

TREŚĆ: St. Bryła: Wytrzymałość spoin bocznych na ścinanie. — Inż. St. Ochęduszek: Wartość opałowa gazów z teoretycznego punktu widzenia. (Dokończenie). — Dr. Inż. A. Freudenthal: W sprawie wzoru dla słupów uzwojonych w przepisach polskich. — Memorjał w sprawie zatrudnienia bezrobotnych inżynierów i techników. — Wiadomości z literatury technicznej. — Nekrologja. — Uzupelnienie. — Sprawy Towarzystwa.

Stefan Bryła.

Wytrzymałość spoin bocznych na ścinanie.

Doświadczenia opisane stanowią trzecią z rzędu serję doświadczeń z połączeniami spawanymi wykonanych dla Departamentu Drogowego b. Ministerstwa Robót Publicznych, a obecnie Ministerstwa Komunikacji, kierowanego przez Dyr. M. Nesterowicza. Dotyczą zaś wytrzymałości spoin bocznych na ścinanie.

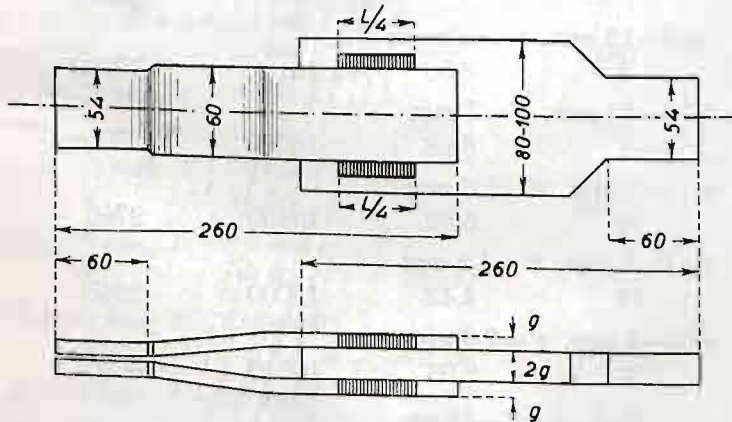
Wytrzymałość spoin bocznych na ścinanie przyjmowana była dotychczas najczęściej na jednostkę powierzchni, w wielkości stałej, niezależnie od grubości spoiny. Na tym przyjęciu też oparte są dotychczasowe przepisy niemieckie, amerykańskie i t. d., aczkolwiek wiadomo, że założenie to jest błędne. Wykazywałem to już w 1928 roku podczas budowy spawanego mostu drogowego na rzece Słudwi pod Łowiczem, gdzie dla obliczenia wytrzymałości szwów bocznych przyjąłem:

$k = 905 - 115 t \text{ kg/cm}^2$ na jednostkę powierzchni . . 1
względnie:

$k = (640 - 80 t) \text{ kg/cm}^2$ na jednostkę długości 2

gdzie „ t ” oznacza grubość szwu w cm mierzona w przyprostokątnej spoiny. Dla naprężeń w kg/cm^2 równanie to przedstawia linię prostą, której rzędne maleją ze wzrastającymi odcięciami, jeżeli odcięte oznaczają grubość szwu w cm , a rzędne naprężenia dopuszczalne w kg/cm^2 . Dla naprężeń na jednostkę długości otrzymujemy zaś parabolę. Wzór ten ustawiono na podstawie szeregu doświadczeń wykonanych podówczas. Uwzględnia on bezsporny fakt, że wytrzymałość na jednostkę powierzchni szwu bocznego jest dla szwów cienkich większa niż dla szwów grubych.

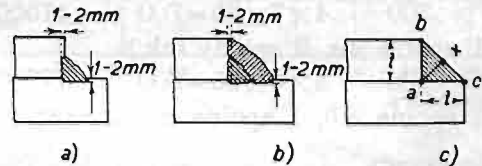
Celem otrzymania możliwie dokładnego związku pomiędzy grubością spoin bocznych, a wytrzymałością jednostkową (na jednostkę powierzchni, oraz na jednostkę długości spoiny), wykonano w 1930/31 r. 220 próbek i poddano rozerwaniu w laboratorium Mechanicznej Stacji Doświadczalnej Politechniki Lwowskiej.



Rys. 1.

Próbki (rys. 1) wykonano w trzech serjach, przy czym serja pierwsza wykonana została przez spawaczy miernych, serja druga przez spawaczy średnio dobrych, zaś serja trzecia wykonana została bardzo starannie.

Nasuwa się pytanie, na jakiej podstawie snuto przypuszczenia, że naprężenia jednostkowe będą maleć przy wzrastającej grubości szwu. Kwestja ta staje się łatwo zrozumiała, jeśli bierzemy pod uwagę dwa następujące fakty: Szwy cienkie wykonywujemy przy pomocy jednorazowego nakładania elektrody (rys. 2a), natomiast szwy grubsze musimy nakładać kilkakrotnie (rys. 2b) (zależnie od grubości szwu, oraz od średnicy elektrody). Pomimo oczyszczenia warstwy spoiny wykonanej przed nałożeniem dalszej warstwy, połączenie może nie być idealne. Również naprężenia wewnętrzne



Rys. 2.

z powodu wysokiej temperatury spawania są większe w spoinach grubszych. Wreszcie też ważną przyczyną leży w tem, że dobrze wykonana spoina jest wtopiona w stal, przy czem grubość wtopienia się wynosi od 1 do 2 mm i to dla wszystkich grubości szwów mniej więcej jednakowo (rys. 2a, b). Teoretyczna powierzchnia ścieżka spoiny zostaje więc o te 1—2 mm powiększona, przez co zostaje również powiększona wytrzymałość spoiny. Stosunek głębokości wtopienia elektrody w stal do teoretycznego przekroju ścieżka jest dla spoin małych dużo większy, niż dla grubszych. Np. dla spoiny o grubości $t = 4 \text{ mm}$, stosunek ten wynosi $\varphi = \frac{2}{4 \times 0,7} = \text{około } 0,7$, natomiast dla spoiny o grubości $t = 20 \text{ mm}$ $\varphi = \frac{2}{20 \times 0,7} = 0,14$. Toteż wpływ zwiększenia się teoretycznego przekroju przez wtopienie elektrody i przez to zwiększenia wytrzymałości spoiny, będzie dla spoin małych dużo większy niż dla spoin dużych. Pod tym względem otrzymałem wyczerpujący artykuł od inż. Branda.

Wymiary spoin wybrano dla wartości t od 4 do 20 mm , zaś długości spoin L od 80 do 240 mm . Kształt próbki podany jest na rysunku 1. Spoiny zostały zeszlifowane do należytych wymiarów, celem usunięcia przypadkowości. Wszystkie próbki spawane były elektrycznie. Zaznaczam odrazu, że te same próbki, uzupełnione, zostaną następnie zużytkowane dla zbadania zależności wytrzymałości spoin od ich długości.

Próbki badane były w jednakowych warunkach, t. j. przy jednostajnym wzroście obciążenia od 0,2 do 0,5 $\text{kg/mm}^2/\text{sek}$. Co do charakteru i kształtu zerwania spoiny obserwowano wypadki następujące: a) spoina została zerwana w płaszczyźnie ab lub ac ; b) spoina została zerwana w najmniejszej płaszczyźnie pracującej ax lub też w płaszczyźnie nachylonej pod małym kątem do najmniejszej płaszczyzny; c) spoina została zerwana zupełnie dowolnie, częściowo jak pod a), częściowo jak pod b).

Ze względu jednak na konieczność pewnej jednolitej podstawy do określenia wytrzymałości, oblicza się zawsze wytrzymałość spoiny w odniesieniu do płaszczyzny ax . Wszystkie podane niżej przeliczenia wykonane też zostały na tej podstawie.

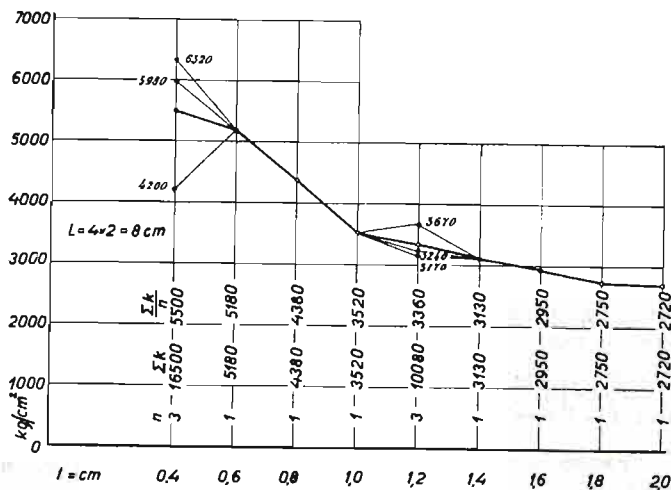
Poniżej podane są wyniki I. partji próbek. Dokładny pomiar szwów uskutecznilo tak przed, jakoteż po zerwaniu każdej próbki. Na każdy poszczególny pomiar wykonano przynajmniej trzy próbki. O ile wyniki były zbyt rozmaite, wykonano dwie próbki dodatkowe celem jaknajdokładniejszego ustalenia wartości R .

Ze względu na brak miejsca podano poniżej zestawienie pomiarów wykonanych na jednej próbce jako przykład. Wszędzie l oznacza długość jednej spoiny, L łączną długość czterech spoin, więc $L=4l$.

L. p. 7. Przekrój spoiny $t=10$ mm, $t'=7$ mm.

Cztery spoiny o łącznej długości $L=4l=10$ cm.

Próbka	$F=t \cdot l$ mm ²	Łączny przekrój spoiny po zerwaniu F' mm ²	P kg	R kg/mm ²
7/1	700	$4 \times 6 \times 24 = 576$	16400	23,5
cztery spoiny ścięte ukośnie				
7/2	700	$4 \times 7 \times 25 = 700$	17550	25,1
1 spoina $a c$, 3 spoiny (uk.)				
7/3	700	$4 \times 6 \times 25 = 600$	17700	25,1
1 spoina $a b$, 1 spoina $a c$, 2 szwy (uk.)				
				R średnio 24,60



Rys. 3.

W podobny sposób wykonano pomiary dla wszystkich próbek. W dalszym ciągu podane są średnie wartości naprężeń rozrywających i to tak na jednostkę powierzchni jak i na jednostkę długości szwu.

Pierwsza partja próbek:

1. $L=4 \times 2,5 = 10$ cm

Próbka	t mm	t' mm	$\frac{P}{l}$ kg/cm	$\frac{P}{F'}$ kg/cm ²
L. p.				
25	4	2,8	1000	3570
18	6	4,2	1210	2930
12	8	5,6	1500	2700
7	10	7,0	1740	2460
3	12	8,5	2200	2440

2. $L=4 \times 3 = 12$ cm

24	4	2,8	850	3060
17	6	4,2	1200	2860
11	8	5,6	1680	2870
6	10	7,0	1700	2030
2	12	8,5	1600	1650

3. $L=4 \times 4 = 16$ cm

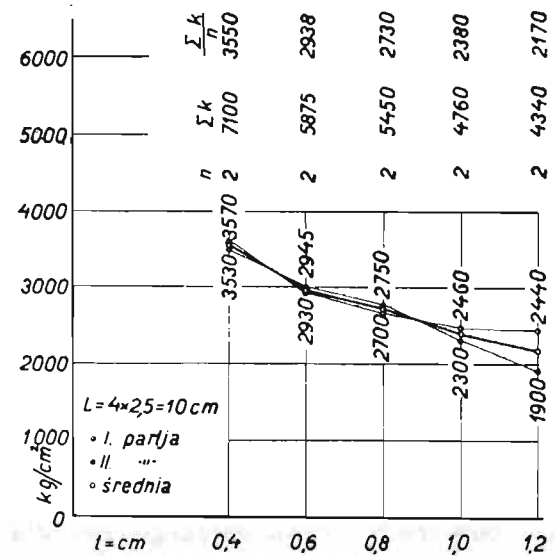
Próbka	t mm	t' mm	$\frac{P}{l}$ kg/cm	$\frac{P}{F'}$ kg/cm ²
L. p.				
23	4	2,8	1080	4030
16	6	4,2	1400	3315
10	8	5,6	1540	2740
5	10	7,0	1780	2415
1	12	8,5	1580	1945

4. $L=4 \times 5 = 20$ cm

22	4	2,8	1100	4000
15	6	4,2	1480	3285
9	8	5,6	1800	2830
4	10	7,0	1600	2370

5. $L=4 \times 6 = 24$ cm

21	4	2,8	1040	3720
14	6	4,2	1600	3515
8	8	5,6	1790	3570
13	10	7,0	2400	3400



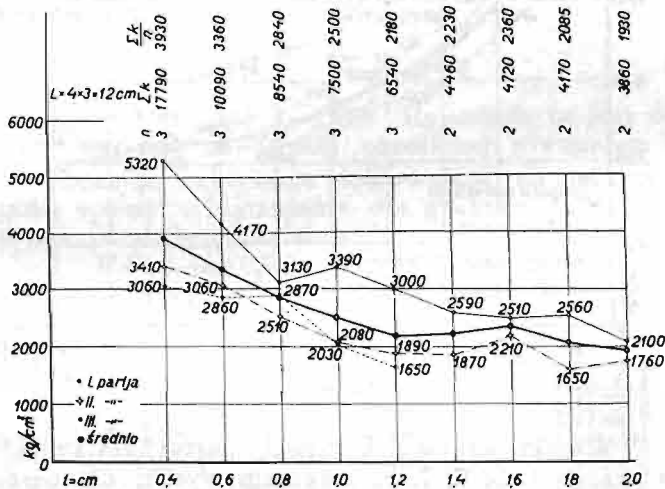
Rys. 4.

Druga partja próbek.

1. $L=4 \times 2,5 = 10$ cm

Próbka	Pow. ścięta F' cm ²	P kg	$\frac{P}{F'}$ kg/cm ²
L. p.			
a) $t=12$ mm, $t'=8,5$ mm			
3	8,50	16100	1900
b) $t=10$ mm, $t'=7$ mm			
7	6,98	16050	2300
c) $t=8$ mm, $t'=5,6$ mm			
12	5,62	15450	2750
d) $t=6$ mm, $t'=4,2$ mm			
18	4,42	13000	2945
e) $t=4$ mm, $t'=2,8$ mm			
25	2,93	10340	3530
2. $L=4 \times 3 = 12$ cm			
a) $t=20$ mm, $t'=14,1$ mm			
33	16,78	29550	1760
b) $t=18$ mm, $t'=12,6$ mm			
27	15,10	24400	1610
c) $t=16$ mm, $t'=12,3$ mm			
31	13,60	30050	2210

Próbka L. p.	Pow. ścięta F' cm^2	P kg	$\frac{P}{F'}$ kg/cm^2
d) $t=14 mm, t'=10 mm$ 29	12,03	22500	1870
e) $t=12 mm, t'=8,5 mm$ 2	10,20	19300	1890
f) $t=10 mm, t'=7 mm$ 6	8,37	17400	2080
g) $t=8 mm, t'=5,6 mm$ 11	6,71	16870	2510
h) $t=6 mm, t'=4,2 mm$ 17	5,05	15420	3060
i) $t=4 mm, t'=2,8 mm$ 24	3,33	11360	3410



Rys. 5.

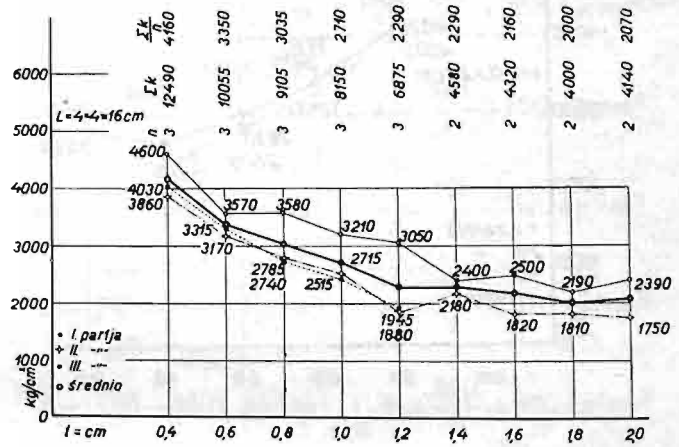
3. $L=4 \times 4 = 16 cm$

a) $t=20 mm, t'=14,1 mm$ 32	21,60	37800	1750
b) $t=18 mm, t'=12,6 mm$ 28	20,00	36250	1810
c) $t=16 mm, t'=11,3 mm$ 26	18,16	33060	1820
d) $t=14 mm, t'=10 mm$ 34	15,90	34650	2180
e) $t=12 mm, t'=8,5 mm$ 1	12,53	23600	1880
f) $t=10 mm, t'=7,0 mm$ 5	11,20	28180	2515
g) $t=8 mm, t'=5,6 mm$ 10	8,97	24900	2785
h) $t=6 mm, t'=4,2 mm$ 16	6,95	22000	3170
i) $t=4 mm, t'=2,8 mm$ 23	4,50	17310	3860

4. $L=4 \times 5 = 20 cm$

a) $t=12 mm, t'=8,5 mm$ 30	16,90	45500	2690
b) $t=10 mm, t'=7,0 mm$ 4	12,30	29400	2380

Próbka L. p.	Pow. ścięta F' cm^2	P kg	$\frac{P}{F'}$ kg/cm^2
c) $t=8 mm, t'=5,6 mm$ 9	10,72	30130	2800
d) $t=6 mm, t'=4,2 mm$ 15	8,40	28610	3410
e) $t=4 mm, t'=2,8 mm$ 22	5,63	24200	4310



Rys. 6.

Średnie naprężenie rozrywające z trzech próbek L. p. 8, 8/1, 8/2, o długości szwu $L=4 \times 6 = 24 cm$, wynosi $3060 kg/cm^2$ (grubość szwu wynosi $t=8 mm$). Dla próbek L. p. 14, 14/1, 14/2 o długości i wymiarach spoin jak powyżej, średnie naprężenie rozrywające wynosi $3760 kg/cm^2$.

Wyniki trzeciej partji dla spoin o długości stałej $L=8 cm$ nie zostały uwzględnione przy ogólnym rozważaniu graficznym nad związkiem pomiędzy grubością szwu, oraz jego wytrzymałością na jednostkę powierzchni, a to z uwagi na nadzwyczaj wysokie wyniki naprężeń rozrywających.

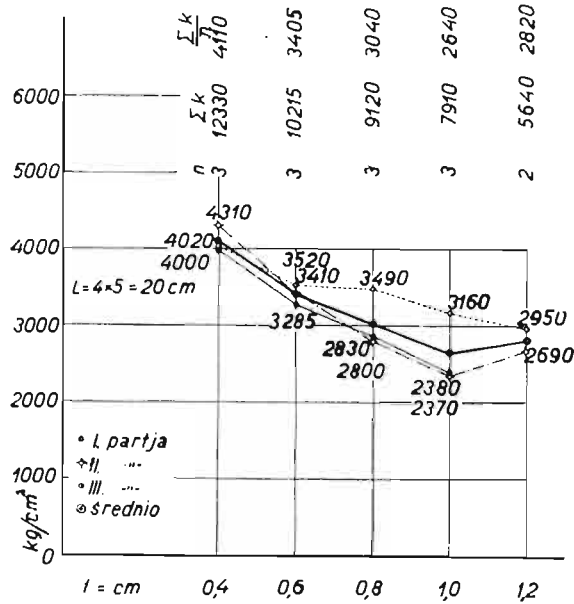
Trzecia partja próbek.

 $L=4 \times 2 = 8 cm$

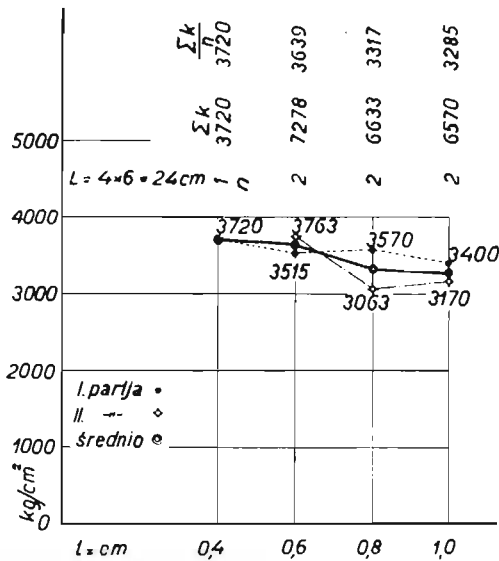
Próbka L. p.	t mm	Pow. ścięta F' cm^2	P kg	$\frac{P}{F'}$ kg/cm^2
1	20	11,3	30800	2720
2	18	10,2	28000	2750
3	16	9,05	26620	2950
4	14	7,90	24750	3130
4/1 x	12	6,8	24900	3670
4/2 x	12	6,8	22000	3240
4 średni	12	6,8	21500	3170
4 średni	12	6,8	—	3360
34	10	5,65	19850	3520
30	8	4,5	19700	4380
26	6	3,39	17600	5180
22/1	4	2,26	14250	6320
22/2	4	2,26	13500	5980
22/3	4	2,26	9500	4200
22 średni	4	2,26	—	5500

W powyższym zestawieniu rzucają się w oczy szczególnie wyniki próbek L. p. 22/1, 22/2, 22/3. Dla próbek tych użyto takiego samego natężenia prądu jak dla innych próbek tej partji z wyjątkiem próbki L. p. 22/3, dla której natężenie prądu obniżono znacznie poniżej normalnego. Jak wynika z tego, wysokie wy-

niki próbek 22/1 i 22/2 mają swoją przyczynę prawdopodobnie w bardzo silnym wtapieniu się małych spoin w materiał.



Rys. 7.



Rys. 8.

Próbka L. p.	t mm	Pow. ścięta F' cm²	P kg	P/F' kg/cm²
<i>L=const.=4x3=12 cm</i>				
47	20	17,0	33600	2100
39	18	15,2	39000	2560
45	16	13,55	34000	2510
41	14	11,90	30800	2590
5	12	10,20	30600	3000
35	10	8,50	28800	3390
31	8	6,80	21200	3130
27	6	5,08	21100	4170
23	4	3,38	18000	5320

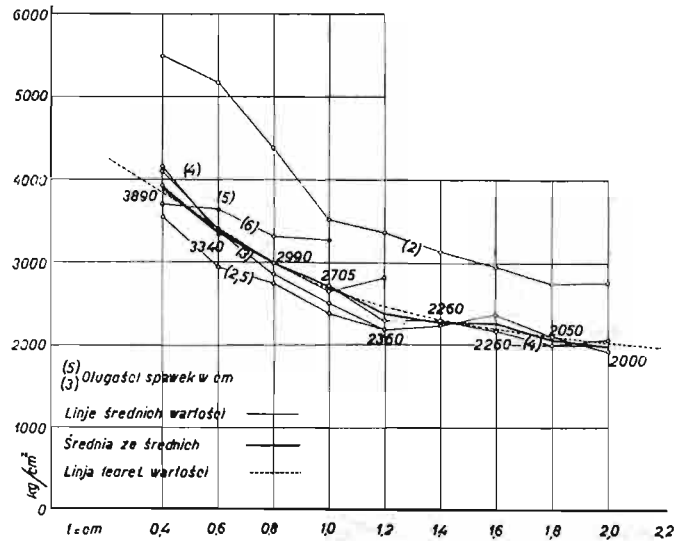
L=const.=4x4=16 cm

44	20	22,60	54100	2390
38	18	20,30	44500	2190
43	16	18,05	45200	2500
46	14	15,80	37900	2400
40	12	13,55	41400	3050
36	10	11,30	36200	3210

Próbka L. p.	t mm	Pow. ścięta F' cm²	P kg	P/F' kg/cm²
32	8	9,05	32400	3580
28	6	6,78	24200	3570
24	4	4,51	20800	4600

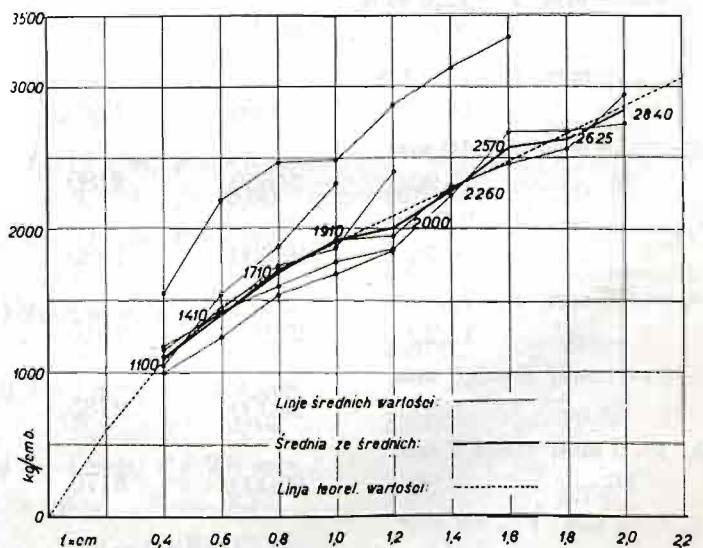
L=const.=4x5=20 cm.

42	12	17,00	50200	2950
37	10	14,10	44700	3160
33	8	11,30	39400	3490
29	6	8,45	29800	3520
25	4	5,65	22700	4020



Rys. 9.

Wyniki wszystkich trzech partij zestawione są na rys. 3, 4, 5, 6, 7, 8, przyczem wyniki dla poszczególnych długości spoin zestawione są oddzielnie. Ogólne zestawienie graficzne, dla wszystkich wykonanych grubości, oraz długości szwów uskuteczniiono na rys. 9, a to w ten sposób, że narysowano tylko już wartości średnie z wyników podanych na rys. 3, 4, 5, 6, 7, 8. Uderzająca jest tu linia wyników próbek partji trzeciej dla sumarycznej długości spoin $L=4 \times 2=8$ cm, która



Rys. 10.

się znajduje daleko powyżej innych wyników. Reszta wyników daje obraz skupiony, naokoło pewnej linii ciągłej. Wyjątek stanowią może rezultaty dla spoiny 10 mm i długości 24 cm (3285 kg/cm²), oraz dla spoiny 12 mm i długości 20 cm. Niewiadomy jest dalszy prze-

bieg krzywych dla długości spoin $L=20\text{ cm}$ i $L=24\text{ cm}$ dla większych ich grubości spoin (powyżej 10 mm , 12 mm), jednakowoż najprawdopodobniej są to krzywe o tej samej tendencji, co poprzednie, a punkty sporne są tylko wynikiem wyjątkowo dobrze wykonanych próbek.

Rys. 10 przedstawia te same wartości co rys. 9 tylko w przeliczeniu na jednostkę długości spoiny, gdy wartości poprzednie odnoszą się do jednostki powierzchni.

Z rezultatów podanych na rys. 9 i 10 obliczono znów wartości średnie dla każdej poszczególnej rzędnej grubości spoin. Krzywa, łącząca te średnie, podaje nam zależność pomiędzy wytrzymałością jednostkową spoiny i jej wymiarem poprzecznym.

Dla grubości spoin od 4 do 8 mm można przyjąć ją jako linię prostą o równaniu:

$$k = a - bt \text{ kg/cm}^2, \dots (3)$$

przyczem $a=4700$, zaś $b=2140$.

Dla grubości spoin większych od 8 mm , krzywa omawiana jest hyperbolą o równaniu:

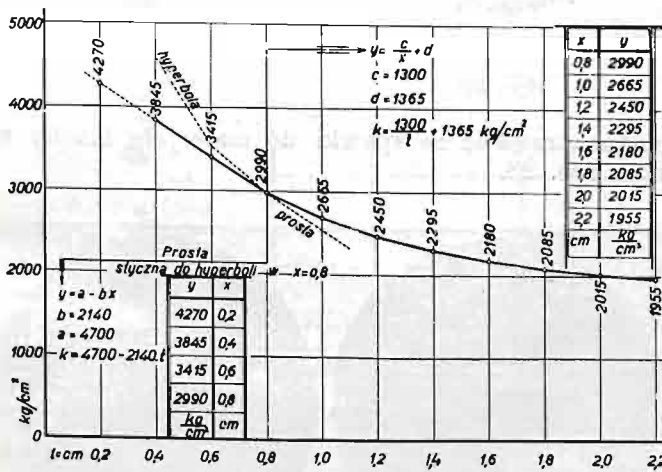
$$k = \frac{c}{t} + d \text{ kg/cm}^2, \dots (4)$$

przyczem $c=1300$, zaś $d=1365$ Hyperbola ta jest dla $t=8\text{ mm}$ styczną do prostej określonej równaniem 3.

Obliczając naprężenie rozrywające na jednostkę długości spoiny, otrzymujemy dla grubości spoin od 4 do 8 mm parabolę o kształcie:

$$k' = (a - bt)0,7 \quad t = (a' - b't)t \text{ kg/cm} \dots (5)$$

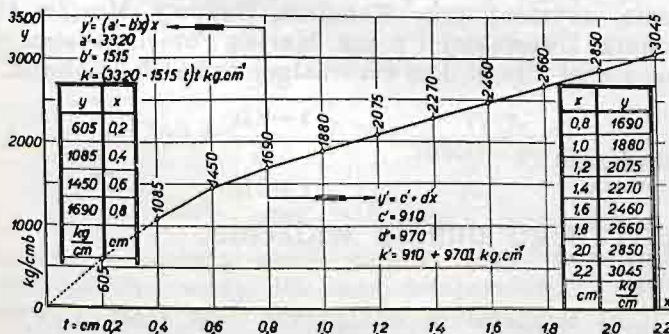
przyczem $a'=0,7a=3320$, $b'=0,7b=1515$.



Rys. 11.

Dla grubości spoin od 8 mm w górę otrzymamy tu linię prostą o równaniu:

$$k' = \left(\frac{c}{t} + d\right)0,7 \quad t = 0,7c + 0,7dt = c' + d't \text{ kg/cm} \dots (6)$$



Rys. 12.

przyczem $c'=910$, $d'=970$. Prosta ta jest dla $t=8\text{ mm}$ styczną do paraboli, określonej równaniem 5.

Rzędne obliczone z powyższych równań zestawione tabelarycznie na rys. 11 i 12.

Na podstawie powyższych równań obliczono wartości naprężeń dopuszczalnych dla współczynników pewności $n=3, 3,5, 4, 5, 6$.

Dla naprężeń dopuszczalnych na jednostkę powierzchni otrzymujemy równania:

dla $n=3$

$$t = 4\text{ mm do } 8\text{ mm} \quad k = 1565 - 715t \text{ kg/cm}^2$$

$$t = \text{powyżej } 8\text{ mm} \quad k = \frac{435}{t} + 455 \text{ kg/cm}^2$$

dla $n=3,5$

$$k = 1340 - 610t \text{ kg/cm}^2 \quad k = \frac{370}{t} + 390 \text{ kg/cm}^2$$

dla $n=4$

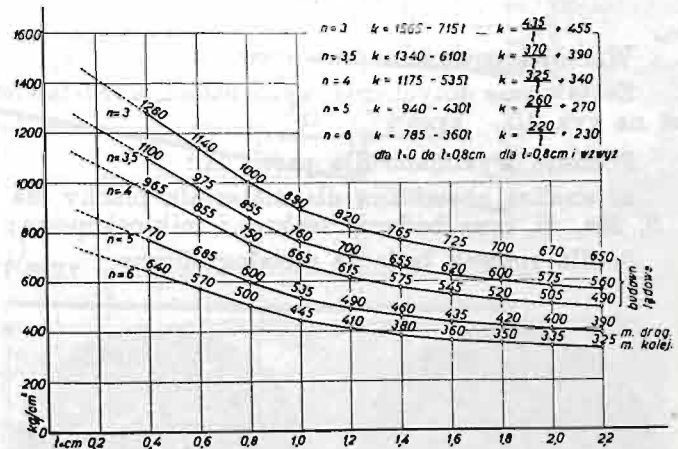
$$k = 1175 - 535t \text{ kg/cm}^2 \quad k = \frac{325}{t} + 340 \text{ kg/cm}^2$$

dla $n=5$

$$k = 940 - 430t \text{ kg/cm}^2 \quad k = \frac{260}{t} + 270 \text{ kg/cm}^2$$

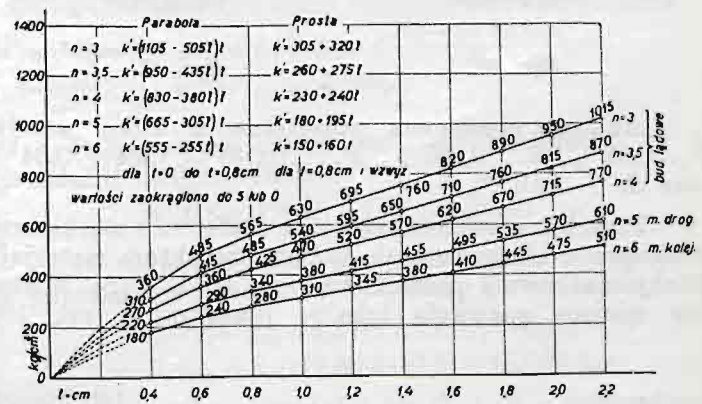
dla $n=6$

$$k = 785 - 360t \text{ kg/cm}^2 \quad k = \frac{220}{t} + 230 \text{ kg/cm}^2$$



Rys. 13.

Wartości stałych w tych równaniach zaokrąglono do 0 lub 5 (rys. 13).



Rys. 14.

Dla naprężeń dopuszczalnych na jednostkę długości spoiny poprzednim równaniom, odpowiadają równania następujące:

$t = 4\text{ mm do } 8\text{ mm} \quad t = \text{powyżej } 8\text{ mm}$

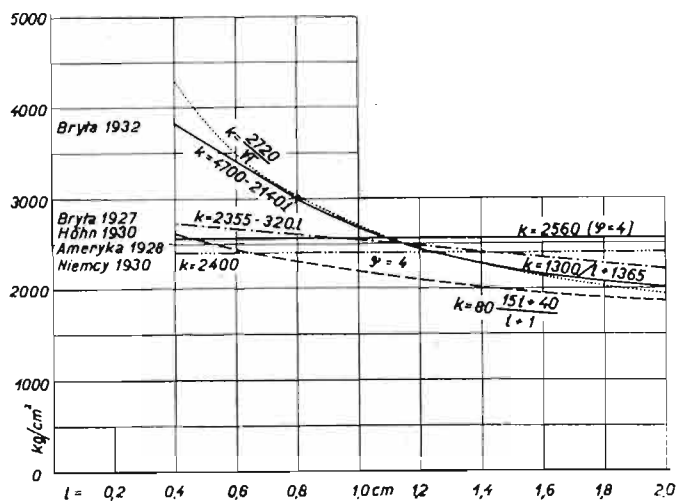
$n=3$

$$k = (1105 - 505t)t \text{ kg/cm} \quad k = 305 + 320t \text{ kg/cm}$$

$n=3,5$

$$k = (950 - 435t)t \text{ kg/cm} \quad k = 260 + 275t \text{ kg/cm}$$

$$\begin{aligned}
 n=4 & \\
 k &= (830 - 380 t) t \text{ kg/cm} & k &= 230 + 240 t \text{ kg/cm} \\
 n=5 & \\
 k &= (665 - 305 t) t \text{ kg/cm} & k &= 180 + 195 t \text{ kg/cm} \\
 n=6 & \\
 k &= (555 - 255 t) t \text{ kg/cm} & k &= 150 + 160 t \text{ kg/cm}
 \end{aligned}$$

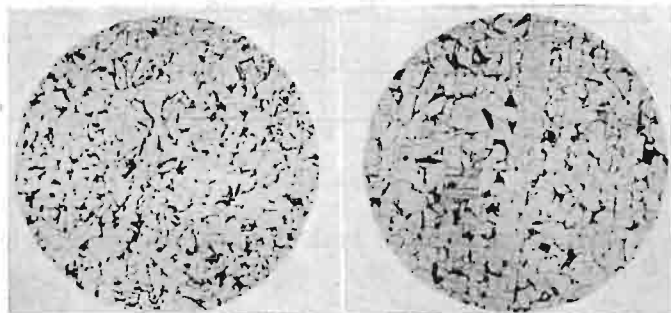


Rys. 15.

Wartości powyższe przedstawione są na rys. 14. Zestawienie dotychczasowych badań przedstawione jest na rys. 15.

Ponadto wykonano dla partji II.:

- analizę chemiczną dla materiału blachy na C , P , S , Mn , Si , oraz badanie makro- i mikroskopowe;
- dla spawek badanie metalograficzne.



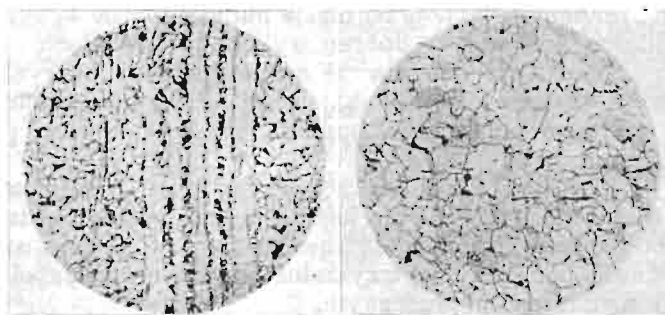
Ryc. 16.

Ryc. 17.

Analiza chemiczna przeciętna z kilku analiz: $C \dots 0,12\%$, $S \dots 0,037\%$, $P \dots 0,046\%$, $Mn \dots 0,34\%$, oraz $Si \dots 0,012\%$.

Przeciętne zanieczyszczenie fosforem i siarką oraz przeciętne zanieczyszczenie żużlem. Struktura materiału blachy siatkowa i pasemkowa (ryc. 16, 17 i 18). W okolicy miejsca spawania lokalne przegrzanie (ryc. 19).

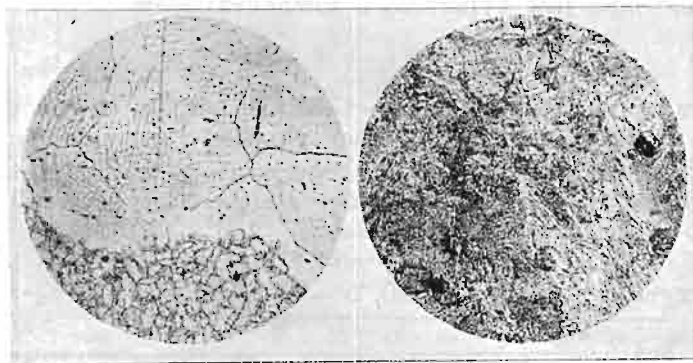
Ciekawy wypadek rozrostu ziarn w okolicy miejsca spawania wykazuje ryc. 20. W spawce widoczne liczne



Ryc. 18.

Ryc. 19.

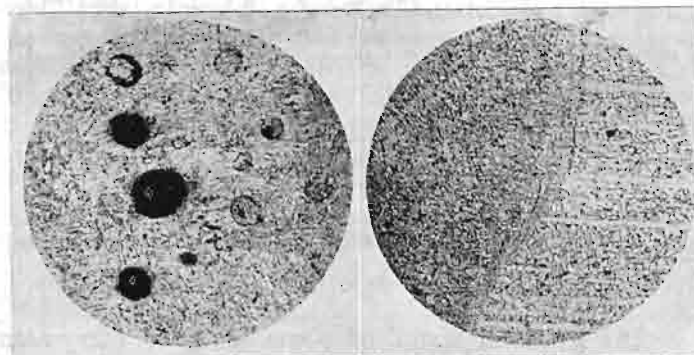
drobne pory i nieliczne większe pory. Struktura miejsca spawania wykazuje naogół przegrzanie (ryc. 21 i 22).



Ryc. 20.

Ryc. 21.

Łagodne przejście ze spawki do materiału blachy wykazuje ryc. 23.



Ryc. 22.

Ryc. 23.

Przy pracy tej pomocni byli mi p. inż. Venčeslav Poníž, asystent przy Katedrze Budowy Mostów Politechniki Lwowskiej i p. inż. Marjan Popiel, asystent Mechanicznej Stacji Doświadczalnej tejże Politechniki.

Inż. Stanisław Ochęduszek
Adjunkt Politechniki Lwowskiej.

Wartość opałowa gazów z teoretycznego punktu widzenia.

(Dokończenie).

Zależność ciepła spalania od nadmiaru powietrza.

Skolei zajmijmy się zagadnieniem, czy i jaki jest wpływ nadmiaru powietrza na ciepło spalania gazu palnego. Szczegółowy rachunek przeprowadzimy dla wodoru, przy czym zakładamy, że:

- temperatura odniesienia jest stała i wynosi $t = 25^\circ C$, $T = 288^\circ K$;
- wilgotność względna powietrza $\varphi_p = 50\%$, $p_p = 11,88 \text{ mm rt.}$;
- wilgotność względna gazu palnego $\varphi_{gp} = 100\%$, $p_{gp} = 23,76 \text{ mm rt.}$, $\gamma_{gp} = \gamma_p = 23,1 \text{ g/m}^3$.

W spalinach jest para nasycona mokra o ciśnieniu $p_s = p_n = 23,76 \text{ mm rt.}$

Podstawą rachunku jest oczywiście równanie (11). Z ogólnego równania spalania (17) wynika: $m_1 = 1 \text{ mol}$ wodoru, $m_2 = 0,5 \lambda + 0,5 \frac{t}{273} \lambda = 2,38 \lambda$ moli dwuatomowych gazów; m_3 moli pary wodnej zależne jest od nadmiaru powietrza. W spalinach natomiast: $m_1' = (1 + m_3)$ moli pary wodnej, $m_2' = 0,5 \lambda - 0,5 + 0,5 \lambda \frac{t}{273} = (2,38 \lambda - 0,5)$ moli dwuatomowych gazów. Zatem równanie (11) przybierze następującą postać:

$$\Phi \cdot H_p^\lambda = 298 \left\{ \mu_{H_2} \cdot c_v^{\delta_{rv}} \Big|_0^{298} + 1,987 + 2,38 \lambda (\mu_{N_2, O_2} \cdot c_v^{\delta_{rv}} \Big|_0^{298} + 1,987) - (2,38 \lambda - 0,5) (\mu_{N_2, O_2} \cdot c_v^{\delta_{rv}} \Big|_0^{298} + 1,987) \right\} + I_m - I_s + B_m - B_s$$

$$\Phi \cdot H_p^\lambda = 298 (\mu_{H_2} \cdot c_v^{\delta_{rv}} \Big|_0^{298} + 0,5 \mu_{N_2, O_2} \cdot c_v^{\delta_{rv}} \Big|_0^{298} + 1,5 \cdot 1,987) + I_m - I_s + B_m - B_s.$$

Po wstawieniu odpowiednich wartości i wykonaniu działań otrzymamy:

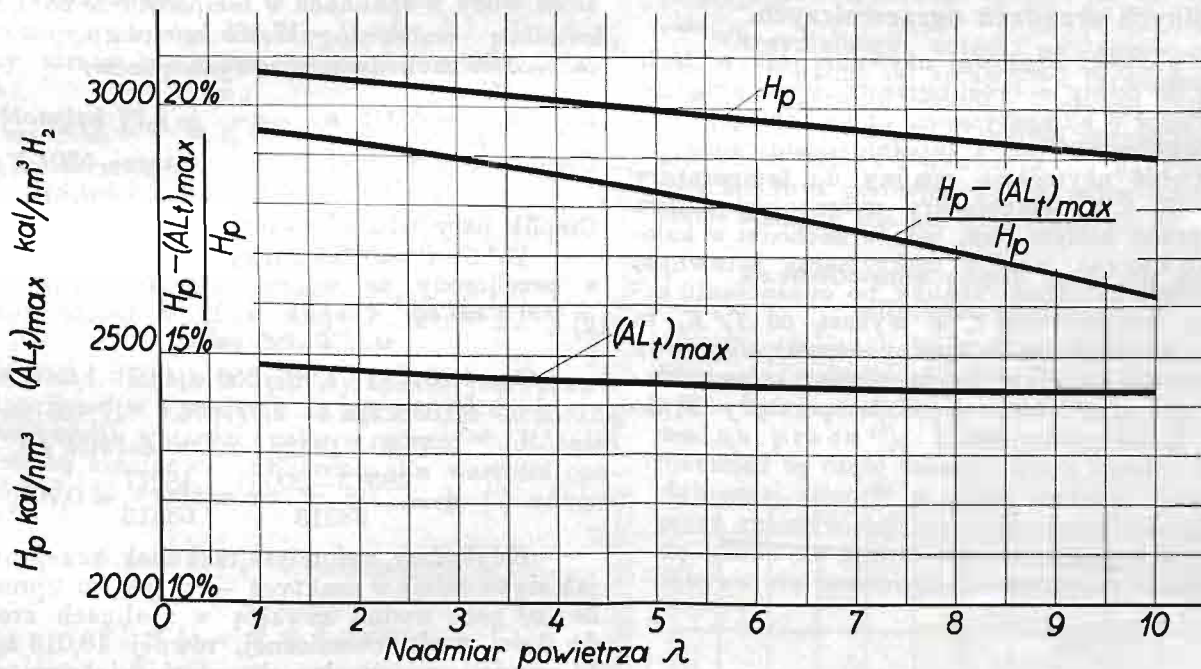
$$\Phi \cdot H_p^\lambda = 72065 + I_m - I_s.$$

Z ogólnego równania (I) wynika prostolinijna zależność wyrażenia $(I_m - I_s)$, a tem samym ciepła spalania H_p^λ od nadmiaru powietrza. Ponieważ C_3 posiada maksimum wartości, jakie wielkości C mogą dla danej temperatury przybrać, więc ciepło spalania z nadmiarem powietrza musi maleć. Dla tej samej temperatury wpływ nadmiaru powietrza będzie tem większy, im większa będzie różnica $(C_3 - C_2)$. Ciepło spalania tylko w jednym przypadku pozostaje bez zmiany, a mianowicie, gdy $C_2 = C_3$ t. zn., gdy wilgotność względna powietrza wynosi 100% (dla $t < t_n$). Gdybyśmy do spalania używali powietrza zupełnie suchego, spadek ciepła spalania z nadmiarem byłby największy.

Zależność ciepła spalania od wilgotności powietrza.

Dla kompletu zbadamy wpływ wilgotności powietrza, dostarczonego do spalania na ciepło spalania wodoru, przy założeniu, że:

1. temperatura odniesienia $t = 25^\circ \text{ C}$, $T = 298^\circ \text{ K}$;
2. wilgotność względna gazu palnego $\varphi_{gp} = 100\%$, $p_{gp} = 23,76 \text{ mm rt.}$;
3. nadmiar powietrza $\lambda = 2 = \text{const.}$



Rys. 5.

Ciepło spalania wodoru pod stałym ciśnieniem oraz maksymalna praca $(ALt)_{max}$ i $\frac{H_p - (ALt)_{max}}{H_p}$ jako funkcje nadmiaru powietrza dla: $t = 25^\circ \text{ C}$, $\varphi_{gp} = 100\%$, $\varphi_p = 50\%$.

Przez zastosowanie równań (4), (5) i (13) dochodzimy do następującego wyrażenia:

$$I_m - I_s = 2,38 \lambda \cdot (C_2 - C_3) (i_{ap} - i_{aw}) + (C_1 + 0,5 C_3) (i_{ap} - i_{aw}) - 18,016 i_{aw} \quad (I)$$

$$\text{gdzie: } C_1 = 22,4 \cdot \frac{273 + t}{273} \cdot 0,760 \cdot \frac{\varphi_{gp} \cdot \gamma_n}{73550 - \varphi_{gp} \cdot p_n}$$

$$C_2 = 22,4 \cdot \frac{273 + t}{273} \cdot 0,760 \cdot \frac{\varphi_p \cdot \gamma_n}{73550 - \varphi_p \cdot p_n}$$

$$C_3 = 22,4 \cdot \frac{273 + t}{273} \cdot 0,760 \cdot \frac{\gamma_n}{735,5 - p_n}$$

i_{ap} i i_{aw} oznaczają absol. ciepłiki pary (nas. suchej, przegrzanej) i wody dla danej temperatury.

Po wykonaniu zaznaczonych działań, otrzymujemy w naszym przypadku równanie prostej, przedstawionej na rys. 5:

$$H_p^\lambda = 1/22,4 (69167 - 426,3 \lambda) \text{ kal/nm}^3 \text{ gp.}$$

Podstawą rachunku jest wyprowadzone w poprzednim ustępie równanie:

$$\Phi \cdot H_p^\lambda = 72065 + I_m - I_s \text{ kal/mol gp.}$$

Po odpowiednim uporządkowaniu równania (I) z poprzedniego ustępu, dochodzimy do wyrażenia:

$$I_m - I_s = (i_{ap} - i_{aw}) (2,38 \lambda \cdot C_2 + C_1) - C_3 (i_{ap} - i_{aw}) (2,38 \lambda - 0,5) - 18,016 i_{aw}$$

lub po wstawieniu wartości na C_2 i C_1 z poprzedniego ustępu:

$$I_m - I_s = (i_{pa} - i_{aw}) \left(2,38 \lambda \cdot K_1 \frac{\varphi_{gp} \cdot \gamma_n}{73550 - \varphi_{gp} \cdot p_n} + K_1 \frac{\varphi_{gp} \cdot \gamma_n}{73550 - \varphi_{gp} \cdot p_n} \right) - K_2$$

K_1 i K_2 dla danej temperatury ($t < t_n$) przedstawiają stałe wartości.

Z powyższego równania wynika, że dla $\lambda = \text{const.}$

ciepło spalania rośnie z wilgotnością powietrza i wilgotnością gazu palnego. Oczywiście wpływ wilgotności powietrza jest znaczniejszy, aniżeli wpływ wilgotności gazu palnego i to tem bardziej, im większy nadmiar powietrza.

Wyniki rachunku dla podanych na początku założeń, ujęte są w zestawieniu III., oraz wykreślone na rys. 6.

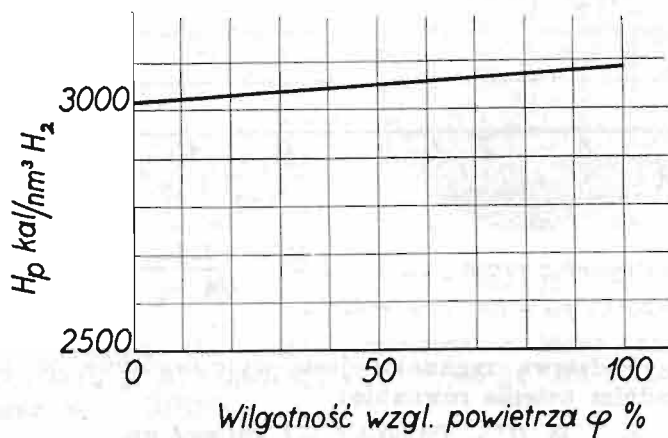
Zestawienie III.

φ_p %	$I_m - I_s$	$\Phi \cdot H_p$	H_p
0	-4575	67490	3012
25	-4169	67896	3031
50	-3754	68313	3050
75	-3333	68732	3069
100	-2906	69159	3088

Ciepło spalania rośnie prawie prostopadnie z wilgotnością powietrza.

Zastosowanie wartości opałowej do bilansowania cieplnych urządzeń ogrzewniczych.

Pojęcie wartości opałowej używane jest w technice spalania do oceny dobroci ogrzewniczych urządzeń cieplnych. Kocioł o adiabatycznym obmurowaniu, który potrafiłby spalić całkowicie i zupełnie dostarczone paliwo oraz oziębić użytecznie spaliny do temperatury początkowej T_p t. j. temperatury mieszaniny paliwa i powietrza przed kotłem (tak, jak to zachodzi w kalorymetrze Junkersa), miałby maksymalną sprawność $\eta_i = 100\%$. Jeżeli natomiast spaliny po opuszczeniu kotła posiadają temperaturę T_s K wyższą od T_p K, to jedyną stratą w takim kotle byłaby strata kominowa Q_K , która wyraża się taką ilością ciepła, którą oddałyby spaliny po oziębieniu ich od temperatury T_s do temperatury T_p .



Rys. 6.

Ciepło spalania wodoru pod stałym ciśnieniem, jako funkcja wilgotności względnej powietrza dla $t = 25^\circ \text{C}$, $\lambda = 2$, $\varphi_{sp} = 100\%$.

A zatem:

$$Q_K = \left\{ \sum_{i=1}^{i=n} m_i' \left[(\mu_i \cdot c_v^{sr})_0^{T_s} + 1,987 \right] \cdot T_s - (\mu_i \cdot c_v^{sr})_0^{T_p} + 1,987 \cdot T_p \right\} + I_s - I_p \text{ kal/mol gp.} \quad (18)$$

$$Q_K = Q_s + I_s - I_p.$$

Wyrażenie w $\{ \}$ dotyczy spalin suchych, natomiast $(I_s - I_p)$ oznacza nadwyżkę ciepła pary wodnej zawartej w spalinach w temperaturze T_s ponad tą ilość ciepła, którą posiada ta sama ilość pary wodnej w tempera-

turze T_p . Przy obliczeniu $(I_s - I_p)$ wystarczy zatem posługiwać się ciepłikiem względnym i . Ponieważ $T_s > T_H$ (punkt rosy), przeto ciepłik i obliczamy jak dla pary przegrzanej, według równania (15)¹⁴. Wartości $\mu_i \cdot c_v^{sr} \Big|_0^{T_s}$ znajdziemy w zestawieniu I. Ilość moli m_i' poszczególnych składników gazowych spalin, ustala się na podstawie analiz spalin i gazu palnego.

Sprawność termiczna kotła w danym wypadku wynosi:

$$\eta_i = \frac{\Phi \cdot H_p - Q_K}{\Phi \cdot H_p} \quad (19)$$

Najlepiej zilustrować tę kwestję na przykładzie:

Gaz palny: wodor; $T_p = 298^\circ \text{K}$, $t_p = 25^\circ \text{C}$; $T_s = 550^\circ \text{K}$, $t_s = 277^\circ \text{C}$.

Nadmiar powietrza $\lambda = 2$, wilgotność względna powietrza $\varphi_p = 50\%$.

Wilgotność względna wodoru $\varphi_{sp} = 100\%$.

Ilość pary wodnej w spalinach (jak to poprzednio obliczono): $G_s = 20,035 \text{ kg/mol gp.}$

Ilość pary nasyconej suchej w spalinach w temperaturze 25°C : $G_n = 2,57 \text{ kg/mol.}$

Ilość wody w spalinach w temperaturze 25°C :

$$G_s - G_n = 17,465 \text{ kg/mol gp.}$$

$m_1' = 4,26$ moli dwuatomowych gazów.

$$\mu_{N_2, O_2} \cdot c_v^{sr} \Big|_0^{550} = 5,00; \quad \mu_{N_2, O_2} \cdot c_v^{sr} \Big|_0^{298} = 4,97 \text{ kal/mol}^\circ \text{K.}$$

Ciepłik pary wodnej w temperaturze 550°K :

$$i = 595 + 0,46 \cdot 277 = 722,4 \text{ kal/kg.}$$

Ciepłik pary wodnej nasyconej suchej w temperaturze 25°C : $i'' = 606,6 \text{ kal/kg,}$

a przeliczony ze wzoru (15) $i'' = 595 + 25 \cdot 0,46 = 606,5 \text{ kal/kg.}$ Ciepłik wody w temperaturze 25°C : $i' = 25 \text{ kal/kg.}$

$$Q_K = 4,26 \cdot \{ (5 + 1,987) 550 - (4,97 + 1,987) 298 \} + 20,035 \cdot 722,4 - 2,57 \cdot 606,6 - 17,465 \cdot 25 = 7540 + 12496 = 20036 \text{ kal/mol gp.}$$

$$\eta_i = \frac{68313 - 20036}{68313} = \frac{48277}{68313} = 0,707.$$

Gdybyśmy natomiast rachunek przeprowadzili — jak się to dzieje w praktyce — z takim uproszczeniem, że: a) parę wodną zawartą w spalinach zredukujemy do ilości wody chemicznej, równej $18,016 \text{ kg/mol gp.}$, b) przyjmujemy zupełne skroplenie się pary wodnej po oziębieniu spalin do T_p , to:

$$Q_K = 7540 + 18,016 (722,4 - 25) = 7540 - 12560 = 20100 \text{ kal/mol gp.}$$

$$\eta_i = \frac{68313 - 20100}{68313} = \frac{48213}{68313} = 0,706.$$

Czyniąc zatem w praktyce powyższe założenia, nie popełni się prawie żadnego błędu.

Skoro jest mowa o wartości opałowej należy rozpatrzyć t. zw. wartość opałową dolną, którą oblicza się z równania:

$$H_{pa} = H_p - 600 \cdot w \text{ kal/nm}^3, \quad (20)$$

gdzie w oznacza całkowitą ilość pary wodnej zawartej w spalinach w $\text{kg/nm}^3 \text{ gp.}$, a 600 kal/kg (595) ma odpowiadać ciepłu parowania 1 kg wody w temperaturze 0°C . Jeśli za podstawę definicji dolnej wartości opałowej przyjmujemy równanie (11) z tą tylko różnicą, że para wodna w spalinach podczas oziębiania ich do temperatury początkowej mieszanki gazowej nie skra-

¹⁴ Łatwo przekonać się, że wspomniane równanie z wystarczającą dokładnością nadaje się również do obliczenia ciepłika pary nasyconej suchej i'' (dla małych ciśnień pary).

¹⁵ „Hütte“ I. wyd. 25, str. 527.

pla się (trzeba sobie wyobrazić taki osobliwy „stan przekroczenia“), tudzież jeśli ciepłik pary wodnej będziemy wyrażali zapomocą równania (15), to otrzymamy następujące wyrażenie na różnicę między ciepłem spalania a wartością opałową dolną:

$$\Phi H_p - \Phi H_{pd} = (G_s - G_n) (595 - (1 - c_p^{sr}) t) \text{ kal/mol gp.}$$

Z równania tego wynika, że:

a) dla $t=0$ i założeniu $G_n \infty 0$

$$\Phi H_p - \Phi H_{pd} = 595 \cdot G_s' \quad [\text{a więc równanie (20)}];$$

b) różnica ta znika, gdy $G_s = G_n$, a to się dzieje dla $t > t_n$, t. zn. różnica ($H_p - H_{pd}$) maleje z temperaturą, a w punkcie rosy i powyżej niego obie wartości opałowe są sobie równe.

Wprowadzając pojęcie wartości opałowej dolnej, wychodzono z altruistycznej zasady, że kocioł nic nie jest winien, jeśli nie może skroplić pary wodnej zawartej w spalinach. Ponadto zestawianie bilansów cieplnych upraszcza się w ten sposób, że przy obliczeniu straty kominowej, ciepło zawarte w parze wodnej równa się tylko ciepłu przegrzania.

Jak dalece stosowanie wartości opałowej dolnej fałszuje bilans cieplny, wykażę na przeliczeniu sprawności termicznej kotła.

Trzymając się oznaczeń poprzednio podanych, wyrażamy stratę kominową zapomocą następującego równania:

$$Q_{ka} = Q_s + \Phi \cdot w \cdot c_p^{sr} (T_s - T_p) \text{ kal/mol gp.}$$

a sprawność termiczna:

$$\eta_{td} = \frac{\Phi \cdot H_p - \Phi \cdot 595 \cdot w - Q_s - \Phi \cdot w \cdot c_p^{sr} (t_s - t_p)}{\Phi \cdot H_p - \Phi \cdot 595 \cdot w}$$

$$\eta_{td} = \frac{\Phi \cdot H_p - \{Q_s + \Phi \cdot w [595 + c_p^{sr} t_s] - c_p^{sr} t_p\}}{\Phi \cdot H_p - \Phi \cdot 595 \cdot w} \quad (21)$$

Jak widać, licznik w tym wyrażeniu jest prawie równy licznikowi w wyrażeniu na sprawność termiczną przy zastosowaniu wartości opałowej górnej¹⁶⁾. Różnica między stratą kominową, obliczoną dla wartości opałowej górnej, a wyrażeniem w klamrach $\{ \}$ równania (21):

$$\begin{aligned} Q_k - \{ \} &= \Phi \cdot w (-t_p + c_p^{sr} \cdot t_p) = \Phi \cdot w \cdot t_p (c_p^{sr} - 1) = \\ &= -\Phi \cdot w \cdot t_p \cdot 0,54 \\ \{ \} &= Q_k + \Phi \cdot w \cdot t_p \cdot 0,54. \end{aligned}$$

Ponieważ mianownik w równaniu (21) jest o $\Phi \cdot 595 \cdot w$ mniejszy od $\Phi \cdot H_p$, więc sprawność wypadnie w tym przypadku znacznie większa, aniżeli w przypadku stosowania wartości opałowej górnej.

Biorąc dane z poprzedniego przykładu, znajdziemy:

$$\begin{aligned} \Phi \cdot H_{pd} &= 68313 - 18,016 \cdot 595 = 68313 - 10714 = \\ &= 57599 \text{ kal/mol gp.}^{17)} \end{aligned}$$

$$\eta_{td} = \frac{48213 - 18,016 \cdot 0,54 \cdot 25}{57599} = \frac{47971}{57599} = 0,833^{18)}$$

W danym jaskrawym przykładzie:

$$(\eta_{td} - \eta) = 0,833 - 0,706 = 0,127,$$

a więc sprawność kotła zupełnie niesłusznie wypadła, przy operowaniu wartością opałową dolną, o 12,7% za duża, co ze stanowiska termodynamiki czyni błąd:

$$\frac{12,7}{0,706} = 18\%.$$

Reasumując powyższe, należy przyznać zupełną rację Francji i Stanom Zjednoczonym Am. Półn., że

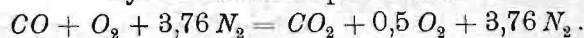
¹⁶⁾ i przy uwzględnieniu praktycznych uproszczeń.

¹⁷⁾ Wartość ta nie jest wcale równa $\Phi \cdot H_p$ dla $T = T_n$ (p. Zest. II).

¹⁸⁾ $\frac{48213}{57599} = 0,837$.

wprowadziły u siebie, jako poziom porównawczy w bilansowaniu cieplnym, wartość opałową górną i należałoby sobie życzyć, aby i Polska w jak najkrótszym czasie stanęła w ich szeregu.

Jest jednak przypadek, w którym wartość opałowa dolna może mieć zastosowanie, a mianowicie, gdy chodzi o ocenę urządzenia ogrzewniczego przy przejściu z paliwa zawierającego niewiele wodoru i wilgoci, na paliwo o dużej zawartości wodoru względnie bardzo wilgotne. — Okażemy to na przykładzie, przeprowadzając bilans cieplny kotła parowego opalanego mieszkanką palną składającą się z suchego tlenku węgla CO i suchego powietrza. — Wartość opałowa tlenku węgla wynosi: $\Phi \cdot H_p = 68000 \text{ kal/mol gp.}$ — Równanie spalania przy dwukrotnym nadmiarze powietrza:



Temperatura otoczenia $T_p = 298^\circ K$.

Temperatura spalin (jak w poprzednich bilansach) $T_s = 550^\circ K$.

Strata kominowa:

$$Q_k = 7540 + 1(7,07 \cdot 550 - 6,23 \cdot 298) = 9571 \text{ kal/mol gp.}$$

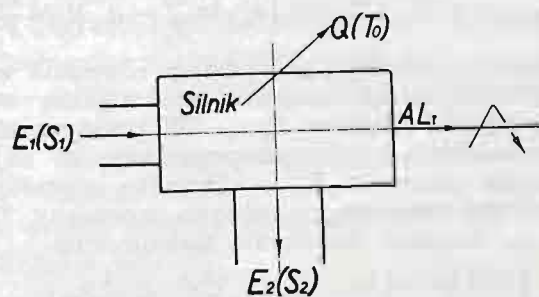
$$\text{Sprawność termiczna: } \eta_t = \frac{68000 - 9571}{68000} = \frac{58429}{68000} = 0,86.$$

Otrzymaliśmy zatem na sprawność termiczną wartość zbliżoną do sprawności termicznej dla wodoru, przy zastosowaniu wartości opałowej dolnej.

Najwłaściwszem w danym przypadku byłoby podgrzewanie paliwa i powietrza do najwyższego punktu rosy spalin z porównywanych paliw i operowanie ciepłami spalania dla tej temperatury.

Zastosowanie ciepła spalania do oceny silników spalinowych.

Przy ocenie silników spalinowych, z termodynamicznego punktu widzenia nietylko wartość opałowa winna być czynnikiem porównawczym, ile tzw. maksymalna praca¹⁹⁾. Przez maksymalną pracę należy rozumieć tę część energii, którą idealna maszyna z dostarczonej energii w pracę zmienić potrafi. Stosunek pracy rzeczywistej do owej maksymalnej pracy uważa się winno za sprawność termiczną silnika, w którym odbywa się przemiana dostarczonej energii w pracę.



Rys. 7.

Na rys. 7 przedstawiony jest schemat silnika, do którego dochodzi z mieszkanką palną energia E_1 (entropja mieszanki S_1) a z którego odpływają następujące energie:

- E_2 ze spalinami (entropja spalin S_2);
- ciepło Q w otoczenie o temperaturze T_0 ;
- praca techniczna AL , wykonana przez silnik.

I. Zasada termodynamiki wymaga, by:

$$A \cdot L = E_1 - E_2 - Q \quad (22)$$

zaś w myśl II. Zasady termodynamiki, w danym procesie termodynamicznym entropja czynników biorą-

¹⁹⁾ Stodola: Dampf- u. Gasturbinen, V wyd. 1922, rozdz. XII.

cych w nim udział musi rosnać, a w granicznym najlepszym przypadku pozostaje bez zmiany.

Przyrost entropji czynnika roboczego: $(S_2 - S_1)$.

Przyrost entropji otoczenia, które w czasie pracy pobrało ciepło w sposób odwracalny: $\frac{Q}{T_0}$.

Zatem całkowity przyrost entropji wynosi:

$$\Pi = S_2 - S_1 + \frac{Q}{T_0}, \dots \quad (23)$$

gdzie:

$$\Pi \geq 0.$$

Równanie (23) po uwzględnieniu równania (22) daje:

$$S_2 - S_1 + \frac{E_1 - E_2 - A \cdot L_t}{T_0} = \Pi$$

lub:

$$A \cdot L_t = E_1 - E_2 + T_0(S_2 - S_1) - T_0 \Pi.$$

Maksymalna praca będzie osiągnięta wówczas, gdy przyrost entropji $\Pi = 0$ t. j. gdyby wszelkie przemiany, w każdej części procesu, odbywały się w sposób odwracalny

$$(A \cdot L_t)_{max} = E_1 - E_2 + T_0(S_2 - S_1) \dots \quad (24)$$

Z powyższego wynika, że praca maksymalna osiągnie tem większą wartość, im większy będzie przyrost entropji $(S_2 - S_1)$.

Różnica:

$$(A L_t)_{max} - A L_t = T_0 \cdot \Pi$$

wyraża prawo Gouy-Stodoli, które powiada, że jeśli jakaś przemiana termodynamiczna przebiega w sposób nieodwracalny, to strata energii równa się iloczynowi przyrostu entropji, spowodowanego nieodwracalnością przemiany, przez najniższą absolutną temperaturę procesu (otoczenia).

W przypadku ciała jednorodnego, które nie zmienia swego składu w procesie zamiany energii w pracę np. gdy medjum pracującym jest gorący gaz (niepalny) mamy:

$$e = i = c_p \cdot T$$

$$(A \cdot L_t)_{max} = c_p(T_1 - T_2) + T_0(s_2 - s_1) \text{ kal/kg}$$

a że:

$$s = c_p \ln T - A \cdot R \cdot \ln P + s_0,$$

więc:

$$(A L_t)_{max} = c_p(T_1 - T_2) + T_0 \left(c_p \cdot \ln \frac{T_2}{T_1} - A \cdot R \cdot \ln \frac{P_2}{P_1} \right).$$

Przedewszystkiem z powyższego równania wynika, że praca maksymalna osiągnie tem większą wartość, im niższe będzie ciśnienie P_2 . — W praktyce możemy zejść z ciśnieniem końcowym przemiany, co najwyżej do ciśnienia otoczenia P_0 . — Ponadto interesuje nas, jaką musi być temperatura końcowa przemiany T_2 , aby dla $(A L_t)_{max}$ uzyskać maksimum maksimum.

$$\left(\frac{\partial (A L_t)_{max}}{\partial T_2} \right)_{\substack{T_1 = \text{const} \\ P_1 = \text{const}}} = -c_p + T_0 \cdot c_p \frac{1}{T_2} = 0$$

a stąd:

$$T_2 = T_0.$$

Gaz winien być zatem oziębiony do temperatury otoczenia i rozprężony do ciśnienia otoczenia, jeśli $(A L_t)_{max}$ ma osiągnąć największą wartość.

W przypadku, gdy silnikowi energii dostarcza paliwo, którego temperatura równa się temperaturze otoczenia, przyczem spaliny, w myśl powyższego, zostaną oziębione do temperatury otoczenia:

$$E_1 - E_2 = \Phi \cdot H_p \text{ kal/mol gp.} \quad [\text{p. równanie (6)}]$$

zaś:

$$\Phi \cdot (A L_t)_{max} = \Phi \cdot H_p + T_0(S_2 - S_1) \text{ kal/mol gp.} \quad (25)$$

Ponieważ przed spaleniem i po spaleniu mamy mieszaniny różnych składników, przeto entropje S_2 i S_1 muszą mieć wartość absolutną.

Obliczając wartość absolutnej entropji, z uwzględnieniem zmienności ciepła właściwego z temperaturą, wychodzimy z definicyjnego równania entropji:

$$ds = \frac{du + A \cdot P \cdot dv}{T} = \frac{c_v \cdot dT}{T} + A \frac{P \cdot dv}{T} \quad (26)$$

W zestawieniu I. podano zawartości: $\mu c_v^{sr} \Big|_0^T = f(T)$.

Wiadomo, że: $c_v^{sr} \Big|_0^T = \frac{1}{T} \int_0^T c_v \cdot dT$

lub: $\int_0^T c_v \cdot dT = T \cdot c_v^{sr} \Big|_0^T$,

a stąd po zróżniczkowaniu:

$$c_v \cdot dT = c_v^{sr} \Big|_0^T \cdot dT + T \cdot d(c_v^{sr} \Big|_0^T).$$

Po wstawieniu tej wartości w równanie (26) otrzymamy:

$$ds = c_v^{sr} \Big|_0^T \frac{dT}{T} + d(c_v^{sr} \Big|_0^T) + \frac{A \cdot P \cdot dv}{T} \quad (26a)$$

Dla gazów doskonałych: $v = \frac{R \cdot T}{P}$,

$$dv = \frac{R}{P} \cdot dT - \frac{R \cdot T}{P^2} \cdot dP \text{ lub } P \cdot dv = R \cdot dT - \frac{R \cdot T}{P} \cdot dP.$$

Po wstawieniu tej wartości w równanie (26a) i po scałkowaniu otrzymamy:

$$s = c_v^{sr} \Big|_0^T + \int_0^T \frac{c_v^{sr} \Big|_0^T}{T} \cdot dT + A \cdot R \cdot \ln T - A \cdot R \cdot \ln P + s_0 \text{ claus/kg}$$

albo dla całego mola:

$$\mu \cdot s = \mu \cdot c_v^{sr} \Big|_0^T + \int_0^T \frac{\mu \cdot c_v^{sr} \Big|_0^T}{T} \cdot dT +$$

$$+ A \cdot R \cdot \mu \cdot \ln T - A \cdot R \cdot \mu \cdot \ln P + \mu \cdot s_0 \text{ claus/mol.}$$

Dwa pierwsze wyrażenia poza znakiem równości oznaczamy jako $\varphi(T)$; są one podane w zestawieniu I.

Wiadomo, że: $A \cdot R \cdot \mu = 1,987$

więc $\mu \cdot s = \varphi(T) + 1,987 \cdot \ln T - 1,987 \cdot \ln P + \mu \cdot s_0$

lub:

$$\mu s = \varphi(T) + 1,987 \cdot \ln \frac{T}{P} + \mu \cdot s_0 \quad (27)$$

Stałe całkowania μs_0 ²⁰⁾, które powodują to, że entropja μs obliczona na podstawie równania (27) osiąga swą wartość absolutną, podane są poniżej

dla:	H_2	O_2	N_2	CO	H_2O	CO_2
$\mu \cdot s_0$:	2,96	22,9	20,7	20,2	11,3	17,3

Dla m moli pewnego gazu entropja ma wartość:

$$S = m \cdot \mu \cdot s \quad (28)$$

W przypadku mieszaniny gazowej, entropja mieszaniny równa się sumie entropji poszczególnych składników, obliczonych z równania (28), przyczem nie należy zapominać, że P przedstawia wówczas absolutne ciśnienie cząstkowe danego składnika gazowego.

Aby w przypadku mieszanin gazowych rachunek uczynić prostszym, wprowadzamy dalsze przekształcenia:

$$z: \quad P \Phi = 848 \cdot T$$

mamy:

$$\frac{T}{P} = \frac{\Phi}{848}$$

lub

$$\frac{T}{P} = \frac{V}{m \cdot 848}$$

²⁰⁾ F. Schmidt: Der Absolutwert der Entropie als Hilfsmittel zur Berechnung der Dissoziation von Gasen (Technische Thermodynamik 1930 Heft 3). Wartości te zawdzięcza się teorematowi Nernsta, pozostają one w ścisłym związku z t. zw. konwencjonalnymi chemicznymi stałymi (p. str. 28/2 zesz.).

gdzie V jest objętością m moli danego składnika gazowego przy jego ciśnieniu cząstkowym²¹⁾.

Zatem równanie (27) przybiera postać:

$$m \cdot \mu s = m \cdot \varphi(T) + m \cdot 1,987 \cdot \ln V - m \cdot 1,987 \cdot \ln m - m \cdot 1,987 \cdot \ln 848 + m \mu s_0$$

lub:

$$m \cdot \mu s = m \cdot \varphi(T) + m \cdot 1,987 \ln V - m(1,987 \cdot \ln m + 13,395 - \mu s_0) \quad (29)$$

Jeżeli mieszanina gazowa składa się z m_1 moli jednego, m_2 moli drugiego m_n moli n -tego składnika:

$$S = \sum_{i=1}^{i=n} m_i \cdot \varphi_i(T) + 1,987 \cdot \sum_{i=1}^{i=n} m_i \ln V - \sum_{i=1}^{i=n} m_i \cdot 1,987 \cdot \ln m_i + 13,395 - \mu_i s_{0i}$$

$$\sum m_i (1,987 \cdot \ln m_i + 13,395 - \mu_i s_{0i}) = S_0$$

przedstawia stałą całkowania S_0 dla mieszaniny, zaś $\sum m_i = M$ daje sumę moli w danej mieszaninie gazowej.

Po wstawieniu powyższych wartości otrzymamy:

$$S = \sum m_i \varphi_i(T) + 1,987 \cdot M \ln V - S_0 \quad (30)$$

W przypadku mieszaniny gazowej wilgotnej należy do entropji mieszaniny suchej dodać entropję pary wodnej zawartej w tej mieszaninie.

Abs. entropję pary wodnej silnie przegrzanej ewentualnie pary nasyconej suchej pod niskim ciśnieniem można obliczać na podstawie podanych równań dla gazów. — Ścisłejszy rachunek opiera się na podanej poprzednio wartości entropji absolutnej 1 kg lodu i na zawartych w tablicach technicznych wartościach nadwyżki entropji pary wodnej ponad entropję wody o temperaturze 0°C. — A zatem (p. rys. 3):

$$s_u = 0,516 + \frac{80}{273} + s = 0,809 + s \text{ claus/kg} \quad (31)$$

gdzie entropja względna:

$s = s'$ w przypadku wody

$s = s''$ " " pary nasyconej suchej

$s = s'' + c_p^{sr} \cdot \ln \frac{T}{T_n}$ w przypadku pary przegrzanej;

w ostatnim równaniu:

T przedstawia temperaturę pary przegrzanej w °K

T_n temperaturę nasycenia pary wodnej °K

c_p^{sr} kal/kg °K średnie ciepło właściwe dla pary przegrzanej dla zakresu temperatur od T_n do T .

Po tem teoretycznym przygotowaniu przystępujemy do szczegółowego rachunku mianowicie obliczymy dla wodoru zależność maksymalnej pracy od nadmiaru powietrza.

Wykorzystując wartości już poprzednio obliczone, przy wyznaczaniu energii chemicznej wodoru, przeliczę najpierw absolutną entropję mieszanki palnej i produktów spalania, dla nadmiaru $\lambda = 2$ i $T = 298^\circ K$.

Mieszanka palna; dla:

$$H_2: m_1 = 1,00 \quad ; \quad \varphi_1(T) = 33,26 \quad ; \quad m_1 \varphi_1(T) = 33,26$$

$$O_2: m_2 = 1,00 \quad ; \quad \varphi_2(T) = 33,26 \quad ; \quad m_2 \varphi_2(T) = 33,26$$

$$N_2: m_3 = 3,76 \quad ; \quad \varphi_3(T) = 33,26 \quad ; \quad m_3 \varphi_3(T) = 125,10$$

$$H_2O: m_4 = 0,1122 \quad ; \quad \varphi_4(T) = 40,065 \quad ; \quad m_4 \varphi_4(T) = 4,50$$

$$M = \sum_{i=1}^{i=4} m_i = 5,8722 \quad \sum_{i=1}^{i=4} m_i \varphi_i(T) = 196,12 \quad 196,12$$

$$V^m = 26,1 + 122,2 = 148,3 \text{ m}^3 \text{ a } 1,987 \cdot M \cdot \ln V_m = 1,987 \cdot 5,8722 \cdot \ln 148,3 = 58,35$$

²¹⁾ V oznacza zatem objętość mieszaniny pod jej ciśnieniem całkowitem.

Stała całkowania dla mieszanki palnej:

$$\text{dla } H_2: 1(1,987 \ln 1 + 13,395 - 2,96) = +10,435$$

$$\text{„ } O_2: 1(1,987 \ln 1 + 13,395 - 22,90) = -9,505$$

$$\text{„ } N_2: 3,76(1,987 \ln 3,76 + 13,395 - 20,7) = -17,565$$

$$\text{„ } H_2O: 0,1122(1,987 \ln 0,1122 + 13,395 - 11,3) = -0,253$$

$$S_0 = -16,888 \quad 16,89$$

Zatem: $S_1 = (196,12 + 58,35 + 16,89) \text{ claus/mol gp.} = 271,36$

Analogicznie postępujemy przy obliczeniu entropji absolutnej produktów spalania; dla

$$O_2: m_1' = 0,5 \quad ; \quad \varphi_1(T) = 33,26 \quad ; \quad m_1' \varphi_1(T) = 16,63$$

$$N_2: m_2' = 3,76 \quad ; \quad \varphi_2(T) = 33,26 \quad ; \quad m_2' \varphi_2(T) = 125,10$$

H_2O : (para nasycona sucha)

$$m_3' = 0,143 \quad ; \quad \varphi_3(T) = 40,065 \quad ; \quad m_3' \varphi_3(T) = 5,71$$

$$M = \sum_{i=1}^{i=3} m_i' = 4,403 \quad \sum_{i=1}^{i=3} m_i' \varphi_i(T) = 147,44 \quad 147,44$$

$$V_s = 111,2 \text{ m}^3 \text{ a } 1,987 \cdot M \cdot \ln V_s = 1,987 \cdot 4,403 \cdot \ln 111,2 = 41,15$$

Stała całkowania dla spalin:

$$\text{dla } O_2: 0,5(1,987 \ln 0,5 + 13,395 - 22,9) = -5,44$$

$$\text{„ } N_2: \text{ jak poprzednio: } \dots = -17,56$$

H_2O (para nasycona sucha):

$$0,1426(1,987 \ln 0,1426 + 13,395 - 11,3) = -0,25$$

$$S_{0,2} = -23,25 \quad 23,25$$

Entropja spalin (bez kondensatu):

$$S_2' = 147,44 + 41,15 + 23,25 = 211,84$$

Do S_2' należy jeszcze dodać entropję skroplin.

Abs. entropja wody w temperaturze 25°C:

$$s_u = 0,809 + 0,0877 = 0,8967 \text{ claus/kg}$$

Ilość skroplin: $G_w = 17,465 \text{ kg/mol gp.}$

$$S_2 - S_2' = 17,465 \cdot 0,8967 = 15,66$$

a stąd

$$S_2 = 227,50 \text{ claus/mol gp.}$$

Przeprowadzimy teraz kontrolę obliczenia entropji dla pary wodnej nasyconej suchej, zawartej w produktach spalania według równania (31). Z poprzedniego rachunku [równ. (29)]:

$$s_p = 5,71 + 0,1426 \cdot 1,987 \cdot \ln 111,2 + 0,25 = 7,29 \text{ claus/mol gp.}$$

Posługując się zaś równaniem (31):

$$s_u = 0,809 + s' = 0,809 + 2,0396 = 2,8486 \text{ claus/kg}$$

Ponieważ ilość pary wodnej nasyconej suchej

$$G_u = 2,57 \text{ kg/mol gp. (p. str. 15/1 zes.),}$$

$$s_p = 2,57 \cdot 2,8486 = 7,31$$

a więc prawie zupełna zgodność.

Różnica entropij:

$$S_2 - S_1 = 227,50 - 271,36 = -43,86$$

Podobnie obliczono (posługując się suwakiem logarytmicznym o długości 0,5 m) różnice entropij ($S_1 - S_2$) dla innych nadmiarów powietrza. Różnice te drogą graficzną skorygowano i w 3. kolumnie zestawienia IV. podano.

$$\text{Dla } \lambda = 2: \quad S_1 - S_2)_{skor} = 43,91$$

Maksymalna praca w myśl równania (25):

$$\Phi(A \cdot L_t)_{max} = 68313 - 43,91 \cdot 298 = 68313 - 13080 = 55233 \text{ kal/mol gp.}$$

$$(A \cdot L_t)_{max} = \frac{55233}{22,4} = 2466 \text{ kal/nm}^3 \text{ gp.}$$

Strata energii w stosunku do ciepła spalania:

$$\frac{H_p - (A \cdot L_t)_{max}}{H_p} = \frac{13080}{68313} = 19,32\%$$

²²⁾ $m_3 = m_n$ ze str. 15/1 zes.

W podany sposób wyliczono potrzebne wartości dla innych nadmiarów powietrza, a wyniki podane są w zestawieniu IV. oraz ujęte na wykresie (rys. 5):

Zestawienie IV.

λ	$S_1 - S_2$	$(S_1 - S_2)_{skor}$	$(S_1 - S_2)T_0$	ΦH^2	$\Phi(A.L.)_{max}$	$(A.L.)_{max}$	$\frac{H_p^2 - (A.L.)_{max}}{H_p}$ %
1	44,68	44,56	13380	68741	55361	2470	19,46
2	43,86	43,91	13080	68313	55233	2466	19,14
3	43,10	43,13	12850	67888	55038	2458	18,92
4	42,41	42,28	12600	67462	54862	2450	18,68
5	41,30	41,30	12300	67036	54736	2444	18,35
10	35,13	35,15	10470	64904	54434	2430	16,14

Powyższy rachunek wskazuje na to, że maksymalna praca, którą wykonać mogłaby doskonała maszyna cieplna kosztem energii zawartej w wodrze jest zawsze niższa od ciepła spalania wodoru. Już w samym zjawisku przemiany chemicznej wodoru na parę wodną leży pokaźna, nieunikniona strata, niezależna zupełnie od silnika. Strata ta z nadmiarem powietrza maleje, czyli sprawność termiczna doskonałej maszyny wzrasta.

Należy dodać, że nie braliśmy tu pod uwagę straty, która wynika normalnie wskutek nieodwracalnej przemiany, jaką jest mieszanie się powietrza z wodorem przed silnikiem.

Zazwyczaj dla gazów entropja mieszanki palnej jest większa, aniżeli entropja produktów spalania; bywają jednak przypadki, że wyrażenie $(S_2 - S_1)T_0$ ma znak dodatni, jak to ma miejsce podczas spalania oleju gazowego i benzolu²³⁾. Wówczas maksymalna praca jest większą od ciepła spalania paliwa, a nadmiar pracy $[(A.L.)_{max} - H_p]$ wykonany jest kosztem ciepła otoczenia.

Dla orientacji przeprowadzimy jeszcze obliczenie maksymalnej pracy na podstawie przybliżonego wzoru Nernst'a²⁴⁾. W rachunku tym pominiemy wilgotność gazu palnego i powietrza, a nadto założymy, że całkowita para wodna, zawartą w spalinach skropliła się.

$$\Phi(A.L.)_{max} = \Phi H_p^T + 4,571 T(1,75 \Sigma m \cdot \log T + \Sigma m i')$$

$$T = 298^\circ K, \quad \log T = 2,4742,$$

$$\Sigma m = m_1' + m_2' - (m_1 + m_2 + m_3) = 0,5 + 3,76 - (1 + 1 + 3,76) = -1,5,$$

²³⁾ F. Schmidt: „Der Absolutwert der Entropie als Hilfsmittel zur Berechnung der Dissoziation von Gasen“.

²⁴⁾ W. Świątosławski: „Chemja fizyczna“ III. § 160 i § 174.

Dr. Inż. Alfred Freudenthal.

W sprawie wzoru dla słupów uzwojonych w przepisach polskich.

W Nr. 24 *Czasopisma Technicznego* z grudnia 1932 str. 348 w art. pod powyższym tytułem, Prof. Stella-Sawicki, broniąc wzór obliczeniowy, wprowadzony przez Dra Prof. Thulliego a przyjęty do przepisów polskich, krytykuje wzór doktorski Prof. Dra Kuryłły.

Jakkolwiek Prof. Kuryłło nie zamierza podjąć dyskusji, co uważam za rzecz słuszną, ze względu na słabość wywodów Prof. Stella-Sawickiego, to jednak postanowieniem tem wyrządza Prof. Kuryłło krzywdę poruszonemu tematowi ze względu na jego aktualność.

Z tego założenia wychodząc, chcę w sprawie tej umieścić kilka uwag.

i' oznacza tu tak zw. konwencjonalną stałą chemiczną: $i_{H_2}' = 1,6$; $i_{N_2}' = 2,6$; $i_{O_2}' = 2,8$,

$$\Sigma m \cdot i' = m_1' \cdot i_{O_2}' + m_2' \cdot i_{N_2}' - (m_1 \cdot i_{H_2}' + m_2 \cdot i_{O_2}' + m_3 \cdot i_{N_2}') = -3,0.$$

Po wstawieniu poszczególnych wartości:

$$\Phi H_p^{298} - \Phi(A.L.)_{max} = 4,571 \cdot 298(1,75 \cdot 1,5 + 2,4742 + 3) = 12930 \text{ kal/mol gp.}$$

Poprzednio obliczyliśmy:

$$\Phi H_p^{298} - \Phi(A.L.)_{max} = 13080 \text{ kal/mol gp.}$$

Zgodność jest bardzo wielka, jeżeli się uwzględni, że wzór Nernst'a daje tem lepsze wartości, im bliżej zera znajduje się Σm (różnica ilości moli produktów spalania i ilości moli substratów biorących udział w danej reakcji chemicznej).

Streszczenie.

Ciepło spalania gazów pod stałym ciśnieniem jest stale większe od ciepła spalania w stałej objętości. Oba te ciepła spalania z rosnącą temperaturą odniesienia maleją gwałtownie między $0^\circ C$ a punktem rosy, następnie rosną do pewnej temperatury, poczem spadają. Im większy nadmiar powietrza, tem mniejsze jest ciepło spalania dla tej samej temperatury odniesienia. Wilgotność powietrza i gazu palnego powiększa ciepło spalania.

Z termodynamicznego punktu widzenia, dla oceny urządzeń cieplnych najważniejszym jest ciepło spalania, czyli wartość opałowa górna, a nie wartość opałowa dolna. Maksymalna praca z energii paliw gazowych jest zawsze mniejsza od ciepła spalania, lecz strata, w odniesieniu do tegoż, maleje z nadmiarem powietrza.

Ustalenie zależności ciepła spalania od wyszczególnionych powyżej czynników ma bardzo duże znaczenie dla kalorymetrii. Wyjaśnienia występujących niejednokrotnie różnic między oznaczeniami ciepła spalania tego samego paliwa należy szukać, między innymi, we wpływie niejednakowych warunków pomiarowych na rezultat.

Nakoniec jeszcze jedna uwaga: Firma Junkers przed kilku laty zaczęła produkować specjalne aparaty, służące do nawilgacania powietrza dopływającego do kalorymetru ich konstrukcji. Chodziło tu o to, by uczynić ilość pary wodnej wchodzącej do kalorymetru równą ilości pary opuszczającej kalorymetr. Tego celu nie można w ten sposób osiągnąć, natomiast zaleta tego aparatu polega na tem, że wilgotność powietrza zbliża się do 100%, a wskutek tego, jak wykazały nasze rozważania, wartość opałowa staje się niezależną od nadmiaru powietrza.

Na stronie 349 powyższego artykułu, Prof. Stella-Sawicki twierdzi, że „nauka o żelbetnictwie nie doszła do tej wyżyny, by móc dziś już wyprowadzić wzór teoretyczny“. Zaznaczam, że w książce, którą obecnie wydałem pod tytułem: „Verbundstützen für hohe Lasten“¹⁾, zdołałem nie tylko wyprowadzić wzór teoretyczny, ale również i wykazać zgodność tego wzoru z doświadczeniami, dotychczas przeprowadzonymi. Badania teoretyczne wykazują, że wzór empiryczny Prof. Kuryłły jest jedynie odpowiedni i najbardziej zbliżony

¹⁾ W nakładzie Wilhelm Ernst & Sohn, Berlin 1933.

do wyników przeprowadzonych doświadczeń. (Niestety zaznajomiwszy się dopiero obecnie, w grudniowym zeszycie *Czasopisma Technicznego* u. r., z tym wzorem, nie mogłem go uwzględnić w mej książce).

Zarzut Prof. Stelli-Sawickiego, że „wzór Prof. Kuryłły poniżej $\frac{A_u}{A_r} = 1,5\%$, zaś powyżej $\frac{A_u}{A_r} = 4\%$ daje wartości grubo mniejsze niż wszystkie inne wzory“, podkreśla wybitną wartość zaczepionego wzoru, która uwydatnia się w tem, że słusznie osądza nieznaczne działanie słabego uzwojenia, jak również uwzględnia relatywne zmniejszenie się działania uzwojenia przy użyciu słupów silnie uzwojonych.

Zmniejszanie to, które okazało się przy wszystkich doświadczeniach, a zwłaszcza przy doświadczeniach Whiteya i Empergera, udowodniłem drogą teoretyczną. Wykazałem, że zniszczenia słupów uzwojonych może nastąpić w podwójny sposób:

- a) przez pierwotne zniszczenie jądra betonowego przy elastycznym uzwojeniu,
- b) przez zniszczenie betonu po osiągnięciu granicy ciastowatości w uzwojeniu.

Siła uzwojenia, przy której przebieg a) przechodzi w przebieg b), przedstawia załom w funkcji, wyrażającej przebieg zniszczenia [punkt przecięcia przebiegu a) i b)], na który to załom jako charakterystyczny specjalnie zwróciłem uwagę.

Pomimo więc twierdzenia Prof. Stelli-Sawickiego na str. 350 iż: „załom, choć łatwy do przyjęcia na tle rozrzuconych na planie punktów odpowiadających sze-

regowi doświadczeń, to jednak trudny do wytłumaczenia“, załom w funkcji jako punkt przecięcia obu przebiegów, da się bez trudności udowodnić.

Odnosnie do wzoru przepisów: $A_i = 1,25 A_r + 15 A_z + 30 A_u$ zaznaczyć należy, że wprowadzenie współczynnika 1,25 jest zupełnie nieusprawiedliwione, gdyż już Considère, na podstawie swych późniejszych doświadczeń, zrezygnował z wprowadzenia rzekomego „polepszenia betonu“ przez uzwojenie, co zostało w dalszym ciągu kilkakrotnie potwierdzone doświadczeniami Mörscha.

I faktycznie li tylko przepisy polskie i czeskie uwzględniają to rzekome polepszenie betonu, a byłoby na czasie, żeby pojęcie to i z naszych przepisów znikło.

Nie wchodząc zresztą w dokładność wartości podanych przez Prof. Kuryłłę, można na podstawie teoretycznych rozważań bezpośrednio stwierdzić że wzór we

formie $A_i = \alpha A_r + n A_z$, przy czem $\alpha = f\left(\frac{A_u}{A_r}\right)$ jest zasadniczo lepszym odzwierciedleniem nośności słupów uzwojonych niż wzór

$$A_i = \alpha A_r + \beta A_z + \gamma A_u,$$

choć istnieje rachunkowo możliwość przetworzenia jednej formy w drugą.

Nie chodzi bowiem o mniejsze lub większe różnice pojedynczych wartości, jak to Prof. Stella-Sawicki mylnie przyjmuje, lecz o zasadniczą różnicę w pojęciu co do działania konstrukcji; a pod tym względem wzór Prof. Kuryłły jest bezsprzecznie jedynie odpowiedni.

Memorjał w sprawie zatrudnienia bezrobotnych inżynierów i techników

przedłożony przez Zarząd Związku Polskich Zrzeszeń Technicznych Prezesom Rady Ministrów i Ministerstwu Spraw Wojskowych, Spraw Wewnętrznych, Komunikacji, Przemysłu i Handlu oraz Rolnictwa i Reform Rolnych.

Pracownicy umysłowi są dotknięci kryzysem gospodarczym i bezrobociem narówni z pracownikami fizycznymi, a położenie ich jest o tyle gorsze, o ile że standard życiowy jest u nich, odpowiednio do społecznego stanowiska wyższy, trudniejszy do obniżenia poziomu a wynalezienie tymczasowego, zawodowemu wykształceniu odpowiadającego zajęcia, połączone z większymi trudnościami aniżeli dla pracownika fizycznego. Mimo to i mimo tej dalszej okoliczności, że pracownika umysłowego, któryby się w czasie kryzysu zmarnował, swój zawód porzucił, wyemigrował, lub z nędzy umarł — trudniej, przy nastaniu lepszej konjunktury i zapotrzebowaniu sił roboczych, zastąpić, aniżeli pracownika fizycznego, obserwujemy to zjawisko, że zarówno władze rządowe, jak i organizacje społeczne podejmują wielkie wysiłki, aby dla pracowników fizycznych znaleźć zatrudnienie, lub przynajmniej złagodzić ich nędzę, wywołaną bezrobociem, podobnej akcji dla bezrobotnych pracowników umysłowych nie można dostrzec. Istnieje zatem różniczkowanie na niekorzyść pracowników umysłowych, jakkolwiek okoliczności, wyżej przytoczone, przemawiałyby raczej za przeciwnym postępowaniem. Wśród bezrobotnych pracowników umysłowych inżynierowie i technicy odgrywają odrębną rolę. Przedewszystkiem są oni bezpośrednio dotknięci kryzysem z tego powodu, że w przemyśle, górnictwie, hutnictwie, budownictwie i innych warsztatach pracy przez nich kierowanych. redukcja każdej grupy robotników fizycznych powoduje bezpośrednio redukcję kierujących sił technicznych. Do tego zjawiska przyłącza się drugie, a mianowicie brak zajęcia dla całego legjonu młodych pracowników, opuszczających z dyplomem szkoły politechniczne. Wreszcie brak pracy powoduje wstrzymanie postępu techniki i nauk technicznych.

Bezrobotny inżynier jest groźniejszym zjawiskiem, aniżeli przeciętny bezrobotny pracownik umysłowy, a to z następujących powodów:

Dłużej trwający kryzys — a na to się niestety u nas zanosz — wywoła ten skutek, że inżynierowie bezrobotni chwycą się innej pracy, innego sposobu zarobkowania, zardzewieją, utracą swe zawodowe kwalifikacje i znikną z szeregów inżynierów zdolnych do pracy. Tę groźną ewentualność należy rozpatrzyć z punktu widzenia potrzeb i interesów ogólnopństwowych i gospodarczych.

Inżynierom przypada bardzo ważna rola:

1. W obronie Państwa, jako współpracownikom armji na froncie, dalej jako
2. Organizatorom przemysłu wojennego w czasie mobilizacji i jego kierownikom, a jako dalsze ważne zadania
3. Kierująca współpraca w odbudowie przemysłu prywatnego w czasie poprawy konjunktury i
4. Opracowanie projektów i wykonanie robót publicznych.

W tych ważnych zadaniach leży różnica między siłami technicznymi a ogółem bezrobotnych pracowników umysłowych i te okoliczności wymagają, aby czynniki rządowe doceniały potrzebę dopomożenia bezrobotnym do przetrwania kryzysu i zapewnienia sobie ich pomocy i współpracy w rozwiązaniu problemów doniosłej wagi dla Państwa i gospodarstwa krajowego.

Pomoc Władz Rządowych dla bezrobotnych inżynierów i techników, w celu umożliwienia im przetrwania kryzysu, powinna iść po linii następujących środków zaradczych:

1. Zatrudnienie sił technicznych przy robotach publicznych, wykonywanych z Funduszu Bezrobocia.

Jest powszechnie uznane, że należy zużywać fundusze, przeznaczone na zwalczanie bezrobocia, na wykonanie robót publicznych, a nie na zasiłki dla niezatrudnionych bezrobotnych pracowników fizycznych. Takimi robotami publicznymi powinny być roboty wymagające mało materiałów, tylko ograniczające się do pracy ręcznej (robocizny). Przez uruchomienie tego rodzaju robót uzyska się podwójną korzyść: fundusze nie pójdą na marne, bezrobotni otrzymają zarobek i będzie wykonana praca o stałej wartości, a równocześnie znajdzie się pole pracy dla bezrobotnych inżynierów i techników.

2. Projekt robót publicznych.

Dziedzina robót publicznych jest w Polsce bardzo zaniedbana i mamy wiele do zrobienia, aby te zaniedbania naprawić. Brak nam kolei, dróg bitych, projektów osuszania ról, urządzeń irygacyjnych, urządzeń asanacyjnych miast i t. p. Skoro konjunktura się poprawi, będą te zaległe roboty na szeroką miarę rozpoczęte, albo z budżetowych pieniędzy, albo z kredytów zagranicznych. Wtedy okaże się, że mimo pięknej potrzeby tych robót i rozporządzalnych funduszy, roboty nie będą mogły być podjęte z powodu braku projektów. Należy więc wyzyskać możliwość zwerbowania za niską płacą bezrobotnych i z ich pomocą wykonać potrzebne zdjęcia terenowe i projekty tych robót publicznych, które są najpilniejsze i które z chwilą zdobycia potrzebnych funduszy, będą najpierw wykonane. W tym celu byłoby wskazane, opracować program tych najpilniejszych robót (koleje, drogi bite, wodociągi, kanalizacje, zakłady elektryczne i t. p.). Zarówno można zatrudnić inżynierów przy opracowaniu planów regulacyjnych miast i zdrojowisk, których brak jest przyczyną chaotycznej ich rozbudowy.

3. Opracowanie planu mobilizacyjnego dla przemysłu.

Wiadomo, że armia niemiecka zawdzięczała swe początkowe sukcesy znakomitemu funkcjonowaniu swego przemysłu wojennego, którego mobilizacja była już długo przed wojną we wszystkich szczegółach przygotowana. Byłoby wskazane pójść za ich przykładem i opracować program mobilizacji naszego przemysłu na wypadek wojny i użyć do tego szeregi, znakomicie w poszczególnych działach przemysłu wyszkolonych, bezrobotnych inżynierów.

4. Usunięcie obcokrajowców.

Na wielu stanowiskach w przemyśle polskim pracują inżynierowie obcokrajowcy, nie posiadający obywatelstwa polskiego, podczas gdy liczne rzesze inżynierów-Polaków głoduje. Usunięcie tych cudzoziemców i zastąpienie ich siłami krajowymi byłoby tylko aktem sprawiedliwości wobec własnych obywateli. W tym celu należałoby przeprowadzić rejestrację sił technicznych — obcokrajowców, nie posiadających obywatelstwa polskiego, a zatrudnionych w naszym przemyśle.

5. Zatrudnienie sił technicznych na stanowiskach:

a) technicznych w urzędach państwowych (także w Izbie Kontroli) oraz samorządowych zajętych często przez osoby, nie posiadające odpowiednich kwalifikacji technicznych, do czego wskazaniem byłoby przeprowadzenie rewizji tych stanowisk oraz spowodowanie przymusowej rejestracji sił technicznych (tak inżynierów jak i techników);

b) nietechnicznych. Wobec ważnych powodów, wyżej wyliczonych, przemawiających za potrzebą dopomożenia bezrobotnym do przetrwania okresu kryzysowego, byłoby wskazane dawać pierwszeństwo inżynierom i technikom przy prowizorycznym obsadzeniu stanowisk w służbie rządowej, nie wymagających specjalnej fachowej kwalifikacji, aby im umożliwić egzystencję aż do chwili, gdy znajdą pracę w swoim zawodzie.

Wiadomości z literatury technicznej.

Drogi.

— **Dr. Ernest Guglielminetti.** Jest rzeczą istotnie ciekawą, że na zalety mazi, jako lepiszcza drogowego zwrócił uwagę w pierwszym rządzie nie fachowiec lecz lekarz praktykujący, który też znaczną część swojego życia poświęcił temu problemowi.

Pierwsze próby maziowania dróg przeprowadził Guglielminetti już w r. 1902 w Monte Carlo, gdzie plaga pyłu drogowego z powodu ruchu samochodowego, znajdującego się podówczas w początkowym rozwoju, dawała się dotkliwie odczuwać. Guglielminetti potrafił zainteresować swoją ideą miarodajne sfery, przyczem pierwsze maziowania miały za zadanie li tylko wiązanie pyłu na drodze, a dalekie jeszcze były od nowoczesnych typów nawierzchni maziowych.

Wynalazca, po udanych próbach, rozpoczął szeroką propagandę w kierunku zwalczania pyłu drogowego przez odczyty w kołach medycznych w towarzystwach zawodowych, założył w Paryżu Ligę walki z pyłem, jednym słowem podziwiać należy energję tego człowieka i to tem więcej, iż czynił to wszystko bez żadnego interesu osobistego, mając do zwalczania szereg trudności i uprzedzeń.

Rząd francuski w uznaniu jego działalności mianował Go swoim reprezentantem tak na Kongres do zwalczania pyłu, który odbył się w r. 1905, jak również do później powstałego Technicznego Komitetu I Międzynarodowego Kongresu Drogowego.

W dniu 24 listopada 1932 ukończył Dr. Guglielminetti 70 rok życia i z okazji tej oddał mu należny hołd Koła fachowe oraz czasopisma drogowe wszystkich krajów, podnosząc słusznie, iż myśl rzucona przez Niego wydała

obfity plon w olbrzymiej ilości typów nowoczesnych nawierzchni maziowych, które wysunięty przez Niego problem znakomicie rozwiązały.

— **Droga samochodowa Medjolan-Turyń** została już w całej swej długości 126 km ukończoną i oddaną do użytku. Droga ta trasowana jest przeważnie w prostych, krzywiznach nie wiele, o wielkich promieniach i małych kątach środkowych. W odległościach mniej więcej co 8 km w łącznej ilości 15 sztuk istnieją stacje wpustowe na drogę, która w tych miejscach jest połączoną z drogami idącymi w kierunku północ-południe niziny piemontko-lombardzkiej.

W trakcie drogi, pod którą wywłaszczyć musiano 5,6 mil. m² terenu, wykonano 1134 obiektów, w tem 15 domów strażniczych, 22 mostów o łącznej długości 2000 m, 97 łuków i 74 filarów, 13 wiaduktów, 83 przejazdów górą, 58 podjazdów dołem, 72 kładek, 49 syfonów, 822 wpustów wodnych. Dwa największe na tej drodze mosty, to pierwszy nad rzeką Sesia obok Greggio o 12 łukach łącznej długości 304 m i drugi nad rzeką Ticino o tej samej ilości łuków i długości 347 m. Dla wykonania budowli sztucznych zużyto 150.000 m³ betonu.

Nawierzchnia betonowa 10 m szeroka, 20 cm gr. W niektórych partjach, gdzie obawiano się osiadania, użyto makadamu maziowego.

Dla motocykli przejazd tą drogą jest wzbroniony. Przejazd całej partji z Medjolanu do Turynu kosztuje:

dla samochodów co najmniej o 3 kołach:

	jazda w jedną stronę	jazda w obie strony
do 12 KP — 10 l (4,60 zł.)	16 l (6,90 zł.)	
12 do 18 KP — 15 l (6,90 „)	22,50 l (10,35 „)	
18 do 27 KP — 20 l (9,20 „)	30 l (13,80 „)	
powyżej 27 KP — 25 l (11,50 „)	37,50 l (17,25 „)	

Mosty.

W przeliczeniu na 1 km i naszą walutę wypada opłata przy jeździe w jedną stronę na 9,1 gr., w obie strony na 6,8 gr. przy użyciu wozu powyżej 27 KP. Możliwe jest również częściowe użycie tej przestrzeni przy odpowiednio zmniejszonych stawkach przejazdowych.

Praca około budowy tej drogi trwała 28 miesięcy, przy czym zajętych było przeciętnie 2000 do 3000 robotników.

Nowa droga odgałęzia się od drogi głównej Medjolan-Varese w Chiaravalle. Charakterystyczną rzeczą jest to, iż pociąg pospieszny zużywa na pokonanie tej przestrzeni 2 godziny, podczas gdy samochodem przebyć ją można, przy zachowaniu normalnej szybkości w 1½ godz.

Kosztów budowy tej drogi na razie jeszcze podać nie można dla braku odnośnych dat; trzeba jednakże pamiętać, iż koszt 1 km dróg samochodowych lombardzkich wynosił około 1 mil. lirów (~ 470.000 zł.). (*Asphalt u. Teer* Nr. 47/32; *Revue Suisse de la route* Nr. 26/32). E. B.

Koleje.

— **Produkcja wytwórni taboru kolei Ameryki Północnej** w r. 1931 spadła do 222 parowozów, z tego na eksport tylko 17, podczas gdy w r. 1930 wynosiła 1184, a w r. 1918 6.475, z tego na eksport 2.807.

Wagonów osobowych zbudowano 285, gdy w r. 1930 1.514, a w r. 1926 2.571.

Wagonów towarowych zbudowano 18.247, gdy w r. 1930 163.185. (*Railway Age* nr. 1 r. 1932).

— **Drogi żelazne globu ziemskiego w r. 1929.** Gdy z końcem roku 1927 przyrost długości sieci kolei wynosił 16.969 km, a w r. 1928 4.884 km, z końcem roku 1929 przyrost ten wynosi 3.199 km, zatem rozbudowa dróg żelaznych doszła prawie do zastoju.

Kryzys ekonomiczny i konkurencja innych środków komunikacyjnych zdziałała tu swoje, ale z drugiej strony przyznać należy, że doszliśmy w tym kierunku do pewnego maksimum. Magistrale są pobudowane prawie wszędzie, natomiast budowa linii bocznych nie opłaca się wobec konkurencji automobili.

Sumaryczna długość dróg żelaznych ziemi wynosi z końcem r. 1929: 1.258.279 km. Z tej sumy przypada na Europę 408.504 km, Amerykę 606.204 km, Azję 125.924 km, Afrykę 68.213 km i Australję 49.439 km.

W roku sprawozdawczym przybyło w Europie 1.703 km, Azji 1.288 km, Afryce 606 km, co daje razem 3.597. W Ameryce ubyło natomiast 398 km, Australja bez zmian, zatem pozostaje całkowity przyrost 3.199 km.

Najdłuższą sieć kolejową posiadają Stany Zjednoczone Pół. A. 402.859, za niemi idzie Rosja 77.035 km, Kanada 68.600 km, Indje brytyj. 62.478 km, Niemcy 58.619 km, Francja 53.561 km, Argentyna 37.790 km, Brazylja 31.549. Inne kraje posiadają poniżej 30.000 km.

Statystyka poszczególnych państw Europy nie różni się prawie od zeszłorocznej, podanej w *Czasopiśmie Technicznym* (z r. 1931 str. 326), więc niepowtarzam jej.

Polska figuruje w niej z 20.685 km długą siecią przy powierzchni kraju 388.400 km², a zaludnieniu 27.177.000. W roku 1929 przypadało 5,3 km kolei na 100 km² powierzchni i 7,6 km na 10.000 mieszkańców.

Na całej ziemi przypadał 1 km kolei na 100 km² i 6,7 km na 10.000 mieszkańców, w Europie 1,9 i 8,1, w Ameryce 1,5 i 25,5. (*Archiv für Eisenbahnwesen*, zeszyt 1 z r. 1932). Inż. A. W. Krüger.

— **Mosty żelazne i budowle żelbetowe** omawiają z okazji jubileuszu *Ann. d. ponts et chaus.* (1931_{II} str. 311 i 335) Pigeand i Caquot. Obaj omawiają stan dzisiejszy i perspektywy na przyszłość. Caquot zwraca uwagę na spawanie wkładek żelaznych.

— **Naprawę mostu Magdaleny w Nantes** omawia Lazard w *Ann. d. ponts et chaus.* (1931_{III} str. 151). Most jest łukowy o rozpiętości 67 m. Cztery łuki dźwigają pomost. Łuki mają przekrój ośmiokątny. Uzbrojenie składa się z 34 prętów podłużnych, ułożonych zbyt blisko siebie, co miało ten skutek, że po zdjęciu deskowania dolna część przekroju była prawie bez betonu. Po podparciu ponownem na rusztowaniu wstrzykiwano tłusty beton, aby zapełnić wszelkie próżne miejsca. Autor opisuje szczegółowo sposób wykonania zaprawy, która się udała, co stwierdzono obciążeniem próbnem.

— **Rekonstrukcję mostu wiszącego Teil na Rodania** omawia Mathieu w *Ann. d. ponts et chaus.* (1931_{VI} str. 413). Projektowano most żelbetowy łukowy, ale wreszcie zdecydowano się na most wiszący, który okazał się tańszym i łatwiejszym do wykonania. Rozpiętość wynosi 235 m, dwa boczne przęsła mają rozpiętości 40 m a belki główne są dolnoparaboliczne. Szerokość jezdni wynosi 6,50 m, chodników po 1,40 m. Poprzecznice w odstępach 5,288 są 1,10 wysokie. Pomost jest betonowy. Dr. M. Thullie.

NEKROLOGJA.

Dnia 5 grudnia 1932 zmarł w kwiecie wieku śp. Dr. Inż. Stanisław Jamróz, Kierownik Mechanicznej Stacji Doświadczalnej Politechniki Lwowskiej, członek Polsk. Tow. Politechnicznego. Śp. Zmarły umieszczał prace swoje z dziedziny wytrzymałości materiałów również w *Czasopiśmie Technicznym*; ostatnia z nich drukowaną była w Nr. 19 i 20 z r. 1932. Cześć Jego pamięci!

UZUPEŁNIENIE.

Spis rzeczy zawartych w roczniku *L. Czasopisma Technicznego* z r. 1932 należy uzupełnić w następujący sposób.

Różne.

Dr. Pareński A.: Uczczenie działalności Prof. Dr. M. Thulliego* str. 69.

Dr. Chmielowiec A.: Rozwiązywanie równań kwadratowych przy pomocy suwaka logarytmicznego str. 191.

Wytrzymałość materiałów.

Bryła S.-Chmielowiec A.: Wzory uproszczone dotyczące połączeń nitowanych, wzmocnionych przy pomocy spawania* str. 172.

SPROSTOWANIE.

Na prośbę autorki artykułu pt.: „Sprawozdanie z Międzynarodowego Kongresu Budowy Mostów i Konstrukcyj Lądowych“ upraszamy o przeprowadzenie w artykule tym następujących sprostowań:

Na stronie 353 wiersz 3-ci i 6-ty zamiast: „szwów czołowych“ winno być „szwów sufitowych (wykonywanych ponad głową)“. Wiersz 6-ty zamiast „szwy czołowe“ winno być „szwy sufitowe“. Wiersz 17-ty zamiast „8 mm“ winno być „8 cm“.

Na stronie 354 (szpalta lewa) zamiast „średnich“ winno być „małych“ (wiersz 15-ty).

SPRAWY TOWARZYSTWA.

Protokół z posiedzenia Wydziału Głównego P. T. P. z dnia 14 lipca 1932 r. Obecni: Prezes Rybicki, Wiceprezes Inż. Prachtel-Morawiański. Członkowie: Inż. Blum,

Inż. Bronarski, Inż. Kozłowski, Prof. Krzyczkowski, Prof. Dr. Matakiewicz, Inż. Tomaszewski, Inż. Wilczkiewicz.

Usprawiedliwili swą nieobecność: Wiceprezes Prof. Dr. Nadolski, Dr. Aulich, Prof. Bratro, Inż. Laskiewicz, Inż. Marynowski, Inż. Śladek i Prof. Zipser.

1. Protokół z poprzedniego posiedzenia przyjęto po odczytaniu bez zmian.

2. Prezes Rybicki przedstawia przebieg audjencji u Pana Ministra Komunikacji Inż. Kühna, odbytej dnia 12 lipca br. w sprawie zmiany umowy z „Czasopismem Technicznym“, koniecznej ze względu na likwidację M. R. P. Udział w delegacji P. T. P. wzięli prócz Prezesa Rybickiego Prof. Dr. Huber i Prof. Zipser. Delegacja wskazała na długoletni dorobek naukowy „Czasopisma Technicznego“ i prosiła o umożliwienie utrzymania tak poważnego organu techniki polskiej. Pan Minister Kühn odniósł się bardzo życzliwie do postulatów delegacji i obiecał po porozumieniu się z innymi sukcesorami Ministerstwa Robót Publicznych sprawę zmiany umowy jak najprzychylniej potraktować.

3. Skarbnik Inż. Bronarski przedstawia budżet dotychczasowy „Czasopisma Technicznego“. Po długiej dyskusji, w której zabierali głos wszyscy obecni członkowie Wydziału, postanowiono ograniczyć od dnia 1 sierpnia do końca br. wymiar poszczególnych numerów do 12 stron.

4. Wpłynęły trzy podania o pożyczki z funduszu zapomogowego dla bezrobotnych członków Towarzystwa, z których dwa postanowiono załatwić przychylnie.

Na tem posiedzenie zamknięto.

Protokół z posiedzenia Wydziału Głównego P. T. P.
z dnia 10 września 1932 r. Obecni: Prezes Rybicki, Wiceprezes Inż. Prachtel-Morawiański. Członkowie: Dr. Aulich, Inż. Bessaga, Prof. Bratro, Inż. Knaus, Inż. Kozłowski, Prof. Krzyczkowski, Inż. Laskiewicz, Inż. Marynowski, Prof. Dr. Matakiewicz, Inż. Tomaszewski, Inż. Wilczkiewicz, Prof. Zipser, Inż. Blum, Inż. Makulski.

Usprawiedliwili swą nieobecność: Inż. Bronarski, Inż. Kalityński, Inż. Śladek.

1. Protokół z poprzedniego posiedzenia przyjęto po odczytaniu bez zmian.

2. Przyjęto przez balotaż na członków P. T. P. Inż. Henryka Staufera.

3. Inż. Makulski Prezes Oddziału P. T. P. w Stanisławowie, przedstawia prośbę Oddziału stanisławowskiego o przejęcie kosztów administracyjnych Oddziału przez P. T. P. Uchwalono upoważnić Oddział stanisławowski na przeciąg jednego roku do ściągania 50 gr. z wkładki miesięcznej każdego członka Oddziału stanisławowskiego na koszta administracyjne Oddziału.

4. Prof. Krzyczkowski referuje sprawę zaległego rachunku Magistratu za połączenie kanałowe. Po dłuższej dyskusji uchwalono zwrócić się do Prezydium miasta o wstrzymanie egzekucji, oraz rewizję rachunku.

5. Inż. Bessaga składa sprawozdanie kasowe. Postanowiono na wniosek Prof. Dr. Matakiewicza, by na następnym posiedzeniu Wydziału Głównego zostało przedłożone dokładne zestawienie rachunków oraz plan finansowy na resztę r. 1932.

6. Z funduszu zapomogowego dla bezrobotnych członków P. T. P. uchwalono udzielić dwie zapomogi w łącznej wysokości 200.— zł.

7. Prezes Rybicki referuje pismo Izby Inżynierskiej w sprawie dalszych starań o zrealizowanie projektu ustawy o Izbach Inżynierskich w Polsce. Postanowiono przyłączyć się do starań Izby Inżynierskiej, zaprosić do udziału w tej akcji Związek Polskich Zrzeszeń Technicznych, oraz zasięgnąć w Warszawie informacji o stanie sprawy.

8. Prezes Rybicki przedstawia pismo p. Jana van Hengla, który zwraca się do P. T. P. o przedstawienie sprawy budowy wodociągów w Polsce Belgijskiemu Towarzystwu „La Compagnie Generale des Conduites d'eau“ w celu zachęcenia go do podjęcia się budowy. Po dłuższej dyskusji postanowiono w tej sprawie nie zabierać głosu.

9. Zarzuty anonimowe, skierowane przeciwko jednemu z członków postanowiono przekazać do zbadania odnośnemu Oddziałowi P. T. P.

10. Austrjacki Związek Inżynierów we Wiedniu zwrócił się do P. T. P. z prośbą o współpracę w akcji zwalczania kryzysu gospodarczego i bezrobocia. Postanowiono zwrócić się do niemieckiego Związku z prośbą o skonkretyzowanie swych propozycji.

11. Postanowiono zwrócić się do Krakowskiego Towarzystwa Technicznego z zaproszeniem do współudziału w wydawnictwie „Czasopisma Technicznego“.

Na tem posiedzenie zamknięto.

Protokół z posiedzenia Wydziału Głównego P. T. P.
z dnia 10 października 1931 r. Obecni: Prezes Rybicki, Wiceprezes Prof. Dr. Nadolski, Inż. Prachtel-Morawiański. Członkowie: Dr. Aulich, Inż. Bessaga, Inż. Blum, Inż. Bronarski, Inż. Broniewski, Inż. Jarosz, Inż. Kalityński, Inż. Knaus, Inż. Kozłowski, Prof. Krzyczkowski, Inż. Laskiewicz, Inż. Marynowski, Prof. Dr. Matakiewicz, Inż. Śladek, Inż. Tomaszewski, Inż. Wilczkiewicz, Inż. Grzymalski, oraz Prezydent Izby Inżynierskiej Gąsiorowski.

Usprawiedliwili swą nieobecność: Prof. Bratro i Prof. Zipser.

1. Protokół z ostatniego posiedzenia odczytano i przyjęto bez zmian.

2. Przyjęto jednogłośnie na członka P. T. P. Inż. Stanisława Dominika.

3. Skarbnik Inż. Bronarski przedkłada szczegółowo sprawozdanie finansowe za pierwsze trzy kwartały b. r., oraz preliminarz budżetowy na ostatni kwartał. Preliminarz ten przewiduje zamknięcie kasowe przy końcu roku z deficytem około 4.000 zł. Sprawozdanie kasowe przyjęto po krótkiej dyskusji jednogłośnie do wiadomości.

4. Prezes Rybicki przedstawia stan obecny akcji zmierzającej do utworzenia Izby Inżynierskich w Polsce na podstawie informacji, zasięgniętych w Ministerstwie Przemysłu i Handlu, do którego obecnie te sprawy należą. Związek Z. P. Z. T. postanowił wysłanie wspólnej z Polskim Towarzystwem Politechnicznym i Lwowską Izbą Inżynierską delegacji do Pana Ministra Przemysłu i Handlu, Dyrektora Departamentu Mjr. Kandla, oraz referenta tej sprawy p. Sławińskiego. Prezydent Gąsiorowski dziękuje gorąco Panu Prezesowi Rybickiemu za stałe popieranie spraw Izby Inżynierskiej.

5. Prof. Krzyczkowski referuje pismo Izby Inżynierskiej w sprawie poparcia memoriału, dotyczącego rozporządzenia o prawie budowlanem i zabudowaniu osiedli i proponuje przekazanie tej sprawy specjalnej Komisji. Postanowiono wybrać Komisję pod przewodnictwem Prof. Krzyczkowskiego, do której ma być zaproszonych po 2 członków P. T. P. Izby Inżynierskiej, oraz Sekcji Inżynierów-Architektów P. T. P.

6. Postanowiono urządzić raz na miesiąc zebranie towarzyskie z bridgem, przyczem pierwsze takie zebranie odbędzie się dnia 22 bm.

7. Prezes Rybicki przedstawia sprawę ewentualnego rozszerzenia podstaw finansowych „Czasopisma Technicznego“ przez współudział w wydawnictwie Krakowskiego Towarzystwa Technicznego, oraz Wołyńskiego Stowarzyszenia Techników. Do obu tych stowarzyszeń wysłano odpowiednie pismo.

8. Prof. Dr. Matakiewicz prosi o wystosowanie specjalnego podziękowania dla Oddziału tarnowskiego P. T. P. za nader gościnne przyjęcie wycieczki Wydziału Inżynierji Politechniki Lwowskiej.

Na tem posiedzenie zamknięto.

CZASOPISMO LOTNICZE

ORGAN LABORATORJUM AERODYNAMICZNEGO POLITECHNIKI LWOWSKIEJ I INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA

DODATEK DO „CZASOPISMA TECHNICZNEGO“

KOMITET REDAKCYJNY:

Prof. Inż. STANISŁAW ŁUKASIEWICZ
Naczelnny Kierownik I. T. S.Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS
Kierownik Lab. Aerođ. Politechniki Lw.Inż. WACŁAW CZERWIŃSKI
Kierownik techniczny I. T. S.

REDAKTOR NACZELNY I ODPOWIEDZIALNY: Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS.

T R E Ś Ć: Dr. Inż. Zygmunt Fuchs: Mikromanometr o stałej dokładności odczytu. — Dr. Inż. Zygmunt Fuchs: Pomiar rozkładu ciśnienia wzdłuż powierzchni. — Inż. Wacław Czerwiński: Wpływ własności profilu i wydłużenia na prędkość opadania szybowca. — Adam Nowotny: Możliwości taniego i ekonomicznego samolotu sportowego. — Inż. Wacław Czerwiński: Szybowiec treningowy ITS. II/a. — Wiadomości z literatury lotniczej. — Odczyty.

Dla Laboratorium aerodynamicznego Politechniki Lwowskiej i dla Instytutu techniki szybownictwa we Lwowie, z chwilą ugruntowania ich działalności, stało się koniecznym podawanie wyników prac, wykonywanych w tych instytucjach, do wiadomości ogółu technicznego. Z dwóch możliwości: wydawanie oddzielnych sprawozdań lub regularnego czasopisma wybrano przy życzliwej pomocy p. inż. S. Rybickiego, prezesa Lwowskiego Wojewódzkiego Komitetu Ligi obrony powietrznej i przeciwigazowej, oraz p. prof. inż. E. Bratry, redaktora *Czasopisma Technicznego*, formę wydawnictwa periodycznego p. t. *Czasopismo Lotnicze*, mającego ukazywać się cztery razy do roku: w styczniu, kwietniu, czerwcu i listopadzie. *Czasopismo* to, jako organ Laboratorium aerodynamicznego Politechniki Lwowskiej i Instytutu techniki szybownictwa, zamieszczać będzie głównie sprawozdania z prac obu tych instytucji; pozatem notatki o wynikach prac krajowej i zagranicznej techniki lotniczej z tych działów, które dotyczą zakresu celów jakie obrały L. A. P. L. i I. T. S. Są niemi przede wszystkim zagadnienia szybownictwa i lotnictwa słabosilnikowego. Komitet Redakcyjny pragnie również i prosi, aby w sprawach tych ogłaszali swe prace na łamach *Czasopisma Lotniczego* wszyscy zawodowcy lotniczy polscy.

S. Łukasiewicz.

Z. Fuchs.

W. Czerwiński.

Dr. Inż. Zygmunt Fuchs

Mikromanometr o stałej dokładności odczytu.

Micromanomètre à précision constante de lecture.

Détermination de l'équation de la courbe correspondant à l'axe du tube du micromanomètre. Rapport de multiplication. Description du micromanomètre exécuté au Laboratoire Aérodynamique de l'École Polytechnique de Lwów.

Przyrządy służące do pomiaru ciśnień są dla laboratorium aerodynamicznego tem, czem jest np. woltmetr dla laboratorium elektrotechnicznego. Ze względu na różnorodność zastosowania wytworzyły się z biegiem czasu różne typy manometrów, z których najczęstsze są manometry statyczne, pozwalające na odczyt różnicy ciśnień pomiędzy dwoma płynami (gazami) przy pomocy specjalnej cieczy odgraniczającej, jak woda, alkohol, rtęć i t. p., przez odczyt przesunięcia tej cieczy w rurce manometru. Ponieważ w aerodynamice występują najczęściej w praktyce laboratoryjnej różnice ciśnień obejmujące zakres 0,1—200 kg/m², których pomiar powinien się odbyć z wcale znaczną dokładnością, przeto stosuje się t. zw. mikromanometry polegające na zwiększeniu drogi meniska przez pochylenie rurki manometru. Jeżeli w rachubę wchodzi tylko pewien określony zakres ciśnień w obrębie podanego wyżej, to można zastosować krótki odcinek rurki pochylej w żądanym zakresie ciśnień i pochylić ją wedle kąta pozwalającego na żadaną dokładność odczytu. O ile jednak chcemy stosować mikromanometr do pomiaru w całym zakresie

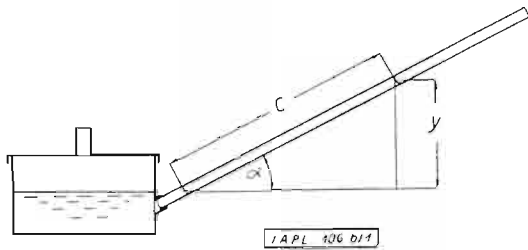
ciśnień, to natrafiamy na tę trudność, że albo przy danym pochyleniu rurki jest dokładność odczytów za duża przy wyższych ciśnieniach, a mianowicie wtedy, jeśli przy małych jest właśnie wystarczająca, albo też jest za mała przy niskich ciśnieniach, jeśli dla większych wartości ciśnień jest dobrą. Celem usunięcia tej wady stosowano rurkę manometryczną wygiętą w ten sposób, aby zakres czułości zmniejszał się wraz z wysokością odczytywanej różnicy poziomów cieczy¹⁾.

Dla pomiaru ciśnień statycznych na modelach przedmuchiwanym w tunelu Laboratorium Aerodynamicznego Politechniki Lwowskiej postanowiliśmy zaprojektować mikromanometr, któryby dawał powiększenie zmienne wraz z wysokością, a mianowicie takie, aby dokładność odczytu była stałą dla każdej wysokości w obrębie z góry określonych granic. Warunek ten będzie spełniony, jeśli powiększenie jest odwrotnie proporcjonalne do każdorazowej różnicy poziomów cieczy. Ponieważ powiększenie drogi słupka cieczy w rurce zależy od kąta pochylenia α rurki względem poziomu (ryc. 1), a mianowicie od stosunku:

$$n = \frac{c}{y} = \frac{1}{\sin \alpha}$$

¹⁾ Handbuch d. Experimentalphysik, Wien-Harms, t. 4, cz. 1, str. 522—523, 1931.

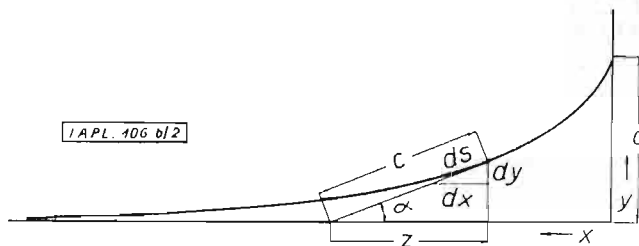
przeto celem uzyskania zmiennego powiększenia wzgl. przeniesienia należy dla każdej wysokości y stosować inny kąt pochylenia α . Przy zmianie przeniesienia w sposób ciągły należy zatem wygiąć rurkę manometru tak, aby pochylenie stycznej do osi rurki zmieniało się od punktu do punktu wedle prawa odpowiadającego żądanej zmianie powiększenia n . Warunek stałej do-



Ryc. 1.

kładności odczytu, a mianowicie założenie odwrotnej proporcjonalności stopnia powiększenia n do różnicy wysokości y , jest zatem równoznaczny z przyjęciem we wzorze $n = \frac{c}{y}$ długości c jako stałej.

Celem otrzymania równania krzywej, odpowiadającej osi rurki mikromanometru, ustawiamy dla obra-



Ryc. 2.

nego na rysunku prostokątnego układu współrzędnych równanie różniczkowe odnoszące się do elementu długości krzywej (ryc. 2):

$$\frac{dy}{dx} = -\operatorname{tg} \alpha.$$

Dla wprowadzenia do tego równania stopnia powiększenia n stosujemy przekształcenie:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{\sin \alpha}{\sqrt{1 - \sin^2 \alpha}},$$

przyczem: $\sin \alpha = \frac{y}{c} = \frac{1}{n}$,

gdzie: $c = \text{stała}$.

Wobec tego: $\frac{dy}{dx} = -\frac{y}{\sqrt{c^2 - y^2}}$.

Po oddzieleniu zmiennych otrzymujemy:

$$dx = -\frac{\sqrt{c^2 - y^2}}{y} dy$$

jako równanie różniczkowe krzywej.

A zatem: $x = -\int \frac{\sqrt{c^2 - y^2}}{y} dy + K$,

gdzie K oznacza stałą całkowania.

Celem znalezienia wartości całki:

$$J = -\int \frac{\sqrt{c^2 - y^2}}{y} dy$$

wstawiamy: $c^2 - y^2 = z^2$

czyli: $J = \int \frac{z^2}{c^2 - z^2} dz$

względnie: $J = \int \left(-1 + \frac{c^2}{c^2 - z^2} \right) dz$

skąd: $J = -z + \frac{c}{2} \ln \frac{c+z}{c-z}$.

Wobec tego: $x = -\sqrt{c^2 - y^2} + \frac{c}{2} \ln \frac{c + \sqrt{c^2 - y^2}}{c - \sqrt{c^2 - y^2}} + K$.

Przy $y=c$ powiększenie n staje się równe jednostce, a rurka mikromanometru powinna przejść w prostą pionową; dla tej zatem wartości ma być $x=0$. Z tego warunku wynika $K=0$.

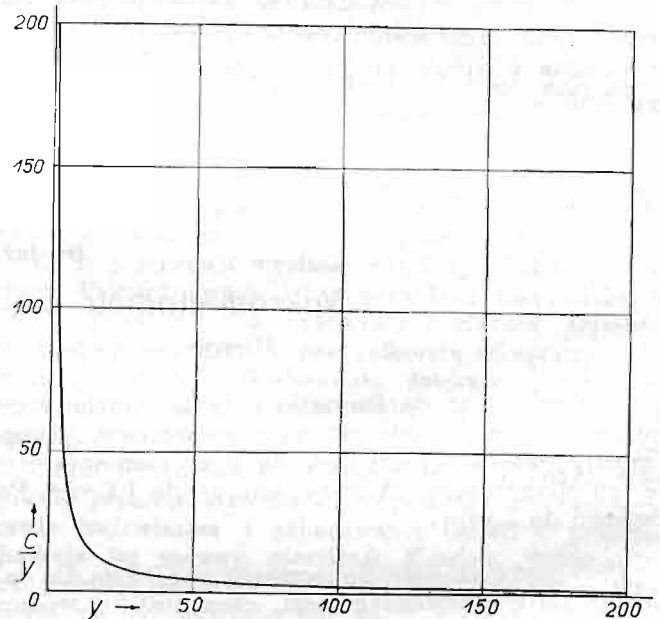
Jak łatwo można zauważyć $y=0$ odpowiada $x=\infty$, czyli krzywa przebiega asymptotycznie względem osi x -ów.

Celem otrzymania mikromanometru ze stałą dokładnością odczytu w granicach do np. 200 mm różnicy wysokości danej cieczy należy widocznie obrać $c=200$. Wobec tego równanie krzywej, wedle której należy wygiąć rurkę, ma postać:

$$x = 100 \ln \frac{200 + \sqrt{200^2 - y^2}}{200 - \sqrt{200^2 - y^2}} - \sqrt{200^2 - y^2};$$

krzywą tą przedstawia rycina 2.

Stopień powiększenia $n = \frac{c}{y} = \frac{200}{y}$ dla danego wypadku wykazuje krzywa wyznaczona na ryc. 3, przedstawiająca związek pomiędzy różnicą wysokości y i stopniem powiększenia n .



IAPL 106 b/3

Ryc. 3.

Dla ścisłości należy dodać, że nie uwzględniliśmy dotąd wpływu zmiany poziomu zwierciadła cieczy w zbiorniku połączonym z rurką manometryczną. Aby zdać sobie sprawę z wielkości błędu popełnionego przez to zaniedbanie, zwróćmy uwagę na warunek ciągłości cieczy przy założeniu cieczy nieściśliwej. Niech oznaczają:

F — przekrój zbiornika

f — przekrój rurki

h' — zmianę wysokości poziomu cieczy w zbiorniku

$h = h' + y$ — różnicę poziomów cieczy w rurce i w zbiorniku po ustaleniu się równowagi

s — długość łuku wzdłuż osi rurki.

Natenczas: $F \cdot dh' = f \cdot ds$,

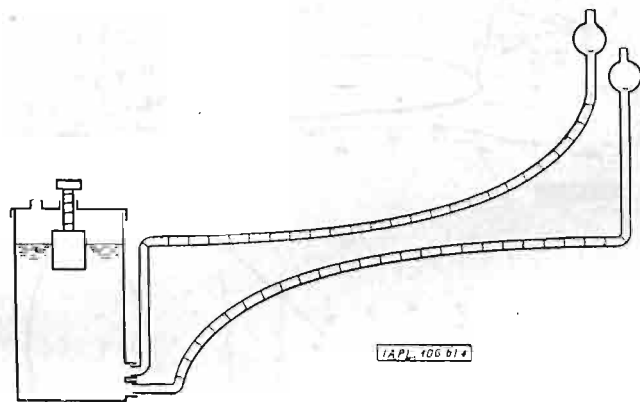
skąd: $dh' = \frac{f}{F} ds = \frac{f}{F} \frac{ds}{dy} dy = \frac{f}{F} \frac{c}{y} dy.$

Natomiast: $dh = dy + dh' = \left(1 + \frac{f}{F} \frac{c}{y}\right) dy.$

Stożenie powiększenia: $\frac{ds}{dh} = \frac{ds}{\left(1 + \frac{f}{F} \frac{c}{y}\right) dy} = \frac{c}{\left(1 + \frac{f}{F} \frac{c}{y}\right) y}.$

Ponieważ stosunek $\frac{f}{F}$ jest w danym wypadku bardzo mały, gdyż średnica rurek nie przekracza zazwyczaj 3 mm, a to ze względu na konieczność należytego ukształtowania się meniska pod wpływem sił kapilarnych, przeto wobec jedynki można drugi wyraz w mianowniku zaniedbać. Wobec tego:

stopień powiększenia $= \frac{c}{y}$, jak poprzednio podaliśmy.



Ryc. 4.

Jeżeli wygiętą wedle określonej krzywej rurkę manometryczną zaopatrzymy w podziałkę milimetrową, to przy obranym stopniu powiększenia $n = \frac{200}{y}$ otrzy-

many następującą dokładność odczytu różnicy poziomów cieczy: przy $y = 200 \text{ mm}$ dokładność na 1 mm, przy $y = 100 \text{ mm}$ dokładność na 0,5 mm, przy $y = 10 \text{ mm}$ dokładność na 0,05 mm i t. d., czyli w każdym miejscu wynosi dokładność odczytu 0,5%.

W Laboratorium Lwowskim wykonano tego typu mikromanometer zaopatrzony w dwie rurki, z których jedna służy do pomiaru nadciśnień, a druga do pomiaru podciśnień. Układ obu rurek, umieszczonych na wspólnej tablicy drewnianej, uwidoczono na ryc. 4. Wewnętrzna średnica rurek szklanych wynosi 3 mm. Rurki są połączone ze zbiornikiem walcowym o średnicy wewnętrznej 38 mm i długości 750 mm; stosunek $\frac{f}{F}$ wynosi zatem przy wypełnieniu zbiornika cieczą do połowy:

$$\frac{f}{F} = \frac{3^2 \cdot \pi}{38 \cdot 750} = 0,000248.$$

Do ustawiania poziomu cieczy na punkt zerowy skali zastosowano walec metalowy o średnicy 40 mm zanurzony częściowo w cieczy zbiornika, który można przesuwac w pionie przy pomocy śruby. Jako ciecz służy alkohol, a to głównie ze względu na własności rozpuszczania tłuszczów, a tem samym należytego zwilżania ścian rurki zanieczyszczających się po krótkim czasie. Bardzo ważną zaletą tego mikromanometru jest pomiędzy innymi, że nie wymaga on przy odczytywaniu ciśnienia żadnego nastawiania, pominiawszy oczywiście jednorazowe ustawienie całego aparatu do należytego poziomu. Wskutek nieuniknionych błędów rurek manometrycznych tak co do średnicy jak i zakrzywienia, a zatem zmiany sił kapilarnych i niewłaściwych pochyleń od punktu do punktu, konieczne jest cechowanie mikromanometru np. przez porównanie go z innym mikromanometrem o znanych właściwościach, np. z milimetrem firmy Askania-Werke.

Dr. Inż. Zygmunt Fuchs.

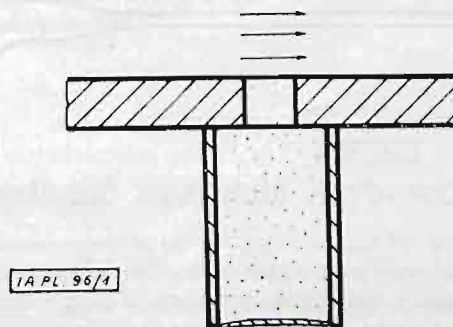
Pomiar rozkładu ciśnień wzdłuż powierzchni przy pomocy sondy ciśnień statycznych.

Mesure de la distribution des pressions sur une surface à l'aide d'une sonde à pression statique.

Explication du principe de la méthode. Description de la sonde utilisée au Laboratoire Aérodynamique de l'Ecole Polytechnique de Lwów. Présentation du résultat des mesures sur une aile munie d'un aileron à fente.

Pomiar sił aerodynamicznych przy pomocy urządzeń wagowych dozwala na wyznaczenie wielkości, kierunku i położenia sił wypadkowych, nie daje natomiast należytego wyobrażenia o rozkładzie siły wzdłuż określonej powierzchni. Do pomiaru rozkładu siły normalnej czyli t. zw. ciśnienia stosuje się zazwyczaj metodę, polegającą na zaopatrzeniu danej powierzchni w szereg otworów o bardzo małej średnicy, połączonych przy pomocy cienkich rurek z czułym manometrem i pomiarze różnicy ciśnień statycznych w miejscu otworu i miejscu ustawienia manometru w hali pomiarowej; zakładamy przytem, że ciśnienie statyczne w hali jest z wystarczającą dla celów praktycznych dokładnością równe ciśnieniu statycznemu w wolnym niezaburzonem strumieniu tunelu aerodynamicznego. Pomiar ciśnienia statycznego przy pomocy otworu polega na założeniu, że wzdłuż powierzchni nieciągłości, jaka powstaje pomiędzy cieczą przepływającą wzdłuż powierzchni w miejscu otworu (ryc. 1) i cieczą pozostającą w spoczynku w otworze, jest ciśnienie w każdym punkcie jednakowe tak dla cieczy płynącej jak i pozostającej w spoczynku.

Pomiar ciśnień statycznych przy pomocy otworów pomiarowych, aczkolwiek celowy, nie jest jednak naogół



Ryc. 1.

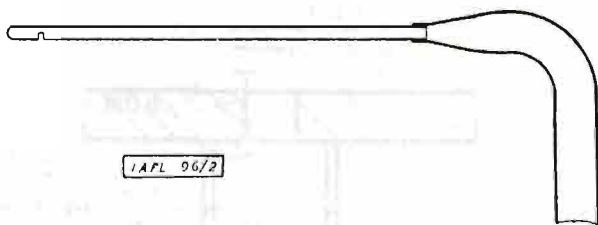
praktyczny, gdyż wymaga starannego i żmudnego przygotowania specjalnych modeli zaopatrzonych w otworki i połączone z nimi szczelnie rurki, które należy ukryć wewnątrz modelu, aby nie wywoływały osobnych zaburzeń strugi wpływającej model. Wyłoniła się zatem potrzeba zastąpienia tej metody pomiaru inną, któraby dozwalała na pomiar rozkładu ciśnień wzdłuż powierzchni dowolnego modelu bez specjalnego jego przysposobienia, a więc np. wprost modelu użytego przedtem do pomiaru

sił aerodynamicznych przy pomocy wagi. Jest rzeczą jasną, że może się to stać jedynie przy pomocy urządzenia pomiarowego, które należy umieścić w określonym punkcie powierzchni zamiast otworu pomiarowego¹⁾. Nie potrzeba dodawać, że rozmiary tego urządzenia pomiarowego muszą być tak małe, aby błąd pomiaru z powodu zaburzenia strugi przez obecność przyrządu mieścił się w granicach błędu pomiaru ciśnień, a pozatem, aby odczytane ciśnienie odpowiadało ciśnieniu na powierzchni modelu.

Przy dostatecznie małych rozmiarach przyrządu pomiarowego mogą być oba warunki jednocześnie spełnione, ponieważ, jak wiadomo, wskutek przylegania cieczy opływającej model do jego powierzchni, wyłania się t. zw. warstwa graniczna, w której szybkość ruchu cieczy jest bardzo mała, a zarazem ciśnienie jest praktycznie biorąc stałe wzdłuż każdej normalnej do powierzchni i odpowiada ciśnieniu zewnętrznej strugi poza warstwą graniczną; wskutek tego pomiar ciśnienia w dowolnym miejscu w obrębie grubości warstwy granicznej powinien dać identyczne wyniki.

Grubość warstwy granicznej nie jest wszędzie jednakowa; warstwa ta narasta przy powierzchni w kierunku ruchu strugi cieczy. Jeśli tedy zdarzyło się, że na przedniej części powierzchni modelu grubość warstwy była mniejszą od rozmiarów poprzecznych przyrządu pomiarowego, to jednak odczyt ciśnienia byłby jeszcze dobry, gdyż gradient szybkości wzdłuż normalnej do powierzchni dla otaczającej warstwę graniczną ruchu potencjalnego cieczy jest względnie mały.

Odpowiednim przyrządem do pomiaru ciśnień statycznych na powierzchni ciał okazała się rurka z przodu zamknięta i zaopatrzona w otwory boczne połączone wprost z manometrem, znana pod nazwą sondy ciśnieniowej. Rurkę tą należy ustawić możliwie w kierunku strugi w danym miejscu. Pomiary wykazały jednak, że małe zbieżności osi rurki od kierunku strugi w granicach około $\pm 6^\circ$ wpływają bardzo nieznacznie na wynik pomiaru²⁾. Ważną rzeczą jest atoli umieszczenie otworów pomiarowych w takiej odległości od przedniego końca rurki, aby wpływ ciśnienia spiętrzenia na przednim końcu na wartość ciśnienia statycznego w miejscu otworów pomiarowych był znikomo mały. Nastąpi to wtedy, jeżeli odległość ta wynosi około $3d$, gdzie d oznacza średnicę rurki. Ważną zaletą tego przyrządu jest między innymi okoliczność, że wykazywane ciśnienie nie zależy od wielkości ciśnienia prędkości.



Ryc. 2.

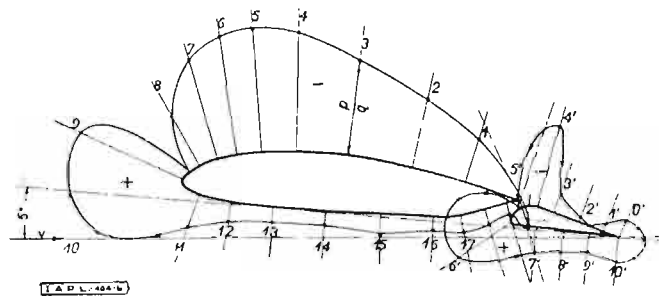
Uwzględniając warunki podane wyżej, zastosowano w Laboratorium Aerodynamicznym Politechniki Lwowskiej sondy ciśnieniowej o średnicy zewnętrznej $d=0,55-1,0\text{ mm}$, zaopatrzone rowkiem pomiarowym obejmują-

¹⁾ Porówn.: W. Klemperer, Windkanalversuche an einem Zeppelin - Luftschiff - Model, Abh. aus d. Aerod. Inst. a. d. Techn. Hochsch. Aachen, zes. 12, str. 10. 1932.

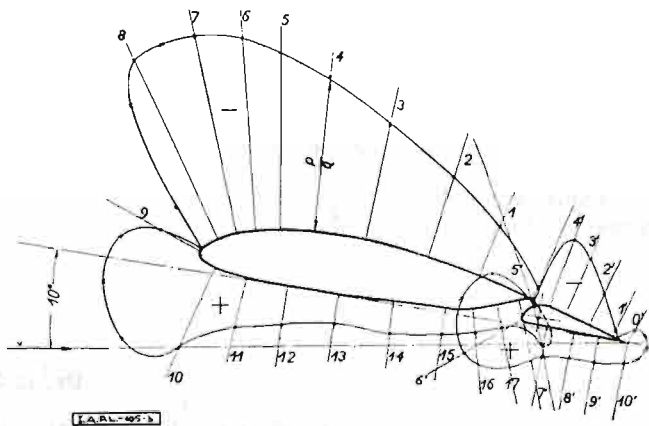
A. B. Scherschewsky, Russische Arbeiten zur Hydro- und Aerodynamik und zur allgemeinen Mechanik, Zeitschr. f. angew. Math. u. Mechanik, t. 11, str. 394. 1931.

²⁾ Handb. d. Experimentalphysik, Wien - Harms, t. 4, cz. 1, str. 496. 1931.

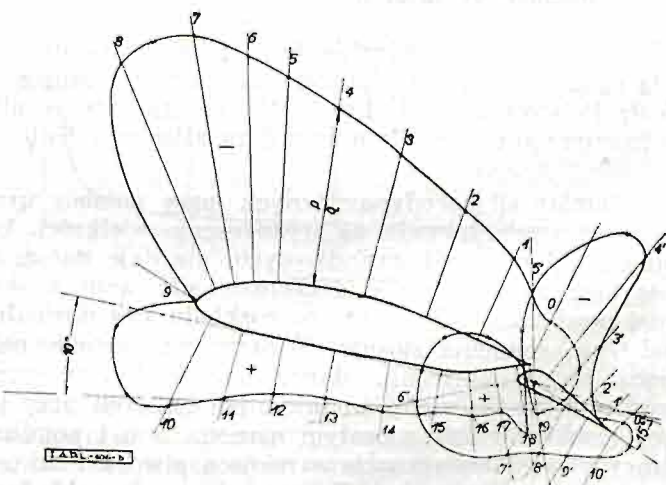
cym połowę obwodu rurki, naciętym w odległości około $3d$ od przedniego końca rurki (ryc. 2). Tylna część rurki połączona jest przy pomocy rurki o średnicy $3-4\text{ mm}$ wygiętej w odpowiedni sposób z rączką w postaci rury o średnicy zewnętrznej $5-6\text{ mm}$, komunikującej się wprost z manometrem. W czasie pomiaru ciśnienia statycznego przykłada się rurkę pomiarową do powierzchni tak, aby rowek pomiarowy, znajdujący się na górnej powierzchni rurki, znajdował się w miejscu, w którym ma się odbyć pomiar ciśnienia. Przy różnego rodzaju powierzchniach należy stosować sondy o odpowiednich średnicach rurek i odpowiednim wygięciu rurek łączących sondę z rączką.



Ryc. 3.



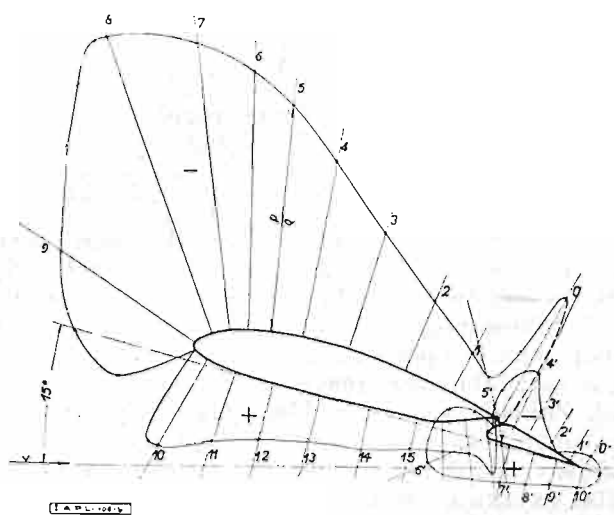
Ryc. 4.



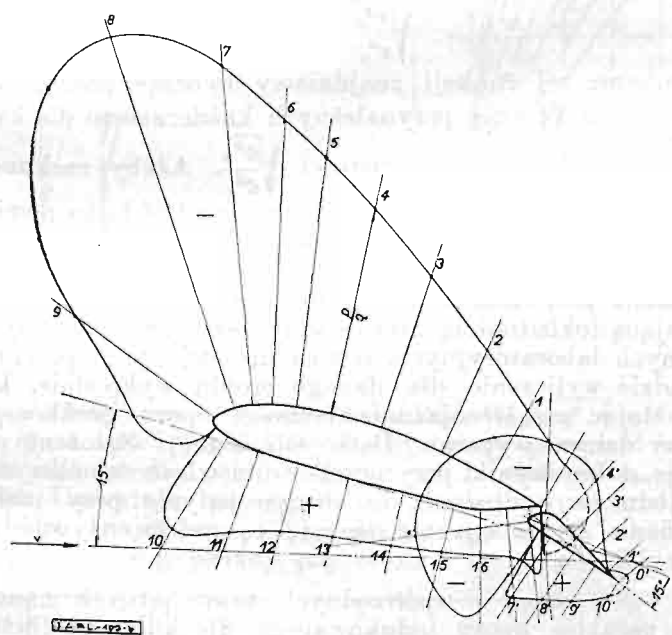
Ryc. 5.

Celem łatwego ustalenia sondy w danym położeniu, tudzież szybkiej zmiany położenia od punktu do punktu, skonstruowano dla tej sondy specjalny uchwyt, pozwalający na przesunięcie sondy w trzech kierunkach przy pomocy prowadnic, tudzież na dowolne obroty przy pomocy odpowiedniego przegubu kulowego. Prowadnice zamontowano na wiązaniu kratowym wagi aerodynamicznej na górze i na dole tak, że w czasie przedmuchiwania np.

modelu skrzydła można równocześnie przeprowadzać pomiar ciśnień na powierzchni górnej i dolnej.



Ryc. 6.



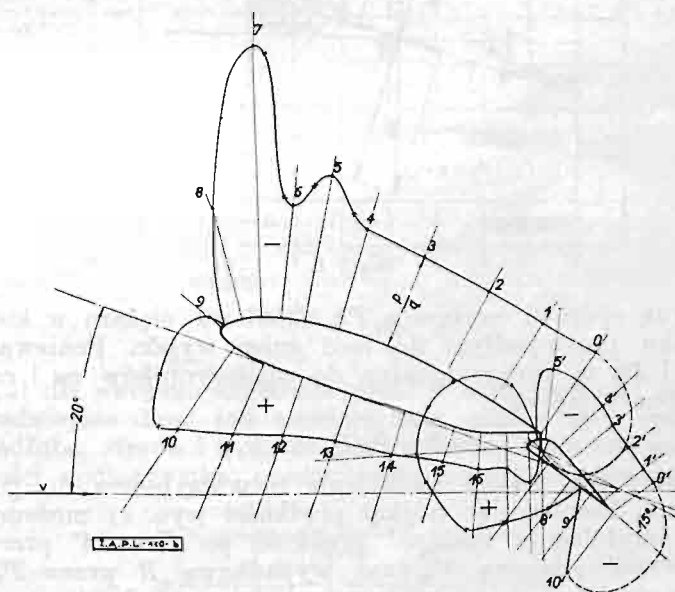
Ryc. 7.

Dla porównania wyników pomiaru ciśnień statycznych przy pomocy otworów pomiarowych na po-

wierzchni i przy pomocy sondy ciśnieniowej wykonano szereg pomiarów na różnego rodzaju powierzchniach przy pomocy obu metod i otrzymano wyniki zupełnie zgodne, t. j. w granicy dokładności pomiaru nie dostrzeżono żadnych różnic.

Celem zobrazowania wyników otrzymanych powyżej podaną metodą podajemy wykresy rozkładu ciśnień na skrzydło z lotką szczelinową przy różnych kątach nastawienia skrzydła i lotki. Ciśnienia odniesione do jednostki ciśnienia prędkości czyli stosunek $\frac{p}{q}$ naniesiono na wykresie na rozwiniętej profilu, a następnie wprost na normalnych do konturu profilu celem uzyskania przejrzystego obrazu rozkładu ciśnień (ryc. 3, 4, 5, 6, 7, 8). Punkty pomiarowe oznaczone są na wykresach kółeczkiem, zaś punkty uzyskane drogą interpolacji względnie ekstrapolacji na wykresie na rozwiniętej profilu krzyżykiem. Pola wykresu, odpowiadające nadciśnieniu, oznaczone są znakiem (+), zaś odpowiadające podciśnieniu znakiem (-).

Uzyskane wyniki pomiarów, uwidocznione na wykresach, uprawniają do założenia, że stosowanie sondy ciśnieniowej statycznej do pomiaru rozkładu ciśnień w tu-



Ryc. 8.

nelu aerodynamicznym daje rezultaty przydatne do użytku praktycznego.

Inż. Wacław Czerwiński.

Wpływ własności profilu i wydłużenia na prędkość opadania szybowca.

Dzisiejszy stan rozwoju szybownictwa ustalił pewne wymagania, którym odpowiadać muszą konstrukcje szybowców służących nieraz do wykonywania lotów w warunkach bardzo niekorzystnych. Najbardziej zasadniczym warunkiem wymaganym od wszystkich typów szybowców, jest mała prędkość opadania. Jest jeszcze wiele innych wymagań zależnych od przeznaczenia danego szybowca jak duża prędkość pozioma dla szybowców służących do wykonywania przelotów, duża łatwość w prowadzeniu i zwrotność potrzebna tam gdzie wykorzystuje się prądy wznoszącego się powietrza o małym przekroju i t. d. W następnych rozważaniach zajmujemy się jedynie warunkami aerodynamicznymi którym odpowiadać musi szybowiec o małej prędkości opadania.

Prędkość opadania szybowca zależy od:

1. obciążenia jednostkowego powierzchni skrzydła,
2. oporu indukowanego skrzydła,
3. oporów dodatkowych takich części jak kadłub, stery, podwozie oraz oporu tarcia powierzchniowego całości. Ażeby wszystkie wymienione zależności ująć we formułę matematyczną musimy rozpocząć rozważanie od warunków równowagi, w których znajduje się szybowiec w locie.

Jako reakcję działań aerodynamicznych w locie na szybowiec uważać należy wypadkową R skierowaną pod pewnym kątem do toru. Wypadkową tą rozkładamy na dwie składowe P_y i P_x działające prostopadle i równoległe do toru. Obie te składowe są funkcją kąta nachylenia ciężarówki skrzydła do toru, rozmiarów linjo-

wych szybowca, gęstości powietrza, oraz prędkości. Zależności te możemy napisać:

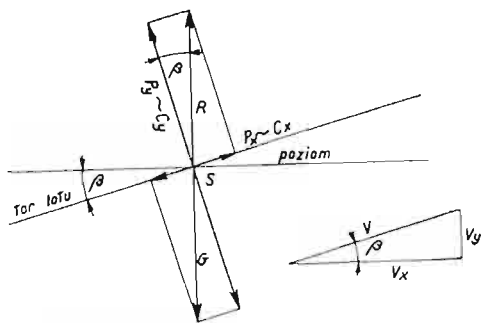
$$P_y = f(\alpha, l, \rho, v); \quad P_x = f(\alpha, l, \rho, v)$$

Wielkości P_y i P_x wyznacza się doświadczalnie w laboratorjach aerodynamicznych na modelach wykonanych w skali, przy czym podaje się nie siły, tylko współczynniki, odnosząc je do takich wielkości porównawczych, jak powierzchnia skrzydła oraz ciśnienie prędkości. Nazywając przez P_x opór całkowity szybowca, przez P_y jego wypór możemy napisać:

$$P_x = q \cdot F \cdot c_x \quad P_y = q \cdot F \cdot c_y$$

gdzie $q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$ = ciśnieniu prędkości, a F = powierzchni skrzydła.

Rozpatrując lot szybowca w ruchu jednostajnym zauważymy, że wypadkowa R musi być równą i przeciwnie skierowaną całkowitemu ciężarowi szybowca G (ryc. 1). Składowa ciężaru G w kierunku toru jest



115212

Ryc. 1.

równą oporowi szybowca P_x , składowa ciężaru w kierunku prostopadłym do toru znosi wypór. Ponieważ P_y i P_x są proporcjonalne do współczynników c_y i c_x , możemy napisać:

$$\operatorname{tg} \beta = P_x / P_y = c_x / c_y,$$

gdzie β jest kątem nachylenia toru szybowca do poziomu. Rozpatrując trójkąt prędkości (ryc. 1) możemy w przybliżeniu zastąpić prędkość po torze V przez prędkość poziomą V_x , zaś wypadkową R przez P_y , ponieważ kąt β jest mały w zakresie tych kątów przy których zwykle się lata.

Obliczając ze wzoru $R = G = P_y = \frac{F \cdot \rho \cdot V_x^2 \cdot c_y}{2}$ szybkość V_x , otrzymamy:

$$V_x = \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{1}{c_y}}$$

a ponieważ prędkość opadania $V_y = V_x \operatorname{tg} \beta = V_x \cdot \frac{c_x}{c_y}$ przeto wstawiając za V_x wartość wyrachowaną, otrzymamy:

$$V_y = \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{1}{c_y} \cdot \frac{c_x}{c_y}} = \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{c_x^2}{c_y^3}}$$

Wyprowadziliśmy żadaną formułę określającą zależność pomiędzy prędkością opadania V_y , a obciążeniem jednostkowym skrzydła $\frac{G}{F}$, oporem indukowanym i szkodliwym c_x , oraz współczynnikiem wyporu. Dzielać parametry, od których zależy prędkość opadania na dwa rodzaje t. j. na parametry zależne od kształtu profilu wydłużenia skrzydła oraz od oporów szkodliwych i na parametry takie jak wymiary szybowca i jego ciężar, otrzymamy bardziej poglądową formę tego wzoru. Wyrażając powierzchnię jako funkcję rozpiętości i wy-

dłużenia skrzydła: $F = b \cdot t = \frac{b \cdot t \cdot b}{b} = \frac{b^2}{\lambda}$ gdzie $\lambda = \frac{b}{t}$ otrzymamy:

$$V_y = \sqrt{\frac{G}{b^2} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{c_x^2}{c_y^3} \cdot \lambda} = \sqrt{\frac{G \cdot 2}{b^2 \cdot \rho}} \cdot \sqrt{\lambda \cdot \frac{c_x^2}{c_y^3}}^*$$

Budując szybowiec o danej rozpiętości, z którą jest związany proporcjonalnie ciężar szybowca, może konstruktor zmieniać wyrażenie: $\sqrt{\frac{c_x^2}{c_y^3} \cdot \lambda}$, które jest zależne od własności profilu skrzydła, jego wydłużenia, oraz oporów dodatkowych (szkodliwych). Współczynnik c_x musimy uważać jako sumę współczynnika oporu indukowanego c_{xi} oraz współczynnika oporów c_{xs} . Współczynnik oporu indukowanego zależy od wydłużenia skrzydła oraz rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości. Zakładając ten rozkład jako eliptyczny, dla którego opór indukowany przy danym wydłużeniu jest najmniejszy, możemy zmieniać jedynie wydłużenie skrzydła, uzyskując na ten sposób różne opory indukowane. Ze względu na postawione żądanie jak najmniejszej prędkości opadania szybowca, musimy wziąć pod uwagę funkcję:

$$\sqrt{\frac{c_x^2}{c_y^3} \cdot \lambda} = f(\lambda).$$

Minimum tej funkcji znajdziemy tworząc szereg iloczynów z $\sqrt{\lambda}$ oraz przynależnych każdorazowo dla każdego λ minimalnych wartości $\sqrt{\frac{c_x^2}{c_y^3}}$. Ażeby rachunek ten był ścisłym, należałoby przeprowadzić kilka pomiarów w laboratorium aerodynamicznym ze skrzydłem o tym samym profilu a o różnych wydłużeniach. Potrzebne pośrednie wartości można by wtedy z wystarczającą dokładnością interpolować. Jeżeli brak podobnych danych laboratoryjnych, można dla orientacji przeprowadzić wyliczenie dla danego profilu wykreślenie, korzystając z założenia niezmienności oporu profilowego przy danym wyporze (Betz, Göttingen). Założenie to daje dobre wyniki przy przeliczaniu własności skrzydła z jednego wydłużenia na drugie jedynie przy małej zmianie λ , dlatego też metodę tę należy używać za przybliżoną.

Na siatce o współrzędnych prostokątnych nanosi się parabole oporu indukowanego dla kilku wydłużeń (np. dla $\lambda = 5, 7.5, 10, 15, 20, 25, 30$) obliczając współrzędne ze wzoru:

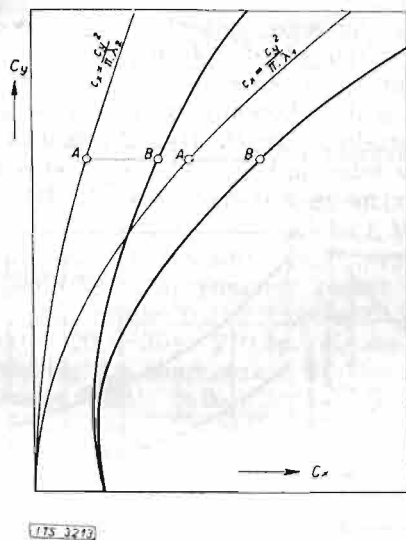
$$c_{xi} = \frac{c_y^2}{\pi \cdot \lambda}, \quad \text{gdzie } \lambda = \frac{b^2}{F},$$

następnie nanosi się na tą siatkę biegunową profilu badanego w laboratorium. Korzystając z poprzednich założeń dla znalezienia biegunowej dla innych wydłużeń, wystarczy odmierzyć wielkość oporu profilowego $A-B$ (ryc. 2) dla danego c_y i odnieść ją na prawo od paraboli dla innych wydłużeń. Przeprowadzając tą operację dla kilkunastu punktów otrzymamy pęk szukanych biegunowych. Należy teraz wyszukać dla każdej z nich minimalną wartość: $\sqrt{\frac{c_x^2}{c_y^3}}$. Można to uczynić jednym z wielu znanych sposobów. Najszybciej dochodzi się do celu w ten sposób, że na przeźroczu z kalki nanosi się pęk krzywych o równaniu: $c_y^3 = p \cdot c_x^2$ (ryc. 3). Jeżeli narysujemy ten pęk dosyć zagęszczony, wtedy z wystarczającą dokładnością można wyznaczyć

* U w a g a: Z powyższym przekształceniem wzoru na prędkość opadania zapoznał się autor na wykładzie Inż. Lippischa na kongresie szybowcowym w Rhön, w r. 1932. Formy tej używa Inż. Lippisch w artykule p. t. „Sinkgeschwindigkeit und Gleitzahl“, Flugsport z r. 1932.

punkty styczności tego pęku z biegunowemi. Wyszukane w ten sposób punkty styczności spełniają warunek minimum $\sqrt{c_x^2/c_y^3}$ dla danej biegunowej. Z uzyskanych w ten sposób wartości c_x i c_y tworzymy ilorazy $\sqrt{c_x^2/c_y^3}$ i mnożymy je przez odpowiednie $\sqrt{\lambda}$. Rysując otrzymaną w ten sposób funkcję $\sqrt{c_x^2/c_y^3} \lambda$ znajdziemy łatwo jej minimum.

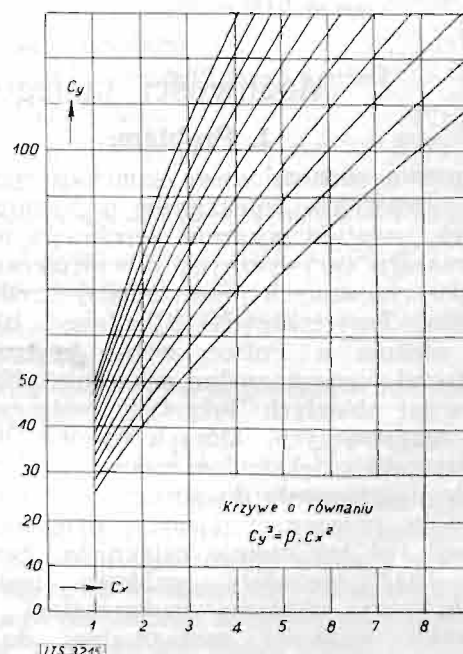
i 0.01. Chcąc wiedzieć jak zmienia się prędkość opadania szybowca z obciążeniem charakterystycznym G/b^2 uzupełniono tablicę po lewej stronie nomogramem, na którym można wprost odczytać prędkość opadania szybowca. Z wykresów tych widać, że z powiększeniem oporu szkodliwego minimum prędkości opadania przesuwa się w stronę mniejszych wydłużeń. Nie oplaca się więc stosować dużych wydłużeń dla szybowców gorszych aerodynamicznie, należy zawsze owo optymalne wydłużenie znaleźć, w czym właśnie pomocną jest niniejsza praca. Przypuścimy, że konstruktor wy-



Ryc. 2.



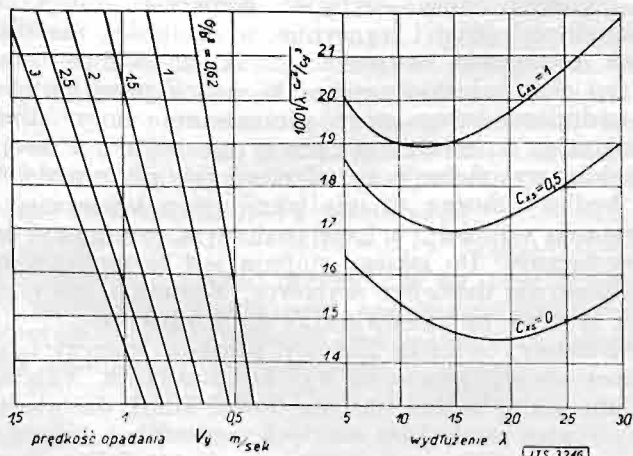
Ryc. 3.



Ryc. 4.

Ażeby znaleźć kształt funkcji: $\sqrt{c_x^2/c_y^3} \cdot \lambda = f(\lambda)$ dla paru oporów szkodliwych, wystarczy przenieść środek układu dla pęku biegunowych o wielkość c_{xs} na lewo. Ustawiając przeźroczę (ryc. 3) w nowym środku układu, znajdziemy c_x^2/c_y^3 dla danego oporu szkodliwego w sposób podany poprzednio.

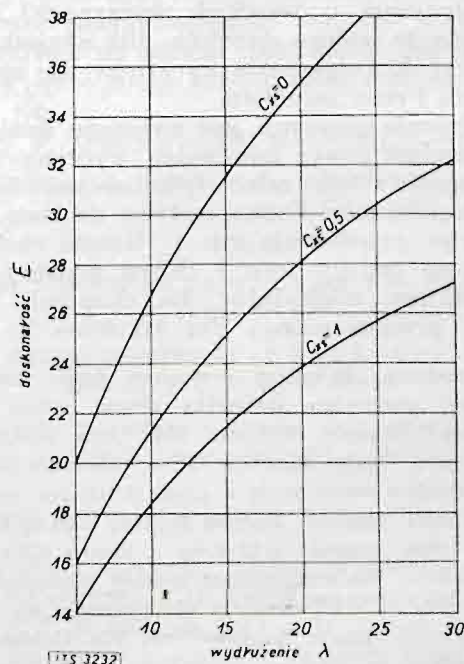
brał dla swojego szybowca profil W 192 i przyjął najważniejsze dane jak powierzchnię, ciężar oraz opory kadłuba, sterów i t. d., co pozwoliło mu na ocenę wielkości współczynnika oporów szkodliwych odniesionego



Ryc. 5.

Ryc. 4 przedstawia pęk biegunowych profilu Instytutu Aerodynamicznego Politechniki Warszawskiej Nr. 192 dla siedmiu wydłużeń. Znajdując minima

$\sqrt{c_x^2/c_y^3}$ dla każdego wydłużenia i mnożąc to minimum przez odpowiedni pierwiastek z λ otrzymano siedem wartości wyznaczających szukaną funkcję. Kształt tej funkcji przedstawiają trzy krzywe na ryc. 5 dla różnych oporów szkodliwych, a mianowicie dla $c_{xs} = 0, 0.005$



Ryc. 6.

do powierzchni skrzydła. Mając ten współczynnik, który niech dla przykładu wynosi $c_{xs} = 0.5$ można na podstawie tablicy (ryc. 5) wyznaczyć jaknajkorzystniejsze

wydłużenie skrzydła ze względu na prędkość opadania szybowca. Jak widać z tablicy minimum funkcji

$100\sqrt{\lambda \cdot c_x^2 / c_y^3} = f(\lambda)$ wypada dla $\lambda = 15$. Mając daną powierzchnię skrzydła może konstruktor wyliczyć teraz rozpiętość szybowca, oraz obciążenie charakterystyczne G/b^2 . Interpolując pęk prostych po lewej stronie wykresu dla swojego obciążenia charakterystycznego, oraz znajdując punkt przecięcia się tej prostej z poziomą wyprowadzoną ze znalezionego poprzednio minimum, można znaleźć przy pomocy nomogramu najmniejszą

prędkość opadania jaką może mieć szybowiec dla początkowych założeń. Jasnym jest, że potrzebną wielkość usterzenia trzeba sprawdzić po ustaleniu wydłużenia skrzydła i wprowadzić ewentualną poprawkę do współczynnika oporów szkodliwych. Dla uzupełnienia dołączono jeszcze tablicę (ryc. 6), która podaje zmianę doskonałości E z wydłużeniem. Można więc ustalając współczynnik oporów szkodliwych oraz wydłużenie znaleźć na tym wykresie najlepszy współczynnik szybowania dla rachowanego szybowca.

Adam Nowotny,

konstruktor Instytutu Techniki Szybowia w Lwowie.

Możliwości taniego i ekonomicznego samolotu sportowego.

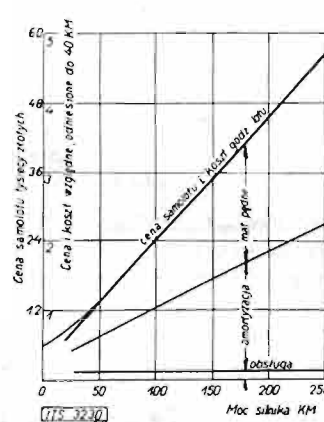
I. Problem.

Sprawa ekonomicznego samolotu sportowego, forsowana szczególnie intensywnie w Niemczech w latach ubiegłych, ostatnio pozornie zepchnięta na drugi plan wobec maszyn turystycznych o wyśrubowanych wyczynach, faworyzowanych przez Międzynarodowy Konkurs Samolotów Turystycznych (Challenge 1932), posiada dzisiaj właśnie w Polsce, wobec krytycznej sytuacji gospodarczej pierwszorzędne znaczenie. Nasze samoloty sportowe lat ubiegłych były tylko wstępem do drogiej maszyn turystycznych, których wysokie wyczyny okupiono prosto zwiększeniem mocy silników, a konstruktorzy nie dążyli wcale do stworzenia taniego samolotu. Chodziło tu przede wszystkim o zwiększenie szybkości podróży. Cel ten istotnie osiągnięto: Samoloty Challenge'u 1932 posiadały szybkości podróży około 200 km/h, przy szybkości maksymalnej do 240 km/h i stosunku szybkości maksymalnej do minimalnej $V_{max} : V_{min} = 3,2$ do 3,9! Są to jednak maszyny luksusowe, które jako takie pozostaną zawsze niedostępne dla szerokiego ogółu. To też coraz częściej wysnuwa się ostatnio sprawę taniego samolotu „dla wszystkich“, przy czym ma się zwykle na myśli najprymitywniejszy samolot, nadający się w miarę możliwości do budowy nawet amatorskiej i wyposażony w jak najtańszy silnik. Z jednej strony widzimy więc silne zainteresowanie samolotem turystycznym o wysokich wyczynach, z drugiej strony pożądanie taniego samolotu „dla wszystkich“. Należałoby dążyć do zwiększenia wyczynów, ale nie kosztem ekonomii lotu i ceny samolotu.

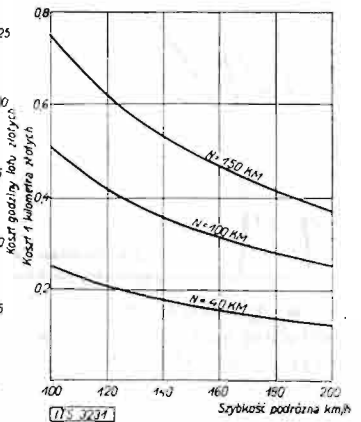
Zagadnienie ekonomii jest związane ściśle z mocą silnika, natomiast pewne minimalne wyczyny konieczne dla bezpieczeństwa lotu, zależą tylko od nadmiaru mocy. W jakim stopniu moc silnika wpływa na cenę samolotu i kosztu ruchu, przedstawia ryc. 1. Kosztu ruchu odniesione są tu na godzinę lotu¹⁾. Koszt godziny lotu jest przede wszystkim miarodajny dla ekonomii samolotu sportowego, przeznaczonego dla szkolenia i treningu.

¹⁾ Za podstawę kalkulacji przyjąłem dane amerykańskiej Izby Handlowej obejmujące statystykę niemal całego przemysłu amerykańskiego według Luftwacht 1930, str. 142. Cena silnika stanowi średnio 50% ceny całego samolotu. Przy obliczeniu kosztów na godz. lotu, przyjąłem amortyzację w ciągu 3 lat, bez oprocentowania, przy 360 godz. lotu/rok. Zużycie benzyny 0,25 kg/KMh, oliwy 0,012 kg/KMh, cena benzyny 0,72 zł/kg i smaru 2,5 zł/kg, oraz obsługa 1200 zł/rok. Nie uwzględniam kosztów ubezpieczenia, hangarowania i opłaty za start. Kwestja ubezpieczenia nie jest u nas jeszcze uregulowana, koszt hangarowania dla klubów odpadają zupełnie, a opłaty za start są stosunkowo małe. Pomijając te wszystkie koszty dodatkowe popełniam błąd około 8% całkowitych kosztów ruchu. Podane wartości bezwzględne w złotych nie muszą być oczywiście ścisłe, chodzi tu tylko o wartości względne. Dlatego też obok skali zł., znajduje się skala cen i kosztów względnych, odniesionych do cen i kosztów samolotu z silnikiem 40 KM jako jednostkowych.

Przy obecnym stanie naszego lotnictwa sportowego, sprawa ta stoi na pierwszym planie. Jeśli chodzi o turystykę i użyteczność samolotu sportowego jako środka szybkiej komunikacji, to dla ekonomii większe znaczenie posiada koszt na km przebytej drogi. Ryc. 2 przedstawia zależność kosztów 1 km jako funkcję szybkości podróży, oraz mocy silnika otrzymane z danych ryc. 1. Dla sa-



Ryc. 1.



Ryc. 2.

molotu turystycznego, jak widać ze względu na koszty bezpośrednie ruchu, a dla samolotu jako środka komunikacyjnego jeszcze więcej ze względu na wartość czasu, jest pożądana duża szybkość podróży. Zwiększenie szybkości podróży i wyczynów w ogólności, nie trzeba jednak koniecznie okupować silnikami o dużej mocy, bardziej ekonomicznie uzyskać to można przez zwiększenie nadmiaru mocy przy niezmiennej mocy silnika, zmniejszając do minimum „pracę umoszenia“. Przez odpowiednie wykończenie aerodynamiczne płatowca i lekkość budowy można to minimum mocy koniecznej dla utrzymania samolotu w locie poziomym, zmniejszyć bardzo skutecznie. Do jakiego stopnia jest to możliwe, najlepiej ilustrują dzisiejsze szybowce: Minimum mocy umoszenia wynosi tu zaledwie 1,5 do 2,5 KM²⁾.

Niestety, technika budowy silników lotniczych słabej mocy nie stoi jeszcze na wysokości zadania. Najniższa moc, dla jakiej można obecnie dostać silnik dostatecznie pewny i niewymagający ciągłych remontów, o znośnym

²⁾ Jest to oczywiście minimum konieczne dla utrzymania szybowca w locie poziomym, dla startu i bezpieczeństwa lotu potrzebny jest oprócz tego pewien nadmiar mocy. Uwzględniając wzrost ciężaru własnego wskutek koniecznego wzmocnienia konstrukcji i ciężaru silnika, przy odpowiednim „wbudowaniu“ takiegoż na szybowiec, wykazywałem w innym miejscu, że już z silnikiem 8 do 10 KM możnaby uzyskać zupełnie zadawalniające dla bezpieczeństwa lotu wyczyny, a mianowicie szybkość wznoszenia przy ziemi 1,8 m/sek, dla samolotu jednomiejscowego o szybkości lądowania 45 km/h.

Vide: A. Nowotny, „Moc silnika dla płatowca sportowego“, Życie Techniczne 1925, str. 258 i 1926, str. 17.

zużyciu paliwa i dostatecznie równym chodzie, a przytem niezbyt ciężki w stosunku do swej mocy, wynosi około 40 KM (Salmson AD 9, Aeronca, Continental). Znane na całym świecie przystępne samoloty Klemm'a posiadają z takimi silnikami zupełnie zadawalniające wyczyny. Ale tam, gdzie chodzi o zwiększenie wyczynów, a w szczególności szybkości podróży, Klemm również używa mocniejszych silników (60—150 KM). Jest to objaw chroniczny, spotykany u wszystkich niemal konstruktorów. Powód jest jasny: Ze wzrostem mocy maleje szybko ciężar silników: tak np. silnik Pobjoy 75 KM jest o 7 kg lżejszy od Salmson'a 40 KM. Nie wysilając się więc wcale na udoskonalenie płatowca można przy tej samej wadze uzyskać łatwo znaczny nadmiar mocy i wyczyny. Droga istotnie bardzo ponętna, ale z punktu widzenia postępu płatowca i uprzystępnienia go ogółowi wprost szkodliwa. Postaram się wykazać, że nie zmieniając mocy silnika można dojść do tego samego celu w sposób więcej ekonomiczny.

II. Stan obecny.

Ciężar silnika Salmson AD 9 mocy $N = 40$ KM, wynosi $G_s = 75$ kg, t. j. $1,8$ kg/KM. Przyjąwszy zapas paliwa na 3 godziny lotu przy N_{max} i zużyciu $0,25$ kg/KMh, otrzymamy ciężar użyteczny samolotu dwumiejscowego: $G_u = 2$ osoby + bagaż + mat. pędne = $160 + 20 + 30 = 210$ kg. Znane metody konstrukcji pozwalają na zbudowanie płatowca o stosunku ciężaru własnego do całkowitego: $G_p : G = 0,4$, przyczem $G_p = G - G_u - G_s = G - 285$, zatem $G_p = 195$ kg, oraz całkowity ciężar w locie $G = 475$ kg; przyjmijmy $G = 480$ kg.

Ze względu na bezpieczeństwo musimy żądać szybkości lądowania $V_l \leq 60$ km/h = $16,7$ m/sek. Ze względu na koszt, będzie się trzeba narazie zadowolić skrzydłem bez specjalnych urządzeń zmierzających do zwiększenia nośności przy lądowaniu. Dla znanych obecnie profilów o niezbyt dużych oporach profilowych, można więc przyjąć najwyżej maksymalny współczynnik siły nośnej $C_y max = 1,5$. Tę samą daną jest obciążenie powierzchni nośnej:

$$G/F = q/2 \cdot V_l^2 \cdot C_y max = 16,7^2 \cdot 1,5/16 = 26 \text{ kg/m}^2,$$

jeżeli gęstość powietrza = $1/8$. Stąd powierzchnia nośna $F = 480/26 = 18,0$ m². Współczynnik oporu profilowego, skrzydła o $C_y max = 1,5$, będzie w najlepszym razie $C_x p = 0,013$, współczynnik oporu kadłuba, z silnikiem gwiazdzistym, normalnem podwoziem i sterami, odniesiony do największego przekroju kadłuba, $C_x k = 0,74$ ³⁾. Największy przekrój kadłuba przyjmijmy⁴⁾ $f = 0,6$ m² wówczas współczynnik oporu szkodliwego:

$$C_x s = C_x p + C_x k \cdot f/F = 0,013 + 0,74 \cdot 0,6/18,5 = 0,037.$$

W przybliżeniu można przyjąć, że lot przy minimum mocy unoszenia wypada przy najlepszym współczynniku szybowania⁵⁾, a dla optimum szybowania opór szkodliwy równa się oporowi indukowanemu⁶⁾, zatem:

$$C_x s = C_x i = C_y^2/\pi \cdot A = 0,037.$$

Dla profilu o $C_y max = 1,5$, ten stan lotu osiągnie się przy $C_y \approx 1,0$ zatem „optymalne“ wydłużenie:

$$l = C_y^2/\pi \cdot C_x s = 1/3,14 \cdot 0,037 = 8,6,$$

a stąd rozpiętość:

$$b = \sqrt{l \cdot F} = \sqrt{8,6 \cdot 18,5} = 12,6 \text{ m},$$

z uwzględnieniem kadłuba $b = 13$ m. Opór całkowity:

$$C_x = C_x s + C_x i = 2 \cdot 0,037 = 0,074$$

stąd doskonałość:

$$E = (C_y/C_x) max = 1/0,074 = 13,5$$

Dla tych wartości otrzymamy:

Szybkość jednostkową po torze:

$$V_1 = 4\sqrt{G/F} = 4\sqrt{26} = 20,4 \text{ m/sek},$$

minimum szybkości opadania:

$$V_y = V_1/E = 20,4/13,5 = 1,5 \text{ m/sek},$$

minimalna moc unoszenia:

$$N_{min} = V_y \cdot G/75 = 1,5 \cdot 480/75 = 9,6 \text{ KM},$$

współczynnik nadmiaru mocy:

$$A = (N \cdot \eta) max/N_{min} - 1 = 0,74 \cdot 40/9,6 - 1 = 2,12.$$

Współczynnik nadmiaru mocy określa wyczyny⁷⁾:

Szybkość wznoszenia przy ziemi:

$$w_{max} = 0,8 \cdot A \cdot V_y = 0,8 \cdot 1,5 \cdot 2,12 = 2,54 \text{ m/sek},$$

szybkość maksymalna:

$$V_{max} = (0,5 \cdot A^{0,6} - 1) \cdot V_1 = 36,3 \text{ m/sek} = 131 \text{ km/h},$$

pułap teoretyczny:

$$H_p = 11 \cdot \log(A + 1) = 5,43 \text{ km}$$

Szybkość wznoszenia przy ziemi, określa już właściwie własności samolotu przy starcie. Jako minimum przyjmuje się dla samolotu sportowego około 2 m/sek. Dla zorientowania się co do wielkości miejsca startu i „przedpola“ koniecznego dla takiego samolotu do wzlotu, przełiczmy jeszcze poszczególne stadja startu⁸⁾:

Ciąg śmigła o średnicy $D = 2,0$ m w miejscu:

$$S_0 = \sqrt{q/2} \cdot D^2 \cdot \sqrt{0,74 \cdot N \cdot 75^2} = \\ = \sqrt{1/16} \cdot 4 \cdot \sqrt{0,74 \cdot 40 \cdot 75^2} = 157 \text{ kg}.$$

Przyjmując współczynnik tarcia $\mu = 0,075$, otrzymamy siłę przyspieszającą samolot w pierwszej chwili startu: $P_0 = S_0 - \mu \cdot G = 121$ kg, oraz w chwili oderwania się od ziemi: $P_1 = G \cdot w/V_1 - 480 \cdot 2,54/20,4 = 60$ kg. Średnia wielkość siły przyspieszającej samolot w pierwszym okresie startu, do chwili oderwania się od ziemi: $P = (P_0 + P_1)/2 = 90$ kg. Stąd długość rozbiegu do chwili oderwania się:

$$L_1 = G \cdot V_1^2/Pm \cdot 2g = 480 \cdot 20,4^2/180 \cdot 2g = 113 \text{ m}.$$

Droga potrzebna na przejście do właściwego wznoszenia:

$$L_2 = 2 \cdot P_1/\gamma \cdot F(C_y max - C_y) = 2 \cdot 60 \cdot \sqrt{0,123 \cdot 18,5} \cdot 0,5 = \\ = 105 \text{ m},$$

wreszcie na wznoszenie do wysokości $h = 20$ m:

$$L_3 = h \cdot G/P_1 = 20 \cdot 480/60 = 160 \text{ m}.$$

Całkowita długość startu do wysokości 20 m:

$$L = L_1 + L_2 + L_3 = 385 \text{ m}.$$

Powyższe wyczyny osiągalne bez szczególnych trudności przy zupełnie „normalnych“ metodach konstruk-

⁷⁾ W Lab. Aerod. Polil. Lwowskiej otrzymano dla takiego samolotu $E = 14$.

⁸⁾ Dla oceny „możliwości“ użyłem tu przybliżonych wzorów według: M. Schrenk „Ueber das Zusammenwirken von Flugwerk u. Triebwerk“. Z. F. M. 1931, str. 721 i d. Dokładność dla takich rozważań jest zupełnie wystarczająca. Rachunek ściśle, przeprowadzony na podstawie biegunowej modelu takiego samolotu według dmuchań L. A. P. L., dał nieco wyższe wartości. W szczególności pułap i szybkość wznoszenia, obliczone wzorami przybliżonymi wypadają niekorzystnie, bo liczy się przy założeniu lotu na kącie natarcia odpowiadającemu najlepszej doskonałości, a nie jak być powinno ściśle na minimum mocy. Obliczenie długości startu według: M. Schrenk „Abflug u. Schraubenzug“. Z. F. M. 1932, str. 629 i d.

³⁾ Według pomiarów na kadłubie samolotu sportowego Sperry-Messenger, w skali 1:1, w tunelu średnicy 6 m, przy szybkości 145 km/h.

Vide: Technical Note 271 U. S. A.

⁴⁾ Wartość średnia samolotów: Klemm, Fieseler, Udet, Raab-Katzenstein i in.

⁵⁾ Vide: M. Schrenk „Berechnung d. Flugleistungen ohne Polare“. Z. F. M. 1927, str. 158 i d.

⁶⁾ Zależność znana już przez Penaud (1860), wyrażona później jasno przez Lanchestera, Helmholda, Schrenka. Vide też: Steiner, „Zur Mechanik des Weitfluges“. Z. F. M. 1927, str. 567 i d.

cyjnych, jakkolwiek narazie jeszcze skromne, dla bezpieczeństwa lotu są zupełnie wystarczające. Kalkulacja warsztatowa wykazuje zgodnie z ryc. 1, że samolot taki z silnikiem Salmson kosztowałby w serii około 12.000 zł.

III. Możliwości najbliższe.

Rozpatrując „stan obecny“, przyjęliśmy ze względu na cenę płatowca, wartości odpowiadające najprostszemu wykonaniu. Ale już obecnie znamy cały szereg sposobów aerodynamicznego udoskonalenia płatowca, równocześnie pojawiają się na rynku lepsze typy słabych silników. Przez udoskonalenie konstrukcji będzie można wreszcie obniżyć wagę własną płatowca. Udoskonalenia te podwyższą oczywiście w pierwszej chwili cenę samego płatowca i będą jeszcze wymagały szczegółowych studiów w locie. Odnosi się to przede wszystkim do lotek i kłap na krawędzi odpiły skrzydła, opuszczanych przy lądowaniu. Zapomocą tego rodzaju urządzeń można nawet w stosunkowo prosty sposób uzyskać $C_{y\max} = 2,2$ i więcej, stosując profile o małej wypukłości a nawet symetryczne⁹⁾. W locie normalnym będzie więc można uzyskać $C_{xp} = 0,008$. W oporach części nienośnych 40% zajmuje podwozie, 17% wystające głowy silnika¹⁰⁾. Przez odpowiednią konstrukcję podwozia i jego oprofilowanie (na wzór np. podwozia Messerschmidta M 29, względnie może nawet chowanie podwozia jak to obecnie na szeroką skalę zaczynają stosować przede wszystkim w Ameryce, w szybkich samolotach komunikacyjnych i wojskowych), stosowanie osłon silnika (pierścienie Towned i t. p.), oraz nieco droższych, starannie oprofilowanych kadłubów o przekroju kołowym, będzie można przy równoczesnym zmniejszeniu przekroju do $f = 0,55 m^2$ zmniejszyć opory części nienośnych przypuszczalnie do 40%, t. zn. do $C_{xk} = 0,74 \cdot 0,4 = 0,3$ ¹⁰⁾. Nowsze silniki (np. Aeronca) ważą już 1,4 kg/KM, co prawda muszą jeszcze zdać egzamin niezawodności w locie. Przez udoskonalenie konstrukcji można wreszcie zejść do $G_p : G = 0,35$ (niektóre większe płatowce dochodzą już dziś do 0,25). Przyjmując te wartości jako obecnie już, zupełnie możliwe do osiągnięcia, otrzymamy podobnie jak poprzednio wielkości i wyczyny samolotu najbliższej przyszłości z silnikiem 40 KM:

$$G_u = 210 \text{ kg}, G = 400 \text{ kg}, G/F = 26 \cdot 2,2/1,5 = 38,2 \text{ kg/m}^2, \\ F = 400/38,2 = 10,5 \text{ m}^2, C_x = 0,047 \text{ przy } C_y = 0,8 \text{ (ze względu na mniej sklepiony profil), } A = 0,64/\pi \cdot 0,0235 = \\ = 8,65, b = 10 \text{ m}, E = (C_y/C_x) \max = 0,8/0,047 = 17,$$

⁹⁾ Pleines, „Bericht über das Ergebniss d. Guggenheim-Sicherheits-Wettbewerbs“. Z. F. M. 1930, str. 381 i d.

Gruschwitz, „Eine einfache Möglichkeit zur Auftriebs-erhöhung von Tragflügeln“. Z. F. M. 1932, str. 600 i d.

Pleines, „Flugzeugmuster d. 3. Internationalen Rundfluges“. Z. F. M. 1932, str. 563.

¹⁰⁾ Starannie opracowany aerodynamicznie kadłub wraz ze sterem kierunkowym samolotu Supermarine S 5, co prawda z silnikiem rzędowym, posiadał według pom. angielskich społeczników $C_{xk} = 0,128$ odniesiony do max. przekroju kadłuba $f = 0,48 m^2$.

Vide: Weyl, „Wettbewerb um den Schneider-Pokal“. Z. F. M. 1932, str. 477 i d.

$$V_1 = 4 \cdot 38,2/0,8 = 27,6 \text{ m/sek}, V_y = 27,6/17 = 1,62 \text{ m/sek}, \\ N_{\min} = 400 \cdot 1,62/75 = 8,65 \text{ KM}, A = 0,75 \cdot 30/8,65 - \\ - 1 = 2,47.$$

Stąd otrzymany wyczyny:

$$w = 0,8 \cdot 2,47 \cdot 1,62 = 3,2 \text{ m/sek},$$

$$H_p = 11 \log/2,47 + 1/ = 6 \text{ km},$$

$$V_{\max} = 1/0,5 \cdot 2,47^{0,6} - 1/ \cdot V_1 = 185 \text{ km/h},$$

$$V_{\max} : V_{\min} = 185/60 = 3,1!$$

$$L = 300 \text{ m (do wysokości } 20 \text{ m}^{11)}.$$

IV. Wnioski.

Cena samolotu i kosztu ruchu rosną szybko z mocą silnika. Stan techniki budowy silników lotniczych stawia jednak pewną dolną granicę mocy, która obecnie wynosi około 40 KM. Wyczyny osiągalne obecnie z takim silnikiem na dwumiejscowym samolocie sportowym, jakkolwiek skromne, są zupełnie wystarczające dla bezpieczeństwa lotu i dadzą się uzyskać łatwo bez uciekania się do kosztownych narazie jeszcze sposobów zwiększenia doskonałości płatowca. Zastosowanie zaś tych sposobów pozwoli na osiągnięcie w najbliższej przyszłości, jeśli chodzi o tak ważną dla turystyki rozpiętość szybkości, wyczynów bardzo zbliżonych do luksusowych maszyn Challenge'u 1932, (a mianowicie szybkość maksymalną 185 km/h przy stosunku szybkości maksymalnej do minimalnej 3,1), ale z silnikami okrągło 4 razy słabszemi! Oczywiście nie należy się spodziewać, aby sprawa ta dała się załatwić jednym zamachem: należy stopniowo opracowywać i ulepszać na podstawie doświadczeń w locie, ten typ samolotu, który u nas nie ma dotąd jeszcze nawet żadnego przedstawiciela. Jeżeli weźmiemy pod uwagę, że cena płatowca stanowi średnio zaledwie połowę ceny samolotu, to nie ulega wątpliwości, że oszczędność na cenie silnika pokryje w zupełności możliwe podrożenie chwilowe konstrukcji, wskutek wprowadzenia podanych finiszy płatowca.

Polskie lotnictwo sportowe, które ostatnio w dziedzinie luksusowych samolotów turystycznych wysunęło się na pierwsze miejsce wśród państw europejskich, które z drugiej strony w dziedzinie lotnictwa bezsilnikowego rozrasta się, odczuwa brak taniego samolotu dla sportu, turystyki i szkolenia¹²⁾. Wobec tego względu i podanych pozatem możliwości rozwoju i udoskonalenia takiego samolotu sprawie tej, jako mającej szczególne znaczenie, należy poświęcić wielką uwagę.

¹¹⁾ Wyczyny te nie są wcale zbyt optymistyczne. Dr. Koyemann dochodzi na innej drodze do niemal identycznych wyczynów, ale z silnikiem mocy 28 KM. Oczywiście to już będzie należało do dalszej przyszłości. Vide: Koyemann, Volksflugzeuge von heute u. morgen, Flugsport, 1932, str. 420 i 455.

¹²⁾ Jak bardzo taki samolot jest potrzebny, najlepiej dowodzi niemieckie lotnictwo sportowe: Pomimo wielkiej ilości tanich Klemm'ów w użyciu, D. L. V. rozpisała ostatnio znowu konkurs na dwumiejscowy samolot sportowy o wyczynach bardzo zbliżonych do tych, jakie obliczyliśmy w rozdz. II. Cena, w budowie seryjnej, ma wynosić 6.000 Mkn. (13.000 zł.).

Inż. Wacław Czerwiński

Szybowiec treningowy ITS. II/a.

Szybowiec I. T. S. II/a został skonstruowany w Instytucie Techniki Szybownictwa jako szybowiec treningowy, służący do wykonywania startów wysokich za samolotem i samochodem.

Polski tabor szybowcowy nie posiada dotychczas szybowca tego typu, a brak jego daje się poważnie od-

czuwać. Przeskok pomiędzy szybowcem szkolnym, a wyczynowym z powodu różnych własności w locie jest zbyt duży, ażeby przeciętny uczeń mógł go bez trudności pokonać. Pilot szybowcowy musi przejść przez kilka typów szybowców stopniując trudności, ażeby bezpiecznie i bez ryzyka dla siebie i szybowca dojść do umiejętności lata-

nia na szybowcu wyczynowym. Ryzyko jest temu większe, że koszt szybowca wyczynowego jest bardzo wysoki, wynosi bowiem przeciętnie około 10.000 zł.

Z powodu braku odpowiednich szybowców, nasi odważniejsi piloci próbują wykonywać na szybowcach szkolnych (typ „Czajka“ oraz C.W. II.) loty treningowe, do których szybowce te się nie nadają. Loty bowiem w zbyt silnym wietrze pod chmurami i w chmurach przedstawiają dla szybowców szkolnych duże niebezpieczeństwo z powodu naprężeń, jakie mogą w konstrukcji wywołać, oraz niskich współczynników, na jakie są szybowce tego typu rachowane.

Założenia konstrukcyjne.

Jako podstawowe założenia konstrukcyjne dla szybowca I. T. S. II/a uważano następujące:

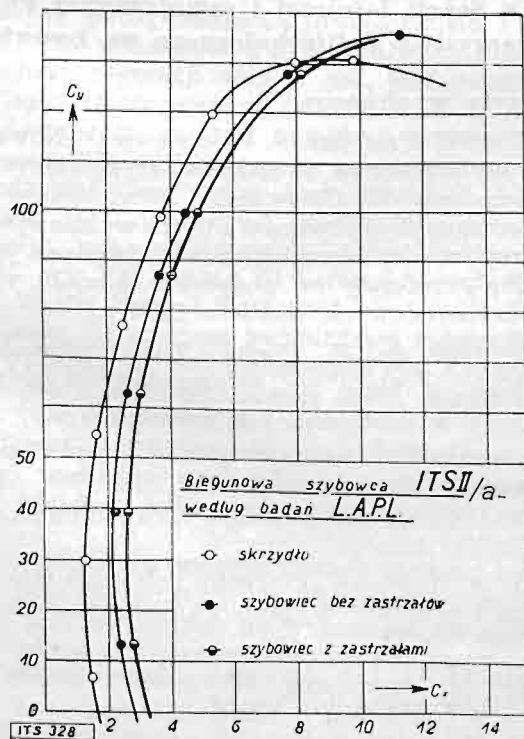
1. Zmniejszenie wymiarów szybowca do minimum w celu obniżenia kosztów budowy i ułatwienia hangarowania. Zmniejszenie wymiarów zmniejsza wagę szybowca, ułatwiając transporty i obniżając ich koszt. Zmniejszenie rozpiętości polepsza dalej własności szybowca w locie, czyniąc go zwrotniejszym i sterowniejszym.

2. Utrzymanie własności aerodynamicznych szybowca mimo małej jego rozpiętości na poziomie umożliwiającym mu wykonywanie lotów żaglowych oraz przeletów. Na podstawie dotychczasowej praktyki latania ustalono dla własności aerodynamicznych następujące wymagania:

a) prędkość opadania nie większą jak 0,9 m/sek;
b) możliwie dużą prędkość poziomą osiągalną przez dobry współczynnik szybowania.

3. Ze względu na możliwość wykonywania wysokich startów za samolotem i samochodem oraz lotów w hurzy i w chmurach, przyjęto następujące wielokrotności obciążeń w poszczególnych fazach lotu:

$$\begin{aligned} nA &= 9 \\ nC &= 1,5 \\ nL &= 8. \end{aligned}$$



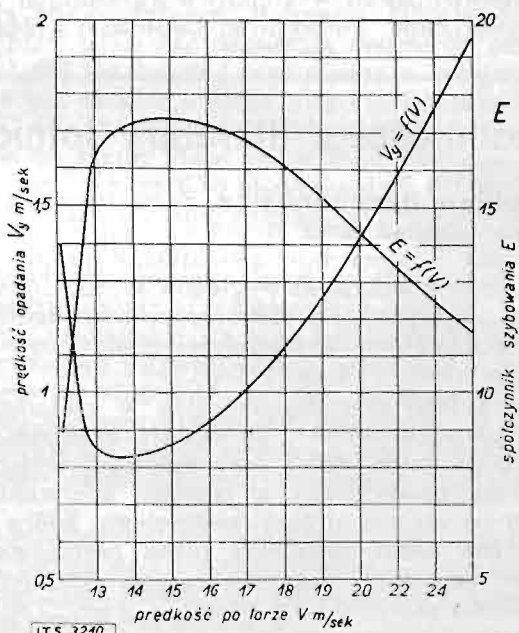
Ryc. 1.

Wielokrotności te są wystarczające dla tych celów; przy ustaleniu ich kierowano się przepisami niemieckimi oraz wynikami własnych dociekań.

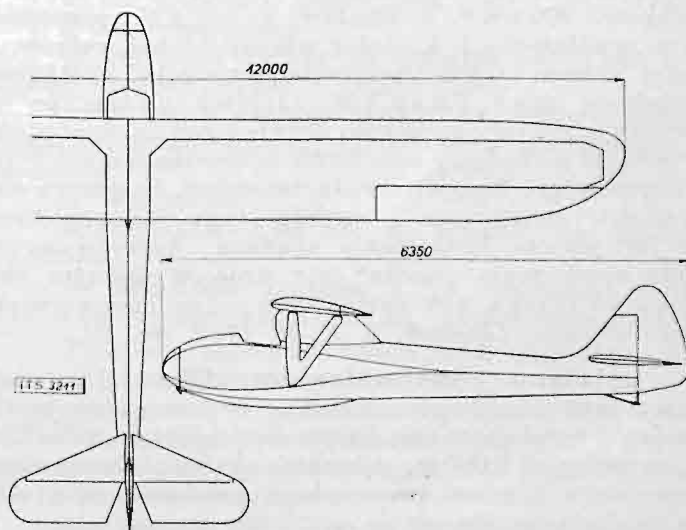
Opis szybowca.

Szybowiec jest jednopłatem o skrzydle umieszczonym nad kadłubem. Rozpiętość skrzydła wynosi 12 m. Celem obniżenia wagi szybowca oraz podwyższenia sztywności skrzydła, a co zatem idzie i podwyższenia okresu drgań własnych skrzydła, usztywniono je zastrzałami w kształcie litery V. Skrzydło wykonano dwudźwigarowe, ażeby zmniejszyć niebezpieczeństwo ukłęcia się skrzydła istniejące w konstrukcji jednodźwigarowej przy ewentualnym wadliwym wykonaniu kesonu ze sklejki znoszącego momenty skręcające. Skrzydło posiada profil Instytutu Aerodynamicznego Politechniki Warszawskiej Nr. 192. Profil ten o bardzo małych oporach profilowych posiada doskonałość dla wydłużenia 5 równą 20, zaś dla wydłużenia 10, zastosowanego w szybowcu, równą 26. Skrzydło posiada obrys prostokątny z zaokrąglonymi eliptycznie końcami.

Szybowiec treningowy ITS II/a.



Ryc. 2.



Ryc. 3.

Kadłub szybowca o przekroju sześciokątnym w części przedniej przechodzi ku tyłowi w przekrój rombowy. W siedzeniu pilota przewidziano wnękę na spadochron plecowy typu Irving. Sterowanie wysokościowe i po-

przecznice posiada szybowiec normalne, sterowanie kierunkowe jest uruchamiane przy pomocy pedałów.

Podwozie składa się ze skrzynki tworzącej z kadłubem jedną całość, do której przymocowana jest obrotowo płoza amortyzowana dwoma kółkami gumowymi. Hak startowy przystosowany jest do startu przy pomocy liny gumowej oraz startów za samochodem lub samolotem, przyczem linkę ciągnącą można wyzwalać z siedzenia pilota przy pomocy dźwigni umieszczonej na drążku sterowym. Wszystkie mechanizmy sterujące zostały udostępnione przez odpowiednie otwory, siedzenie pilota da się też w tym celu łatwo wyjmować.

Wyniki badań aerodynamicznych przeprowadzone w Laboratorium Aerodynamicznym Politechniki Lwowskiej przedstawiają powyżej załączone wykresy (ryc. 1).

Model szybowca był dmuchany bez zastrzałów, obliczony ich opór uwzględniono na wykresie (ryc. 1).

Zależności pomiędzy prędkością po torze a prędkością opadania oraz pomiędzy współczynnikiem szybowania a prędkością po torze podaje wykres (ryc. 2).

Szybowiec został wykonany w warsztatach Związku Awiatycznego Stud. Politechniki Lwowskiej i oblatany za

samolotem Henriot na lotnisku w Skniłowie. W czwartym locie został on zawleczony przez samolot na wysokość powyżej 300 m, wykonując w czasie lotu ślizgowego z tej wysokości kilkanaście skrętów. Szybowiec został oblatany przez p. A. Nowotnego konstruktora i pilota I. T. S. i został przez niego oceniony jako bardzo sterowny i stateczny.

Ogólny widok szybowca przedstawia ryc. 3, zaś wielkości charakterystyczne podaje załączona tabela.

rozpiętość	b	12	m
powierzchnia nośna	F	14,4	m^2
wyddłużenie	λ	10	
ciężar własny	G_0	105	kg
ciężar w locie	G	180	kg
obciążenie powierzh.	G/F	12,5	kg/m^2
prędkość optymalna	V_E	15	m/sek
prędkość opadania	$V_{y_{min}}$	0,82	m/sek
doskonałość	E	17,3	
sp. wytrzym w locie A	nA	9	

Wiadomości z literatury lotniczej.

Problem bezogonowca. Samostateczność skrzydła można uzyskać przez stosowanie obrysu w kształcie strzały oraz odpowiednie zwichrzenie profilów płata. Okazuje się przytem, że ze względów aerodynamicznych najkorzystniejszy będzie obrys trapezowy, bardzo mało zbieżny, a maximum doskonałości można uzyskać dla wydłużenia około 1:4 do 1:5 (!).

Dla takiego skrzydła wchodzi w rachubę profile o stałym „środku parcia“. Ta stałość zachodzi jednak tylko w normalnym locie; przy zerowym wyporze profil staje się niestateczny z powodu oderwania jakie następuje po stronie dolnej podgiętego końca profilu płata. Można temu zapobiedz przez zastosowanie odpowiedniej szczeliny (doprowadzającej strumień z górnej, na dolną powierzchnię płata; a więc „Lachmann“ odwrócony).

Lippisch z R. R. G. po wypróbowaniu samolotów bezogonowych „Storch“ i „Delta“, przedstawia obecnie projekt samolotu bezogonowego o zasięgu 3.500 km przy szybkości 200 km/h, 5 silników à 130 KM, rozpiętość 15 m, wydłużenie 1:4, ciężar własny 1,9 ton, całkowity ciężar w locie 4,0 ton. Obciążenie powierzchni 72,0 kg/m², obciążenie mocy 6,2 kg/KM. Lippisch uważa, że na podstawie dotychczasowych doświadczeń możnaby już przystąpić do budowy samolotów komunikacyjnych typu bezogonowego. Kupper uważa natomiast, że sprawa stateczności, sterowności i czułości typu bezogonowego nie jest jeszcze dostatecznie zbadana; korzyści z powodu opuszczenia „ogona“ nie stoją w żadnym stosunku do ryzyka, aby można dziś podjąć budowę większego obiektu. *Lippisch, Z. F. M. 1932. Nr. 22.*

Latające obserwatorium „Obs“. Dwumiejscowy szybowiec konstr. R. R. G., przeznaczony dla pomiarów aerologicznych. Na wiosnę projektowane są loty do wysokości 6.000 m. Obszerna kabina obserwatora wyposażona licznymi przyrządami pomiarowymi i stół dla swobodnego notowania pomiarów w czasie lotu.

Skrzydło usztywnione zastrzałami N. Obrys trapezowy silnie zbieżny; rozchylenie w kształcie M jak u Fafnira. Konstrukcja jednodźwigarowa, drewno, płótno. Lotki długości $\frac{3}{4}$ rozpiętości płata, trójdzielne: Każda część posiada inną szczelinę. Na końcach skrzydeł,

małe, pomocnicze opierzenia kierunkowe. Kadłub spawany z rur stalowych. Miejsca pilota i obserwatora nakryte celuloidem. Opierzenie poziome odciążone, bez statecznika; kierunkowe odciążone ze statecznikiem. Jako podwozie 2 koła, do połowy schowane w kadłubie, zaopatrzone w hamulce. Nadto pod skrzydłem opuszczalne kłapy jako hamulce aerodynamiczne (pogorszenie szybowania przez zwiększenie oporu indukowanego). Rozpiętość 26 m, powierzchnia nośna 38 m², ciężar własny 390 kg, użyteczny 250 kg, obciążenie powierzchni nośnej 14,2 kg/m². Do startów próbnych używano podwójnego amortyzatora i 20 ludzi. *Flugsport Nr. 1, 1933 r.*
A. N.

Odczyty w Seceji lotniczej i samojazdowej Polskiego Towarzystwa Politechnicznego we Lwowie.

Odczyty wygłoszone:

9/XI. 1932 Prof. inż. S. Łukasiewicz „Nowoczesna technika szybownictwa i zadania szybownictwa polskiego“, oraz inż. W. Czerwiński „Wymagania względem nowoczesnych szybowców i nowe wybitniejsze konstrukcje szybowców niemieckich na zawodach w Röhn w r. 1932“ — referaty na podstawie udziału w zawodach międzynarodowych w Rhön 1932 r.

18/I. 1933 dr. Z. Fuchs „Laboratorja lotnicze w Niemczech i Francji“ — sprawozdanie z podróży.

Odczyty w następujących miesiącach:

27/I. inż. W. Jaworski „O obliczeniu skrzydeł w szybowcach“.

17/II. Dr. inż. S. Neumark „Zagadnienia i metody mechaniki lotu“.

24/II. A. Nowotny „Potrzeby polskiego taboru szybowcowego i program wypróbowania szybowców różnych typów“.

10 lub 17/III. inż. A. Polak „Zagadnienia mechaniczne silników szybkoobrotowych“.

7 lub 28/IV. inż. S. Rogalski „Ostatnie konstrukcje samolotów RWD“.

Cena numeru 1 zł.