

ENTWICKLUNG EINES FERNLENKSEGELFLUGMODELLS

F. Jach, S. Wolrab
Modellflugclub Rossendorf e.V.
Bautzner Landstr. 26, 01454 Radeberg / OT Rossendorf
www.mfc-rossendorf.de, mfcr@fz-rossendorf.de

ÜBERSICHT

Das Ziel der Arbeit bestand in der Entwicklung und Erprobung eines Fernlenksegelflugmodells, welches für die Wettkampfklasse F3J geeignet sein sollte. Im Folgenden werden Berechnungen zu Profilauswahl und Holmdimensionierung, sowie der Bau des Modells in Negativ-Formentechnologie vorgestellt. Abschließend wird die Flugerprobung mittels On-Board-Messtechnik beschrieben, deren Ziel die experimentelle Bestimmung der zuvor berechneten Parameter war.

1 EINLEITUNG

Mitglieder des Modellflugclub Rossendorf e.V. nehmen seit einigen Jahren an Wettkämpfen der Leistungsklasse F3J teil. Ziel in dieser Disziplin "Thermikfliegen" ist es, eine Flugzeit von 10 Minuten (im Finale 15 Min) aus einer Ausklinkhöhe von ca. 130m zu erreichen, wofür Modelle mit entsprechend guten Eigenschaften benötigt werden.



BILD 1: Seilhochstart mehrerer Modelle bei einem F3J-Wettkampf

Diese sollten außerdem für Vereinsjugendliche bezahlbar sein, was bei Modellen kommerzieller Anbieter nicht der Fall ist.

Schon in der Vergangenheit wurden im Modellflugclub Rossendorf Flugmodelle entwickelt und gebaut. So entstand die

Idee, auch ein F3J-Modell selbst zu entwickeln. Anspruchsvoller Modellbau unter Verwendung innovativer Technologien verband sich dabei mit dem Ziel, ein kostengünstiges, aber trotzdem leistungsfähiges Segelflugmodell zu fertigen.

2 THEORETISCHE GRUNDLAGEN

2.1 Gewünschte Flugeigenschaften

Um die genannte Wettkampfaufgabe gut zu erfüllen, muss das Modell vor allem zwei Flugeigenschaften zeigen: Ein geringes Sinken, um eine lange Flugzeit auch ohne Thermik zu erreichen (wobei kein Modell die Wettkampfaufgabe ohne Thermikeinwirkung erfüllen kann) und eine hohe Aerodynamische Qualität E (gutes Gleiten) bei hoher Geschwindigkeit, um den Luftraum schnell nach Thermikgebieten absuchen zu können, ohne dabei zuviel Höhe zu verlieren.

Der Zusammenhang zwischen aerodynamischer Qualität und Sinkgeschwindigkeit v_{si} bzw. Geschwindigkeit über Grund v_x (\approx Eigengeschwindigkeit v , solange $E \geq 10$) ist:

$$(1) \quad E = \frac{1}{\varepsilon}$$
$$(2) \quad \text{mit } \varepsilon = \frac{h}{s} = \frac{v_{si}}{v_x} = \frac{c_w}{c_a}$$

Wie aus Gleichung (2) ersichtlich, werden die gewünschten Flugeigenschaften durch einen hohen Auftriebsbeiwert c_a und einen geringen Widerstandsbeiwert c_w erreicht. Da sowohl c_a als auch c_w vom Anstellwinkel abhängig sind, besteht die Aufgabe für die Auswahl eines geeigneten Flügelprofils nun darin, verschiedene Profile über einen bestimmten Anstellwinkelbereich auf ihren Verlauf $c_a(c_w)$ zu untersuchen.

2.2 Profileigenschaften bei kleinen Reynoldszahlen

Das Reynoldsche Ähnlichkeitsgesetz besagt, dass Strömungen von Flüssigkeiten oder Gasen mit verschiedenen physikalischen Eigenschaften um geometrisch ähnliche Körper dann *mechanisch ähnlich* sind, wenn die Kennzahl Re gleich groß ist. Diese drückt das Verhältnis von

an den Strömungsteilchen angreifenden Trägheitskräften zu den Zähigkeitskräften (Reibungskräften) aus:

$$(3) \quad Re = \frac{\rho \cdot v \cdot l_0}{\eta}$$

wobei

- v Geschwindigkeit des strömenden Mediums,
- ρ Dichte des strömenden Mediums,
- l_0 Länge des umströmten Körpers und
- η dynamische Zähigkeit des strömenden Mediums,
für Luft gilt $v \approx 15 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$
(bei $\vartheta = 20^\circ \text{ C}$ und $p = 101,3 \text{ MPa}$)

Da Geschwindigkeit v der Luft wie auch Profillänge l_0 des umströmten Tragflügels bei Modellen wesentlich geringer sind als bei mantragenden Segelflugzeugen, unterscheiden sich die Re -Zahlen beider um mehr als eine Größenordnung. Als Beispiele seien genannt $Re_{Modell} = 5 \cdot 10^4 \dots 2 \cdot 10^5$ und $Re_{Segelflugzeug} \geq 2 \cdot 10^6$.

Windkanalmessungen an Profilen im Bereich des Modellflugs zeigen nun, dass für $Re < 10^5$ die Widerstandswerte im mittleren Anstellwinkelbereich erheblich zunehmen.

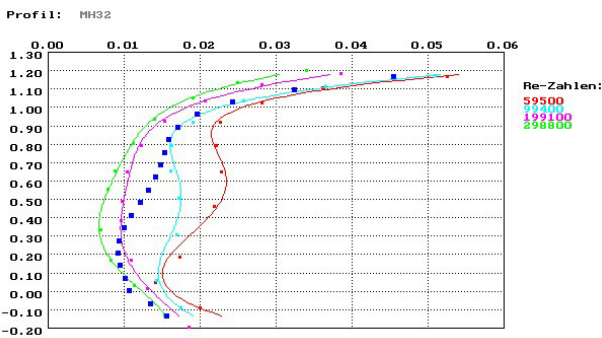


BILD 2: Polarenfeld des Profils MH32 bei verschiedenen Reynoldszahlen. Die dunkelblaue Kurve ist die *dynamische Polare*, sie muss bei der Berechnung der Geschwindigkeitspolare durch Iteration bestimmt werden

Erklärt werden kann dieses Phänomen mit der Entwicklung der Grenzschicht auf der Flügeloberseite, siehe Bild 3. Im vorderen Bereich des Profils strömt die Luft laminar,

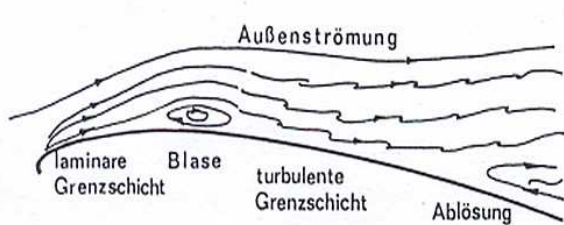


BILD 3: Entwicklung der Grenzschicht auf der Flügeloberseite

im hinteren Bereich turbulent. Am Umschlagpunkt bildet sich eine Blase, welche den Luftwiderstand erhöht und damit einen höheren Widerstandsbeiwert des Profils zur Fol-

ge hat. Der Einfluss dieser Blase wächst nun mit der Abnahme von Profillänge und Eigengeschwindigkeit - also zu kleineren Re -Zahlen hin. Bei der Profilauswahl muss deshalb besonderes Augenmerk auf das Verhalten bei kleinen Reynoldszahlen gelegt werden, [1].

3 BESTIMMUNG DER TRAGFLÜGEL-PARAMETER

3.1 Randbedingungen

Um Berechnungen zur Profilauswahl und Holmdimensionierung durchführen zu können, wurden Spannweite b und Tragflügelinhalt A wie folgt festgelegt:

$$b = 3,4 \text{ m}$$

$$A = 68 \text{ dm}^2$$

Beide Werte orientieren sich an den für die Wettkampfkategorie F3J üblichen Parametern.

Für einen hypothetischen Rechteckflügel ergeben sich daraus Profiltiefe l_0 und Streckung Λ mit:

$$l_0 = 2 \text{ dm}$$

$$\Lambda = 17$$

3.2 Profilauswahl

Die Profilauswahl erfolgte mit Hilfe eines in unserem Verein entwickelten Computerprogrammes, welches die *Geschwindigkeitspolare* einer großen Anzahl gespeicherter Profile für einen Rechteckflügel berechnet, [2].

Die Geschwindigkeitspolare beschreibt den Verlauf der Sinkgeschwindigkeit v_{si} über der Eigengeschwindigkeit v des Modells. Sie ist ein wichtiges Mittel des Vergleichs verschiedener Profile, da die relevanten Parameter *kleinstes Sinken* und *bestes Gleiten* (bei hoher Eigengeschwindigkeit) direkt aus der Kurve abgelesen werden können. In Bild 4 ist eine beispielhafte Polare dargestellt.

Zur Ermittlung der Geschwindigkeitspolare werden die Parameter Eigengeschwindigkeit v und Sinkgeschwindigkeit v_{si} wie folgt berechnet:

$$(4) \quad v = \sqrt{\frac{F_G}{A} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{1}{\sqrt{c_a^2 + c_w^2}}}$$

$$(5) \quad v_{si} = \sqrt{\frac{F_G}{A} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{c_w^2}{\sqrt{(c_a^2 + c_w^2)^3}}}$$

Dabei sind die Profilparameter c_a und c_w in Abhängigkeit vom Anstellwinkel für viele Profile im Programm gespeichert, wobei die Daten hierfür ausschließlich aus Windkanalmessungen stammen.

Weiterhin sind Eigen- und Sinkgeschwindigkeit von den Modellparametern Tragflügelinhalt A und Gewichtskraft F_G

(d.h. Masse m) abhängig. Beide Größen können im Programm für ein ausgewähltes Profil variiert werden, um auch die Geometrie (so weit möglich bei einer Rechteckflügelrechnung) zu optimieren. So wurden in unserem Fall Geschwindigkeitspolaren für verschiedene Profile mit Flächenbelastungen von 30, 35 und 40 g/dm² untersucht.

Ausgewählt wurde letztendlich das Profil MH32 mit einer Flächenbelastung von 35g/dm².

Die Tragflügelparameter seien hier nochmals zusammengefasst:

Spannweite	$b = 3,4 \text{ m}$
Tragflügelinhalt	$A = 68 \text{ dm}^2$
Profiltiefe	$l_0 = 2 \text{ dm}$
Streckung	$\Lambda = 17$
Flächenbelastung	$\frac{m}{A} = 35 \text{ g/cm}^2$
max. Auftriebsbeiwert	$c_{a,max} = 1,1$
(bei $\alpha_{max} = 8^\circ$ und $Re \approx 10^5$)	

Die Geschwindigkeitspolare zeigt nun folgende Flugparameter, Bild 4:

kleinstes Sinken	$v_{si} = 0,38 \text{ m/s}$	bei	$v = 8 \text{ m/s}$
bestes Gleiten	$E = 21,8$	bei	$v = 8,6 \text{ m/s}$

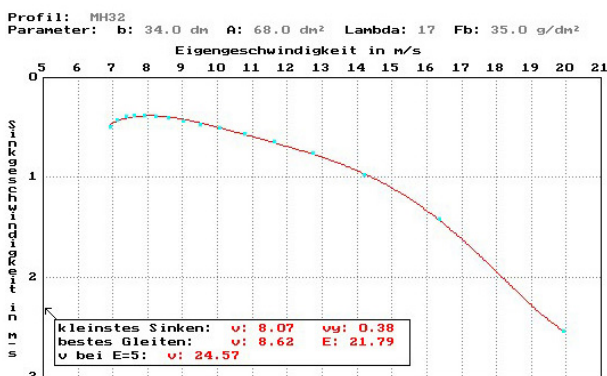


BILD 4: berechnete Geschwindigkeitspolare mit dem Profil MH32

3.3 Bestimmung der Tragflügelgeometrie

Unter Beibehaltung oben genannter Parameter wurde als Geometrie für den Tragflügel eine dreifache Trapezform gewählt, um eine annähernd elliptische Auftriebsverteilung zu erhalten. Diese soll den induzierten Widerstand minimal halten. Die endgültige Draufsicht des Modells ist in Bild 5 dargestellt.

3.4 Festigkeitsbetrachtungen

Im Wettkampfeinsatz treten sehr große strukturelle Belastungen von Tragflügel, Rumpf und Höhenleitwerk auf. Insbesondere die Auslegung des Hauptholms beim Flügel soll an dieser Stelle verdeutlicht werden.

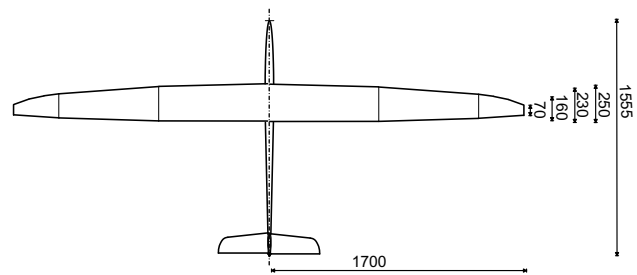


BILD 5: Geometrie des Segelflugmodells RS3

Prinzipiell muss allen drei Flugzuständen (Start, Flug, Landung) Beachtung geschenkt werden. Jedoch führen die speziellen Anforderungen an die Flugaufgabe zu einer Vereinfachung der Auslegung. In der Flugphase muss der Tragflügel nur die Gewichtskraft des Rumpfs tragen. Bei der Landung ist vorwiegend der Nasenbereich des Rumpfs gefährdet, da die geforderte Punktlandung ein möglicherweise unsanftes Aufsetzen des Flugmodells zur Folge hat. Allerdings tritt die höchste Belastung des Modells während der Hochstartphase auf.

Zur experimentellen Verifikation wurden entsprechende Kraftmessungen mit einem bauähnlichen F3J-Modell und verschiedenen Hochstartseilen durchgeführt. Hierzu wurde die Seilkraft beim Hochstart aufgezeichnet (siehe Bild 6).

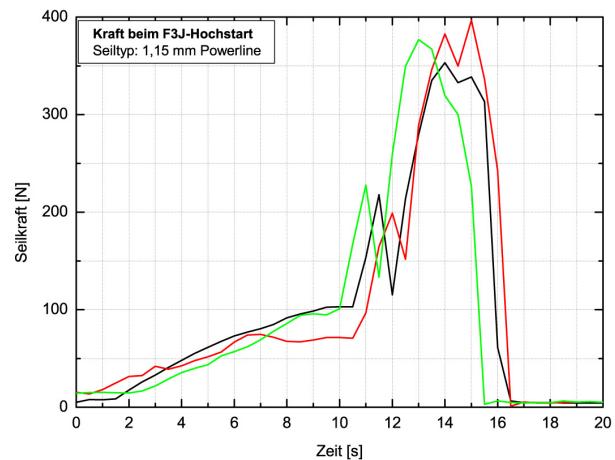


BILD 6: Kraftverlauf beim Seilhochstart

Kurz vor dem Ausklinken des Modells ergeben sich Seilkräfte von etwa 400 N, was bei einem Fluggewicht von 2 kg einem Lastvielfachen von 20 entspricht. Infolge der hohen Auftriebskräfte erfolgt eine Biegebeanspruchung des Tragflügels bzw. des Hauptholms. Die Auslegung der Holmgurte erfolgte somit auf Biegefestigkeit. Infolge der Querkräfte zwischen oberem und unterem Holmgurt muss zusätzlich eine Stegbeschichtung auf Schub dimensioniert werden. Die Berechnung erfolgte auf Grundlage eines mit einer Flächenlast beaufschlagten Biegebalkens nach [3]. Folgende Parameter wurden für die Rechnung zusätzlich zu den geometrischen Randbedingungen verwendet:

maximale Kraft $F_{max} = 400 \text{ N}$
 Sicherheitsfaktor $i = 1,5$
 zulässige Biegebeanspruchung von Kohlefaser $\sigma_{b,max} = 600 \text{ N/mm}^2$

Die Berechnung ergab einen erforderlichen Gurtquerschnitt von etwa 20 mm^2 (Breite \times Dicke = $16 \text{ mm} \times 1,5 \text{ mm}$), dies entspricht 11 ... 12 Cfk-Rovings. Als Stegbeschichtung werden zwei Lagen Glasfasergewebe in 45° -Anordnung gewählt, womit die erforderliche Stegdicke von $0,06 \text{ mm}$ ausreichend gewährleistet ist.

4 BAU IN NEGATIV-FORMENTECHNOLOGIE

4.1 Tragflügel

Die Herstellung des Flügels erfolgte unter Einsatz der Negativform-Technologie. Industriell hergestellte Formen werden im Interesse einer hohen Genauigkeit und Haltbarkeit entweder als Positiv oder direkt als Negativ aus Kunststoff (z.B. Oriol) geätzt. Vor allem aus Kostengründen konnte auf diese Herstellungsweise nicht zurückgegriffen werden. Anstelle dessen wurde das Positiv von Flügelober- und Unterseite mittels Drahterodieren aus Aluminium gefertigt. Bei diesem Verfahren schmilzt ein heißer Draht den Werkstoff lokal auf und führt ihn quer zur Vorschubrichtung nach außen ab. Da die Länge des Drahtes auf 300 mm begrenzt war, mussten entsprechend der Spannweite von $3,4 \text{ m}$ zwölf Einzelpositive gefertigt werden. Der Aufbau des Gesamtflügels erfolgte auf einer 16 mm dicken Spanplatte. Speziell für die Ausrichtung der Einzelteile und die Ober-



BILD 7: präparierte Positive des Tragflügels

flächenbearbeitung ergab sich noch ein gewisser Zeit- und Arbeitsaufwand, den wir als Preis für die hohe Profilgenauigkeit jedoch gern in Kauf nahmen. Bild 7 zeigt ein fertig präpariertes Teilstück des Tragflügels.

Die Negativform wurde anschließend mit Aluminiumformenharz, welches sich durch hohe Festigkeit und gute Wärmeleitfähigkeit auszeichnet, und Glasfaser abgeformt. Zusätzlich wurde auf das Formenharz eine eigens entwickelte Heizung zur Temperung eingelegt. Eine beheizbare Form schafft die Voraussetzung zur Verwendung von speziellen Harzen zur Erhöhung der Festigkeit des Tragflügels.

Um den hohen Belastungen insbesondere während des Hochstarts gerecht zu werden, wurde der Tragflügel in

Sandwich-Bauweise mit einem Cfk-Holm favorisiert. Jedoch lässt die gefertigte Form ebenfalls ein alternatives Herstellungsverfahren (z.B. Kohle-D-Box) zu.

Bild 8 zeigt den Querschnitt des Tragflügels und die verwendeten Materialien.

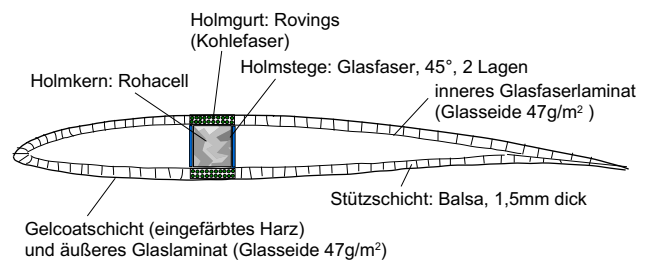


BILD 8: Querschnitt des Tragflügels

Auf eine Darstellung der Abformung des Tragflügels wird verzichtet, da ausführliche Beschreibungen in einschlägiger Literatur zu finden sind, wie z.B. [4].

4.2 Rumpf und Leitwerk

Die Konstruktion des Rumpfes erfolgte unter zwei Randbedingungen. Einerseits wurde die vordere Sektion als Rumpfboot mit Haube ausgelegt, um ausreichend Platz für die notwendige Messtechnik zu gewährleisten. Andererseits sollte die Möglichkeit bestehen, variable Leitwerksgeometrien zu verwenden. Beim ersten Prototyp wurde



BILD 9: vorderer Teil der Rumpfform

ein V-Leitwerk verwendet, mittlerweile existiert eine zweite Rumpfversion mit Kreuzleitwerk.

Die Fertigung der Rumpfform und des Höhenleitwerks erfolgte analog zum Tragflügel, Bild 9. Beim Rumpf wurde ebenfalls die Möglichkeit des Temperns durch Einbau einer Heizung vorgesehen.

4.3 Prototyp des RS-3

Abschließend erfolgten noch die notwendigen Kleinarbeiten im Klappenbereich des Tragflügels und Leitwerks, die Verlegung von Bowdenzügen und Kabel und der Einbau der Elektronik. Bild 10 zeigt den ersten Prototyp des RS-3, wie er für die Messflüge eingesetzt wurde. Das Gesamtgewicht beträgt etwa 2400 g .



BILD 10: Prototyp des RS-3

5 FLUGERPROBUNG

Das Ziel der Flugerprobung war die experimentelle Ermittlung der Geschwindigkeitspolare. Als Grundlage für die Bestimmung der notwendigen Parameter (Geschwindigkeit v , Höhe h) fungierte die On-Board-Messtechnik *MiniLogger* der Fa. *Dipl.-Ing. Würtenberger*. Die verwendete Messtechnik umfasste ein Staurohr, einen Drucksensor zur Messung von v und h , sowie einen Datenlogger zur Speicherung der akquirierten Daten (Bild 11).

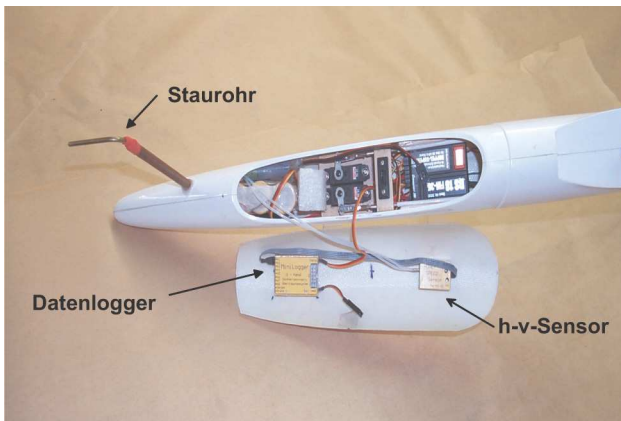


BILD 11: eingebaute Messtechnik "MiniLogger"

Aus den direkt gemessenen Größen statischer Druck p_{stat} und Gesamtdruck p werden die benötigten Messgrößen wie folgt ermittelt:

$$(6) \quad p_{dyn} = \frac{\rho}{2} \cdot v^2$$

$$(7) \quad p_{stat} = \rho \cdot g \cdot h$$

$$(8) \quad v = \sqrt{2 \cdot \frac{p_{dyn}}{\rho}}$$

$$(9) \quad h = \frac{p_{stat}}{\rho \cdot g}$$

Der integrierte Speicher des Datenloggers erlaubte je nach Abtastrate eine Aufnahmelänge bis zu 15 min. Die Konditionierung und Aufbereitung der Messdaten wurde mit der entsprechenden Software von der Firma *Würtenberger* durchgeführt.

Bild 12 zeigt die Ergebnisse eines Messfluges. Während eines Fluges wurde nur ein stationärer Flugzustand eingestellt, so dass ausreichend Messpunkte aufgezeichnet werden konnten.

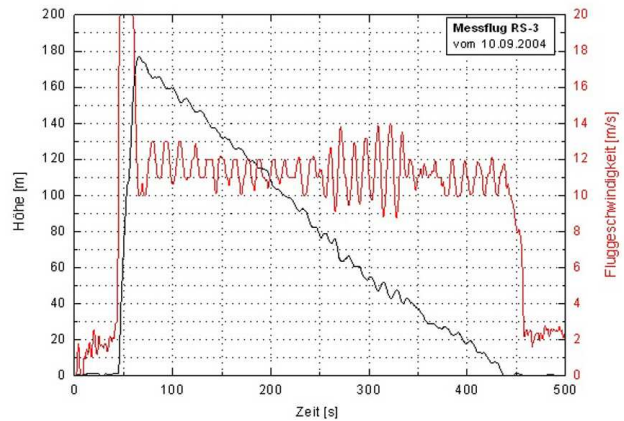


BILD 12: Zeitverlauf für v und h eines Messfluges

Es sind die bereits korrigierten Zeitverläufe für die Flughöhe und die Fluggeschwindigkeit dargestellt. Die Korrektur betrifft die infolge meteorologischer Bedingungen (Luftdruck, Temperatur) offset-behafteten Werte für v und h .

Die Auswertung der Messdaten (lineare Regression) erfolgte in *MathCad* und lieferte schließlich die für die Geschwindigkeitspolare gewünschten Parameter Sink- und Eigengeschwindigkeit v_{si} und v , Bild 13. Die gewonnenen Punkte korrelieren gut mit der berechneten Polare, und bestätigen so die im Rechenprogramm verwendeten Widerstandsansätze (Rechteck- und Elliptischer Flügel unterscheiden sich im *geringsten Sinken* nur um etwa 4%).

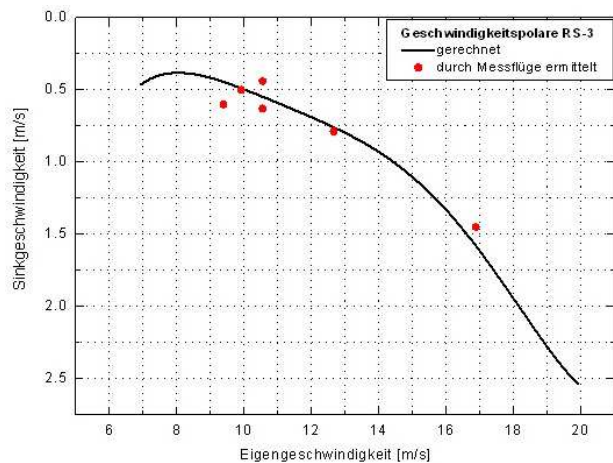


BILD 13: Geschwindigkeitspolare des RS-3

Eine Messpunktgewinnung unterhalb einer Fluggeschwindigkeit von 9m/s gestaltete sich schwierig. Möglicherweise könnten durch eine Verlagerung des Schwerpunktes nach vorn größere Anstellwinkel und damit geringere Fluggeschwindigkeiten erreicht werden.

Während der Meßflüge wurde ein weiteres Phänomen beobachtet: dem Mittelwert der Geschwindigkeit ist eine Schwingung überlagert - die sogenannte Phygoide [5], [6]. Dabei handelt es sich um eine langsame und schwach gedämpfte harmonische Schwingung, bei der in erster Näherung der Anstellwinkel konstant bleibt. Es wechseln sich langsames Steigen (Geschwindigkeitsabnahme) und langsames Sinken (Geschwindigkeitszunahme) stetig ab, wobei eine ständige Umwandlung von potentieller in kinetische Energie erfolgt und umgekehrt.

Diese Schwingungen sind die Antwort auf eine Störung des Gleitfluges, welche durch Überfahrt nach dem Hochstart oder Kurvenflug, oder infolge von Böen praktisch immer vorhanden ist. Wellenlänge und Amplitude der Schwingung erhöhen sich mit zunehmender Fluggeschwindigkeit und die Dämpfung verringert sich mit zunehmender aerodynamischer Güte des Flugmodells.

Mit der Beschränkung auf die reine Längsbewegung und unter der Annahme des konstanten Anstellwinkels führt die Berechnung der Bewegungsgleichungen des Flugzeugs auf zwei gekoppelte nichtlineare Differentialgleichungen 2. Ordnung. In [7] wurden dieses DGL-System für ein konkretes Segelflugmodell numerisch ausgewertet. Auf die Parameter des RS3 angewendet, ergeben sich zumindest für Meßpunkte der Geschwindigkeitspolare, welche der gerechneten nahe kommen, auch Schwingungsperioden, die nahe bei den gemessenen liegen (Beispiel: $T_{calc} = 5,77s$, $T_{mess} = 7,5s$ bei $v = 12,5m/s$).

Das Auftreten der Phygoide ist in unserem Fall nicht problematisch, da sie nur als Überlagerung zu den stationären Geschwindigkeiten auftritt und sich deshalb leicht rausrechnen läßt.

6 ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Im Verlauf der Arbeit wurde ein Segelflugmodell für die Wettkampfklasse F3J entwickelt und durch Messflüge erprobt. Die Auslegung erfolgte anhand der erforderlichen aerodynamischen Parameter (geringes Sinken und größtmögliches Gleiten) unter Verwendung eines im mfcR entwickelten Rechenprogramms. Kraftmessungen während des Hochstarts dienten als Grundlage für die Holmberechnung. Unter Verwendung der Negativ-Formtechnologie wurde der Prototyp RS-3 gebaut. Mit Hilfe von On-Board-Messtechnik wurde die berechnete Geschwindigkeitspolare überprüft. Es ergab sich eine zufriedenstellende Übereinstimmung. Bereits während der ersten Wettkampfeinsätze zeigte sich das große Potential des RS-3.

Es sind weitere Messflüge geplant, um Stützstellen der Polare bei $v < 9m/s$ zu akquirieren.

Darüber hinaus beginnt mit dem Bau weiterer Exemplare des RS-3 langsam die Serienfertigung, so dass in naher Zukunft weitere Vereinsjugendliche das Modell in Training und Wettkampf einsetzen können. Der Bau der Modelle wird im Rahmen der Möglichkeiten der Negativ-Formen weiter optimiert und bis ins kleinste Detail dokumentiert, damit Vereinsmitglieder den RS-3 später weitgehend selbstständig aufbauen können.

Literatur

- [1] H. Langenhagen: *RC-Segelflugmodelle - Entwurfsmethodik, Technologie, Flugpraxis*, unveröffentlichtes Manuskript, Berlin 1991
- [2] T. Brenner, U. Friedemann: *Berechnung der Geschwindigkeitspolare von RC-Segelflugmodellen unter Einbeziehung windkanalvermessener Flügelprofile*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress (Nachwuchstagung), Bremen 1998
- [3] H. Funke: *Überschlägiges Dimensionieren mit Faserverbundwerkstoffen*, R&G-Handbuch Faserverbundwerkstoffe, Ausgabe 01.03, S. 1.74 - 1.79
- [4] D. Pfefferkorn: *Simplex - Entwicklung und Bau eines Vollkunststoff-F3B-Modells*, Modell-Speziell, 1993
- [5] W. Just: *Dynamische Längsstabilität und Längssteuerung*, Verlag Flugtechnik Stuttgart / Ernst von Olnhäusen, Stuttgart 1957
- [6] K. Wilhelm: *Flugmechanik II - Dynamische Flugzustände der Längs- und Seitenbewegung*, Vorlesungsskript, TU Berlin, 2002
- [7] H. Schenk: *Die Phygoide: "Alles geregelt"*, FMT-Kolleg (Forum für Theorie, Forschung und Praxis im Modellflug), Heft 19, Verlag Technik und Handwerk, Baden-Baden 1995

Danksagung

Unser besonderer Dank gilt jenen Vereinsmitgliedern, die wesentlich zum Erfolg beigetragen haben: Thomas Brenner (Programmentwicklung), Holger Lösel, Dietmar Aniol, Wolfgang Diemel, Rudolf Zimmermann, Peter Weigel und Max Stauß (Konstruktion und Bau), Hans Langenhagen (Beratung und Messflüge).

Weiterhin möchten wir uns bei der Stadtparkasse Dresden (Stiftung Jugend und Sport) für die Unterstützung bei der Materialbereitstellung für Formen und Musterbau, sowie bei den Firmen EADS Hamburg und Ahlborn für die Hilfe bei der Beschaffung der on-board-Messtechnik bzw. der Bereitstellung eines Kraftmess-Sensors bedanken.