

Überprüfung von Antriebskonfigurationen eines Elektroflugmodells mittels on-board-Meßdatenerfassung

Projektarbeit im Fach Physik/Technik, 11.Klasse Gymnasium Dresden Blasewitz (MAN), 1996/97

1. Das Ziel der Arbeit
2. Die Funktionsweise einer Luftschraube
3. Die Meßelektronik
4. Betrachtung zu Meßfehlern
5. Der Einbau der Meßelektronik
6. Versuchsdurchführung und Ergebnisse
7. Zusammenfassung
8. Literaturverzeichnis

1. Das Ziel der Arbeit

Die Jugendlichen des Modellflugclub Rossendorf e.V. nehmen aktiv am Wettkampfgeschehen des Deutschen Aeroclubs (DAeC) teil. Dieser veranstaltet pro Jahr 2 zentrale Wettkämpfe; es ist jedoch auch die Durchführung lokaler Wettkämpfe auf Landesebene erlaubt, die z.B. von Vereinen oder Schulen organisiert werden können. Um dafür einigermaßen vergleichbare Bedingungen zu schaffen, werden für die Wettkämpfe nur Flugmodelle gleichen Typs zugelassen. Im Elektroflug (Klasse Motorsegler) wurde zu diesem Zweck bis 1995 der Elektro-UHU der Fa. Graupner verwendet, ab 1996 führte der gleiche Hersteller ein neues Modell, den ClubStar, ein.

Ohne Bewertung bietet die Fa. Graupner für dieses Modell drei Antriebskonfigurationen an:

	Variante 1	Variante 2	Variante 3
Antriebsart Motor	direkt Speed 600 Eco	Getriebe, Untersetzung 4:1 Speed Gear 400	Getriebe, Untersetzung 2.8:1 Speed Gear 500?
Luftschraube Durchmesser D x Steigung H	8'' x 4.5'' = (20.32 x 11.4)cm	12'' x 10'' = (30.5 x 25.4)cm	11'' x 8'' = (28 x 20)cm
Akku	7 Zellen, C = 1.7 Ah	7 Zellen, C = 800 mAh	7 Zellen, C = 1.7 Ah
Startmasse	$m_{St1} = 1638 \text{ g}$	$m_{St2} = 1545 \text{ g}$	$m_{St3} = 1628 \text{ g}$

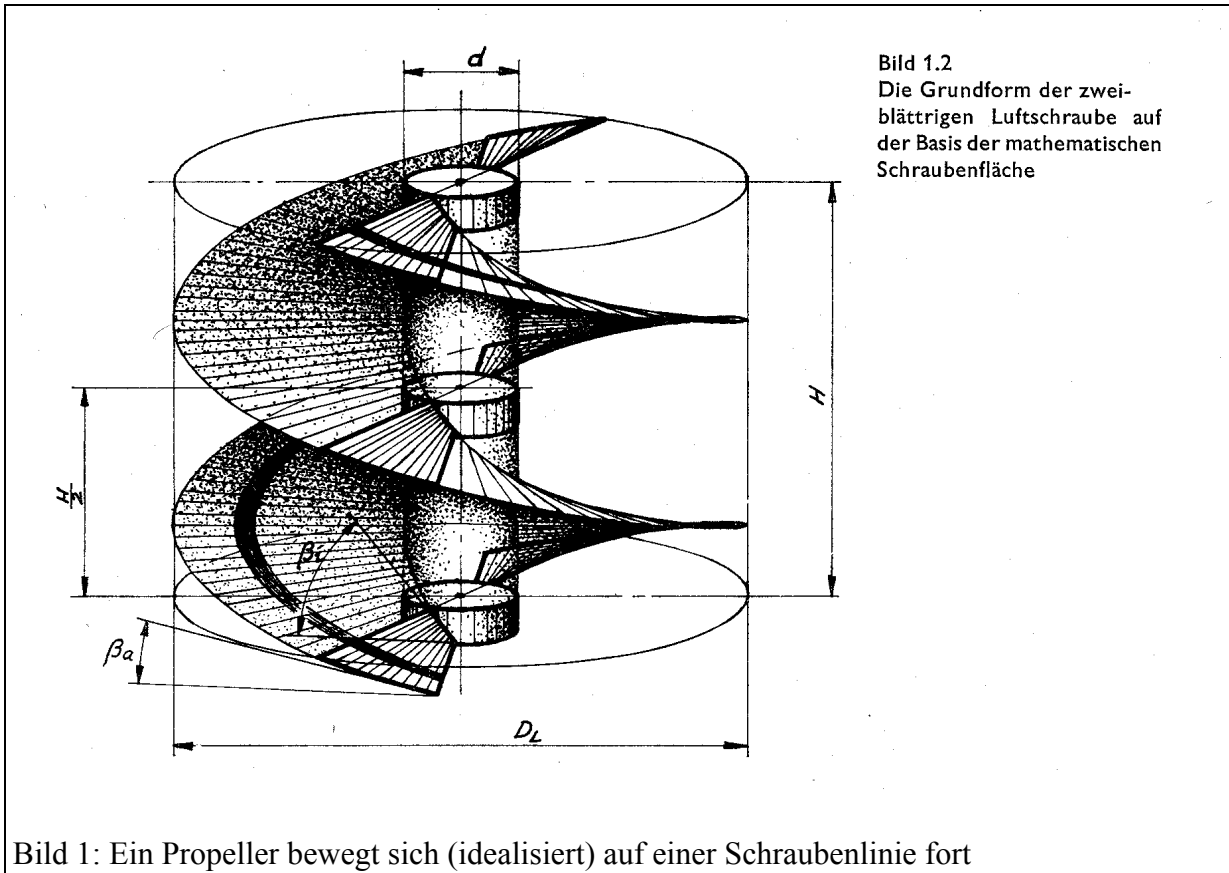
Tabelle 1: Zur Auswahl stehende Antriebskomponenten des ClubStar und resultierende Startmasse

Für den Modellpiloten ist es nun wichtig, den effektivsten Antrieb unter diesen Varianten auszuwählen. Das Ziel besteht darin, durch Auswertung von Meßflügen zu den Eigenschaften jeder Antriebsvariante etwas auszusagen.

2. Die Funktionsweise einer Luftschraube

Da die Luftschraube einen sehr großen Einfluß auf den Wirkungsgrad eines Antriebes hat, soll an dieser Stelle kurz auf Aufbau und Funktion dieser eingegangen werden.

Die Luftschraube erzeugt die Vorwärtsbewegung dadurch, daß sie sich - ähnlich einem Gewindebolzen in eine Mutter - in die Luft hineinschraubt. Im allgemeinen erfolgt diese Bewegung in Richtung der Drehachse. Um dieses Hineinschrauben zu ermöglichen, muß die Grundform der Luftschraube von der mathematischen Schraubenform abgeleitet sein. Eine solche Schraubenfläche entsteht, wenn die Radiuslinie R um den Kreismittelpunkt rotiert und sich gleichzeitig mit konstanter Geschwindigkeit v entlang der Drehachse fortbewegt, Bild1. In Anlehnung an eine Arbeit von SCHENK [1] werden nachfolgend die Parameter der Luftschraube genannt und in ihrer Auswirkung kurz beschrieben.



Der Durchmesser D gehört neben der Steigung H zu den eine Luftschraube kennzeichnenden Größen. Bei einem handelsüblichen Propeller mit z.B. dem Aufdruck 12''x 10'' beträgt der Durchmesser $D = 12 \text{ Zoll} = 12 \cdot 2.54 \text{ cm} = 30,5 \text{ cm}$, die Steigung $H = 10 \cdot 2.54 \text{ cm} = 25,4 \text{ cm}$. Der Durchmesser hat einen sehr großen Einfluß auf die Eigenschaften eines Propellers; eine Änderung um $\Delta D/D = 10\%$ hat schon erhebliche Folgen.

Bei der Anzahl der Blätter gilt die Regel: nur so viel, wie nötig. In einer Analogiebetrachtung *Propeller - rotierender Tragflügel* scheint es auch nicht sinnvoll, mit einem Modell mit zu großem Flächeninhalt schnell fliegen zu wollen: der Auftriebsbeiwert c_a ist klein, der zugehörige Widerstandsbeiwert c_w jedoch gleich groß oder nur wenig kleiner als bei großem c_a .

Eine typische Blattform- bzw Tiefenverteilung zeigt Bild 2. Wiederum wie beim Tragflügel, ist auch hier die Auftriebsverteilung nur durch die Tiefenverteilung gegeben, die Blattform selbst - etwa eine Vor- oder Rückpfeilung - spielt keine Rolle.

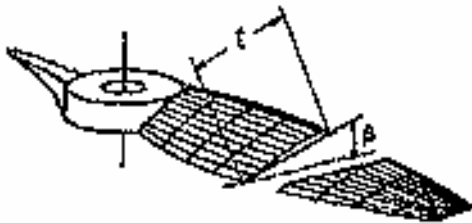


Bild 2a: Zur Definition von Tiefen- und Blattwinkelverteilung am Propeller



Bild 2b) Typische Tiefen- und ...

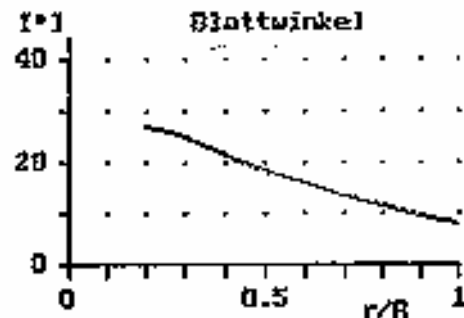


Bild 2c) ... Blattwinkelverteilung eines Propellers

Die Steigung H ist die zweite Größe, die vom Hersteller angegeben und auf dem Propeller beschriftet ist. Sie ist nach Bild 1 ein Maß für den Weg, den die Radiuslinie bei einer Umdrehung von 360° in Richtung der Drehachse zurücklegt. Die Steilheit des Blattwinkels beträgt $\tan\beta = H/2\pi R$ (man denke sich den Umfang $2\pi R$ in die Ebene abgewickelt), der Wert der Steigung also $H = 2\pi R \tan\beta$. Soll der Propeller Schub erzeugen, so muß der pro Zeiteinheit zurückgelegte Weg $dH/dt = n \cdot H$ größer sein als die Eigengeschwindigkeit v des Modells

$$n \cdot H > v \quad (1)$$

Beispiel: Ein Propeller der Größe $D \times H = 9.8'' \times 6''$ dreht mit der Drehzahl $n = 8000/\text{min}$. Wie groß darf die Eigengeschwindigkeit v des Modells höchstens sein, damit Gl (1) erfüllt ist? Unter Berücksichtigung des Zusammenhangs von $1'' = 2.54\text{cm}$ wird $n \cdot H = (8000/60\text{s}) \cdot 15.24\text{cm} = 20.32\text{m/s}$, d.h. die Modellgeschwindigkeit muß $v \leq 20\text{m/s}$ sein. Frühere Messungen an einem vergleichbaren Modell, dem ELEKTRO-UHU [3] haben ergeben, daß die Geschwindigkeit für das beste Steigen im Bereich $7\text{m/s} \leq v \leq 8\text{m/s}$ liegt; Gl(1) ist damit erfüllt. Wäre die Eigengeschwindigkeit des Modells höher als $v = 20\text{m/s}$, was z.B. im Sturzflug passieren könnte, so würde der Propeller „durchdrehen“ - die Motordrehzahl ginge infolge fehlender Last hoch, ohne jedoch Schub zu erzeugen.

Verallgemeinernd läßt sich aus Gl(1) ablesen: je größer die Eigengeschwindigkeit v des Modells im (antriebslosen) Gleitflug ist, um so größer muß das Produkt aus Drehzahl n und Steigung H des Propellers sein, damit Schub erzeugt werden kann. Andererseits haben (Elektro- wie Verbrenner-) Motoren ihren maximalen Wirkungsgrad bei einer bestimmten Drehzahl n ; soll das Modell bzw Flugzeug also schnell fliegen - wie im Falle des Horizontal - bzw. Reisefluges - so ist eine größere Steigung H erforderlich, als wenn das Modell bzw Flugzeug im Steigflug und damit langsamer fliegen soll. In Umsetzung dieser Erkenntnis wurden Ende der 30er Jahre/Anfang 1940 die Jagdflugzeuge Messerschmitt *Bf 109* und Vickers *Spitfire* mit *Verstellpropeller* ausgerüstet.

Wie groß die entsprechenden Geschwindigkeitsunterschiede im Modellbereich sind und bei welchen Anforderungen sich auch dort ein Verstellpropeller lohnen würde, konnte infolge des Versagens der Geschwindigkeitsmessung nicht geklärt werden. Es läßt sich jedoch eine Abschätzung für den Mindestwert der Steigung in Abhängigkeit typischer Modellparameter angeben. Für die Geschwindigkeit eines Modells im Gleitflug, bei der das Sinken minimal ist, gilt [2]

$$v \approx \sqrt{\frac{F_G}{A} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{1}{c_a}} \quad (2)$$

Diese Geschwindigkeit ist etwa identisch mit der des besten Steigfluges, weshalb damit für die Propellersteigung nach Gl(1) wird

$$H \geq \frac{1}{n} * \sqrt{\frac{F_G}{A} * \frac{2}{\rho} * \frac{1}{c_a}} \quad (3)$$

Hierin bedeuten $F_G = m * g$ die Gewichtskraft, A die Flügelfläche, ρ die Luftdichte und c_a der Auftriebsbeiwert.

Man sieht, daß für ein Modell mit bestimmter Flächenbelastung die zu wählende Steigung H des Propellers nun auch noch von der Drehzahl n des Motors abhängt: ist diese groß, genügt eine kleine Steigung, wird diese jedoch klein gewählt - z.B. durch Einsatz eines Untersetzungsgetriebes - so muß die Steigung größer sein (der je Zeiteinheit zurückgelegte Weg $dH/dt = n * H$ muß durch einen größeren Wert von H wieder passend gemacht werden).

Beispiel:

Die beste *Steigzahl* eines Flügelprofils liegt in der Nähe seines maximalen Auftriebsbeiwertes $c_{a_{max}}$, näherungsweise kann man mit $c_{a_{max}} = 1$ rechnen. Mit den weiteren Werten: Flügelfläche $A_F = 0.41m^2$, Startmasse $m_{St} = 1,64$ kg, Erdbeschleunigung $g = 9,81m/s^2$ und Luftdichte $\rho = 1.25$ kg/m³ wird nach Gl (2) die Modellgeschwindigkeit im stationären Gleitflug $v \approx \sqrt{(1,64kg * 9.81m/s^2) * 2 / 0.41m^2 * 1.25kg} = 7.92$ m/s. Mit der Drehzahl $n = 7000/min$ erhält man dann nach Gl (3) die Mindestgröße für die Propellersteigung $H > (1min/7000) * 792cm/s = (60s/7000) * 792cm/s = 6.78cm$. Die so berechneten minimalen Gleitfluggeschwindigkeiten für alle drei Motorisierungsvarianten des ClubStar und die daraus resultierenden Mindestwerte der Steigungen zeigt Tabelle 2:

	Variante 1	Variante 2	Variante 3
Antriebsart	direkt	Getriebe, Untersetzung	Getriebe, Untersetzung
Motor	Speed 600 Eco	4:1 Speed Gear 400	2.8:1 Speed Gear 500?
Drehzahl	$n_1 = 7000$ 1/min	$n_2 = 6500$ 1/min	$n_3 = 7550$ 1/min
Startmasse	$m_{St1} = 1638$ g	$m_{St2} = 1545$ g	$m_{St3} = 1628$ g
Modellgeschwindigkeit, Gl(2)	$v_{St1} = 7.92$ m/s	$v_{St2} = 7.69$ m/s	$v_{St3} = 7.89$ m/s
resultierende Steigung, Gl(3)	$H_1 > 6.8$ cm	$H > 7.1$ cm	$H_3 > 6.3$ cm
tatsächliche Steigung	$H_1 = 11.4$ cm	$H_2 = 25.4$ cm	$H_3 = 20$ cm

Tabelle 2: Aus unterschiedlichen Drehzahlen und Abflugmassen resultierende Propellersteigungen

Nun kann man am praktisch ausgeführten Propeller feststellen, daß der Blattwinkel β über dem Radius nicht konstant bleibt. Vielmehr nimmt er - beginnend mit einem sehr großen Wert von z.B. $\beta = 30^0$ - von der Welle zum Blattende hin stetig ab, z.B. auf $\beta = 10^0$, Bild 2. Ersetzt man den feste Radius R durch die Radiusvariable $r = x * R$, mit $0 \leq x \leq 1$, so wird die Blattwinkelsteilheit $\tan\beta = H/2\pi xR$ und die Steigung $H = x\pi D \tan\beta$. Die nun über der Radiusstation $x = r/R$ vorhandene Steigungsverteilung zeigen die Graphiken in Bild 3.

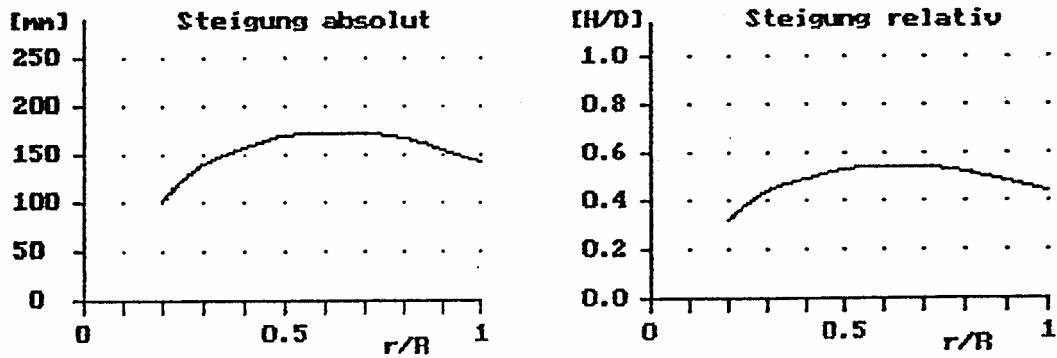


Bild 3 Absolute und relative Steigung über der Radiusstation

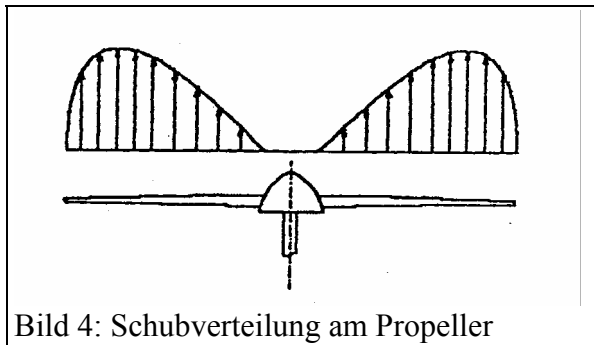


Bild 4: Schubverteilung am Propeller

Propeller sind bei rund dreiviertel des Radius, nämlich im Bereich $0.7 \leq x \leq 0.75$ am aktivsten, die Schubverteilung über dem Radius hat dort etwa ihr Maximum, Bild 4. Deshalb gilt auch für den Nennwert der Steigung eines Propellers der an dieser Stelle meßbare Wert, also $H(0.75)$.

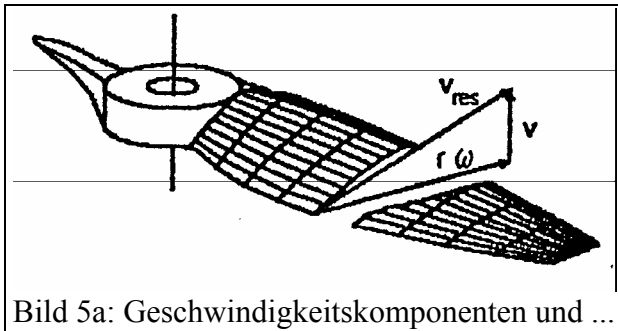


Bild 5a: Geschwindigkeitskomponenten und ...

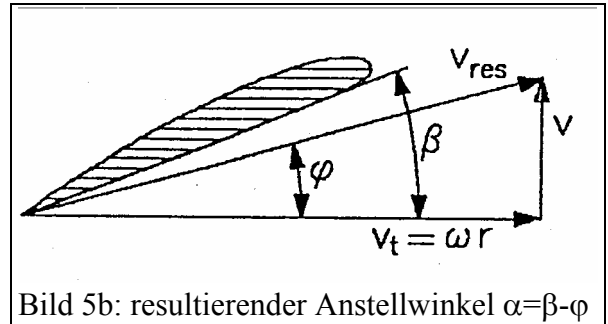


Bild 5b: resultierender Anstellwinkel $\alpha = \beta - \varphi$

Die Anströmrichtung bzw der Anströmwinkel φ des Propellers setzt sich zusammen aus den Komponenten Umlaufgeschwindigkeit $U = r \cdot \omega$ und Fluggeschwindigkeit v , Bild 5. Hier wird nochmals der schon im Zusammenhang mit der Steigung H , Gleichungen (1), (3) erwähnte Sachverhalt anschaulich, daß ein großes Verhältnis v/U einen großen Winkel β - gleichbedeutend mit einer großen Steigung - erfordert (und umgekehrt), damit für das Profil ein brauchbarer Anstellwinkel $\alpha = \beta - \varphi$ übrigbleibt.

Das Verhältnis von Fluggeschwindigkeit v und Umfangsgeschwindigkeit U wird als Fortschrittsgrad λ eines Propellers bezeichnet

$$\lambda = v / R \cdot \omega \quad (4)$$

Wegen $\tan \varphi = v/U = v / R \cdot \omega$, Bild 5, läßt sich mit Kenntnis von λ als vorgegebener Entwurfsgröße für jede Stelle x am Blatt der Anströmwinkel φ berechnen

$$\varphi = \arctan (\lambda/x) \quad (5)$$

Hier wird auch aus mathematischer Sicht klar, daß für Radiusstationen $x \rightarrow 0$, also zur Achse hin, die Anströmwinkel $\varphi \rightarrow 90^\circ$ (praktisch: $\varphi \rightarrow 30^\circ \dots 40^\circ$, Bild 2c) gehen müssen, damit auch vom Propellerinneren noch Schub erzeugt werden kann, wenngleich nur in geringem Maße, siehe Bild 4.

Betrachtung zu Profil und Reynoldszahl eines Propellers resultieren ebenfalls aus der Ähnlichkeit zum Tragflügel. Für langsamfliegende Modelle mit großen und langsamlaufenden Luftschrauben (z.B. in Freiflug- und Saalflugmodellen mit Gummimotorantrieb oder RC-Slow-Flyer) werden vorteilhaft Profile mit großer Wölbung -bis etwa E61- eingesetzt. Ihr maximaler Auftriebsbeiwert $c_{a\max}$ liegt bei Werten bis zu 1,3. Allerdings müssen diese durch einen entsprechend großen Anstellwinkel $\beta - \varphi$ auch erzielt werden; für kleinere Auftriebsbeiwerte nimmt der Widerstand rasch zu. Dagegen haben sich als Standardprofil solche mit gerader Unterseite bei (8 ... 12)% Dicke bewährt, etwa CLARKY oder E193. Die Polaren dieses Types weisen einen geringen Widerstand über einen großen Anstellwinkelbereich auf und sind damit recht universell einsetzbar. Für die Reynoldszahl Re eines luftumströmten Körpers gilt die Näherungsbeziehung

$$Re \approx v \cdot l \cdot 70 \quad (6)$$

wobei für die Geschwindigkeit v in m/s, die Länge l in mm einzusetzen sind. Die resultierende Geschwindigkeit am Propellerprofil ist, vgl. Bild 5,

$$v_{res} = \sqrt{v^2 + (x \cdot R \cdot \omega)^2}$$

und mit $\omega = n \cdot 2\pi/60 = n \cdot \pi/30$ an der Stelle $x = 0.75$ wird

$$v_{res} = \sqrt{v^2 + (R \cdot n)^2 \cdot 6.17 \cdot 10^{-3}} \quad (7)$$

Aus Messungen an Modellflugprofilen ist bekannt, daß deren kritische Reynoldszahl Re^* nahe $Re = 60000$ liegt, z.B. [5], [6]; ein Propeller sollte also sicherheitshalber für $Re(t_{0.75}) \geq 100000$ ausgelegt sein.

Beispiel: Ein Propeller der Größe $D \times H = (20.32 \times 11.4)$ cm habe eine Profiltiefe $t_{0.75} = 0.18 \cdot 10.16$ cm = 18.3mm, seine Drehzahl betrage $n = 7000$ /min und die Modellgeschwindigkeit sei $v = 8$ m/s. Nach Gl (7) ist $v_{res} = \sqrt{64 \text{m}^2 \text{s}^{-2} + (0.102 \text{m} \cdot 7000 \text{s}^{-1})^2 \cdot 6.17 \cdot 10^{-3}} = 56.4 \text{ms}^{-1}$, nach Gl(6) ist $Re = 56.4 \text{ms}^{-1} \cdot 18.3 \cdot 70 = 72\,292$, dieser Wert liegt nur knapp über der kritischen Reynoldszahl; seine Tiefenverteilung sollte um etwa den Faktor 1.5 vergrößert werden.

Der Wirkungsgrad eines Propellers ist wie bei jeder anderen leistungsumwandelnden Vorrichtung definiert als das Verhältnis von abgegebener zu zugeführter Leistung.

$$\eta = P_{ab}/P_{zu} \quad (8)$$

Die zugeführte Leistung ist hier die Wellenleistung des Motors, definiert als das Produkt von Drehmoment M und Winkelgeschwindigkeit ω

$$P_W = M \cdot \omega = M \cdot n \cdot 2 \cdot \pi / 60 \quad (9)$$

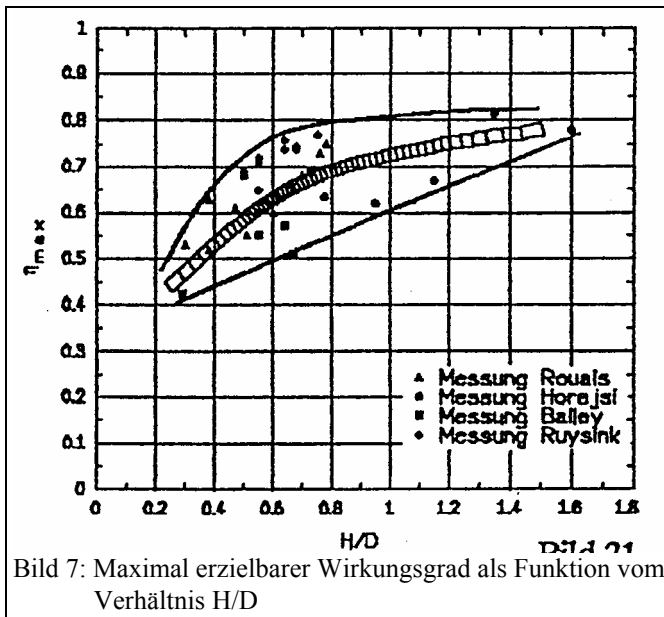
Die abgegebene Leistung ist die Vortriebsleistung als Produkt von Schubkraft F_S und erzielter Fluggeschwindigkeit v

$$P_V = F_S \cdot v \quad (10)$$

Damit wird der Wirkungsgrad

$$\eta = P_V / P_W = 30 \cdot F_S \cdot v / \pi \cdot M \cdot n \quad (11)$$

Beispiel: Bei der Untersuchung eines elektrisch angetriebenen Modells, ausgerüstet mit einem Motor Speed 600 und einer Luftschraube $D \times H = 11'' \times 8''$, ergaben sich folgende Werte [3]: Schubkraft $F_S = 1.5\text{N}$ bei einer Fluggeschwindigkeit $v = 14\text{m/s}$ (Freiflugmessung); Drehmoment $M = 1.8\text{Ncm}$, Drehzahl $n = 16000\text{ 1/min}$ (Standmessung). Nach Gl (9) ist $P_W = 0.02\text{Nm} \cdot 16000 \cdot 6.28/60\text{s} = 33\text{W}$, nach Gl (10) $P_V = 1.5\text{N} \cdot 14\text{m/s} = 21\text{W}$. Nach Gl (8) liegt damit der Wirkungsgrad des Propellers bei $\eta = 21\text{W}/33\text{W} = 0.62$.



Zusammenfassend weisen grafische Darstellungen aus, in welchem Maße der erzielbare Wirkungsgrad η durch die einzelnen Parameter beeinflussbar ist. Die Auswirkung einer möglichen Fehlanpassung zwischen Steigung und Fluggeschwindigkeit zeigt Bild 6; in Bild 7 ist dargestellt, daß das Verhältnis: Steigung zu Durchmesser H/D sogar für den maximal erzielbaren Wirkungsgrad verantwortlich ist. Übliche Modellflugpropeller liegen dabei im Bereich $0.4 \leq H/D \leq 0.9$; Werte von $H/D = 1.5$ sind selten, sie kommen z.B. bei Gummimotor-Modellen vor, und unterhalb $H/D = 0.4$ liegen Hubschrauber-Rotoren. Die Messungen

zur Re-Zahl-Abhängigkeit, Bild 8, zeigen schließlich, daß $Re = 1.5 \cdot 10^5$, besser noch $Re = 2 \cdot 10^5$ anstrebenswert ist.

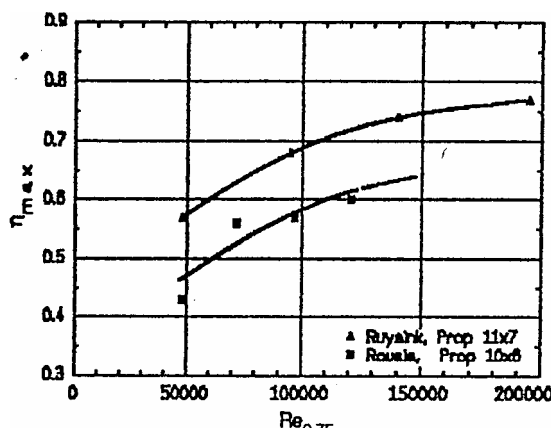


Bild 6: Wirkungsgrad abhängig von der Fluggeschwindigkeit v

*) Unterhalb der kritischen Reynoldszahl eines Profils entsteht gravierender Widerstandszuwachs infolge Bildung laminarer Ablöseblasen.

3. Die Meßelektronik

Für die Messungen an den Flugmodellen standen uns zwei Datenerfassungssysteme zur Verfügung.

1. MODIS (Modell - Datenerfassungs- und Informationssystem), der Fa. robbe
2. Telemetriesystem der Firma robbe

Das System MODIS befindet sich komplett an Bord des Flugzeuges. Die verschiedenen Flugdaten werden im Gerät gespeichert und müssen am Ende des Fluges mit dem Computer ausgelesen werden.

Beim Telemetriesystem sind die Sensoren an einen Sender im Flugzeug angeschlossen. Die Daten werden bereits während des Fluges zum Empfänger gesendet. Dieser Empfänger kann die Daten speichern oder sofort an den Computer weitergeben.

Bei MODIS ist die Abtastrate einstellbar:

Das Telemetriesystem ermöglicht bei interner Datenspeicherung (Empfänger) eine Abtastrate von 1 Hz mit einer Aufzeichnungsdauer von 25 min. Bei externer Datenspeicherung (z.B.: Laptop) beträgt sie 5Hz bei einer Dauer von

Abtastrate	max. Aufzeichnungsdauer
1 Hz	55 min
2 Hz	27 min
10 Hz	6 min
125 Hz	30 sec

1h30min. Der Digitalkanal des Telemetriesystems arbeitet mit einer Impulsbreite von 500-2500µs und einer Wiederholrate von 10-30ms

Die Sensoren beider Systeme sind untereinander austauschbar.

Folgende Sensoren standen zur Verfügung: Stromsensor, Spannungssensor, Höhensensor, Vario - Sensor (gibt Steig- bzw. Sinkgeschwindigkeit an), Drehzahlsensor, Geschwindigkeitssensor.

Nachfolgend wird auf die Funktionsweise einiger Sensoren eingegangen.

Höhensensor: Der Sensor mißt den Absolutwert des Luftdruckes. Dieser nimmt mit der Höhe ab, und zwar näherungsweise nach folgender Beziehung, wobei h in km [7]:

$$p(h) = p_0 \cdot \left(1 - \frac{6.5}{288} \cdot h\right)^{5.25} \quad (12)$$

Beispiel Bei einer Höhenänderung von 0m auf 100m ergibt sich ein Druckunterschied

$$\Delta p = p_{100} - p_0 = 1,013 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2 - 1,001 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2 = 0,012 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2 = 0,012 \cdot 10^5 \text{ Pa.}$$

Die Meßwerte infolge der genannten Höhenänderung liegen demnach im Promille-Bereich bezogen auf den Luftdruck und zeigen, welche hohe Empfindlichkeit und Stabilität der gesamten Meßanordnung nötig ist.

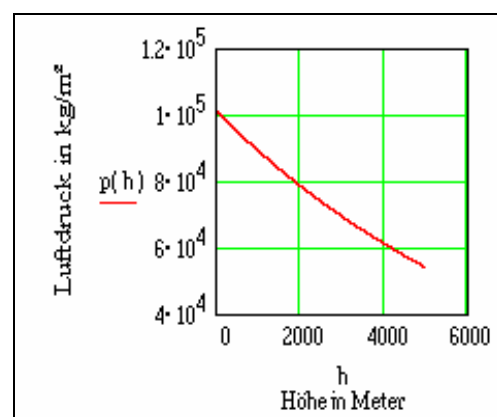


Bild 9: Luftdruckänderung über der Höhe

Vor jedem Start muß der Sensor auf Höhe 0 eingestellt werden. Es ist möglich, die Höhe bezüglich des Startortes zu messen, indem man die Höhe des Startortes (ü. NN) in den Empfänger des Telemetriesystems eingibt. Zwei Meßbereiche stehen zur Auswahl:

1. -200m bis +800m
2. -400m bis +1600m, jeweils über Starthöhe

Vario - Sensor: Der Sensor ist im Prinzip eine Barometerdose mit einer kleinen Öffnung. Durch diese kann bei Druckänderung die Luft ein- und ausströmen, jedoch nur eine begrenzte Menge je Zeit- einheit. Bleibt der Außendruck (=Luftdruck) über längere Zeit konstant, wird sich eine Druckdifferenz über die Öffnung ausgleichen, die Druckdifferenz zwischen Doseninnerem und außen wird Null.

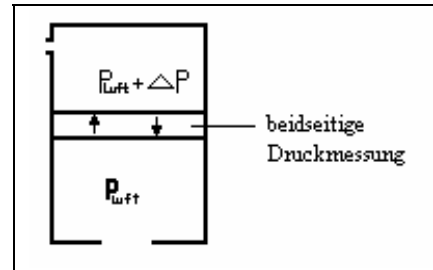


Bild 10: Prinzip des Variometers

Verändert sich der Druck - z.B. durch entsprechend Variometers

schnelles Steigen /Sinken, so wird der Ausgleich weniger gut möglich. Es entsteht eine Druckdifferenz, die umso größer sein wird, je rascher die Änderung des Außendruckes vonstatten geht. Somit ist eine Messung von Steig / Sinkgeschwindigkeit möglich, wiederum zurückgeführt auf eine Messung des atmosphärischen Druckes über der Höhe.

Drehzahlsensor: Seine Bestandteile sind ein Hallsensor und zwei kleine Magneten. Der Sensor wird ortsfest angebaut, während die Magneten am rotierenden Körper befestigt werden (hier am Propeller; im Winkel von 180° zueinander). Bei jeder Drehung des Propellers wirken die Magneten auf den Sensor, wodurch der Halleffekt ausgelöst wird. Diese Impulse werden intern gezählt und dann nach einem definiertem Zeitintervall (z.B. 1ms) ausgelesen. Es werden 2 Impulse pro Umdrehung erzeugt.

Geschwindigkeitssensor: Er besteht aus einem Prandtl'schem Staurohr, das über zwei Schläuche mit dem eigentlichen Sensor verbunden ist. Prandtl-Rohre dienen zur Messung der Geschwindigkeit bei bekannter Strömungsrichtung. Im halbkugelförmigen (oder parabolischen) Kopf des Rohres befindet sich mittig eine Bohrung. Im Flug liegt hier der Gesamtdruck p_{ges} an, der sich als Summe von statischem Druck und dynamischem Druck (Staudruck) ergibt. Im Abstand ca. $0,66 \times D$ befinden sich 90° zur Strömungsrichtung weitere Bohrungen oder auch Schlitze, an denen der statische Druck p_{stat} anliegt. Die Schläuche der jeweiligen Öffnungen werden mit einem Differenzdruckmanometer verbunden, um den dynamischen Druck zu messen [4]:

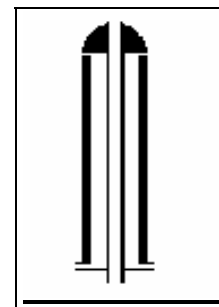


Bild 10: v-Sensor

$$p_{dyn} = p_{ges} - p_{stat}$$

$$p_{dyn} = \frac{\rho}{2} \cdot v^2$$

mit ρ ... Dichte des umströmenden Gases,

$$\rho_{Luft} = 1.29 \text{ kg/m}^3$$

(13)

Beispiel: Die Geschwindigkeit elektrisch angetriebener Anfänger-Flugmodellen liegt etwa im Bereich $5 \text{ m/s} \leq v$

v in m/s	p_{dyn} in Pa
5	16,125
10	64,5
20	258

$\leq 20 \text{ m/s}$. Für $v = 10 \text{ m/s}$ ergibt sich nach Gl(13) $p_{dyn} \approx (0.65 \text{ kg/m}^3) \cdot 100 \text{ m}^2/\text{s}^2 = (65 \text{ kg} \cdot \text{m/s}^2) / \text{m}^2 = 65 \text{ N/m}^2 = 65 \text{ Pa}$, siehe Tabelle. Im Vergleich mit dem normalen Luftdruck ($p = 101325 \text{ N/m}^2$) erkennt man, daß der Sensor sehr empfindlich mißt; seine Meßwerte betragen bei 10 m/s nur etwa 0.5‰ vom statischen Druck.

4. Betrachtung zu Meßfehlern

Durch die digitale Meßelektronik entsteht bei der Digitalisierung der analogen Meßgrößen bereits ein Grundfehler. Das Telemetriesystem arbeitet mit 8-bit - Technik. Der Grundfehler beträgt dann: $F_{gr} = 1/(2^8) \approx 4\%$.

Da unsere Sensoren keine absolut genauen Werte liefern, mußten vor Beginn der Messungen Aussagen über die Genauigkeit der Meßwerte getroffen werden. Wir benutzten dazu andere Geräte, deren Fehlerklasse in der Größenordnung $\leq 1\%$ liegt. Die Elektronik bauten wir so zusammen, wie sie auch im Flug eingesetzt werden sollte. Für die Messungen von Strom und Spannung verwendeten wir ein digitales Meßgerät der Marke Metex. Die Drehzahlmessung führten wir mit einem sogenannten "Digitaltacho" durch (Gerät wirkt wie eine Lichtschranke).

Drehzahlsensor:

Telemetrie (U/min)	Digitaltacho (U/min)	Δn (U/min)	rel. Fehler (%)
4680	4660	20	4,29
4620	4550	70	15,38
4500	4500	0	0
7200	7170	30	4,18
7070	7077	7	0,99
7410	7408	2	0,27
7300	7310	10	1,36
7040	7040	0	0
7250	7260	10	1,37
7700	7700	0	0

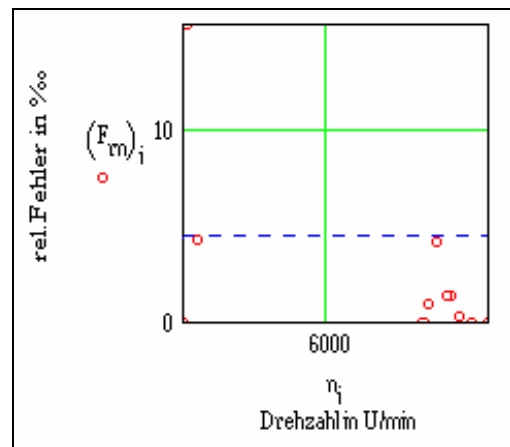


Bild 11: Fehlerband des Drehzahlsensors

Der Drehzahlmesser arbeitet sehr genau. Als relativer Fehler kann $\pm 5\%$ angenommen werden, um den tatsächlichen Wert in diesem Intervall mit großer Wahrscheinlichkeit zu erfassen.

Stromsensor:

Telemetrie I/A	Metex I/A	ΔI I/A	rel. Fehler (%)
4	3,88	0,12	3,09
4,7-5	5,0	0,15	2,9
5-5,3	5,15	0,3	6,0
6,2-6,5	6,26	0,24	3,8
6,8-7,5	7,18	0,38	5,3
7,8-8,1	7,85	0,25	3,2
8,7-9	8,65	0,35	4,0
9,3	9,3	0	0

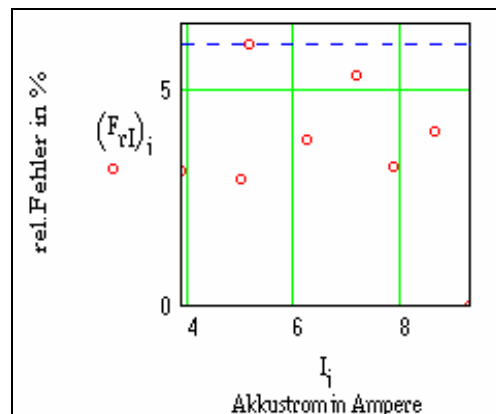


Bild 12: Fehlerband des Stromsensors

Daß die Meßwerte des Telemetriesystems hier in Intervallen angegeben sind, liegt an der hin- und herspringenden Anzeige des Empfängers. Die Ursache dafür könnte sein, daß der Regler des Flugzeuges den Strom nicht absolut konstant hält; der Fehler liegt bei $F \leq 6\%$.

Spannungssensor:

Telemetrie (U/V)	Metex (U/V)	ΔU (U/V)	rel. Fehler (%)
8,2	8,5	0,3	3,5
7,2	7,5	0,3	4,0
7,0	7,3	0,3	4,1
7,0	7,2	0,2	2,78
6,8	7,0	0,2	2,8
6,6	6,9	0,3	4,3
6,4	6,7	0,3	4,5
6,4	6,6	0,2	3
6,2	6,4	0,2	3,1
6,2	6,3	0,1	1,6

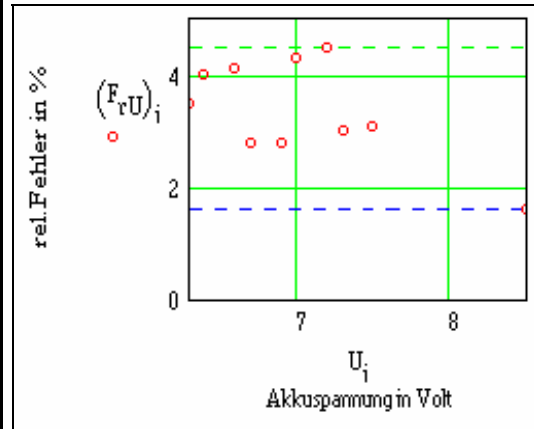


Bild 13: Fehler der Spannungsmessung

Diese Meßwerte wurden ohne Unterbrechung aufgenommen. Deutlich ist das Zusammenbrechen der Bordspannung zu erkennen. (Werte des Metex-Meßgerätes)
 Es ist jedoch auch ersichtlich, daß das Telemetriesystem weniger feinfühlig auf geringe Spannungsschwankungen (ca. 0,1 V) reagiert.
 Wie aus den Meßwerten ersichtlich, beträgt der Fehler $\pm 5\%$ über dem gesamten Meßbereich.

Nach den ersten Meßflügen zeigte sich, daß der Geschwindigkeitssensor nur unbefriedigend funktionierte. Gern nahmen wir deshalb das Angebot eines Mitarbeiters vom Windkanal Dresden - Klotzsche an, um überprüfende Messungen durchzuführen. Dabei zeigte sich, daß der Sensor beim Anstellwinkel $\alpha = 0^\circ$ im gesamten Geschwindigkeitsmeßbereich hinreichend genau funktioniert, jedoch bei anderen Anstellwinkeln über den gesamten Meßbereich sehr starke Abweichungen auftreten (siehe Prüfprotoll). Eine Ursache dafür könnte sein, daß das Staurohr nicht weit genug aus der Nasenleiste hinausragt. Wegen des Einflusses der Umströmung der Tragfläche auf das Prandtl-Rohr kamen diese Abweichungen vermutlich zustande. Abhilfe würde ein längeres Staurohr schaffen, das weit genug in die "homogene" Luftströmung hineinragt. Die Herstellung eines solchen Einzelstückes ist jedoch relativ aufwendig. Die Bohrungen müssen frei von einem Grat sein. Außerdem müssen im Inneren des Rohres zwei Kanäle für Gesamtdruck und statischen Druck geschaffen werden, die mit den jeweiligen Bohrungen verbunden werden. Die Kanäle müssen nach außen und gegeneinander völlig dicht sein, um einen Differenzdruck messen zu können. Uns war es nicht möglich ein solches Prandtl-Rohr herstellen zu lassen, deshalb mußte das Erfliegen einer Geschwindigkeitspolare für den ClubStar leider entfallen.

Das Prüfprotokoll für den Geschwindigkeitssensor befindet sich in der Anlage.
 Der Vario-Sensor war nach kurzer Zeit auch nicht mehr funktionsfähig. Der Telemetrieempfänger zeigte sogar schon im Stillstand eine Sinkgeschwindigkeit von 59 m/s an, was einem Sturzflug gleichkäme. Die Ursache dieser Fehlfunktion konnte nicht ermittelt werden. Ein Schaltungsfehler kann ausgeschlossen werden, da das Übertragungskabel zum Telemetriesender nur in einer einzigen Richtung angesteckt werden kann.

5. Der Einbau der Elektronik

Die Sensoren befinden sich in quaderförmigen Gehäusen von ca. 45 x 30 x 15 mm. (außer Drehzahlsensor) Das Aufzeichnungsgerät von MODIS bzw. Telemetriesender haben eine Größe von ca. 63 x 35 x 20 mm. Um die gesamte Elektronik im Flugzeug unterzubringen, ist also eine nicht unerhebliche Menge Platz notwendig.

Wir entschieden uns für das Telemetriesystem. Man kann damit die Daten während des Fluges am Boden am Empfänger überwachen, und Fehlfunktionen und Störungen schnell erkennen. Der Nachteil ist, daß die Funkverbindung der Telemetrie aussetzen kann und dann Lücken in den Daten auftreten.

Der Einbau der Meßelektronik mußte so erfolgen, daß alle Elemente einwandfrei funktionieren und das Flugzeug in seiner äußeren Form erhalten bleibt. Unser Ziel war also, die Elektronik im Inneren des Flugzeuges zu verstauen.

Als Generalprobe rüsteten wir zuerst ein anderes Flugmodell von Sebastian mit der Technik aus. Dort waren die Platzverhältnisse etwas günstiger als beim ClubStar. Im Stand testeten wir die Funktion der Elektronik. Es gab keine Beanstandungen. Nachdem wir uns mit der Materie vertraut gemacht hatten, sollte der erste Test im Flug erfolgen. Das Ergebnis war aber der Verlust des Flugzeuges, da es zu einem Absturz kam. Der Grund war die fehlende Entstörung.

Zum Glück haben wir für diesen Testflug nicht den ClubStar eingesetzt.

Nachdem wir auf diese Weise einige Erfahrungen gewonnen hatten, begannen wir den Club - Star mit der Elektronik zu bestücken. Wie bereits erwähnt, geht es in dem Flugzeug etwas eng zu. Außerdem waren wir bestrebt, möglichst viele Sensoren an Bord zu haben, um einen Überblick über die Zusammenhänge der einzelnen Daten zu bekommen. Zuerst beraubten wir den Club - Star seiner Innereien (Motor, Akku, Regler, Empfänger), um Platz für Sensoren ausfindig zu machen. Unter der Akkuaufgabe entfernten wir den Schaumstoff, und schon hatten wir Platz für 1 bis 2 Sensoren (Skizze siehe Anhang). Den Höhsensor plazierten wir im Rumpf hinter der flugzeugeigenen Elektronik. Der Sensor muß aber frei liegen, da bereits durch das Einbetten in Schaumstoff der Druck so groß wird, daß auf dem Empfänger bis zu - 30m angezeigt werden. Außerdem muß er vor möglicher Zugluft durch den Rumpf abgeschirmt werden, sowie Zugang zum Außendruck haben - am besten durch das offene Rumpfheck. Einen weiteren Sensor und den Sender brachten wir in der Kabine unter. Den Hallsensor des Drehzahlmessers klebten wir mit Sekundenkleber an die Motorhalterung (Rumpfnase). Die Magneten haben wir aus zwei Gründen in den Propeller eingesenkt. An der Oberfläche aufgeklebt, war die Gefahr einen Magneten wegen der hohen Drehzahl zu verlieren sehr groß. Außerdem saß dann der Propeller auf der Motorwelle sehr weit außen, damit die Magneten den Hallsensor bei der Rotation nicht abreißen. Es bestand somit die Gefahr entweder die Magneten, oder den gesamten Propeller zu verlieren.

Der Einbau des Geschwindigkeitssensors war noch aufwendiger. Das Staurohr muß für vernünftige Meßwerte außerhalb des Luftstromes des Propellers sein. Wir bauten es daher in die Nasenleiste der Tragfläche ein. Für den Einbau mußte die Tragfläche aufgeschnitten werden. In die Nasenleiste bohrten wir ein Loch (8 mm), das wir an der Innenseite noch stark ausfräsen mußten, damit das Staurohr wie vorgeschrieben mindestens 20 mm aus der Oberfläche herausragt.

Bei einigen Sensoren mußten wir die Kabel verlängern, da sie sich zu weit entfernt vom Sender befanden. Das Kabel vom Empfänger des Flugzeuges zum Telemetriesender verlängerten wir besonders stark, um es zur besseren Entstörung mehrfach um einen Ferritkern wickeln zu können.

Mit Hilfe von Klebeband konnten wir sogar die Kabinenhaube wieder aufsetzen. Der Club - Star war in seiner äußeren Form weitestgehend erhalten geblieben, er hatte nur etwas an Masse zugenommen: $\Delta m = 210g$

6. Versuchsdurchführung und Ergebnisse

Meßflüge sollen Aussagen liefern zur Größe bestimmter Modellparameter - in unserem Fall zu Eigenschaften verschiedener Antriebe. Damit diese Aussagen vertrauenswürdig werden, müssen die Flüge in ruhender Luft erfolgen. Dies bezieht sich sowohl auf Strömungen in horizontaler Richtung (Wind), vor allem aber auf Strömungen in vertikaler Richtung (thermische Auf- und Abwinde). Solche Witterungsverhältnisse sind noch am ehesten in frühen Morgenstunden (6⁰⁰ bis 8⁰⁰) und späten Abendstunden ($\geq 20^{00}$) anzutreffen. Weil aber schwache Luftbewegungen nie ausgeschlossen werden können, sind im Interesse der Meßgenauigkeit trotzdem etwa 5...10 Flüge für einen interessierenden Parameter erforderlich; aus der zu ersehenden statistischen Schwankungsbreite lassen sich dann Rückschlüsse auf die Gültigkeit der Messungen ziehen.

Leider war es uns nicht möglich, die genannten Bedingungen einzuhalten, weil das Wetter nicht immer den genannten Anforderung entsprach. Die gezeigten Meßergebnisse können nur als ein Anfang für umfangreichere Untersuchungen betrachtet werden.

Die Datenaufnahme begann mit dem Start des Modells. Es wurden Spannung, Strom, Drehzahl, Geschwindigkeit und Höhe aufgezeichnet. Die Daten wurden intern im Telemetriesender gespeichert und nach einem oder zwei Flügen per Computer ausgelesen. Man kann die Daten während des Fliegens auch direkt in den Computer lesen, dabei kam es aber in vorherigen Tests zu Störungen im Modell.

Die Meßflüge liefen meistens im selben Schema ab. Mit Hilfe des Motors wird das Modell im Steigflug auf eine Höhe von ca. 200m gebracht (Angabe der Telemetrie). Der Motor wird ausgeschaltet und der Sinkflug beginnt. In einer Höhe von 5m-10m wird der Meßflug beendet und gelandet. Wenn der Akku es zuläßt, wird der Motor für einen zweiten Steigflug und folgenden Sinkflug noch einmal eingeschaltet.

Die gespeicherten Daten werden durch das Analyseprogramm des Telemetriesystems am Computer ausgelesen und zu einem Meßbericht umgewandelt. Man kann sich nun seinen Flug in Form eines Diagramms ansehen, z.B. Bild 15. Die gesamten Meßwerte werden außerdem in Tabellenform abgespeichert, damit man sie besser weiter verarbeiten kann. Durch ein im Verein erstelltes Programm [9] werden die Tabellen zur Weiterverwendung in Mathcad vorbereitet. Die Meßdaten werden nach Steig- bzw. Sinkflugabschnitten entsprechend editiert. Mit Hilfe einer Regressionsgerade, die durch die Meßpunkte gelegt wird, kann man die Steig- und Sinkgeschwindigkeit bestimmen. Das Mathematikprogramm Mathcad [10] erledigt diese aufwendige Arbeit sehr schnell, wenn man bedenkt, daß die Regressionsgerade aus rund 100 Meßpunkten berechnet wird.

Beispiel: Die Tabelle zeigt die Jugend-Mitgliederzahl im MFC Rossendorf e.V. Wie groß ist der Zuwachs an Jugendlichen pro Jahr?

Jahr (x)	1992 (1)	1993 (2)	1994 (3)	1995 (4)	1996 (5)	1997 (6)
Mitglieder (y)	7	10	20	22	22	26

Eine Abschätzung läßt sich durch Berechnung

des Anstieges a einer Regressionsgeraden treffen, es gilt dafür:

$$a = \frac{\sum [(x_i - \bar{x}) \cdot (y_i - \bar{y})]}{\sum (x_i - \bar{x})^2}$$

($i = 1; 2; 3; \dots; n$)

(14)

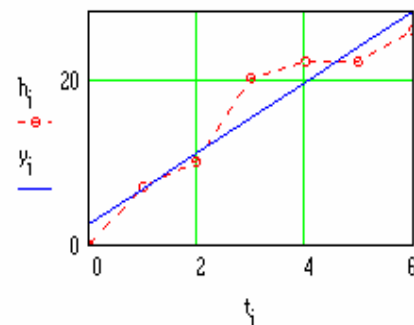


Bild 14: Berechnung einer Regressionsgerade am Beispiel der Jugendgruppe

Der Anstieg von $a=4,21$ bedeutet einen jährlichen Zuwachs von etwa 4 Jugendlichen (Erläuterung und Zwischenrechnung siehe handschriftlicher Anhang)

Die Leistung eines Computers zeigt sich anschaulich im Vergleich: die „zu Fuß“- Berechnung der Regressionsgerade im Mitglieder-Beispiel dauerte etwa 15min, die Berechnung einer Regressionsgeraden für einen Steigflug etwa 1...2s.

Graphische Darstellung und Auswertung

Die nachfolgenden Diagramme zeigen graphisch die mit dem beschriebenen Meßsystem der Fa. robbe aufgezeichneten Daten für die drei Antriebsvarianten. Aus den jeweiligen Gesamtflügen werden die Steig- und Sinkphasen rechentechnisch herausgezogen und die Regressionsgerade berechnet.

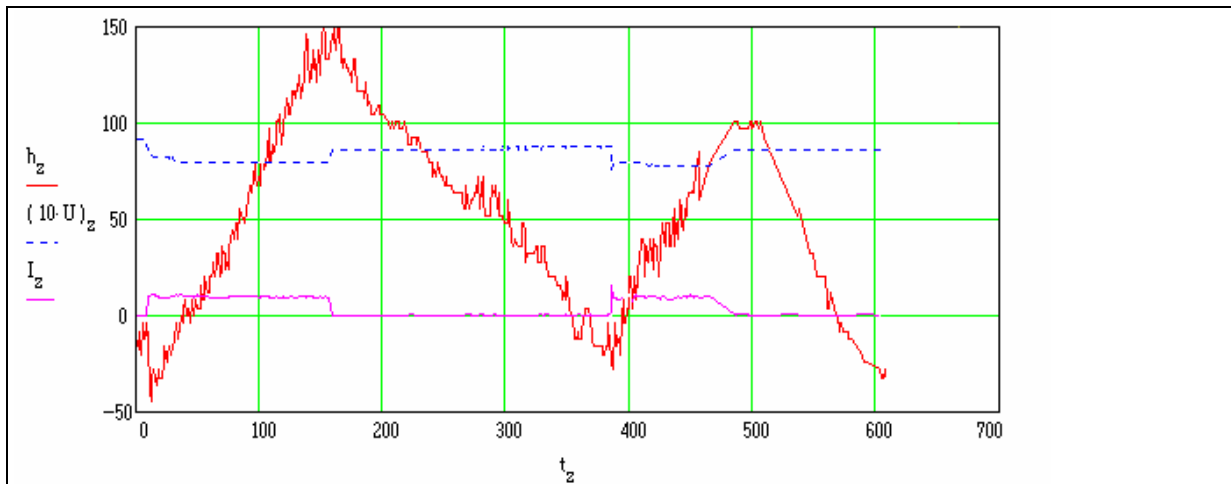


Bild 15a: Gesamter Flugverlauf mit dem Direktantrieb (1.Variante; aufgezeichnet sind Strom, Spannung, Höhe) bei laufendem Motor (Steigflug) und nach dessen Abschaltung (Sinkflug): $I \approx \text{const} = 11\text{A}$; $U \approx \text{const} = 7,7\text{V}$

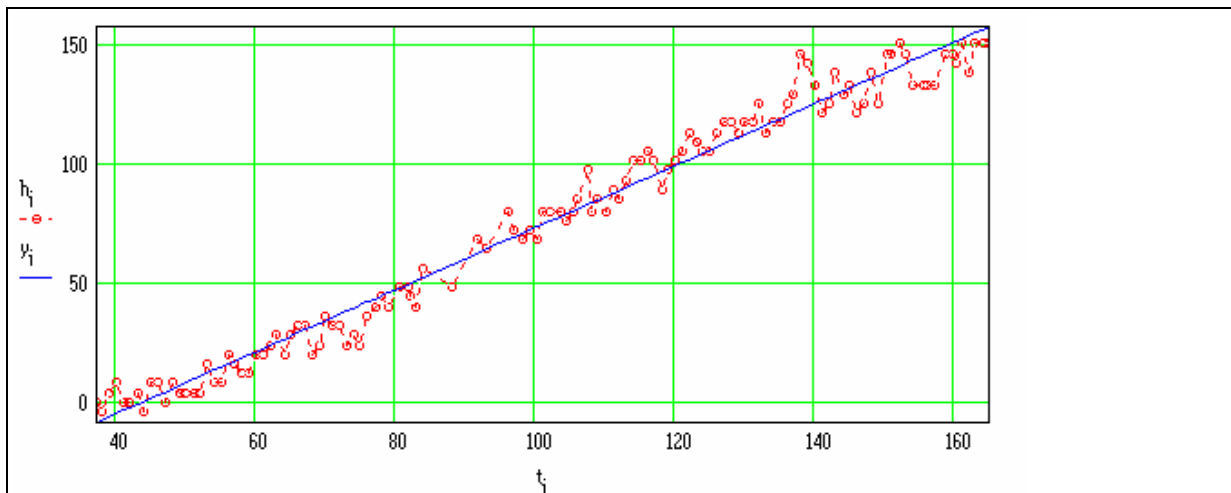
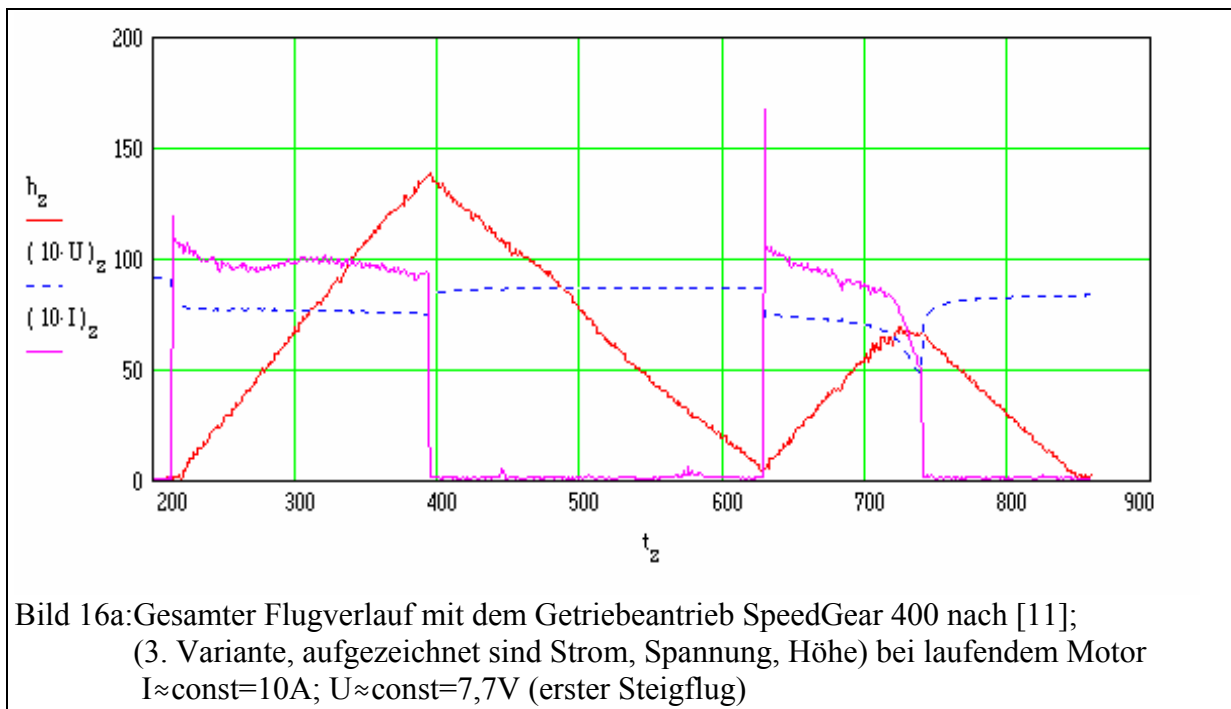
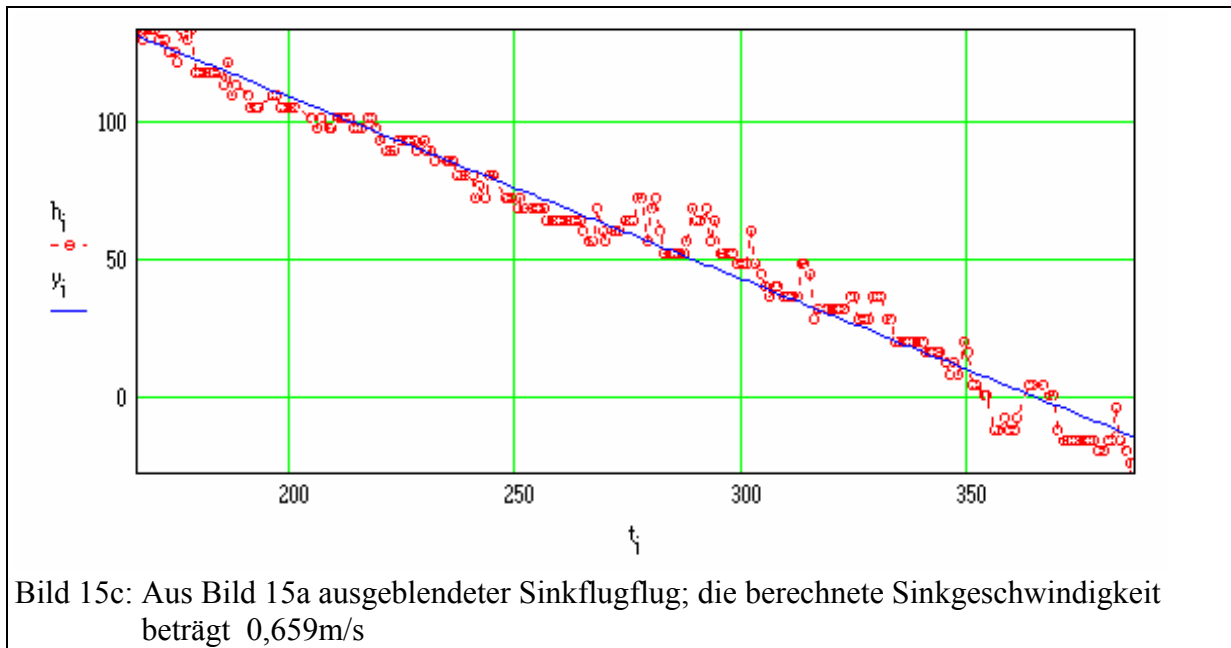
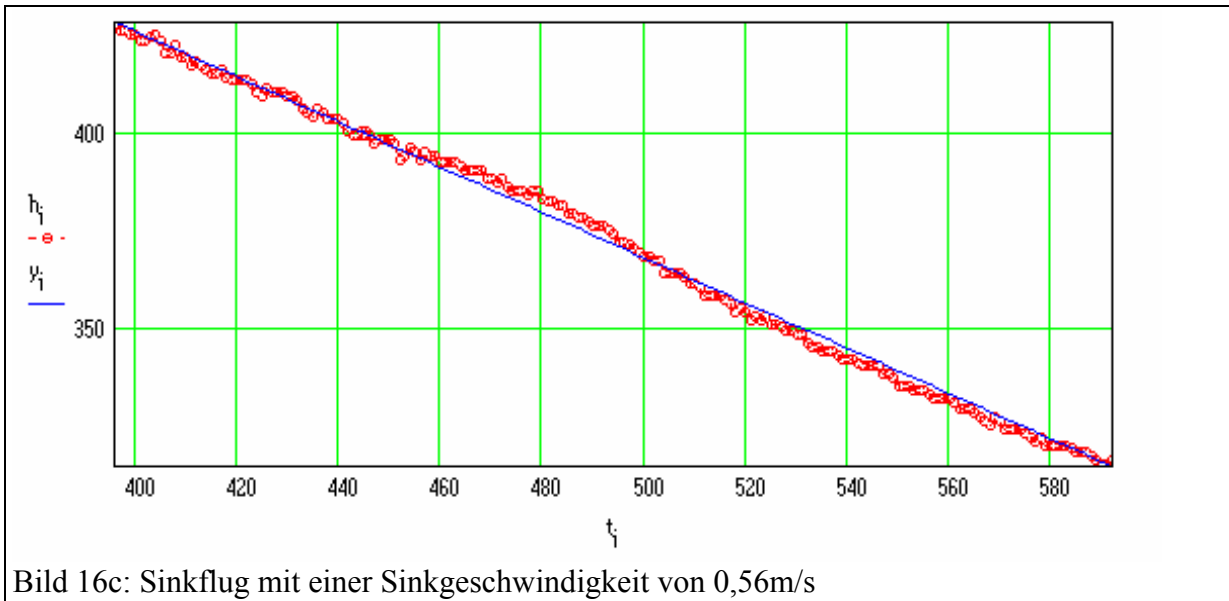
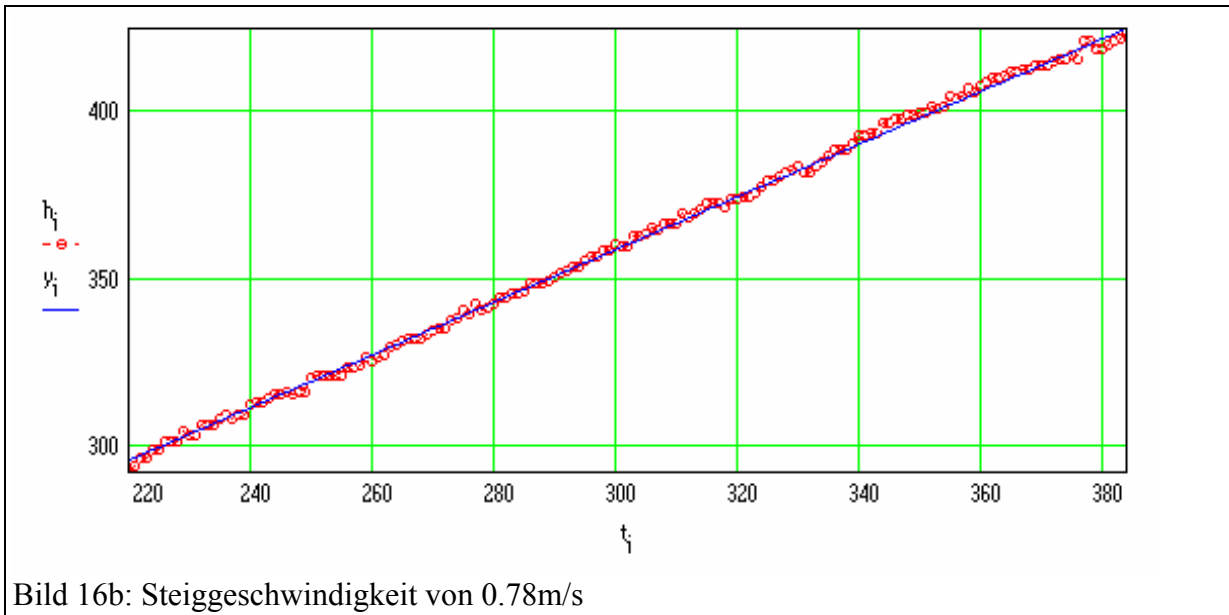
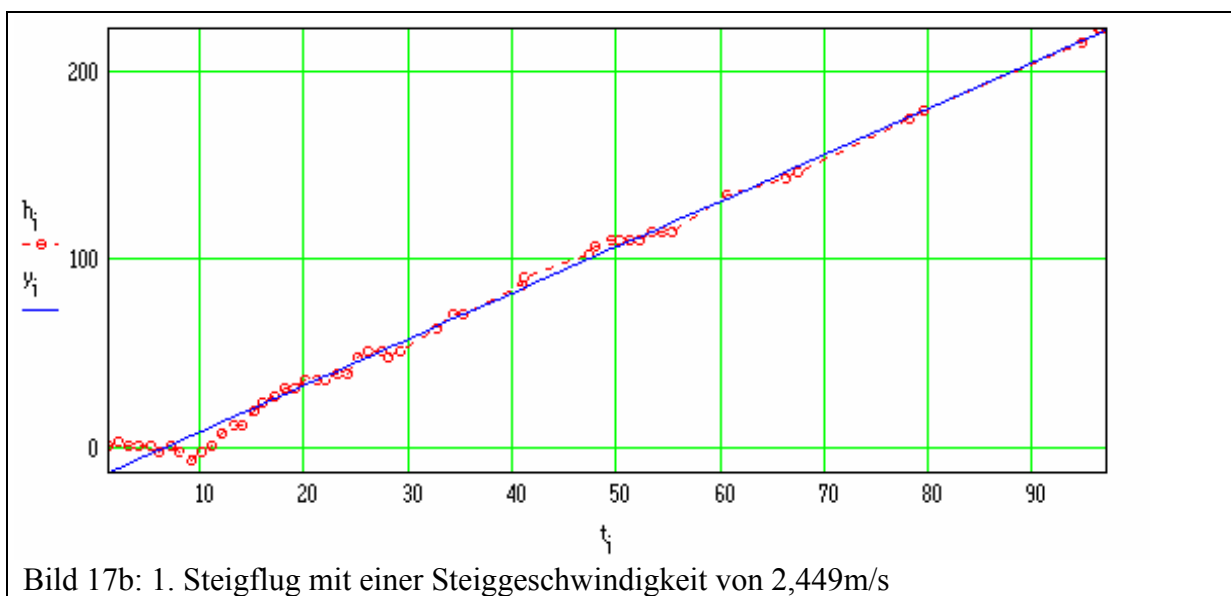
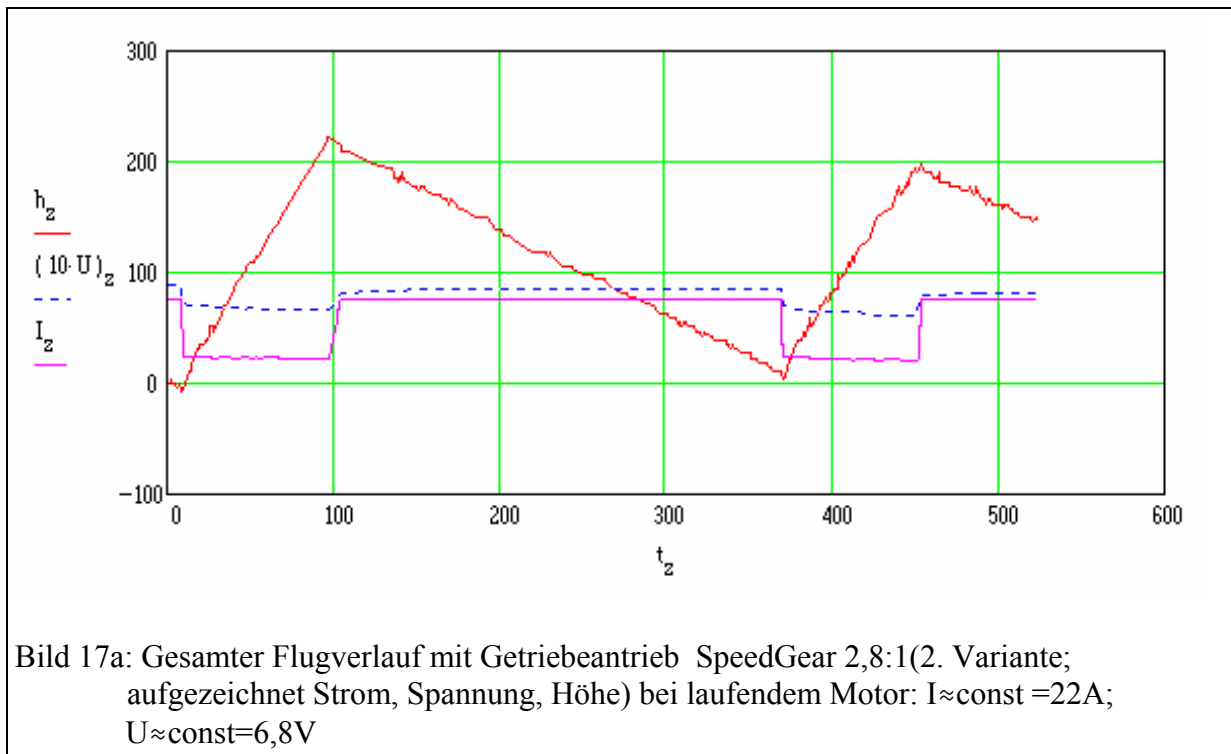
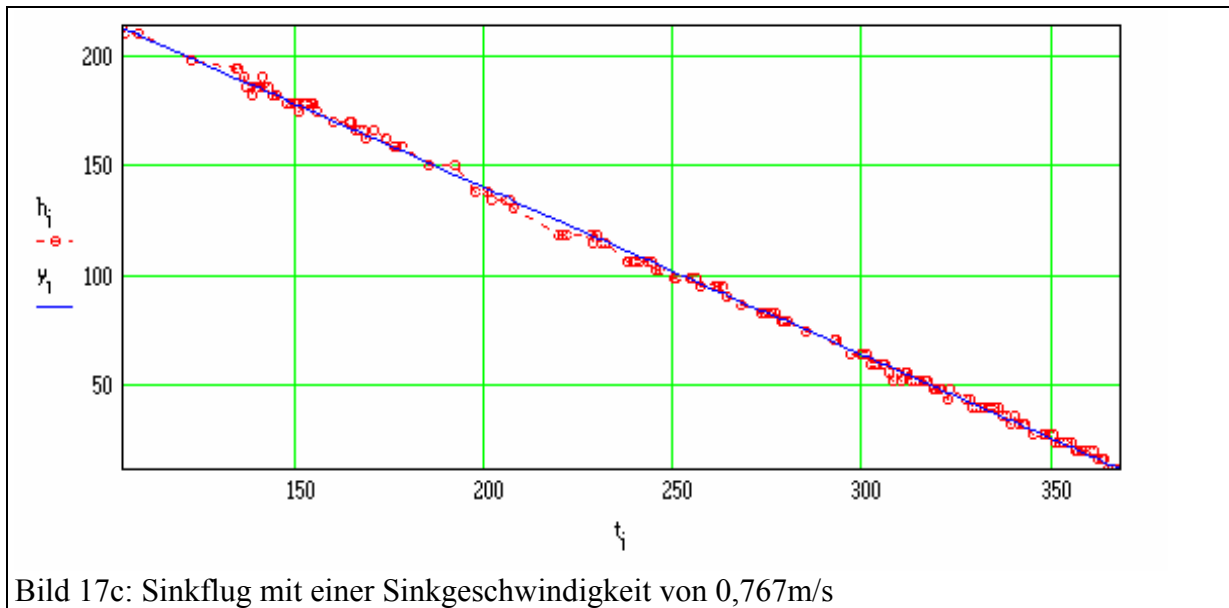


Bild 15b: Aus Bild 15a ausgeblendeter Steigflug und über die Berechnung der Regressionsgeraden bestimmte Steiggeschwindigkeit von $1,298\text{m/s}$ (1. Steigflug).









Korrektur von Sink- und Steiggeschwindigkeit [11]

Die on-board-Instrumentierung zur Erfassung von Meßdaten macht das Modell schwerer, im Falle des Telemetriesystems beträgt die Erhöhung der Abflugmasse $\Delta m = 0.21\text{kg}$. Welche Verfälschung von Sink- und Steiggeschwindigkeit resultieren daraus?

Für die Sinkgeschwindigkeit gilt

$$v_{si} = \sqrt{\frac{m \cdot g}{A_F} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{c_w^2}{\sqrt{(c_w^2 + c_a^2)^3}}} \quad (15)$$

und damit für ihre Erhöhung infolge Veränderung der Abflugmasse (partielle Differentiation nach m)

$$\Delta v_{si} = \frac{1}{2} \cdot \frac{\Delta m}{m} \cdot v_{si} \quad (16)$$

Beispiel für 1. Variante: Zuladung durch Telemetrie $\Delta m/m = 0.21\text{kg}/1.638\text{kg}$, $v_{si} = 0.66\text{m/s} \rightarrow \Delta v_{si} = -0.042\text{m/s}$;
d.h. mit regulärer Abflugmasse (1,428kg) beträgt die **wahre Sinkgeschwindigkeit $v_{si} = 0.618\text{m/s}$** .
Beispiel für 2. Variante: Zuladung durch Telemetrie $\Delta m/m = 0.21\text{kg}/1.545\text{kg}$, $v_{si} = 0.56\text{m/s} \rightarrow \Delta v_{si} = -0.038\text{m/s}$;
d.h. mit regulärer Abflugmasse (1,335kg) beträgt die **wahre Sinkgeschwindigkeit $v_{si} = 0.522\text{m/s}$** .
Beispiel für 3. Variante: Zuladung durch Telemetrie $\Delta m/m = 0.21\text{kg}/1.628\text{kg}$, $v_{si} = 0.77\text{m/s} \rightarrow \Delta v_{si} = -0.05\text{m/s}$;
d.h. mit regulärer Abflugmasse (1,418kg) beträgt die **wahre Sinkgeschwindigkeit $v_{si} = 0.72\text{m/s}$** .

Für die von der Luftschraube abgegebene Vortriebsleistung gilt

$$P_v = F_G \cdot (v_{st} + v_{si}) \quad (17)$$

Beispiel für Variante 1: $m_{start} = 1.638\text{kg}$, $g = 9.81\text{m/s}^2 \rightarrow F_G = m_{start} \cdot g = 16.069\text{N}$; mit den Meßwerten für Steig- und Sinkgeschwindigkeit $v_{st} = 1.3\text{m/s}$, $v_{si} = 0.66\text{m/s}$ ergibt sich $P_v = 31.49\text{W}$.

Beispiel für Variante 2: $m_{start} = 1.545\text{kg}$, $g = 9.81\text{m/s}^2 \rightarrow F_G = m_{start} \cdot g = 15.156\text{N}$; mit den Meßwerten für Steig- und Sinkgeschwindigkeit $v_{st} = 0.78\text{m/s}$, $v_{si} = 0.56\text{m/s}$ ergibt sich $P_v = 20.31\text{W}$.

Beispiel für Variante 3): $m_{start} = 1.628\text{kg}$, $g = 9.81\text{m/s}^2 \rightarrow F_G = m_{start} \cdot g = 15.971\text{N}$; mit den Meßwerten für Steig- und Sinkgeschwindigkeit $v_{st} = 2.45\text{m/s}$, $v_{si} = 0.77\text{m/s}$ ergibt sich $P_v = 51.43\text{W}$.

Aus Gl (17) erhält man die mögliche Steiggeschwindigkeit zu

$$v_{st} = \frac{P_v}{m \cdot g} - v_{si} \quad (18)$$

und daraus wiederum die Veränderung abhängig von der Zuladung

$$\Delta v_{st} = - \frac{\Delta m}{m} \left(\frac{P_v}{m \cdot g} + \frac{1}{2} \cdot v_{si} \right) \quad (19)$$

Beispiel für Variante 1: $\Delta m/m = 0.21\text{kg}/1.638\text{kg}$, $P_v = 31.49\text{W}$, $v_{si} = 0.66\text{m/s} \rightarrow \Delta v_{st} = 0.29\text{m/s}$; d.h. mit der regulären Abflugmasse (1.418kg) beträgt die **wahre Steiggeschwindigkeit $v_{st} = 1.59\text{m/s}$** .

Beispiel für Variante 2: $\Delta m/m = 0.21\text{kg}/1.545\text{kg}$, $P_v = 20.31\text{W}$, $v_{si} = 0.56\text{m/s} \rightarrow \Delta v_{st} = 0.22\text{m/s}$; d.h. mit der regulären Abflugmasse (1.335kg) beträgt die **wahre Steiggeschwindigkeit $v_{st} = 1\text{m/s}$** .

Beispiel für Variante 3: $\Delta m/m = 0.21\text{kg}/1.628\text{kg}$, $P_v = 51.43\text{W}$, $v_{si} = 0.77\text{m/s} \rightarrow \Delta v_{st} = 0.47\text{m/s}$; d.h. mit der regulären Abflugmasse (1.428kg) beträgt die **wahre Steiggeschwindigkeit $v_{st} = 2.92\text{m/s}$** .

Gesamtwirkungsgrad:

Das Verhältnis von Ausgangsleistung Gl(17) zu Eingangsleistung $P_{el} = U \cdot I$ ergibt den Gesamtwirkungsgrad von Motor und Luftschraube $\eta = \eta_{mot} \cdot \eta_{prop}$

$$\eta = \frac{P_v}{P_{el}} \quad (20)$$

Beispiel für Variante 1 : $P_v = 31.49\text{W}$, $P_{el} = U \cdot I = 7.7\text{V} \cdot 11\text{A} = 84.7\text{W}$ (erste Steigphase),
Gesamtwirkungsgrad $\eta = 0.3717828 \approx 0.372$;
Der Gesamtwirkungsgrad beträgt $\eta = 37,2\%$.

Beispiel für Variante 2: $P_v = 20.31\text{W}$, $P_{el} = U \cdot I = 7.7\text{V} \cdot 10\text{A} = 77\text{W}$ (erste Steigphase),
Gesamtwirkungsgrad $\eta = 0.2637662 \approx 0.264$;
Der Gesamtwirkungsgrad beträgt $\eta = 26,4\%$.

Beispiel für Variante 3: $P_v = 51.43\text{W}$, $P_{el} = U \cdot I = 6.8\text{V} \cdot 22\text{A} = 149.6\text{W}$ (erste Steigphase),
Gesamtwirkungsgrad $\eta = 0.343783 \approx 0.344$;
Der Gesamtwirkungsgrad beträgt $\eta = 34,4\%$.

Abschließend kann man sagen, daß der Getriebeantrieb SpeedGear 2,8:1 (3. Variante) der beste Antrieb in diesem Vergleich ist. Mit einer Steiggeschwindigkeit von 2,92m/s hat er die beste Steiggeschwindigkeit und macht damit die etwas größere Sinkgeschwindigkeit und den im Vergleich zum Direktantrieb schlechteren Wirkungsgrad wieder wett. Der Getriebeantrieb SpeedGear 400 ist für das Modell nicht empfehlenswert. Die Steiggeschwindigkeit ist unzureichend und der Wirkungsgrad ist mit 26% zu gering. Außerdem könnte die starke Wärmeentwicklung während des Betriebes zu Schäden am Modell führen. Im Preisvergleich schneidet der Direktantrieb Speed 600 ECO am besten ab. Mit einem Preisunterschied von 83,-DM zum Getriebeantrieb SpeedGear 2,8:1 nehmen die meisten Modellpiloten die geringere Steiggeschwindigkeit in Kauf, weil der höhere Wirkungsgrad eine längere Motorlaufzeit ermöglicht.

Kurzvergleich:

Antrieb →	Motor Speed 600 ECO	Speed Gear 400, 4:1	SpeedGear 2,8:1
Parameter ↓	8x4,5" Luftschraube	12x10" Luftschraube	11x8" Luftschraube
Wirkungsgrad η	37,2 %	26,4 %	34,4 %
Steiggeschwind. (m/s)	1,59	1,0	2,92
Sinkgeschwind. (m/s)	0,618	0,522	0,72
erreichbare Höhe	≈880m	≈280m	≈810m
max. Flugzeit (*)	≈ 9 min	≈ 4 min30 sec	≈ 4 min30sec
Preis (ca. DM)	44,80	102,60	127,90

(*) Akku: Variante 1 und 3: 7 Zellen mit 1,7 Ah Kapazität
 Variante 2: 7 Zellen mit 0,8 Ah Kapazität

7. Zusammenfassung

Die Arbeit zeigt erste Messungen zur Überprüfung verschiedener Antriebskonfigurationen eines Elektroflugmodells. Als Grundlage für Fehlerbetrachtungen wurden Maßnahmen zur Sensorkalibrierung durchgeführt. Die Arbeit entstand im Rahmen eines Schulprojektes und sollte als Grundlage für weitere meßtechnische Untersuchungen von Elektroflugmodellen angesehen werden.

Literaturverzeichnis

- [1] Schenk, H.
Grundlagen zu Modellpropellern
FMT-Kolleg Nr. 10, S.74... 92
- [2] Langenhagen, H.
Über die Leistungsgrenze bei F3B-Modellen
Sektionsbericht SB 3/75. ZfK/GST-Modellbau
- [3] Leege, S., Lehnert A. und S. Wolrab
Messungen am fliegenden Fernlenkmodell zur Ermittlung flugphysikalischer
Parameter
Jugend-forscht-Beitrag des MFC Rossendorf e.V. 1993/Regionalwettbewerb Dresden
- [4] Bohl, Willi;
Technische Strömungslehre
Fachbuchverlag Leipzig
- [5] Althaus
Profilpolaren für den Modellflug, Band 1
Neckarverlag 198x
- [6] Selig; Donovan; Fraser
Airfoils at low speeds;
H.A. Stokely, publisher;
Virginia, USA, 1989
- [7] Eck, Bruno
Technische Strömungslehre
Springer - Verlag
Berlin/Göttingen/Heidelberg 1958
- [8] Schulze, Horst
Luftschrauben für Modellantriebe
transpress, VEB Verlag für Verkehrswesen
Berlin, 1980
- [9] Brenner, Thomas
umwand.pas - ein PASCAL- Programm für die Formatänderung von mit
robbe-Telemetry gewonnenen Meßdaten
MFC Rossendorf e.V., März 1997
- [10] Mathcad 6.0 Plus, Mathematikprogramm von MathSoft Inc.
Cambridge Massachusetts, 1996
- [11] Langenhagen, Hans
Speed Gear 400 (Kompakt-Getriebe 4:1/6V) im Clubstar
Meßbericht, März 1996