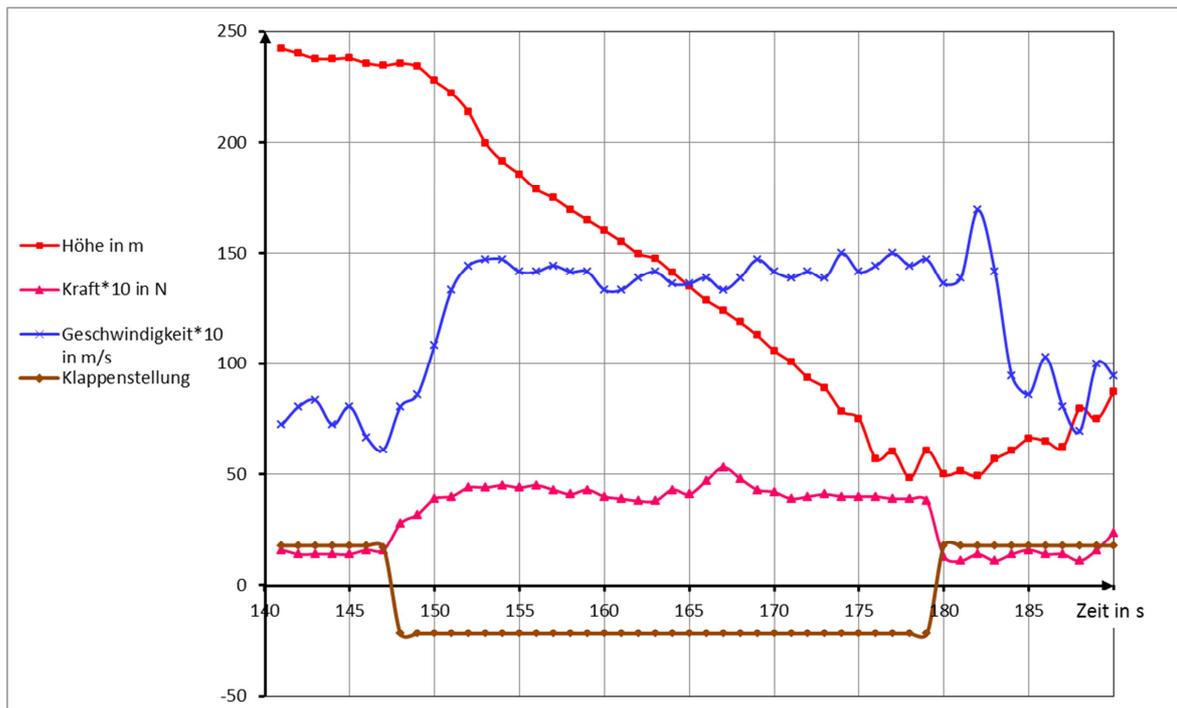
Die ablesbaren Werte sind:

$$v_{si} = 11\text{m/s}; v_{\max} = 23,6\text{m/s}; F_{kl_{\max}} = 5,5\text{N}$$

Aus den Werten des annähernd stationären Sinkfluges kann man mit den oben aufgeführten Formeln die Modellparameter berechnen:

$$E=2,2; c_a=0,12 \rightarrow F_A=20,5\text{N}; c_w=0,054 \rightarrow F_W=9,5\text{N}$$

Messflug 121108_2: Datum: 08.11.12

Abb. 5-3 Messwertediagramm erster Klappensinkflug $140s \leq \Delta t \leq 190s$; Klappen ausgefahren: $148s \leq \Delta t \leq 179s$

Aus Abb. 5-3 kann man folgende Messwerte ablesen:

$$v_{si} = 6,1\text{m/s}; v_{\max} = 14,7\text{m/s}; F_{kl_{\max}} = 3\text{N}$$

Aus den Geschwindigkeitsmesswerten lassen sich Modellbeiwerte und am Modell wirkende Kräfte berechnen:

$$E = 2,4; c_a = 0,3 \rightarrow F_A = 20,8\text{N}; c_w = 0,13 \rightarrow F_W = 8,7\text{N}$$

Tabelle 5-1 und Abb. 5-4 zeigen zusammengefasst die gemessenen Werte aus allen Messflügen.

Tabelle 5-1 Zusammenfassung aller gemessenen Kräfte bei den Klappenwinkeln 27° und 42°

	$17\text{m/s} \leq v \leq 24\text{m/s}$	$10\text{m/s} \leq v \leq 26\text{m/s}$
$\beta = 27^\circ$	$3\text{N} \leq F \leq 5,5\text{N}$	-
$\beta = 42^\circ$	-	$1\text{N} \leq F \leq 6\text{N}$

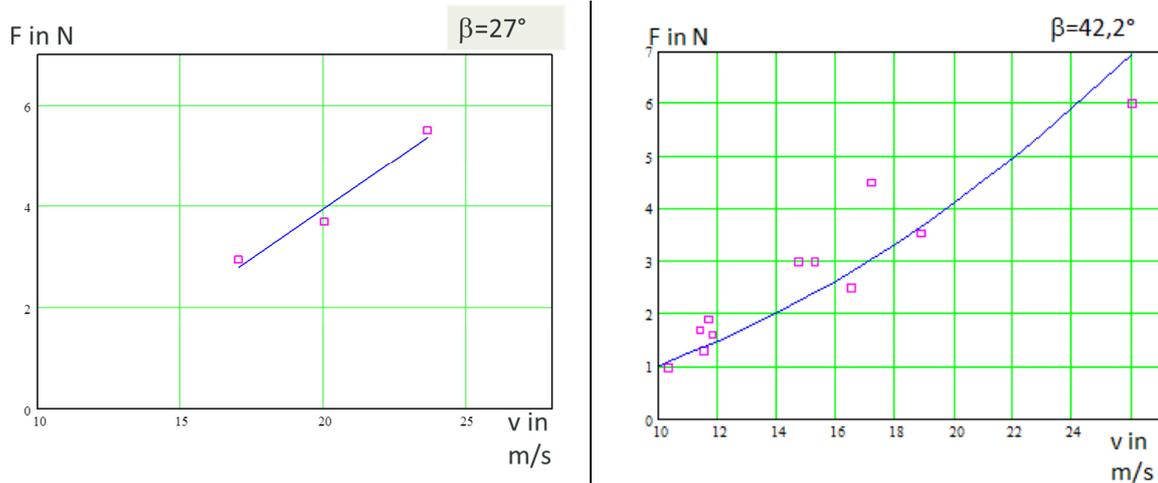


Abb. 5-4 Darstellung der gemessenen Kräfte F_{Sens} in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit v bei den Klappenwinkeln $\beta=27^\circ$ (links, lineare Regression) und $\beta=42^\circ$ (rechts, berechnet nach $F_{kl} = (\rho/2) \cdot v^2 \cdot A_{kl} \cdot c_w$, wobei $c_w = 1.2$)

5.2 Störende Einflüsse auf die Freiflugmessungen am Modell „Robbe Arcus Sport“

Die Messwerte wurden häufig durch Schwankungen von Werten, die eigentlich konstant sein müssten, gestört. Im Freiflug kommt es durch äußere Faktoren immer wieder zu kurzzeitigen Beeinflussungen der Gleichgewichtslage. Eine solche Störung kann z.B. den Effekt der Phygoide hervorrufen.

Bei Flug 120923 trat dieses Phänomen besonders stark auf:

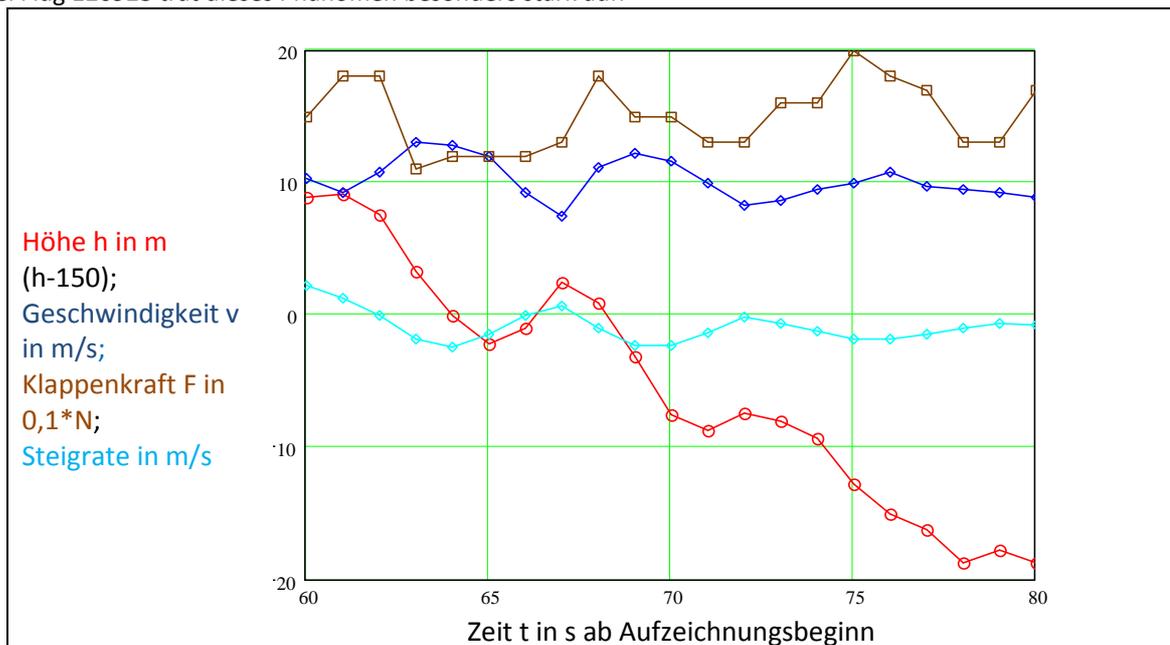


Abb. 5-5 Messwertediagramm Phygoide bei nicht ausgefahrenen Klappen

Wie im Diagramm (Abb. 5-5) zu erkennen führt das Modell eine periodische Auf- und Abwärtsschwingung mit einer Periodendauer von $T=7s$ aus. Diese Schwingung wird von Helmut Schenk im „FMT Kolleg 19“ genauer beschrieben. Sie kann durch eine Windböe oder eine Steuerbewegung hervorgerufen werden. Durch solch eine Störung wird das Modell aus seiner Gleichgewichtslage herausgerissen, kehrt aber dann meist selbst wieder in diese Lage zurück. Bei diesem Vorgang vollführt es aber für 15-20 Sekunden diese Schwingung, also für ca. 3 Perioden. Meist ist es aber so, dass während dieser Zeit schon die nächste Störung folgt. Dieses Problem tritt bei fast allen Segelflugmodellen auf [S5].

In unserem Fall macht sich diese Störung aber nicht nur in schlechteren Gleitwerten bemerkbar, sondern ruft außerdem sogar eine Kraftwirkung an den nicht ausgefahrenen Klappen hervor (Abb. 5-5). Diese entsteht in der Abwärtsphase der Schwingung und lässt sich gut als Trägheitskraft des Tragflügels interpretieren, welcher dieser der nach unten gerichteten Beschleunigung der Rumpfmasse von $m_R \approx 1kg$ entgegengesetzt. Die hier entstehenden Kraftwerte liegen im Bereich $F \approx 0.6N$.

5.3 Messungen im Windkanal Dresden-Klotzsche (WKK)

Neben dem schon glücklichen Umstand, einen Zugkraftsensor geliehen zu bekommen, ergab sich zum Ende der Arbeiten ein zweiter, den wir mit großer Freude in Anspruch nahmen: wir durften die im Freiflug gewonnenen Messergebnisse durch Messungen im Windkanal Dresden-Klotzsche [WKK6] überprüfen.

Gemessen wurde bei 2 Geschwindigkeiten ($v=9\text{m/s}$ und $v=15\text{m/s}$). Dabei wurden Messwerte zu verschiedenen Anstell- und Klappenwinkeln aufgenommen. Tabelle 5-2 zeigt die Einstellungen und die dabei gemessenen Klappenkräfte [WKK7].

Tabelle 5-2 Messreihen im Windkanal

Geschwindigkeit	$v=9\text{m/s}$ (Abb. 5-7)	$v=15\text{m/s}$ (Abb. 5-8)
Anstellwinkel	$\alpha = 1^\circ, 9^\circ$	$\alpha = 1^\circ \text{ bis } 9^\circ$
Klappenwinkel	$\beta = 0^\circ \text{ bis } 45^\circ$,	$\beta = 0^\circ \text{ bis } 45^\circ$,
gemessene Klappenkräfte	$F \leq 1,2\text{N}$	$0,5\text{N} \leq F \leq 3,4\text{N}$

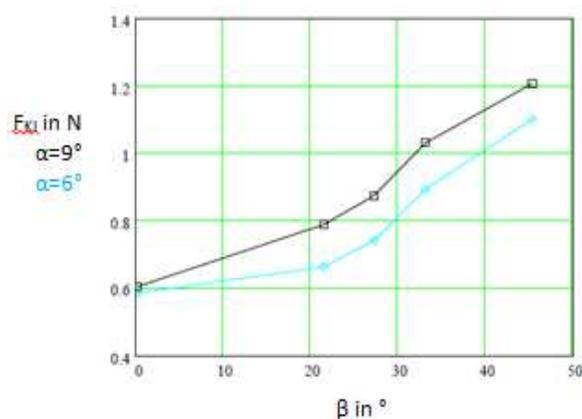


Abb. 5-6 Kennlinie Zugkraft in Abhängigkeit von β bei $\alpha=9^\circ$ und $\alpha=6^\circ$ bei $v=9\text{m/s}$

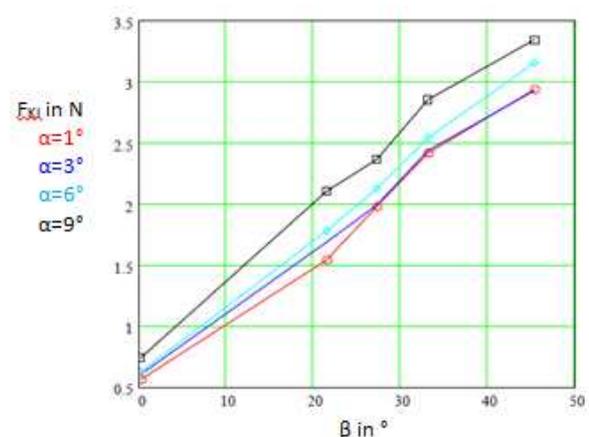


Abb. 5-7 Kennlinie Zugkraft in Abhängigkeit von β bei $\alpha=0^\circ; 3^\circ; 6^\circ; 9^\circ$ bei $v=15,2\text{m/s}$

Die im Windkanal gewonnenen Kraftwerte (Abb. 5-6; Abb. 5-7) bestätigen die in den Messflügen gewonnenen Kraftwerte. Ein Vergleich bei $v=15\text{m/s}$ mit dem Programm Rudermomentberechnung V1.4 [PR4] zeigt, dass die dort berechneten Werte um den Faktor 2 größer liegen.

5.4 Vergleich mit der theoretischen Abschätzung

Bei den bei den Freiflugmessungen gewonnenen Daten ist der Vergleich nicht immer einfach, weil die Messungen durch Effekte wie die Phygoide gestört wurden.

Tabelle 5-3 Vergleich der theoretischen Werte mit den Messwerten

	$\beta=28^\circ; v=15\text{m/s}$	$\beta=42^\circ; v=15\text{m/s}$	$\beta=42^\circ; v=10\text{m/s}$
Theorie (Programm Rudermomentberechnung V1.4 [PR4])	$F=3,1\text{N}$	$F=4,6\text{N}$	$F=2\text{N}$
Freiflugmessungen	$F=2,9\text{N}$	$F=3\text{N}$	$F=1,6\text{N}$
Windkanalmessungen	$F=2\text{N}$	$F=3\text{N}$	$F=1,1\text{N}$

Aus Tabelle 5-3 kann man erkennen, dass die theoretischen Werte, die das Programm „Rudermomentberechnung V1.4“ [PR4] ausgibt, immer über den tatsächlichen Werten aus dem Windkanal als auch über denen aus den Freiflugmessungen liegen. Das heißt, dass die Kräfte an Klappen meist überschätzt werden. Da man das Material nie so stark bis an die Grenze belasten sollte, ist es nicht falsch, die leicht überhöhten Werte der Theorie zur Abschätzung anzunehmen, denn, wie man erkennen kann, liegen die bei den Freiflugmessungen aufgenommenen Werte über den im Windkanal gemessenen. Es gibt also beim Fliegen immer Faktoren, die man vorher nicht einrechnen kann. Ein solcher Faktor wäre z.B. die periodische Mehrbelastung durch die Auf- und Abwärtsbewegung in der Phygoide.

5.5 Messwerte am Modell „Multiplex Parkmaster 3D“ – Kräftemessungen am Höhenruder



Abb. 5-8 Messwertediagramm Rückenflug und Aufrichten mit einem Looping (Screenshot „Weatronic GigaControl“) Zeitausschnitt: 3min45s ≤ Δt ≤ 3min53s; Modell im Rückenflug 3min46s ≤ Δt ≤ 3min50s

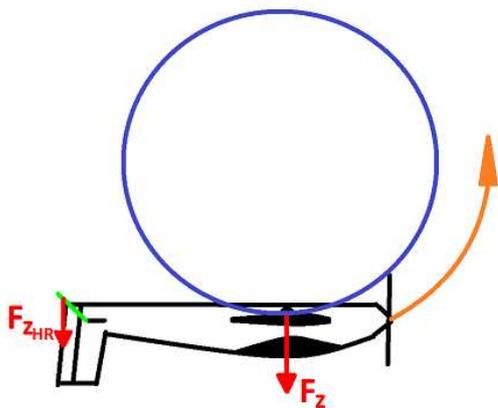


Abb. 5-9 Flugbahn Looping

Das Modell bewegt sich mit einer Geschwindigkeit von $v=14\text{m/s}$ im Rückenflug und hat diese Geschwindigkeit an dem Zeitpunkt, an dem das Höhenruder stärker gezogen wird ($\beta=45^\circ$; bei 3min49s). Kurz darauf folgt ein Abfall der Geschwindigkeit, doch trotzdem steigt die Kraft am Höhenruder noch bis fast 3min50s auf $F_{HR_{\max}}=2,25\text{N}$ an. Diese Kraftwirkung lässt sich nur mit Zentrifugalbeschleunigungskräften, die in dem sehr eng geflogenen Looping ($d=2\text{m}$) wirken, erklären. Die rechnerisch abgeschätzte Masse des Teils des Ruders, welches hinter dem Scharnier sitzt, ist $m\approx 12\text{g}$. Die Beschleunigung im Looping berechnet sich aus:

$$a = \frac{v^2}{r}$$

$$a \approx 60 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

$$F = m * a$$

$$F = 0,75$$

Das ist nicht die Kraft, die wir im Rudergestänge gemessen haben.

Wenn wir davon ausgehen, dass die Beschleunigungskraft am Schwerpunkt des Ruders angreift, so ist dieser Hebel 4cm lang. Das Ruderhorn ist aber nur 1,6cm lang. So lässt sich laut Hebelgesetz folgende Verhältnisgleichung aufstellen:

$$4 * 0,75 = 1,6 * F_{\text{Gestänge}}$$

$$F_{\text{Gestänge}} = 1,8\text{N}$$

Dieser berechnete Wert ($F_{\text{Gestänge}}=1,8\text{N}$) liegt dem gemessenen Wert von $F_{HR}=2,25\text{N}$ nahe. Die Abschätzung über die Zentrifugalkraft scheint berechtigt.

Die Widerstandskraft gegenüber der Luft würde 2,5N betragen, wenn man das Ruder als Fläche betrachtet. Da die Geschwindigkeit aber weiter abnimmt, verringert sich auch diese Kraft entsprechend.

So kann man den gemessenen Wert als Summe aus Zentrifugalbeschleunigungskräften und abnehmenden Luftwiderstandskräften ansehen.

6 Danksagung

Ein besonderer Dank geht an meinen Betreuer Herrn Hans Langenhagen, welcher mich in dem gesamten Entstehungsprozess begleitet, fachlich angeleitet und unterstützt hat.

Für die Bereitstellung des Kraftsensors bedanke ich mich bei dem Fraunhofer IZFP-Dresden, insbesondere bei Herrn Bernd Frankenstein. Dem Team des Windkanals Dresden-Klotzsche, insbesondere Herrn Uwe Schönlebe möchte ich Dank aussprechen. Ohne sie hätte sich die Möglichkeit die Messergebnisse zu überprüfen nicht ergeben. Außerdem ist der MFC Rossendorf hier zu erwähnen, durch den der Segelflieger sowie die Fernsteuerung mit Telemetriesystem zur Verfügung gestellt wurden. Ich bedanke mich bei allen weiteren Personen, die zum Gelingen dieser Arbeit beigetragen haben.

7 Literaturverzeichnis

- [A1] Althaus, D., Profilpolaren für den Modellflug, Necker-Verlag VS-Villingen, 1980
- [IL1] Iwe, H., Langenhagen, H.: Datenlogger
<http://www.mfc-rossendorf.de/fileadmin/Projekte/Datenlogger/Datenlogger.htm>
- [I2] <http://www.iedhamburg.de/> > Grundwissen > DMS-/Brückenverstärker, Dezember 2012
- [K2] Kester, W.: Strain, Force, Pressure and Flow Measurements, Section 4, Analog Devices
- [L3] Langenhagen, H., persönliche Mitteilung, 2012
- [LZ4] Langenhagen, H., Zimmermann, R.: Messungen am fliegenden Fernlenkmodell, 1994, FMT-Kolleg Nr. 17, VtH-Verlag, Baden-Baden, 1994, S.61-68
- [N4] Neunaß, E., Praktische Strömungslehre, VEB Verlag Technik, 1967
- [PR4] <http://home.germany.net/100-173822/schwerp.htm>
- [S5] Schenk, H.: Die Phygoide "Alles geregelt", 1995, FMT Kolleg Nr. 19 VtH-Verlag, Baden-Baden
- [WKK6] <http://www.wkk-dd.de/>
- [WKK7] Langenhagen, H., Schmidt, F.: Klappenmessung ArcusSport am Windkanal Dresden-Klotzsche, Kurzbericht, 26. Nov. 2012

8 Abkürzungen, Formelzeichen

Abkürzungen

Brushlessmotor	Bürstenloser Elektromotor
ca.	circa
DMS	Dehnungsmessstreifen
EPP	Expandiertes Polypropylen
FHSS	frequency hopping spread spectrum (Frequenzsprungverfahren)
grad/deg	Grad
LiPo	Lithium-Polymer-Akku
MFC	Modellflugclub
RC	remote-controlled (funkferngesteuert)
Servo, das	Servomotor, Rudermaschine (in der Literatur herrscht Uneinigkeit über den Genus der Abkürzung)
z.B.	zum Beispiel

Formelzeichen

a	Beschleunigung	l	Länge
A _f	Tragflügelflächeninhalt	l _{Kl}	Länge der Klappe
A _{Kl}	Fläche der Klappe	M	Drehmoment
C _a	Auftriebsbeiwert	m	Masse
C _w	Widerstandsbeiwert	M _{Kl}	Ruderdrehmoment
d	Durchmesser	M _S	Drehmoment Servo
E	Aerodynamische Qualität E=1/ ε	n	Drehzahl
F	Kraft in N	P _{el.}	elektrische Leistung
F _A	Auftriebskraft	P _{mech.}	mechanische Leistung
F _{AH}	Auftriebskraft am Höhenruder	P _{Reib.}	Reibungsarbeit
F _G	Gewichtskraft	R	elektrischer Widerstand
F _{Gestänge}	berechnete Kraft am Sensor	r _H	Höhenleitwerkshebelarm
FHR _{max}	maximale Kraft am Höhenruder	T	Periodendauer
F _{Kl}	Klappenkraft	U	Spannung in V
F _{Luft}	Kraft an Klappe	U _A	Ausgangsspannung des Verstärkers
F _R	resultierende Kraft	U _{Br}	Brückenspannung
F _S	Servokraft	U _{Sbr}	Signalspannung der Sensorbrücke
F _{Sens}	gemessene Kraft am Sensor	v	Geschwindigkeit
F _w	Widerstandskraft	V	Verstärkung
g	Ortsfaktor g=9,81m/s ²	v _{si}	Sinkgeschwindigkeit
G	gain - Verstärkung	α	Anstellwinkel des Modells
h _{Kl}	Länge des Ruderhorns (Ruderhebel)	β	Klappenwinkel
h _S	Länge Servohebel	β _S	Servowinkel
I	Strom in A	γ	Gleitwinkel
i	Übersetzungsverhältnis	ε	Gleitzahl
k	Dehnungsempfindlichkeit	ε _{Sens}	relative Längenänderung des DMS
		ω	Winkelgeschwindigkeit