

# Untersuchung der Kremer Ausschreibung

Dipl.-Ing. Imre Bánó

Wissenschaftlicher Verein für Maschinenbau, Ungarn

Vortrag am XV. OSTIV-Kongress, Rääskälä (Finnland), 1976

Der Muskelkraftflug ist in der menschlichen Geschichte eine uralte Sache. Bis Mitte des 19. Jahrhunderts scheint das die einzige Methode des menschlichen Fliegens gewesen zu sein. Als Sportart kommt das neben der Eroberung der unberührten Hochgebirgsgipfel, Einmann-Umsegelung des Weltozeans oder ähnlichen fantastischen Leistungen des menschlichen Willens zum Ausdruck.

Diese auf den ersten Blick extreme Sportart hat aber aus rein technischer und wissenschaftlicher Hinsicht eine Bedeutung. Aus diesen Flügen können wir im Gebiet des Ultraleichtflugzeuges, aber auch in der allgemeinen Aerodynamik und Konstruktionslehre, sehr viel lernen. Natürlich sind wir bisher am Beginn dieses Weges. In dieser Vorlesung möchte ich über eine Methode diskutieren, damit wir dadurch den richtigen Weg leichter finden können. Ich werde nur über die Aufgabenlösung der Kremer Ausschreibung sprechen; unkonventionelle Lösungen, wie zum Beispiel Bodeneffekt, wollte ich nicht in Betracht ziehen.

Bei der menschlichen Muskelkraft ist es bezeichnend, dass sie einerseits nur eine verhältnismässig geminderte Leistung hat, andererseits sinkt sie mit der Zeit sehr stark ab. Deswegen gibt das Penaud-Diagramm, welches bei den konventionellen Flugzeugen sehr gut verwendbar ist, in diesem instationären Fall kein klares Bild über die Wahrheit. Wenn wir über die Verhältnisse des Muskelkraftfluges ein genaues Modell erhalten wollen, müssen wir aus dem Energiegehalt des Flugzeuges ausgehen. Untersuchen wir daher die Energieverhältnisse des Flugzeuges. Wenn wir die im Flugzeug eingeleitete Gesamtenergie betrachten, so bekommen wir:

$$E_M = E_H + E_K + E_W \quad (1)$$

Die Gesamtenergie können wir auch anders teilen:

$$E_M = E_{Rev} + E_{Irrev} \quad (2)$$

So ist es möglich, die Energie folgendermassen zu bestimmen:

$$E = \int_{t_1}^{t_2} N dt = \int_{t_1}^{t_2} \frac{F}{V} \cdot V dt \quad (3)$$

$$E_{WG} = \int_0^T N_{WG} dt = N_{WG} \int_0^T dt = N_{WG} T \quad (4)$$

Betrachten wir jetzt die Ausschreibung. Über die Flugbahn schreibt sie folgendes vor:

4.4.1. Die Flugbahn soll achterförmig sein, mit zwei Wendepunkten, in einer Entfernung von wenigstens einer halben Meile.

4.4.3. Die Startlinie, welche dieselbe ist wie die Landelinie, soll zwischen den beiden Wendepunkten sein, senkrecht zu der Verbindungslinie der Wendepunkte.

4.4.4. Die Höhe soll bei Beginn und am Ende der Aufgabe mehr als zehn Fuss sein, rein vom Grund aus gemessen. Andere Höhenbeschränkungen gibt es nicht.

Die Flugbahn können wir auf Fig. 1 sehen; die Daten, welche für den einzigen Punkt gelten, sind in Tabelle 1 eingeführt.

Betrachten wir zuerst die  $E_W$  Verlustenergien beim Geradeflug. Wie können wir über eine gegebene Strecke mit dem minimalen Energieverlust fliegen? Energieverlust nach Gl.(3).

Leistung der Widerstände.

$$N_{WG} = \frac{G_F}{\epsilon} V \quad (5)$$

Zeit bei konstanter Geschwindigkeit

$$T = \frac{s}{V} \quad (6)$$

Wenn wir jetzt Gleichungen (5) und (6) in Gl.(4) einsetzen

$$E_{WG} = \frac{G_F}{\epsilon} V \frac{s}{V} = \frac{G_F s}{\epsilon} \quad (7)$$

**Tabelle 1** Die optimalen Daten der Flugbahn der Kremer Ausschreibung:

Punkt	Strecke	Fluglage	Geschwindigkeit	Höhe
0	s	Start	$V = 0$	$H = 0$
1		Geradeflug	$V = V_{opt}$	$H = 3.048 \text{ m}$
2	Kurve		$V = \sqrt[4]{2} V_{min}$	$H \geq 3.048 \text{ m}$
3		Geradeflug	$V = V_{opt}$	
4	Kurve	$V = \sqrt[4]{2} V_{min}$		
5	Geradeflug	$V = V_{opt}$		
6	l	Landung	$V = V_{min}$	$H = 3.048 \text{ m}$
7				$H = 0$

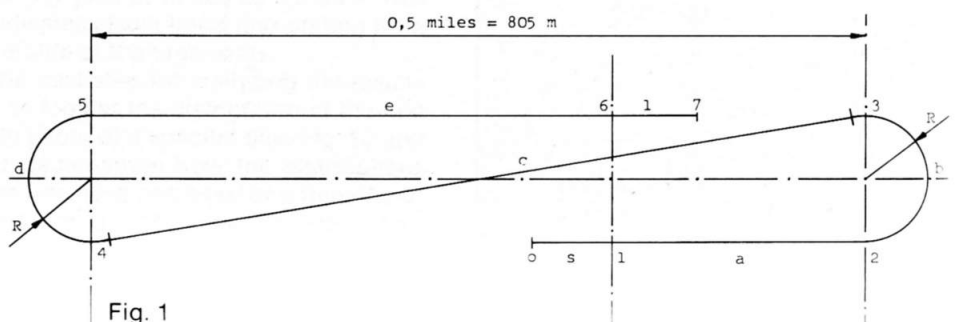


Fig. 1

Wenn wir mit minimalem Energieverlust fliegen wollen, so müssen wir mit zu  $\epsilon_{\max}$  gehöriger Geschwindigkeit fliegen. Das bedeutet für die Segelflieger keine neue Sache. Ganz anders sieht die Sache beim Wenden aus. Versuchen wir eine Lösung mit einer minimalen Verlustenergie zu finden. Natürlich wird beim Wenden nicht der Weg, sondern der Verdrehungswinkel wichtig. Schreiben wir Gl. (3) jetzt beim Wenden noch einmal auf:

$$E_{WW} = \int_0^T N_{WW} dt = N_{WW} T \quad (8)$$

Leistungsbedarf bei Schräglage

$$N_{WW} = \frac{G_F V}{\cos \mu} \quad (9)$$

Zeitbedarf bei Verdrehungswinkel  $\varphi$

$$T = \frac{\varphi}{\omega} = \frac{R \varphi}{V} \quad (10)$$

mit

$$R = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \mu} \quad (11)$$

Setzen wir Gl. (11) in (10) ein

$$T = \frac{\varphi V^2}{V g \operatorname{tg} \mu} = \frac{\varphi V}{g \operatorname{tg} \mu} \quad (12)$$

Gl. (9) und Gl. (12) wieder in Gl. (8) eingesetzt

$$E_{WW} = \frac{G_F \varphi V^2}{g \epsilon \sin \mu} \quad (13)$$

Untersuchen wir jetzt die Glieder  $V^2$  und  $\epsilon$

$$V^2 = \frac{G_F}{A} \frac{2}{\rho} \frac{1}{C_y} \frac{1}{\cos \mu} \quad (14)$$

wo die Flügelfläche

$$A = \frac{b^2}{\lambda} \quad (15)$$

und der Widerstandsbeiwert

$$C_x = C_{x0} + \frac{C_y^2}{\pi \lambda} \quad (16)$$

Gleitzahl

$$\epsilon = \frac{C_y}{C_x} = \frac{1}{\frac{C_{x0}}{C_y} + \frac{C_y}{\pi \lambda}} \quad (17)$$

Setzen wir jetzt Gl. (14) Gl. (15) und Gl. (17) zurück in Gl. (13)

$$E_{WW} = \frac{2 G_F^2 \varphi}{g b^2 \rho} \left\{ \frac{C_{x0} \lambda}{C_y^2} + \frac{1}{\pi} \right\} \frac{1}{\sin \mu \cos \mu} \quad (18)$$

Nun diskutieren wir ein bisschen über diese Gleichungen. Aus rein pilotentechnischer Hinsicht

- Der Pilot muss bei den Kurven die möglichst kleinste Geschwindigkeit halten, das heißt  $C_y = C_{y, \max} - \Delta C_y$ .
- Er muss mit der optimalen Schräglage fliegen, das heißt  $\cos \mu = \sin \mu = \max$ . Das ist sehr einfach zu ermitteln.

$$\mu = 45^\circ$$

$$\cos \mu = \sin \mu = \frac{\sqrt{2}}{2}$$

$$\frac{1}{\cos \mu \sin \mu} = 2$$

Die nötige Kurvengeschwindigkeit

$$V_W = V_{\min G} \frac{1}{\sqrt{\cos \mu}} + V \approx 1,2 V_{\min G}$$

Bei einem normalen Flugzeug liegt die für  $\epsilon_{\max}$  zugehörige Geschwindigkeit ungefähr um 20% über der Minimalgeschwindigkeit. So machen wir keinen zu grossen Fehler, wenn wir während des ganzen Fluges mit  $V_{\text{opt}}$  IAS fliegen.

Bei einer solchen Geschwindigkeit und Schräglage ist der Kurvenradius

$$R = \frac{V_{\text{opt}}^2}{g} \quad (m)$$

Für die weitere Behandlung ändern wir die Energiegleichungen um. Namentlich leiten wir eine Energiehöhe ein; aber das Bezugsgewicht soll das Totalgewicht der Besatzung sein

$$H^* = \frac{E}{G_M} \quad (19)$$

Weiterhin schreiben wir auch das Fluggewicht als eine Funktion des Totalgewichtes der Besatzung auf

$$G_F = \psi G_M \quad (20)$$

mit

$$\psi = 1 + \frac{G_L}{G_M} \quad (21)$$

So wird die Potentialenergie

$$E_H = G_F H = \psi G_M H = G_M H_H^* \quad (22)$$

und die kinetische Energie

$$E_K = \frac{G_F V^2}{2g} = \frac{\psi V^2}{2g} G_M = G_M H_K^* \quad (23)$$

Verlustenergie der Widerstände

a) Im Geradeflug

$$E_{WG} = \frac{G_F s}{\epsilon} =$$

$$G_M \frac{\psi}{\epsilon} s = G_M H_{WG}^* \quad (24)$$

b) Beim Kurvenflug

$$E_{WW} = \frac{32 G_F^2 \psi}{g b^2}$$

$$\left\{ \frac{C_{x0} \lambda}{C_{y \max}^2} + \frac{1}{\pi} \right\} =$$

$$G_M \frac{32 \psi^2 G_M}{g b^2}$$

$$\left\{ \frac{C_{x0} \lambda}{C_{y \max}^2} + \frac{1}{\pi} \right\} \psi =$$

$$G_M H_{WW}^* \quad (25)$$

Dieser neu eingeleitete Höhenwert hat eine sehr konkrete Bedeutung. Wenn die Besatzung auf einem hohen Hang, mit einem Fahrzeug, dessen Wirkungsgrad eben

$\zeta$  ist, in gegebener Zeit auffahren kann, so haben wir eine Chance.

Jetzt folgt eine sehr problematische Frage, die Leistung der Besatzung. Definieren wir auch die Gesamtenergie der menschlichen Leistung mit der obigen Energiehöhe

$$E_M = \int_0^T \eta N_M dt = G_M H_M^* \quad (26)$$

mit

$$H_M^* = \frac{1}{G_M} \int_0^T \eta N_M dt \quad (27)$$

Diese Energiehöhe ist eine Funktion der Zeit, welche wir mit dem unteren Ausdruck annähern können

$$\frac{\eta N_M}{G_M} = \left[ \frac{\eta N_M}{G_M} \right]_0 = \left\{ e^{-0.02 t} + 0.1 \right\} = A^* \left\{ e^{-0.02 t} + 0.1 \right\} \quad (28)$$

Diskutieren wir jetzt über die minimale Energie, mit welcher wir diese Ausschreibung leisten können. Diese Totalenergie, dieselbe wie der irreversible Energieverlust in Gl. (2). Bei der Potentialenergie:

$$H_{Hirrev}^* = \psi 3.048 (m) \quad (29)$$

Tabelle 2: Die Werte des Funktions

$$\int_0^T \frac{1}{e^{-0.02 t} + 0.1} dt$$

T (sec)	F(T)
20	2,32968
40	4,55067
60	6,69881
80	8,79810
100	10,8647
120	12,9093
140	14,9392
160	16,9592
180	18,9727
200	20,9817
220	22,9877
240	24,9918
260	26,9945
280	28,9963
300	30,9972

Bei der kinetischen Energie:

$$H_{Kirrev}^* = \frac{V_{\min} + \Delta V}{2g} \quad (30)$$

Bei der Verlustenergie durch Widerstände:

a) im Geradeflug

$$H_{WG}^* = \frac{\psi}{\epsilon} 1610 (m) \quad (31)$$

b) im Kurvenflug

$$H_{WW}^* = \frac{30.74 \psi^2 G_M}{b^2}$$

Tabelle 3 Beispielrechnungen

$G_F/A$	$kp/m^2$	5				5				4			
$\lambda$		20				25				20			
$C_{x0}$		0.015				0.015				0.015			
$C_{y \max}$		1.5				1.5				1.5			
$C_{y \text{opt}}$		0.97				1.085				0.97			
$V_{\min}$	m/s	7.3				7.3				6.53			
$V_{\text{opt}}$	m/s	9.08				8.58				8.12			
$\epsilon$		32.33				36.18				32.33			
T	sec.	187.2				198				209.3			
$G_M$	kp	65	130	195	260	65	130	195	260	65	130	195	260
$\psi$		1.5	1.4	1.35	1.3	1.5	1.4	1.35	1.3	1.5	1.4	1.35	1.3
v	m	19.75	26.98	32.45	36.77	22.08	30.16	36.28	41.11	22.08	30.17	36.28	41.11
$H_H^*$	m	4.57	4.27	4.11	3.96	4.57	4.27	4.11	3.96	4.57	4.27	4.11	3.96
$H_K^*$	m	4.07	3.80	3.67	3.53	4.07	3.80	3.67	3.53	3.26	3.04	2.94	2.82
$H_{WG}^*$	m	74.69	69.71	67.22	64.73	66.74	62.29	60.07	57.84	74.69	69.71	67.22	64.73
$H_{WN}^*$	m	5.97	5.58	5.38	5.18	5.24	4.89	4.72	4.54	4.78	4.46	4.30	4.14
$A^*$	m	89.30	83.36	80.38	77.40	80.62	75.25	72.57	69.87	87.29	81.49	78.57	75.66
$A^*$	m	4.465	4.168	4.019	3.87	3.84	3.59	3.46	3.33	3.97	3.21	3.57	3.44

$$\left\{ \frac{C_{x0} \lambda}{C_y \max} + 0.5183 \right\} \quad (32)$$

In der Tabelle 3 sind die Ergebnisse einer Beispiel-Rechnung zusammengestellt. In Fig. 2 können wir die Energieverhältnisse eines Flügels sehen. In

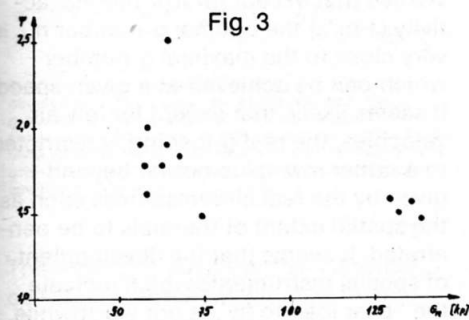
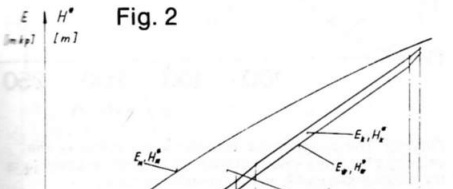


Fig. 3 sind die  $\psi$  Werte, die die bisherigen Auslegungen darstellen. Aus diesen Ergebnissen können wir ersehen, dass wir den Faktor  $\psi$  unter 1.3 senken müssen; das bedeutet wahrscheinlich eine mehrköpfige Besatzung. Gleichzeitig müssen wir die Gleitzahlen erheblich erhöhen und  $C_{x0}$  radikal vermindern.

#### Legende

- A Flügelfläche
- A\* Relativer Leistungsfaktor der Besatzung
- b Spannweite
- $C_x$  Widerstandsbeiwert
- $C_{x0}$  Widerstandsbeiwert bei  $C_y = 0$
- $C_y$  Auftriebsbeiwert

- E Energie
- $E_H$  Potentielle Energie
- $E_{Irrev}$  Irreversible Energie
- $E_K$  Kinetische Energie
- $E_M$  Eingeleitete Gesamtenergie der Besatzung
- $E_{Rev}$  Reversible Energie
- $E_W$  Energieverlust
- $E_{WG}$  Energieverlust im Geradeflug
- $E_{WW}$  Energieverlust beim Wenden
- F Kraft
- g Erdbeschleunigung
- $G_F$  Fluggewicht
- $G_L$  Leergewicht
- $G_M$  Totalgewicht der Besatzung
- H Höhe
- $H^*$  Energiehöhe
- $H^*_H$  Potentielle Energiehöhe
- $H^*_{Hirrev}$  Irreversible Energiehöhe der Potentiellen Energie
- $H^*_K$  Kinetische Energiehöhe
- $H^*_{Kirrev}$  Irreversible Energiehöhe der Kinetischen Energie
- $H^*_M$  Energiehöhe der nützlichen Leistung der Besatzung
- $H^*_{WG}$  Verlustenergiehöhe im Geradeflug
- $H^*_{WW}$  Verlustenergiehöhe im Kurvenflug
- N Leistung
- $N_M$  Gesamtleistung der Besatzung
- $N_{WG}$  Leistungsverbrauch im Geradeflug
- $N_{WW}$  Leistungsverbrauch beim Wenden
- R Kurvenradius
- s Strecke
- T Totale Flugzeit
- t Zeit
- V Geschwindigkeit
- $V_{min}$  Minimalgeschwindigkeit
- $V_{minG}$  Minimalgeschwindigkeit im Geradeflug
- $V_{opt}$  Geschwindigkeit bei bester Gleitzahl
- $V_W$  Kurvengeschwindigkeit
- $\epsilon$  Gleitzahl
- $\epsilon_{max}$  maximale Gleitzahl
- $\zeta$  Wirkungsgrad
- $\lambda$  Streckung
- $\mu$  Schräglage
- $\rho$  Luftdichte
- $\varphi$  Verdrehungswinkel
- $\omega$  Winkelgeschwindigkeit

#### Literatur

- Schulze und Stiasny – Flug durch Muskelkraft. Naturkunde und Technik 1936.
- Mitteilungen des Muskelflug-Instituts. Flugsport 1936/1937.

- Seehase – Menschenkraftflug: Ein konstruktiver Beitrag. Flugsport 1937.
- Unna – Limits of Effective Human Power. Nature Vol. 158 1946.
- Worley – Can Man Fly? Aeronautics Feb. 1948.
- Shenstone – The Problem of the Very hightweight Highly-Efficient Aeroplane. Canadian Aeronautical Journal Mar. 1956.
- Nonweiler – The Man Powered Aircraft – A Preliminary Assessment. CoA Note 45. 1956.
- Robinson – An Assessment of the Performance, Stability and Control of a Man Powered Aircraft 1957.
- Wilkie – The Production of Mechanical Work by Man. MAPAC Communication 1957.
- Journal of Royal Aeronautical Society No. 574 1958.
- Shenstone – Manpowered Aircraft Prototypes. The Aeroplane 30th Oct. 1959.
- Lippisch – Manpowered Flight in 1929. Journal of Royal Aeronautical Society No. 595, 1960.
- Shenstone – Engineering Aspects in Manpowered Flight. Journal of Royal Aeronautical Society No. 596, 1960.
- Wilkie – Man as Aero Energy. Journal of Royal Aeronautical Society No. 596, 1960.
- Shenstone – Manpowered Flight Achieved in 1936? The Aeroplane 19th Aug. 1960.
- Bossi – A Man Has Flown by His Own Power in 1937 Canadian Aeronautical Journal. Dec. 1960.
- Haessler – Manpowered Aircraft 1935–37 and Today. Canadian Aeronautical Journal Mar. 1961.
- Derek – Pedal Extremities. Flight International. 1961.
- Man-Powered Round-up. Flight International 31th May 1962.
- Shenstone – Unconventional Flight. Journal of Royal Aeronautical Society No. 692, 1962.
- Graves – Problems of a Man-Powered Rotorcraft. Journal of Royal Aeronautical Society. 1962.
- Wickens – Aspects of Efficient Propeller Selection with Particular Reference to Man-Powered Aircraft. Canadian Aeronautical Journal. Nov. 1972.
- Spillman – Design Philosophy of Man-Powered Aircraft. Journal of Royal Aeronautical Society. 1962.
- Shenstone – Man-Powered Flight: State of the Art. Flight International 27th Feb. 1964.
- Shenstone – Man-Powered Aircraft. OSTIV Publication VIII 1965.
- Up to Date with Puffin II. Flight International 3rd Nov. 1966.
- Cyberwinski – Structural Trends in the Development of Man-Powered Aircraft. Journal of Royal Aeronautical Society. 1967.
- Moulton – Man-Powered Flight. American Aircraft Modeller Annual. 1968.
- MacMasters and Cole – The Prospects for Man-Powered Flight. OSTIV Publication XI. 1970.
- MacMasters, Cole and Skinner – Man-Powered Flight. AIAA Student Journal. Apr. 1971.
- MacMasters – The Optimisation of Man-Powered Aircraft. AIAA Paper No. 71. 1971.
- Man-Powered Flight: Regulations and Conditions for the \$ 50.000 Kremer Competition. Nov. 1974.