

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(KOŁO LOTNICZE SIMP)

TREŚĆ ZESZYTU

Nowa Konstytucja — dalszy krok do socjalizmu		29
Obliczenie rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości skrzydła, cz. I	J. H. TEISSEYRE	32
Wpływ „suchego“ tarcia w obwodzie sterowania na stateczność boczną samolotu (wężykowanie)	W. FISZDON	40
Analiza przepływu w kanałach sprężarek osiowych wielostopniowych	B. KRAJEWSKI	44
Przy rysownicy — Porównanie układów elektrycz- nych pod względem oporu szkodliwego, cz. II	Ł. KOPS	48
Skrzynka techniczna		53
Na półkach księgarskich		54
Nowe normy i projekty norm		56
Kronika		57
Przegląd bibliograficzny lotnictwa		59

2

1952

MARZEC—KWIECIEŃ

ROK VII

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ

Objaśnienie do wykresów na okładce

Na ostatnich dwu stronach okładki podano szereg wykresów odnoszących się do silników lotniczych — wysokościowych o mocy 300 do 2200 KM. Są to bądź wykresy $N = f(h)$, bądź też, w miarę posiadanych źródeł, wykresy pełniejsze $N_0 = f(n, c, l.)$ dla warunków przy ziemi i $N_n = f(n; c, l.)$ dla warunków na wysokości, według których można obliczyć moc silnika na różnych wysokościach dla zadanych wartości n i $c, l.$ Również zamieszczono dane odnośnie zużycia paliwa. Poniższa tablica zawiera ważniejsze dane charakterystyczne tych silników.

Skróty w tabelce:

ΛV układy silników rzędowych
gw silnik gwiazdowy
p chłodzenie powietrzne
c chłodzenie płynem

pl przekładnia planetarna
cz przekładnia czołowa
g zasilanie gaźnikowe
wtr zasilanie wtryskowe
Oznaczenia na wykresach
N moc w KM
a moc startowa (5')
kp moc krótkotrwała przeciążona
k moc krótkotrwała (30')
t moc trwała, mieszanka bogata
tu moc trwała, mieszanka uboga
c, l. ciśnienie ładowania w ata
n obr/min
B zużycie paliwa w G/KM.h
m. u. b. mieszanka uboga
m. b. mieszanka bogata

Tablica

Nazwa silnika	Układ, ilość cyl., rodzaj chłodzenia	Średnica i skok tłoka	Litraż l	Stopień sprężania l. o. paliwa	Reduktor	Przekładnia sprężarki	Zasilanie	gabaryt dług. szer. wysok. mm	pow. czoł. m ²	ciężar KG	KG/KM	KM/h	KM/h	moc startowa		moc nominalna	
														KM	c. l.	KM	c. l.
Hirth HM 508 C	Λ 2 × 4 p	⊕ 105 115	7,97	6,2 80	pl. 0,667	4,47	2 g	1312 683 827	0,30	223	0,85	0,77	33,9	270	1,20	267	1,10
Alvis Leonides 501/1	gw 9 p	⊕ 122 112	11,78	6,8 57—100	pl. 0,5	6,5	wtr.	⊕ 1053 1340	0,83	319	0,67	5,9	44,2	570	1,16	440	1,11
M 62 IR	gw 9 p	⊕ 155,5 174,5	29,8	6,4 90—92	pl. 0,69	7	g	⊕ 1375	1,49	540	0,54	6,7	33,6	1060	1,44	840	1,22
M 105 PF	Λ 2 × 6 c	⊕ 148 170/175	35	7,1 94—95	cz. 0,667 0,589	I 7,85 II 10	6 g	2030 777 940	0,90	614	0,51	10,2	31,6	1210	1,14	I 1240 II 2700	1,15 1,13
Jumo 211 F	Λ 2 × 6 c	⊕ 150 165	35	7 92	cz. 0,65	I 7,95 II 11,37	wtr.	1769 1050 804	0,68	684	0,51	19,7	38,3	1310	1,1	I 1240 II 1060	1,2 1,15
Allison V 1710 E 17 RL 89	Λ 2 × 6 c	⊕ 139,7 152,4	28	6,65 100—130	cz. 0,5	S,1 + turbo-spr.	wtr.	2200 740 900	0,54	660	0,46	26,8	51,5	1445	1,04	1445	1,06
AM 38 F	Λ 2 × 6 c	⊕ 160 190/196,7	46,66	6,8 95	cz. 0,735	11,05	4 g	2290 875 1080	0,66	860	0,51	25,8	46,4	1700	1,05	1570	1,6
P&W Twin Wasp 2SD 13 — G	gw 2 × 7 p	⊕ 146 140	32,8	6,5 100—130	pl. 0,5	I 7,15 II 9,52	wtr.	⊕ 1247 1550	1,22	723	0,49	12,2	44,8	1470		I 1218 II 1115	1,5 1,3
ASz 82 FNW	gw 2 × 7 p	⊕ 155,5 155	41,2	7 95	pl. 0,69	I 7,14 II 10,0	wtr.	⊕ 1260 2100	1,25	900	0,49	14,8	45,0	1870	1,61	I 1650 II 1470	1,36 1,36
Wright Cyclone 18 R — 3350 745C18 BA3	gw 2 × 9 p	⊕ 155 160	54,9	6,5 100—130	pl. 0,4375	I 6,46 II 8,67	wtr.	⊕ 1417 1955	1,57	1260	0,57	14,2	40,6	2230	1,54	I 2030 II 1830	1,36 1,36

СОДЕРЖАНИЕ

Новая Конституция — дальнейший шаг к социализму	29
J. H. TEI SSEYRE	
Расчет распределения подъемной силы по размаху крыла	32
W. FI SZDON	
Влияние „сухого“ трения в системе управления на путевую устойчивость самолета	40
B. KRAJEWSKI	
Анализ потока во входной части осевых многоступенчатых компрессоров	44
За чертежной доской	
L. KOPS	
Сравнение систем охлаждения в отношении вредного сопротивления	48
Технический почтовый ящик	53
На книжных полках	54
Новые стандарты и проекты стандартов	56
Хроника	57
Библиографический обзор авиации	59

CONTENTS

The New Constitution — a further step towards socialism	29
J. H. TEI SSEYRE	
Calculation of spanwise lift distribution on wings (Part I)	32
W. FISZDON	
Influence of „dry“ friction in the control circuit on the lateral stability (snaking)	40
B. KRAJEWSKI	
Analysis of flow in the ducts of multistage axial compressors	44
L. KOPS	
At the Drawing Board - Cooling systems versus their Parasite Drag (Part II)	48
Technical Letter Box	53
On Booksellers Shelves	54
News Standarts	56
Chronicle	57
Aviation Bibliography	59

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(KOŁO LOTNICZE SIMP)

ROK VII

ZESZYT 2 (17)

MARZEC — KWIECIEŃ 1952 R.

Nowa Konstytucja — dalszy krok do socjalizmu

Dnia 23 stycznia r. b. został uchwalony przez Komisję Konstytucyjną, działającą pod przewodnictwem Prezydenta Rzeczypospolitej Polskiej Bolesława Bieruta, Projekt „Konstytucji Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej”, który został poddany ogólnonarodowej dyskusji. Pragniemy na tym miejscu poruszyć zagadnienie znaczenia nowej Konstytucji dla rozwoju polskiej techniki, kluczowego zagadnienia budowy socjalizmu.

Wcielając w życie wiekopomne wskazania Manifestu z dnia 22 lipca 1944 r. i rozwijając jego zasady programowe, władza ludowa — dzięki ofiarnym i twórczym wysiłkom polskiego ludu pracującego, w walce z zaciekle oporem rozbitek starego ustroju obszarniczo-kapitalistycznego — dokonała wielkich przeobrażeń społecznych. W wyniku rewolucyjnych walk i przemian obalona została władza obcych i rodzimych kapitalistów i obszarników, utrwaliło się państwo demokracji ludowej, kształtuje się i umacnia nowy ustrój społeczny, odpowiadający interesom i dążeniom najszerszych mas ludowych — socjalizm.

Jakie są podstawowe cechy ustroju społeczno-gospodarczego, który budujemy? Odpowiadają na to artykuły 7—14 Konstytucji. Omówimy tu przede wszystkim artykuł 7, który ustala zasadnicze elementy oparcia gospodarki socjalistycznej, zasady jej rozwoju i cel, do którego zmierzać będzie polityka gospodarcza w ustroju socjalistycznym.

„1. Polska Rzeczpospolita Ludowa, opierając się na uspołecznionych środkach produkcji, wymiany, komunikacji i kredytu, rozwija życie gospodarcze i kulturalne kraju na podstawie narodowego planu gospodarczego, w szczególności przez rozbudowę państwowego przemysłu socjalistycznego, rozstrzygającego czynnika w przekształcaniu stosunków społeczno-gospodarczych.

2. Państwo posiada monopol handlu zagranicznego.

3. Zasadniczym celem planowej polityki gospodarczej Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej jest stały rozwój sił wytwórczych kraju, nieustanne podnoszenie poziomu życiowego mas pracujących, umacnianie siły, obronności i niezależności Ojczyzny.“

Zniknęły w Polsce Ludowej dawne stosunki społeczne, zniknęło uzależnienie naszego przemysłu od obcych kapitałów, zniknęły wpływy międzynarodowych trustów i karteli. Interesami i pracą przemysłu kieruje obecnie Rząd na podstawie narodowego planu gospodarczego na dany rok — pla-

nu przemysłanego, operatywnego, kolejnego ogniw planów długofalowych, jak plan 3-letni, plan 6-letni i dalsze. Zniknęło widmo bezrobocia. Robotnik, kończący budowę domu, szosy, fabryki lub tp. nie obawia się, że może jutro zabraknie dla niego pracy — przeciwnie — wie, że na zakończenie jednej pracy czeka następna planowa inwestycja, rozumie, że każdy zakończony obiekt przemysłowy, każda obrabiarka czy każde wykonane narzędzie — to nowy krok do podniesienia siły wytwórczej państwa, to wzrost majątku narodowego, to przyczynek do wzrostu dobrobytu ogółu.

Podstawową gałęzią gospodarki narodowej jest przemysł ciężki, ten bowiem wytwarza środki produkcji. Im silniejszy jest przemysł ciężki tym silniejsza jest cała gospodarka narodowa, tym mocniejsza podstawa do rozwoju i unowocześnienia wszystkich dziedzin gospodarki, tym większa siła obronna naszego kraju. Prezydent Bolesław Bierut tak określił rolę techniki w gospodarce narodowej:

„Przesiąść się na konia wyższej techniki — na nowe skomplikowane maszyny własnej produkcji, na Nową Hutę w przemyśle, na elektryfikację, na auta własnej produkcji w transporcie, na traktor w rolnictwie — dopiero wówczas można zbudować trwałe i niewzruszone podstawy socjalizmu w Polsce. Dopiero bowiem wyższa technika umożliwia wysoką wydajność pracy człowieka i stwarza warunki dla wydatnego wzrostu dobrobytu i kultury mas pracujących, bez czego nie ma socjalizmu.“

Celem porównania dawnego, obecnego i planowanego poziomu naszej techniki przypomnijmy sobie pewne liczby z niedawnej przeszłości i porównajmy je z liczbami obecnymi i założeniami Planu Sześcioletniego.

W dziedzinie przemysłu maszynowego i narzędziowego daje się zauważyć znaczny wzrost udziału tego przemysłu w produkcji maszynowej glo-

balnej oraz daleko idące zamierzenia na przyszłość, jak to widać z poniższego zestawienia:

Wyszczególnienie	1937	1949	1955
Udział procentowy produkcji maszynowej w globalnej wartości produkcji przemysłu wielkiego i średniego.	7%	10%	14%

Nasz przemysł maszynowy projektuje a częściowo produkuje już obecnie olbrzymi asortyment maszyn i urządzeń dla przemysłów: węglowego, hutniczego, energetyki, obrabiarek, przemysłu chemicznego, przemysłu włókienniczego, stoczniowego, komunikacyjnego oraz cały szereg maszyn budowlanych, drogowych itp. Większość z cytowanych tu maszyn i urządzeń zbudujemy po raz pierwszy głównie w oparciu o braterską pomoc Związku Radzieckiego, który dostarcza nam pełną dokumentację. Charakterystyczny jest znaczny wzrost produkcji obrabiarek do drzewa i metalu. Planowany jest 20-krotny wzrost produkcji obrabiarek w roku 1955 w stosunku do okresu przedwojennego. Jest to chyba najwyższy wskaźnik wzrostu produkcji przewidziany w Planie 6-letnim.

W dziedzinie hutnictwa bardzo charakterystyczną wielkością jest wzrost produkcji stali. Określają go następujące dane liczbowe:

Wyszczególnienie	1938	1949	1955
Produkcja stali w mln ton	1,4	2,3	4,6
Wskaźnik wzrostu	100	160	319

Osiągnięcia w dziedzinie hutnictwa stali realizowane są na drodze:

- budowy wielkich, nowoczesnych kombinatów hutniczych,
- unowocześnienia i rozbudowy istniejących hut.

W ubiegłych latach Planu Sześcioletniego mamy do zanotowania szereg poważnych osiągnięć, jak unowocześnienie huty „Kościszko“ wraz z budową nowego wielkiego pieca „B“, rozbudowę huty w Częstochowie, poważne osiągnięcia w budowie Nowej Huty pod Krakowem itp. Warto przypomnieć, że produkcja kombinatu Nowa Huta wynosić będzie 1,5 miliona ton stali, tj. równa będzie produkcji całego naszego przemysłu z roku 1937, a produkcja stali w hucie Częstochowa osiągnie 1,1 miliona ton co stanowi 10-cio krotny wzrost w stosunku do produkcji stali tejże huty za rządów sanacyjnych. Ponadto w Planie 6-letnim projektowana jest Huta Stali Szlachetnych oraz, w końcowych latach, podjęta zostanie budowa Nowej Huty Nr 2.

Nie mniej poważne osiągnięcia posiada i przewidyje przemysł chemiczny. Z wykonanych już zamierzeń Planu 6-letniego należy przypomnieć uruchomienie fabryki kwasu siarkowego w Wizowie, budowę i częściowe uruchomienie kombinatu w Kędzierzynie, uruchomienie największej w Polsce cementowni w Opolu i inne. W Planie 6-let-

nim zbudujemy trzy wielkie fabryki nawozów sztucznych, uruchomimy drugą fabrykę kwasu siarkowego w rejonie Buska, uruchomimy w pełni kombinat chemiczny w Oświęcimiu, zbudujemy wielką wytwórnię półfabrykatów organicznych w Brzegu, zmodernizujemy istniejące zakłady węglopochodnych oraz zbudujemy dwa nowe, wielkie zakłady tego typu, itp.

W oparciu o rozległą bazę rodzimych surowców, a zwłaszcza węgla kamiennego i brunatnego, torfu, gipsu, soli, kamienia wapiennego itd. przemysł chemiczny ma stać się w okresie Planu Sześcioletniego drugim po przemyśle węglowym przemysłem narodowym Polski. Wzrost produkcji przemysłu chemicznego będzie ponad 3,5-krotny.

Nie mniejsze zadania czekają na nas w dziedzinie przemysłu materiałów budowlanych, gdzie wskaźniki wzrostu wynoszą 200 — 360%.

Nie sposób jest w szczupłych ramach tego artykułu omówić szczegółowo wykonane i planowane zamierzenia rozbudowy naszego przemysłu. Przytoczone przykłady odnoszą się tylko do najważniejszych, kluczowych zagadnień. Prasa codzienna i fachowa przynosi nam stale nowe wiadomości z pola walki o realizację Wielkiego Planu. Jaworzno, Gorzów, Wizów, Dychów, Piotrków, Starachowice, Żerań, Lublin — to tylko drobne fragmenty tej walki.

Pamiętajmy, że w Planie 6-letnim przewidziane jest 1400 wielkich i średnich obiektów inwestycyjnych, z czego olbrzymia większość będzie w tym okresie wykończona i oddana do użytku. Spośród tych obiektów na wyróżnienie zasługuje około 270 nowoczesnych, potężnych zakładów przemysłowych, które wybitnie zwiększą zdolność produkcyjną naszego aparatu wytwórczego. Poza tym około 100 dużych obiektów przemysłowych zostanie całkowicie zrekonstruowane pod względem technicznym.

W roku 1951 było już w budowie 296 wielkich obiektów inwestycyjnych i 727 średnich oraz szeregiem mniejszych.

Jasną jest rzeczą, że rozbudowa hutnictwa, przemysłu chemicznego, czy przemysłu maszynowego wymaga jednoczesnej rozbudowy bazy surowcowej, rozbudowy energetyki itp. Nie chodzi zresztą o powtarzanie znanych cyfr i faktów. Zastanówmy się tylko czy taki szybki rozwój przemysłu byłby możliwy w ustroju kapitalistycznym? Oczywiście — nie. Ze rozwoju takiego nie było w latach międzywojennych nie trzeba przypominać. Wystarczy zajrzeć do odpowiednich roczników statystycznych, ale czy rozwój taki byłby możliwy obecnie, gdyby Polska znalazła się w obozie kapitalistycznym?

Odpowiedź na to daje porównanie naszej sytuacji z sytuacją państw kapitalistycznych, takich, jak Francja czy Włochy, gdzie na skutek planu Marshalla przemysł rodzimy nie rośnie lecz upada.

Nawet gdyby interesy kapitału wymagały rozbudowy przemysłu polskiego, to jakże inny kierunek przybrałby ten rozwój. Pracownicy przed-

wojennych zakładów, należących do obcego kapitału, z pewnością pamiętają jak zazdrośnie strzeżone były tajemnice fabrykacyjne, nie powierzone z reguły pracownikom — Polakom. Jak konsekwentnie starano się torpedować wszelkie wysiłki zdążające do usamodzielnienia się, do stworzenia rodzimego, zwłaszcza państwowego przemysłu. Wielki kapitał traktował przemysł polski jak kolonię, z której można było ciągnąć olbrzymie zyski, a pracowników jego uważano wyłącznie za siłę roboczą, którą opłacano lepiej lub gorzej, zależnie od potrzeby albo poprostu wyrzucano na bruk o ile była zbędna.

Obecnie istnieje krańcowo różny stosunek do mas pracujących — i mas pracujących do pracy; Państwo Ludowe zapewnia każdemu pracę, ułatwia każdemu zdobycie wiedzy, umożliwia awans społeczny. Nauka jest bezpłatna i dostępna dla wszystkich.

W warunkach władzy ludowej i unarodowionego przemysłu widzimy rewolucyjną przemianę na odcinku rozwoju naszego przemysłu. Dzięki unarodowieniu przemysłu i reformie rolnej, co umożliwiło wprowadzenie planowej gospodarki narodowej i planową rozbudowę przemysłu, oraz pomocy, której udziela nam ZSRR, przemysł nasz szybkimi krokami rozwija się, odrabiając wiekowe zacofanie naszego kraju na odcinku uprzemysłowienia. Z kraju zacofanego o przewadze rolnictwa nad przemysłem staliśmy się krajem o wysokim uprzemysłowieniu, sami produkujemy doskonałe maszyny, obrabiarki, samochody, traktory.

Z drugiej strony unarodowienie przemysłu wyzwoliło energię i zapał mas pracujących, które wiedząc, że pracują na siebie a nie na pasożytów, stworzyły nowy stosunek do pracy. W wyniku tego powstał ruch racjonalizatorski i współzawodnictwo pracy, które decyduje o wzroście wydajności pracy, obniżce kosztów produkcji, o wykonaniu i przekraczaniu naszych planów produkcyjnych.

Polska Zjednoczona Partia Robotnicza potrafiła rozbudzić ludowy patriotyzm mas, będący poważ-

ną siłą napędową naszego rozwoju. Ruch socjalistycznego współzawodnictwa pracy, nieznanym dotychczas u nas, zapoczątkowany przez górników z Zabrza, Wincentego Pstrowskiego, rozwinął się potężnie, a tacy przodownicy jak Markiewka, Filak, Szulc, Gościńska, Kawczyk i wielu innych, podnoszą go na wyższy poziom wzorując się na doświadczeniach radzieckich.

Twórczość, postęp, i racjonalizacja są pod szczególną opieką państwa. Mówi o tym artykuł 65 Konstytucji:

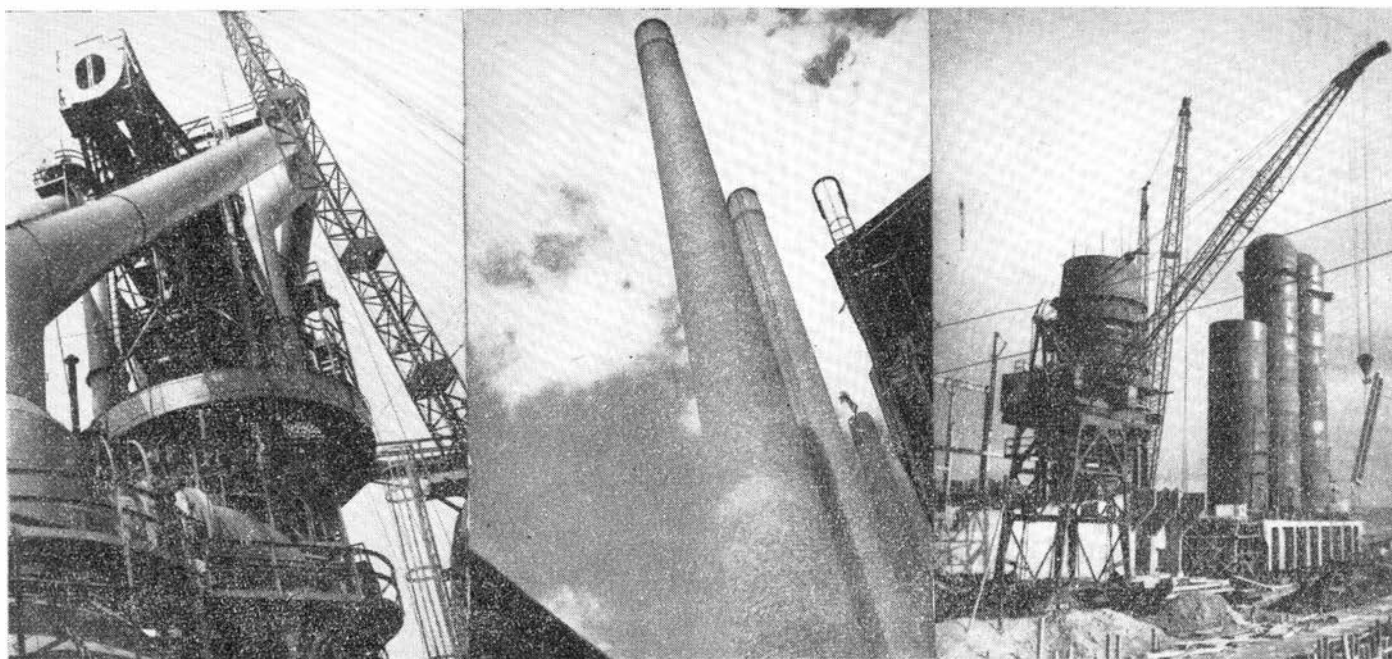
„Polska Rzeczpospolita Ludowa szczególną opieką otacza inteligencję twórczą — pracowników nauki, oświaty, literatury i sztuki oraz pionierów postępu technicznego, racjonalizatorów i wynalazców.“

Na zakończenie zadajemy sobie pytanie: dlaczego koniecznie jest u nas szybkie tempo uprzemysłowienia?

Odpowiedź na nie daje znów wyjątek z wypowiedzi Prezydenta Bieruta:

„...nie możemy sobie pozwolić na zmniejszenie tempa, na obniżenie zadań, nie możemy sobie bowiem więcej pozwalać na pozostawanie w tyle, jeśli idzie o poziom techniczny naszego przemysłu, jeśli idzie o poziom naszych sił wytwórczych. Nie wolno nam trwać w zacofaniu, gdy masy pracujące chcą żyć inaczej, lepiej, kulturalniej niż żyły przedtem. Nie możemy sobie pozwolić na budowanie podstaw socjalizmu w ciągu dziesięcioleci, bo wszelkie ociąganie dawałoby tylko atuty naszym wrogom klasowym. Wreszcie musimy zabezpieczyć szybkie tempo wzrostu naszych sił wytwórczych i poziomu techniki, ponieważ wymaga tego sytuacja międzynarodowa, wymaga tego troska o naszą niezależność, troska o siłę obronną naszego Państwa i troska o wzrost sił obozu pokojowego w walce z imperialistyczną zaborczością.“

To tempo musi być utrzymane w pełni w trzecim roku Planu Sześcioletniego, który jest decydującym rokiem jego wykonania.



Prof. J. H. Teisseyre, Wrocław

Obliczenie rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości skrzydła

C z ę ś ć I

W pracy tej Autor omawia zagadnienie obliczenia rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości skrzydła opierając się na metodzie p. Lotz i dając kolejno podstawowe wzory oraz zależności, jak również omawiając różne prostsze przypadki rozkładu. Autor podaje obliczenie rozkładu wyporu na skrzydle nieskręconym kształtu eliptycznego, na skrzydle nieskręconym nieeliptycznym i szczególnie przypadki rozkładu na skrzydłach nieskręconych o obrysie prostokątnym i trapezowym; daje również typowe układy równań i przykłady rozwiązania z uwzględnieniem zastosowania praktycznego.

W części II omówione będą przypadki obliczenia skrzydła skręconego geometrycznie i aerodynamicznie.

1. Wstęp

Dostatecznie dokładne wyznaczenie rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości płata — zagadnienie dużej wagi dla obliczenia wytrzymałościowego skrzydła — jest rzeczą trudną bez pomocy pomiarów w tunelu aerodynamicznym i wymaga stosunkowo dużego nakładu pracy rachunkowej.

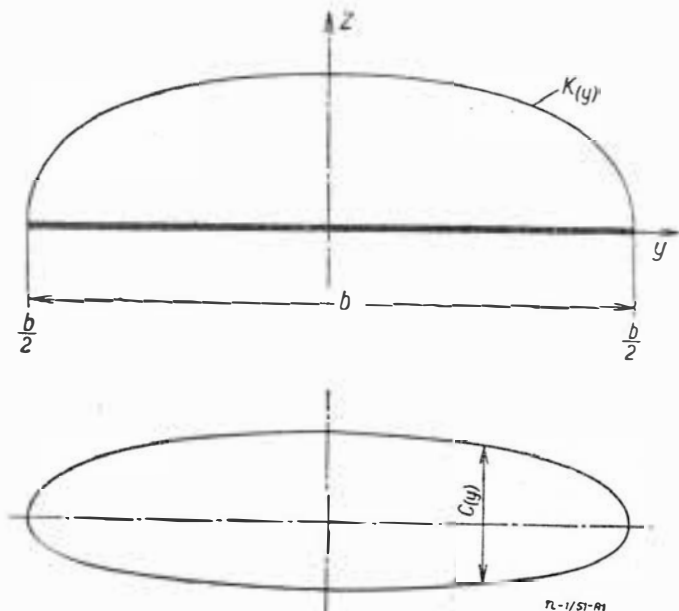
Praktykowany niejednokrotnie rozkład obciążenia proporcjonalny do głębokości płata (długości cięciwy) jest tylko bardzo grubym przybliżeniem — niedostatecznym jeżeli chodzi o wyznaczenie momentów gnących podłużnic skrzydłowych, a zawodzącym zupełnie w wypadku często praktykowanego skręcenia skrzydła.

Dlatego też w celu dostatecznie dokładnego ustalenia rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości, musimy się uciec albo do doświadczenia, albo do bardziej dokładnej metody obliczeniowej — zarys której podano poniżej.

2. Wprowadzenie

Metoda ta oparta jest na pracach matematyka angielskiego Glauert'a (Lit. 1), rozwiniętych następnie przez Dr. I. Lotz, asystentkę prof. Prandtla (Lit. 2) oraz publikacje N.A.C.A. (Lit. 3 i 4) i inne.

Rzeczmy płat o rozpiętości $b = 2s$, o dowolnym rozkładzie cyrkulacji K wzdłuż rozpiętości, oraz oznaczmy odpowiednio osie układu współrzędnych przez „ y ” (poziomą) i „ z ” (pionową), jak rys. 1.



Rys. 1

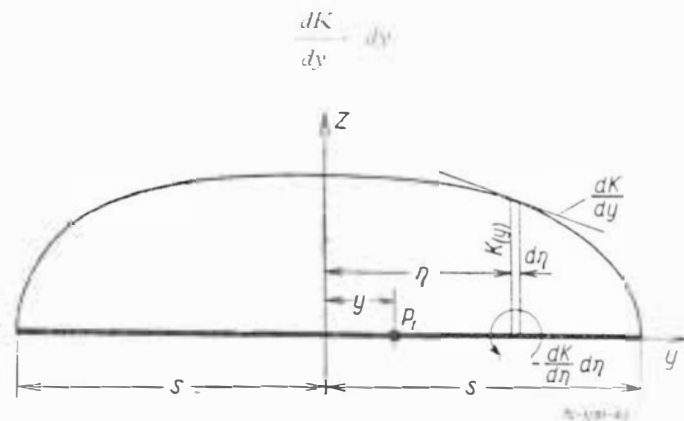
Funkcja $K(y)$ określa rozkład cyrkulacji wzdłuż rozpiętości, zaś $w(y)$ analogiczny rozkład prędkości indukowanej.

W dowolnym przekroju płata będziemy mieli znana zależność:

$$K = \frac{c_z cv}{2} = \frac{P_z}{\rho v}$$

gdzie c_z jest miejscowym współczynnikiem siły nośnej, „ c ” miejscową cięciwą profilu, zaś P_z miejscową siłą wyporu w kG na jednostkę rozpiętości.

Wpływ zmiany cyrkulacji jest tego rodzaju, iż w każdym punkcie rozpiętości opuszcza krawędź spływu wir spływowy o intensywności.



Rys. 2.

Taki elementarny wir opuszczający krawędź spływu w odległości η od płaszczyzny symetrii wywołuje w dowolnym punkcie $y < y_1$ — w myśl prawa Biot-Savarta (Lit. 6, Tom II, str. 23 i 55) — (rys. 2) normalną prędkość indukowaną o wielkości:

$$d_{zv}(y) = -\frac{\frac{dK}{dy} d\eta}{4\pi (y_1 - y)} = -\frac{\frac{dK}{dy} d\eta}{4\pi (y - y_1)}$$

czyli całkowita prędkość indukowana w dowolnym punkcie y będzie dana równaniem:

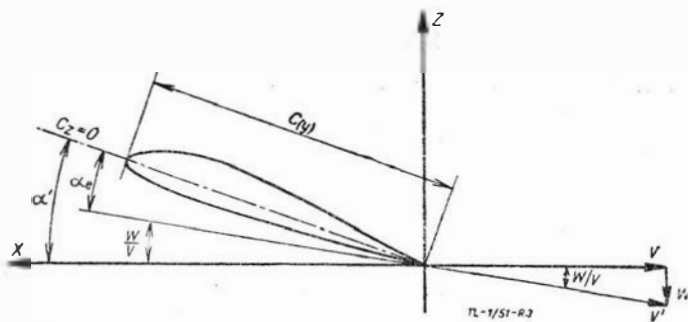
$$w(y) = \frac{1}{4\pi} \int_{-s}^{+s} \frac{\frac{dK}{dy} dy}{y - y_1} \quad (2)$$

Jako konsekwencję będziemy mieli w dowolnym przekroju płata efektywny kąt natarcia (rys. 3).

$$\alpha_e = \alpha = \left(\alpha' - \frac{w}{v} \right) \quad (3)$$

oraz

$$v' \approx v$$



Rys. 3

Ponieważ w ogólności $c_z = a_0 \cdot \alpha'$ (gdzie $a_0 = \frac{dc_z}{d\alpha'} \approx 2\pi$) zatem wielkość cyrkulacji w przepływie dwuwymiarowym będzie:

$$K = c(y) v \sin \alpha' = c(y) v \alpha'$$

gdzie $c(y)$ jest długością cięciwy płata w danym przekroju.

Dla płata o skończonej rozpiętości będziemy zatem mieli w dowolnym przekroju:

$$K(y) = \pi c(y) v \alpha'(y) = \pi c(y) v \left(\alpha'(y) - \frac{w(y)}{v} \right)$$

(Uwaga: wielkość „ π ” jest wielkością teoretyczną (wg. Prandtl'a) w rzeczywistości przyjąć należy $\pi \cdot \gamma$ gdzie $\gamma \approx 0,9$ do $0,92$).

Aby znaleźć funkcję $K(y)$ musimy znać zależność

$$w(y) = f[K(y)]$$

przy czym $c(y)$ i $\alpha'(y)$ są znane (dane).

Wobec powyższego całkowity wypór oraz opór indukowany wyrażą się równaniami:

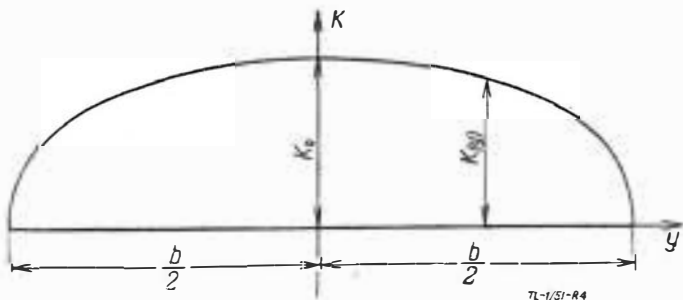
$$P_z = \rho v \int_{-s}^{+s} K(y) \cdot dy \quad [5]$$

$$P_{xi} = \rho \int_{-s}^{+s} w(y) K(y) \cdot dy.$$

3. Eliptyczny rozkład cyrkulacji

Najprostszym przypadkiem byłby oczywiście stały rozkład cyrkulacji wzdłuż rozpiętości. Przypadek taki jest jednak niemożliwy, gdyż wtedy otrzymujemy dla prędkości indukowanej „ w ” na obu końcach płata wartości nieskończenie wielkie — co oczywiście nie może zachodzić w rzeczywistości.

Drugim z kolei prostym wypadkiem jest stała wielkość prędkości indukowanej wzdłuż rozpiętości — co odpowiada eliptycznemu rozkładowi cyrkulacji.



Rys. 4

Dla takiego rozkładu (rys. 4) mamy na podstawie równania elipsy zależność:

$$K(y) = K_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad [6]$$

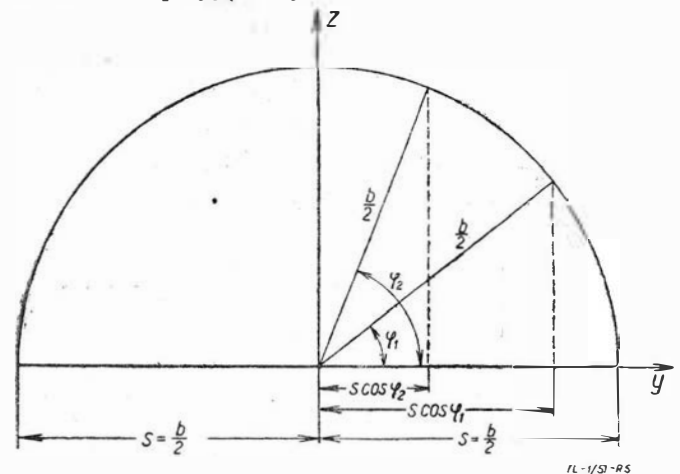
czyli

$$\frac{dK}{dy} = \frac{4 K_0 y}{b^2 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2}}$$

zatem:

$$w(y) = -\frac{K_0}{\pi b^2} \int_{-s}^{+s} \frac{\eta \cdot d\eta}{(y-\eta) \sqrt{1 - \left(\frac{2\eta}{b}\right)^2}} \quad [7]$$

Wielkości y i η ograniczone są oczywiście do przedziału $\left[-\frac{b}{2}\right]$ i $\left[\frac{b}{2}\right]$, czyli możemy ze Glauertem (Lit. 1 i 5 str. 138) przyjąć: (rys. 5)



Rys. 5.

$$y = -\frac{b}{2} \cos \varphi \text{ oraz } \eta_1 = -\frac{b}{2} \cos \gamma$$

zatem otrzymujemy

$$K(y) = K_0 \cdot \sin \varphi \quad [8]$$

$$w(y) = -\frac{K_0}{2\pi b} \int_0^\pi \frac{\cos \gamma}{(\cos \varphi - \cos \gamma)} \cdot d\gamma$$

$$\text{Ponieważ } \int_0^\pi \frac{\cos \gamma}{(\cos \varphi - \cos \gamma)} \cdot d\gamma = -\pi \quad (\text{Lit. 5, str. 93})$$

zatem

$$w(y) = \frac{K_0}{2b} = \text{const} \quad [9]$$

Wobec powyższego możemy w równaniu 5 (na P_{xi}) wyłączyć $w(y)$ przed całkę i otrzymamy:

$$P_z = \rho v \int_{-s}^{+s} K(y) \cdot dy \quad [10]$$

$$P_{xi} = \rho w \int_{-s}^{+s} K(y) \cdot dy = \rho w \frac{P_z}{\rho v} = \frac{w}{v} P_z \quad [10a]$$

Z powodu eliptycznego rozkładu cyrkulacji całka $\int_{-s}^{+s} K(y) \cdot dy$ równa się połowie powierzchni elipsy o ośiach b i $2K_0$.

Zatem:

$$\int_{-s}^{+s} K(y) \cdot dy = \frac{1}{2} \left(\frac{\pi}{4} b \cdot 2 K_0 \right) = \frac{\pi}{4} b K_0$$

Czyli dla eliptycznego rozkładu cyrkulacji mamy:

$$P_z = \frac{\pi}{4} \rho v b K_o$$

$$P_{xi} = \frac{w}{v} P_z = \frac{\pi}{4} \rho w b K_o = \frac{\pi}{4} \rho \frac{K_o}{2b} b K_o \dots [11]$$

czyli

$$P_{xi} = \frac{\pi}{8} \rho K_o^2$$

Odpowiednio otrzymujemy:

$$c_z = \frac{2 P_z}{\rho v^2 S} = \frac{\pi \lambda}{2 b} \cdot \left(\frac{K_o}{v} \right) \quad [11a]$$

$$c_{xi} = \frac{2 P_{xi}}{\rho v^2 S} = \frac{\pi}{4 S} \cdot \left(\frac{K_o}{v} \right)^2$$

gdzie S = całkowita powierzchnia skrzydła.

$$\text{Zatem } \frac{c_z^2}{c_{xi}} = \pi \lambda \quad \text{lub}$$

$$c_{xi} = \frac{c_z^2}{\pi \lambda} \dots [12]$$

znane równanie paraboli oporu indukowanego.

Każdy inny (nieeliptyczny) rozkład cyrkulacji — jak zobaczymy w dalszym ciągu — daje większy opór indukowany. Ze wszystkich zatem skrzydeł o tym samym wyporze i rozpiętości przy tej samej prędkości, skrzydło o eliptycznym rozkładzie cyrkulacji (a więc i wyporu) posiada najmniejszy opór indukowany.

4. Skrzydło kształtu eliptycznego (nieskręcone)

Założmy teraz, że skrzydło rozpatrywane posiada nie tylko eliptyczny rozkład cyrkulacji, ale i kształt (obrys) jego jest również eliptyczny. Ponadto zakładamy, że skrzydło jest nieskręcone (geometrycznie wzgl. aerodynamicznie), czyli że posiada ten sam profil wzdłuż rozpiętości i kąty natarcia poszczególnych przekrojów są te same, zatem kąt $\alpha'(y)$ w równaniu 4 jest stały (wzdłuż rozpiętości), zaś wielkość $w(y)$ określona jest równaniem 9 i jest stała.

Równanie 4 zatem przybiera postać:

$$K(y) = \pi c(y) v \left(\alpha' - \frac{K_o}{2bv} \right) \dots [13]$$

gdzie $c(y)$ jest długością cięciwy płata w dowolnym przekroju i określone jest równaniem:

$$c(y) = c(o) \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b} \right)^2} \quad (c(o) \text{ jest cięciwą przekroju w płaszczyźnie symetrii płata}).$$

Wstawiając tę wartość w równanie 13 otrzymujemy

$$K(y) = \pi c(o) \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b} \right)^2} \cdot v \left(\alpha' - \frac{K_o}{2bv} \right) \dots [14]$$

Dla $y = 0$ (płaszczyzna symetrii) mamy oczywiście:

$$K(y) = K_o \text{ czyli:}$$

$$K_o = \pi c(o) v \left(\alpha' - \frac{K_o}{2bv} \right) \text{ skąd otrzymujemy:}$$

$$K_o = \frac{b v \alpha'}{1 + \frac{2b}{\pi c(o)}} \dots [15]$$

Poprzednio (równ. 11a) mieliśmy $c_z = \frac{\pi \lambda}{2b} \left(\frac{K_o}{v} \right)$.

kąta to wartość w połączeniu z równaniem 15 daje:

$$c_z = \frac{\pi \lambda \alpha'}{1 + \frac{2b}{\pi c(o)}}$$

Jednak dla elipsy mamy: (S = pow. elipsy)

$$s = \frac{\pi}{4} b \cdot c(o) \quad \text{lub} \quad \frac{1}{S} = \frac{4}{\pi \cdot b \cdot c(o)}$$

$$\text{zaś} \quad \lambda = \frac{b^2}{S} = \frac{4 b}{\pi c(o)}$$

zatem:

$$c_z = \frac{\pi \lambda \alpha'}{1 + \frac{\lambda}{2}} = \frac{2 \pi \alpha'}{1 + \frac{2}{\lambda}} \dots [16]$$

lub

$$\frac{dc_z}{d\alpha'} = \frac{2 \pi}{1 + \frac{2}{\lambda}} = a \dots [17]$$

podstawiając $2\pi = a_o$ (faktycznie a_o jest nieco mniejsze i wynosi $2\pi \eta$) otrzymujemy ostatecznie znane równanie:

$$\frac{dc_z}{d\alpha'} = a_1 = \frac{a_o}{1 + \frac{a_o}{\pi \lambda}} \dots [17a]$$

Doświadczalne wartości dla (a_1) przedstawia z dostateczną dokładnością równanie:

$$a = \frac{0,1}{1 + \frac{2}{\lambda}} \quad (\text{kąt } \alpha \text{ w stopniach}),$$

lub

$$a = \frac{5,7}{1 + \frac{2}{\lambda}} \quad (\text{kąt } \alpha \text{ w radianach})$$

oczywiście w zakresie liniowej zmiany współczynnika c_z z kątem natarcia.

5. Skrzydło nieeliptyczne nieskręcone.

Równanie 2 i 4 pozostają w mocy, czyli:

$$K(y) = \pi c(y) v \left[\alpha'(y) - \frac{w(y)}{v} \right]$$

oraz

$$w(y) = \frac{1}{4\pi} \int_{-s}^{+s} \frac{dK}{d\tau_i} \cdot \frac{d\tau_i}{y - \tau_i}$$

Każdy poszczególny przekrój skrzydła posiada ustalone warunki przepływu dwuwymiarowego, kształt zaś skrzydła wyrażony jest równaniem

$$c(y) = f(y) \dots [18]$$

przy czym kąt zerowego wyporu $\alpha_o(y)$ jest wielkością stałą.

$$\alpha_o(y) = \text{const}$$

Za Glauert'em wprowadzamy nowe zmienne (φ) i (γ) otrzymując jak poprzednio:

$$y = -\frac{b}{2} \cdot \cos \varphi \quad \text{oraz} \quad \tau_i = -\frac{b}{2} \cdot \cos \gamma$$

Otrzymujemy zatem zamiast poprzednich równań dwa nowe równania w postaci:

$$K(\gamma) = K_\varphi = \pi c_\varphi v \left(\alpha'_\varphi - \frac{w_\varphi}{v} \right)$$

oraz

$$\begin{aligned} w_\varphi &= \frac{1}{4\pi} \frac{2}{b} \int_0^\pi \frac{dk_\gamma}{\cos \gamma - \cos \varphi} \cdot d\gamma = \\ &= \frac{1}{4} \cdot \frac{2}{b} \int_0^\pi \frac{dk_\gamma}{\cos \gamma - \cos \varphi} \cdot \dots \dots [19] \end{aligned}$$

Ogólna metoda rozwiązania powyższych równań — podana przez Glauert'a — polega na rozwinięciu funkcji K_φ w szereg Fourier'a, wg. równania:

$$K_\varphi = 2bv \left[\sum_{n=1}^{\infty} A_n \cdot \sin n\varphi + \sum_{n=1}^{\infty} B_n \cdot \cos n\varphi \right] \dots [20]$$

Czynnik $(2bv)$, przed nawiasem powoduje, że współczynniki A_n i B_n są bezwymiarowe. Sam szereg, wraz ze swymi pochodnymi, winien być w całym zakresie równomiernie zbieżny, tak aby możliwe było całkowanie oddzielnymi członami.

Równanie 20 możemy napisać w postaci:

$$K_\varphi = 2bv [A_1 \cdot \sin \varphi + A_2 \cdot \sin 2\varphi + A_3 \cdot \sin 3\varphi + \dots + A_n \cdot \sin n\varphi + B_1 \cdot \cos \varphi + B_2 \cdot \cos 2\varphi + B_3 \cdot \cos 3\varphi + \dots + B_n \cdot \cos n\varphi] [20a]$$

Na obu końcach płata musi być oczywiście $K_\varphi = 0$,

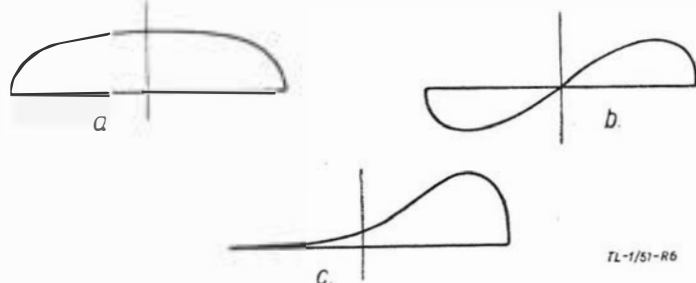
co odpowiada wartości $\gamma = \pm \frac{\pi}{2}$, czyli $\cos \varphi = 1$, a więc $\varphi = 0$ lub $\varphi = \pi$. Wobec powyższego wyraży zawierające $\cos \varphi$ należy opuścić i równania 20 oraz 20a redukują się do postaci:

$$K_\varphi = 2bv \sum_{n=1}^{\infty} A_n \cdot \sin n\varphi \dots [20b]$$

lub

$$K_\varphi = 2bv [A_1 \cdot \sin \varphi + A_2 \cdot \sin 2\varphi + A_3 \cdot \sin 3\varphi + \dots + A_n \cdot \sin n\varphi] \dots [20c]$$

Można wykazać, że kształt krzywej K_φ (czyli rozkładu wyporu) może mieć trojaki charakter (rys. 6). Typ a odpowiada normalnemu symetrycznemu rozkładowi wyporu wzdłuż rozpiętości, przy czym przekonamy się, że wtedy tylko *nieparzyste* wyraży dla $\sin \varphi$ wchodzi w rachubę. Typ b odpowiada obrotowi całego skrzydła około osi (podłużnej) kadłuba, gdzie tylko *parzyste* wyraży $\sin \varphi$ są zawarte. Typ c wreszcie odpowiadający wychyleniu lotki, jest wypadkową rozkładu cyrkulacji typu pierwszego i drugiego, zatem zarówno parzyste jak i nieparzyste wyraży $\sin \varphi$ objęte są danym równaniem.



Rys. 6

Rozkładem wyporu dla skrzydła skrzyżowanego zajmujemy się w dalszym ciągu.

Dla rozwiązania danego układu równań możemy teraz postąpić następująco:

Weźmy pod uwagę równanie (20c) i napiszmy wyrażenie na pierwszą pochodną od K_φ . Zatem:

$$dK = 2bv [A_1 \cdot \cos \varphi + 2A_2 \cdot \cos 2\varphi + 3A_3 \cdot \cos 3\varphi + \dots + nA_n \cdot \cos n\varphi] \dots [20d]$$

Tę wartość na dK (zmieniając φ na γ) wstawiamy w równanie 19, otrzymując:

$$\begin{aligned} w_\varphi &= \frac{2}{4\pi b} \cdot 2bv \sum_{n=1}^{\infty} \int_0^\pi n \cdot A_n \frac{\cos n\gamma}{\cos \gamma - \cos \varphi} \cdot d\gamma = \\ &= \frac{2}{4\pi b} \cdot \frac{2bv}{\sin \varphi} \sum_{n=1}^{\infty} \int_0^\pi \frac{\cos n\gamma \cdot \sin \varphi}{\cos \gamma - \cos \varphi} \cdot d\gamma \dots [21] \end{aligned}$$

$$\text{Ponieważ} \int_0^\pi \frac{\cos n\gamma \cdot \sin \varphi}{\cos \gamma - \cos \varphi} \cdot d\gamma = \pi \sin n\varphi$$

zatem otrzymujemy ostatecznie:

$$\begin{aligned} w_\varphi &= \frac{v}{\sin \varphi} \sum_{n=1}^{\infty} n \cdot A_n \sin n\varphi = \\ &= \frac{v}{\sin \varphi} [A_1 \cdot \sin \varphi + 2A_2 \cdot \sin 2\varphi + 3A_3 \cdot \sin 3\varphi + \dots + nA_n \cdot \sin n\varphi] \dots [22] \end{aligned}$$

Na podstawie równania 4 wynika:

$$K_\varphi = \pi c_\varphi \cdot v \alpha'_\varphi - \pi c_\varphi \cdot w_\varphi \dots [4a]$$

lub

$$K_\varphi + \pi c_\varphi w_\varphi = \pi c_\varphi v \alpha'_\varphi$$

gdzie K_φ określone jest równaniem 20c, zaś w_φ równaniem 22. Wstawiając te wartości dostajemy podstawowe równanie w postaci:

$$\begin{aligned} 2b [A_1 \cdot \sin \varphi + A_2 \cdot \sin 2\varphi + A_3 \cdot \sin 3\varphi + \\ + \dots + A_n \cdot \sin n\varphi] + \frac{\pi c_\varphi}{\sin \varphi} [A_1 \cdot \sin \varphi + 2A_2 \cdot \sin 2\varphi + \\ + 3A_3 \cdot \sin 3\varphi + \dots + n \cdot A_n \cdot \sin n\varphi] = \pi \cdot c_\varphi \cdot \alpha'_\varphi \dots [23] \end{aligned}$$

Równaniu temu można nadać dogodniejszą postać przez następujące przekształcenie:

podzielmy całe równanie przez $(2b)$ oraz zastępując π przez $\frac{1}{2}k$ [gdzie $k = \left(\frac{dc_\varphi}{d\alpha} \right)_\lambda \approx 0,9 \cdot (2\pi)$] podstawmy:

$$\frac{k \cdot c_\varphi}{4b} = m_\varphi$$

Następnie uporządkujemy równanie podług wyrazów „ A ” i otrzymamy:

$$\begin{aligned} A_1 \cdot (\sin \varphi + m_\varphi) + A_2 \cdot \left(\sin 2\varphi + 2m_\varphi \frac{\sin 2\varphi}{\sin \varphi} \right) + \\ + A_3 \cdot \left(\sin 3\varphi + 3m_\varphi \frac{\sin 3\varphi}{\sin \varphi} \right) + A_n \cdot \left(\sin n\varphi + \right. \\ \left. + n \cdot m_\varphi \frac{\sin n\varphi}{\sin \varphi} \right) = m_\varphi \cdot \alpha'_\varphi \dots [23a] \end{aligned}$$

Jest to podstawowe równanie dla wyznaczenia współczynników A_n dla dowolnego płata (jednopłata).

Równanie to musi być spełnione dla wszystkich wartości „ φ ” od 0 do π . Z powodu jednak symetrii rozkładu cyrkulacji wystarczy obrać granice między 0 a $\frac{\pi}{2}$.

Rozwiązanie tego równania (wyznaczenie współczynników A_n) umożliwia określenie rozkładu wyporu dla skrzydła o dowolnym kształcie, dowolnie zmiennym profilem i kącie natarcia. Parametr m_φ bowiem (będący w ogólności funkcją kąta φ) zawiera wyrażenie c_φ , czyli

cięciwę profilu dla danego przekroju, oraz czynnik „ k “, czyli odpowiedni przyrost nośności z kątem natarcia. Sam kąt natarcia zawarty jest w wyrażeniu po prawej stronie równania.

Wyznaczenie współczynników A_n można dokonać za pomocą analizy harmonicznej, co jednak jest pracą bardzo żmudną i długotrwałą. Z dostateczną dokładnością można zadowolić się rozwiązaniem przybliżonym, zakładając pewną skończoną liczbę wartości „ n “, czyli spełnieniem równania dla pewnych (dowolnie obranych) wielkości „ n “ tj. dla

$$\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3, \varphi_4, \dots, \varphi_n$$

Możemy zatem napisać „ n “ równań (23a) i znaleźć z nich odpowiednie współczynniki $A_1, A_2, A_3, \dots, A_n$. Ilość niewiadomych (zatem liczbę „ n “) wygodnie jest przyjąć, w naszym wypadku, nieparzystą ponieważ wtedy $\varphi = \frac{\pi}{2}$ wypada w płaszczyźnie symetrii i ma po obu

jej stronach tę samą ilość wartości φ , leżących w tych samych odstępach. Dzięki zatem symetrii upraszczamy znacznie pracę rachunkową, gdyż wartości np. $(\pi - \varphi_1)$ odpowiada symetrycznie wartość $(\pi - \varphi_1)$ itd. zatem wielkości $\pi - \varphi_1$ i $\pi - \varphi_1$ są dla tych wartości te same.

Zatem będziemy mieli (dla φ_1 i $\pi - \varphi_1$)

$$A_1 (\sin \varphi_1 + m_1) + A_2 \cdot \left(\sin 2\varphi_1 + 2m_1 \frac{\sin 2\varphi_1}{\sin \varphi_1} \right) + A_3 \left(\sin 3\varphi_1 + 3m_1 \frac{\sin 3\varphi_1}{\sin \varphi_1} \right) = m_1 \cdot \alpha_1' \quad [24]$$

oraz:

$$A_1 (\sin \varphi_1 + m_1) - A_2 \cdot \left(\sin 2\varphi_1 + 2m_1 \frac{\sin 2\varphi_1}{\sin \varphi_1} \right) + A_3 \left(\sin 3\varphi_1 + 3m_1 \frac{\sin 3\varphi_1}{\sin \varphi_1} \right) = m_1 \cdot \alpha_1'$$

Widzimy, że wyrazy nieparzyste (A_1, A_3, A_5 itd.) pozostają niezmiennione, zaś wyrazy parzyste (A_2, A_4, A_6 itd.) zmieniają swój znak [gdyż $\sin (2n\pi - \varphi) = -\sin \varphi$].

Jeżeli więc utworzymy sumę i różnicę obu równań 24, to otrzymamy:

dla różnicy pozostaną oczywiście tylko wyrazy parzyste, czyli równanie będzie brzmiało:

$$2A_2 \left(\sin 2\varphi_1 + 2m_1 \frac{\sin 2\varphi_1}{\sin \varphi_1} \right) + 2A_4 \left(\sin 4\varphi_1 + 4m_1 \frac{\sin 4\varphi_1}{\sin \varphi_1} \right) = 0 \quad [24a]$$

czyli musi być:

$$A_2 = A_4 = A_6 = A_{2n} = 0$$

Sumując oba równania 24 i dzieląc przez 2, otrzymujemy tylko wyrazy nieparzyste:

$$A_1 (\sin \varphi_1 + m_1) + A_3 \left(\sin 3\varphi_1 + 3m_1 \frac{\sin 3\varphi_1}{\sin \varphi_1} \right) + A_5 \left(\sin 5\varphi_1 + 5m_1 \frac{\sin 5\varphi_1}{\sin \varphi_1} \right) + A_{2n+1} \cdot \left[\sin (2n+1)\varphi_1 + (2n+1)m_1 \frac{\sin (2n+1)\varphi_1}{\sin \varphi_1} \right] = m_1 \cdot \alpha_1' \quad [24b]$$

Obierając zatem dowolną ilość (n) wartości dla φ , dla których chcemy, aby spełniało się równanie 23 (lub

23a) będziemy musieli rozwiązać układ $\left(\frac{n+1}{2} \right)$ równań o tyluż niewiadomych (zamiast „ n “ równań o „ n “ niewiadomych). Zanim przeliczymy odpowiedni przy-

kład, wyznaczmy najpierw całkowitą wartość wyporu i oporu dla rozpatrywanego skrzydła nieeliptycznego.

6. Całkowity wypór i opór.

Założmy, na razie, że współczynniki A_1, A_3, A_5, A_{2n+1} zostały już wyznaczone i są dla danego skrzydła znane. Powołując się na równanie 5 oraz używa-

jąc znanych już podstawień ($y = -\frac{b}{2} \cos \varphi$) otrzymujemy:

$$P_z = \frac{\rho}{2} b v \int_0^\pi K_\varphi \cdot \sin \varphi \cdot d\varphi \quad [25]$$

oraz:

$$P_x = \frac{\rho}{2} b \int_0^\pi w_\varphi K_\varphi \sin \varphi \cdot d\varphi$$

Jeżeli wstawiamy za K_φ wartość z równania 20c otrzymamy dla wyporu równanie:

$$P_z = \frac{\rho}{2} b v \cdot 2b v \int_0^\pi \left(\sum A_n \cdot \sin n\varphi \right) \sin \varphi \cdot d\varphi \quad [25a]$$

Całka w tym równaniu o charakterze

$$\int_0^\pi \sin m\varphi \cdot \sin n\varphi \cdot d\varphi$$

jest równa zeru dla każdego $n \neq m$, natomiast dla $n = m$ wartość tej całki wynosi $\frac{\pi}{2}$ (Lit. 10, str.

252). W danym wypadku więc $n = m = 1$ i wypór całkowity zależy tylko od pierwszego współczynnika A_1 , czyli:

$$P_z = \rho b^2 v^2 \frac{\pi}{2} A_1 \quad [26]$$

gdzie $A_1 = c_z \frac{S}{\pi b^2}$

Dalsze współczynniki A_3, A_5, A_{2n+1} zmieniają jedynie kształt rozkładu cyrkulacji wzdłuż rozpiętości, nie zmieniając jednak całkowitego wyporu.

Dla oporu całkowitego dostajemy iloczyn dwu szeregów, określonych równaniami 20c i 22, przy czym wyraz $\sin \varphi$ z równania 25 (na P_x) upraszcza się z takim samym wyrazem w mianowniku równania 22.

Iloczyn obu szeregów zawiera wyrażenia kształtu

$$\int_0^\pi \sin m\varphi \cdot \sin n\varphi \cdot d\varphi$$

które dla wartości $n \neq m$ znikają, podczas gdy dla $n = m$ wyrażenia te równe są $\frac{\pi}{2}$. Zatem:

$$P_{xi} = \rho b^2 v^2 \int_0^\pi \left(\sum n A_n \sin n\varphi \right) \cdot \left(\sum A_n \cdot \sin n\varphi \right) \cdot d\varphi = \pi \frac{\rho}{2} b^2 v^2 \sum n \cdot A_n^2 = \frac{\pi \rho}{2} b^2 v^2 (A_1^2 + 2 A_3^2 + 3 A_5^2 + \dots + n A_n^2) \quad [27]$$

Przyjęte zostało oznaczenie

$$\delta = \frac{2 A_3^2 + 3 A_5^2 + \dots + n A_n^2}{A_1^2} \quad [27a]$$

$$P_{xi} = \frac{\pi \rho}{2} b^2 v^2 A_1^2 (1 + \delta) = \frac{2 (1 + \delta) P_z^2}{\pi \rho b^2 v^2} \quad [28]$$

czyli:

$$c_{xi} = \frac{S}{\pi b^2} (1 + \delta) \cdot c_z^2$$

a więc:

$$c_{xi} = \frac{c_z^2}{\pi} (1 + \delta) \quad [29]$$

dla skrzydła o eliptycznym rozkładzie cyrkulacji $\delta = 0$ i otrzymujemy poprzednio już wprowadzone równanie 12. Widzimy więc, że zgodnie z twierdzeniem wypowiedzianym przy końcu 3-ciego ustępu, najmniejszy opór indukowany występuje przy eliptycznym rozkładzie wyporu.

7. Wyznaczenie współczynników szeregu Fourier'a.

Obierzmy np. 9 dowolnych wartości dla kąta φ . Odpowiada to 9-ciu przekrojom skrzydła, rozmieszczonym symetrycznie w stosunku do przekroju środkowego, czyli symetrycznie względem $\varphi_5 = \frac{\pi}{2} = 90^\circ$

Zatem mamy

$$\begin{array}{ccccccccc} \varphi_1 = 18^\circ, & \varphi_2 = 36^\circ, & \varphi_3 = 54^\circ, & \varphi_4 = 72^\circ, & \varphi_5 = 90^\circ \\ \varphi_6 = 108^\circ, & \varphi_7 = 126^\circ, & \varphi_8 = 144^\circ, & \varphi_9 = 162^\circ \end{array}$$

odpowiednie sinusy kątów są:

Kąt φ :	18°	36°	54°	72°	90°
sin φ :	0,309	0,5878	0,8090	0,9511	0,0000
Kąt φ :	108°	126°	144°	162°	180°
sin φ :	0,9511	0,8090	0,5878	0,3090	0,0000

Mając przyjęte kąty otrzymujemy, w myśl równania 24b, układ pięciu równań liniowych:

dla $\varphi = 18^\circ$

$$A_1(0,309 + m_1) + A_3(0,809 + 7,85m_1) + A_5(1 + 16,15m_1) + A_7(0,809 + 18,3m_1) + A_9(0,309 + 9m_1) = m_1 \cdot a_1'$$

dla $\varphi = 36^\circ$

$$A_1(0,5878 + m_2) + A_3(0,9511 + 4,85m_2) + A_5(0,00 + 0,00) + A_7(-0,9511 - 11,3 \cdot m_2) + A_9(-0,5878 - 9m_2) = m_2 \cdot a_2'$$

dla $\varphi = 54^\circ$

$$A_1(0,809 + m_3) + A_3(0,309 + 1,14m_3) + A_5(-1,0 - 6,18m_3) + A_7(6,309 + 2,67m_3) + A_9(0,809 + 9m_3) = m_3 \cdot a_3' \quad [30]$$

dla $\varphi = 72^\circ$

$$A_1(0,9511 + m_4) + A_3(-0,5878 - 1,86m_4) + A_5(0,00 + 0,00) + A_7(0,5878 + 4,33m_4) + A_9(-0,9511 - 9m_4) = m_4 \cdot a_4'$$

dla $\varphi = 90^\circ$

$$A_1(1 + m_5) + A_3(-1 - 3m_5) + A_5(1 + 5m_5) + A_7(-1 - 7m_5) + A_9(1 + 9m_5) = m_5 \cdot a_5'$$

Równania te odnoszą się do dowolnego skrzydła, przy założonych 9-ciu punktach przeliczeniowych, wzdłuż rozpiętości. Dwa dalsze punkty otrzymujemy automatycznie dla $\varphi = 0^\circ$ i 180° (końce skrzydła), gdyż tam oczywiście wypór równa się zeru.

Skrzydło prostokątne nieskręcone — przedstawia najprostszypadek w układzie równań (30). Przyjmijmy wydłużenie skrzydła $\lambda = 7$, czyli wszystkie współczynniki m są stałe.

$$m_1 = m_2 = m_3 = m_4 = m_5 = \frac{k \cdot c}{4 \cdot b} = 0,9 \frac{2\pi}{4 \cdot 7} = 0,202 \approx 0,2$$

Ponadto (na skutek tego, że skrzydło jest nieskręcone i posiada ten sam profil na całej rozpiętości):

$$a_1' = a_2' = a_3' = a_4' = a_5' = a'$$

Równanie zatem (30) dla tego wypadku przyjmą postać: (równanie podzielono obustronnie przez $ma' = 0,2a'$).

$$2,55 \frac{A_1}{a'} + 11,9 \frac{A_3}{a'} + 21,15 \frac{A_5}{a'} + 22,35 \frac{A_7}{a'} + 10,55 \frac{A_9}{a'} = 1 \quad [31.1]$$

$$3,95 \frac{A_1}{a'} + 9,6 \frac{A_3}{a'} - 16,05 \frac{A_7}{a'} - 11,95 \frac{A_9}{a'} = \dots \quad [31.2]$$

$$5,05 \frac{A_1}{a'} + 2,69 \frac{A_3}{a'} - 11,18 \frac{A_5}{a'} + 4,22 \frac{A_7}{a'} + 13,05 \frac{A_9}{a'} = 1 \quad [31.3]$$

$$5,75 \frac{A_1}{a'} - 4,80 \frac{A_3}{a'} + 7,27 \frac{A_7}{a'} - 13,75 \frac{A_9}{a'} = 1 \quad [31.4]$$

$$\frac{A_1}{6a'} - 8 \frac{A_3}{a'} + 10 \frac{A_5}{a'} - 12 \frac{A_7}{a'} + 14 \frac{A_9}{a'} = 1 \quad [31.5]$$

Rozwiązując powyższy układ równań otrzymujemy:

$$\begin{array}{lll} \frac{A_1}{a'} = 0,195, & \frac{A_3}{a'} = 0,0274, & \frac{A_5}{a_1} = 0,00649, \\ \frac{A_7}{a'} = 0,00187, & \frac{A_9}{a'} = 0,000362 \end{array}$$

Mając wyliczone powyższe współczynniki możemy znaleźć zarówno całkowity wypór i opór, jak również rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości.

Współczynnik całkowitego wyporu (w myśl równ. 26) określa wyrażenie:

$$c_z = \pi \lambda \cdot A_1 = \pi \lambda \cdot 0,195 a' = 4,3 a' \quad (\text{Dla } \lambda = 7) \quad [32]$$

Np. dla $a' = 10^\circ = 0,1745$ radj mamy: $c_z = 0,1745 \times 4,3 = 0,75$.

Całkowity opór indukowany otrzymujemy w myśl równ. 29, w postaci:

$$c_{xi} = \pi \lambda A_1^2 \cdot (1 + \delta) = c_z A_1 (1 + \delta) = \frac{c_z^2}{\pi \lambda} \cdot (1 + \delta) \quad [32a]$$

$$\begin{aligned} \text{gdzie} \quad \delta &= \frac{3 A_3^2 + 5 A_5^2 + 7 A_7^2 + 9 A_9^2}{A_1^2} = \\ &= \frac{3 (0,0274)^2 + 5 (0,00649)^2 + 7 (0,00187)^2 + 9 (0,000362)^2}{(0,195)^2} = \\ &= \frac{0,00225 + 0,000168 + 0,0000245 + 0,000001179}{0,038} = \\ &= \frac{0,002443679}{0,038} = 0,0644 \end{aligned}$$

Czyli: $c_{xi} = \pi \lambda \cdot 0,038 \cdot 1,0644 (a')^2 = 0,894 \cdot (a')^2$.

Uwaga: Dla eliptycznego rozkładu wyporu mieliśmy odpowiednio:

$$a_0 = 2\pi\lambda = 5,65 \text{ zaś}$$

$$a_1 = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi \lambda}} = \frac{5,65}{1,257} = 4,5 \quad (\text{równ. 17a})$$

czyli $C_z = 4,5 \cdot a'$

$$\text{zaś} \quad c_{xi} = \frac{c_z^2}{\pi \lambda} = \frac{20,2}{22} \cdot (a')^2 = 0,92 \cdot (a')^2$$

Pozornie otrzymujemy tu większy opór niż dla prostokątnego skrzydła, lecz należy pamiętać, że opór ten należy do większego współczynnika ($4,5 a'$ wobec $4,3 a'$). Łatwo jest sprawdzić, że przy wyporze równym $4,5$ dla przyjętego płata prostokątnego otrzymalibyśmy opór równy:

$$C_{xi} = 0,978 (a')^2$$

Rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości, dla naszego założonego płata obliczamy następująco:

dla założonych kątów φ ($18^\circ, 36^\circ, 54^\circ, 72^\circ$ i 90°) obliczamy z równania $\sin \varphi = \sqrt{1 - \cos^2 \varphi} = \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2}$ wielkość $\frac{2y}{b}$, czyli położenie danego punktu (przekroju) wzdłuż rozpiętości płata.

Otrzymujemy:

$$\begin{array}{ccccc} \varphi = 18^\circ & 36^\circ & 54^\circ & 72^\circ & 90^\circ \\ 2y/b = 0,95 & 0,810 & 0,588 & 0,308 & 0,000 \end{array}$$

Następnie z równania 20c obliczamy (dla każdego kąta, czyli dla każdej wartości $\frac{2y}{b}$), wielkość:

$$\begin{aligned} \frac{K_\varphi}{2bv} &= A_1 \cdot \sin \varphi + A_3 \cdot \sin 3\varphi + A_5 \cdot \sin 5\varphi + \\ &+ A_7 \cdot \sin 7\varphi + A_9 \cdot \sin 9\varphi \quad \dots \quad [33] \end{aligned}$$

gdzie

$$\begin{array}{lll} A_1 = 0,195 a' & A_3 = 0,0274 a' & A_5 = 0,00649 a' \\ A_7 = 0,000187 a' & A_9 = 0,000362 a' \end{array}$$

Dzieląc całe równanie przez α' otrzymujemy:

dla $\varphi = 18^\circ$

$$\begin{aligned} \frac{K_\varphi}{2bv\alpha'} &= 0,195 \cdot \sin 18^\circ + 0,0274 \cdot \sin 54^\circ + 0,00649 \cdot \\ &\cdot \sin 90^\circ + 0,00187 \cdot \sin 126^\circ + 0,000362 \cdot \sin 162^\circ = \\ &= 0,0604 + 0,0222 + 0,00649 + 0,00151 + 0,000112 = \\ &= 0,090712 \end{aligned}$$

dla $\varphi = 36^\circ$

$$\begin{aligned} \frac{K_\varphi}{2bv\alpha'} &= 0,195 \cdot \sin 36^\circ + 0,0274 \cdot \sin 108^\circ + 0,00649 \cdot \\ &\cdot \sin 180^\circ + 0,00187 \cdot \sin 252^\circ + 0,000362 \cdot \sin 324^\circ = \\ &= 0,1147 + 0,0260 + 0,00 - 0,001775 - 0,000212 = \\ &= 0,138713 \end{aligned}$$

Analogicznie dla pozostałych wartości otrzymujemy:

dla $\varphi = 54^\circ$

$$\frac{K_\varphi}{2bv\alpha'} = 0,160883 \cong 0,1609$$

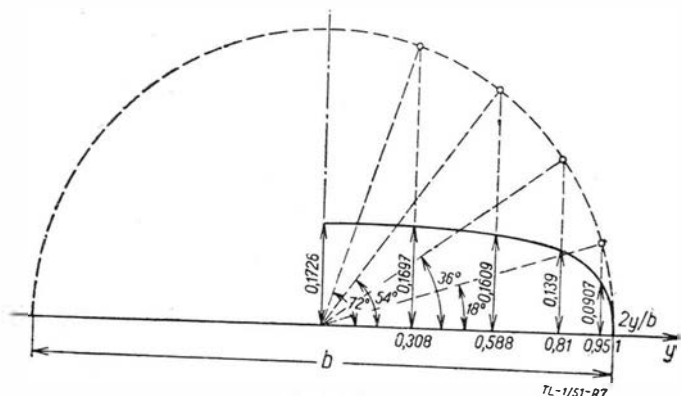
dla $\varphi = 72^\circ$

$$\frac{K_\varphi}{2bv\alpha'} = 0,169656 \cong 0,1697$$

oraz dla $\varphi = 90^\circ$

$$\frac{K_\varphi}{2bv\alpha'} = 0,172582 \cong 0,1726$$

Wartości te dają nam bezpośrednio kształt rozkładu cyrkulacji, względnie wyporu, wzdłuż rozpiętości (rys. 7).



Rys. 7.

Dla wyznaczenia bezwzględnej wielkości współczynnika nośności C_z w każdym przekroju skrzydła, mamy zależność: (patrz równ. 1)

$$c_z = \frac{2 K_\varphi}{c_\varphi \cdot v} = \frac{2 A_\varphi \cdot 2 bv \alpha'}{c_\varphi \cdot v} = \frac{A_\varphi 4 b \alpha'}{c_\varphi} = A_\varphi \cdot 4 \lambda \alpha' \cdot [34]$$

gdzie A_φ jest obliczonym powyżej współczynnikiem dla każdego kąta φ .

Zatem będziemy mieli:

Dla $\varphi = 18^\circ$ $C_z = 0,0907 \cdot 28 \alpha'$ (gdyż $4\lambda = 4 \cdot 7 = 28$)

Przyjmując $\alpha' = 10^\circ = 0,1745$ radj. (jak było przyjęte w przykładzie w równ. 32) otrzymujemy:

$$C_z = 0,0907 \cdot 28 \cdot 0,1745 = 0,445.$$

Analogicznie mamy dla innych φ :

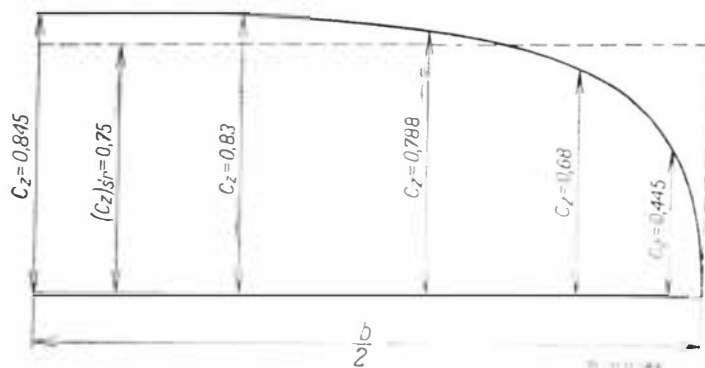
$$\text{dla } \varphi = 36^\circ \quad c_z = 0,1387 : 28 : 0,1745 = 0,68$$

$$\text{dla } \varphi = 54^\circ \quad c_z = 0,1609 : 28 : 0,1745 = 0,788$$

$$\text{dla } \varphi = 72^\circ \quad c_z = 0,1697 : 28 : 0,1745 = 0,83$$

$$\text{dla } \varphi = 90^\circ \quad c_z = 0,1726 : 28 : 0,1745 = 0,845$$

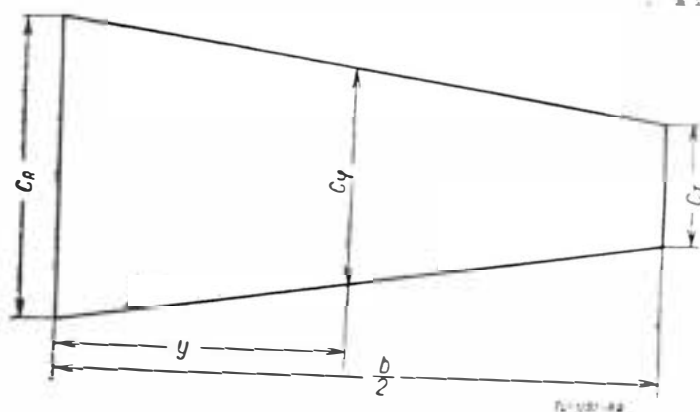
Wykres (rys. 8) podaje nam rozkład współczynnika siły nośnej c_z wzdłuż rozpiętości, przy kącie natarcia $\alpha' = 10^\circ$. Łatwo jest sprawdzić, że dla tego wypadku, średni współczynnik wyporu wynosi 0,75 — tak jak to



Rys. 8.

było poprzednio obliczone (dla całego skrzydła) w równaniu 32.

Skrzydło trapezowe nieskręcone przedstawia drugi z kolei wypadek najprostsz po skrzydle prostokątnym nieskręconym. Kształt takiego skrzydła przedstawia rys. 9.



Rys. 9.

Kładąc $\frac{c_T}{c_R} = E$ otrzymamy:

$$c_z = c_R - \frac{2y}{b} (c_R - c_T)$$

a ponieważ (jak poprzednio) $\frac{2y}{b} = \cos \varphi$, przeto:

$$c_z = c_R [1 - \cos \varphi (1 - E)] \quad [35]$$

Analogicznie jak poprzednio będziemy mieli:

$$m_z = \frac{k \cdot c_z}{4b} = \frac{1,8 \pi c_z}{4b}$$

Współczynniki te jednak nie będą już teraz stałe, gdyż wielkość c_φ jest zmienna wzdłuż rozpiętości. Zatem:

$$m_z = \frac{1,8 \pi}{4b} c_R \left[1 - \cos \varphi (1 - E) \right]$$

Wstawiając (dla trapezu) $b = \frac{\lambda c_R (1 + E)}{2}$

otrzymamy:

$$m_z = \frac{1,8 \pi}{2\lambda} \cdot \frac{[1 - (1 - E) \cdot \cos \varphi]}{(1 + E)} \quad [36]$$

Dla skrzydła prostokątnego przyjęto (przykładowo) $\lambda = 7$. Przyjmijmy tu to samo wydłużenie, a oprócz tego założmy $E = 0,45$ (dla $E = 0,4$ do $0,5$ mamy rozkład wyporu najbardziej zbliżony do eliptycznego). Przy tych założeniach otrzymujemy:

$$m_z = 0,278 (1 - 0,55 \cos \varphi)$$

Zakładając te same kąty φ jak dla przykładu płata prostokątnego, otrzymamy m_φ dla różnych położeń:

dla $\varphi = 18^\circ$, $m_\varphi = 0,133$
 dla $\varphi = 36^\circ$, $m_\varphi = 0,154$
 dla $\varphi = 54^\circ$, $m_\varphi = 0,188$
 dla $\varphi = 72^\circ$, $m_\varphi = 0,231$
 dla $\varphi = 90^\circ$, $m_\varphi = 0,278$

Ponieważ kąt α' jest stały (skrzydło nieskręcone) układ równań 30 otrzymamy (analogicznie do równań 31) w postaci:

$$3,33 \frac{A_1}{\alpha'} + 13,93 \frac{A_3}{\alpha'} + 23,67 \frac{A_5}{\alpha'} + 24,38 \frac{A_7}{\alpha'} + 11,32 \frac{A_9}{\alpha'} = 1 \quad [37 \cdot 1]$$

$$4,82 \frac{A_1}{\alpha'} + 11,0 \frac{A_3}{\alpha'} - 17,48 \frac{A_5}{\alpha'} - 12,82 \frac{A_7}{\alpha'} = 1 \quad [37 \cdot 2]$$

$$5,3 \frac{A_1}{\alpha'} + 2,74 \frac{A_3}{\alpha'} - 11,5 \frac{A_5}{\alpha'} + 4,31 \frac{A_7}{\alpha'} + 13,3 \frac{A_9}{\alpha'} = 1 \quad [37 \cdot 3]$$

$$5,12 \frac{A_1}{\alpha'} - 4,41 \frac{A_3}{\alpha'} + 6,88 \frac{A_5}{\alpha'} - 13,12 \frac{A_7}{\alpha'} = 1 \quad [37 \cdot 4]$$

$$4,95 \frac{A_1}{\alpha'} - 6,59 \frac{A_3}{\alpha'} + 8,59 \frac{A_5}{\alpha'} - 10,59 \frac{A_7}{\alpha'} + 12,59 \frac{A_9}{\alpha'} = 1 \quad [37 \cdot 5]$$

Rozwiązując powyższy układ równań otrzymujemy:

$$\frac{A_1}{\alpha'} = 0,203 \quad \frac{A_3}{\alpha'} = 0,00470 \quad \frac{A_5}{\alpha'} = 0,00978 \quad \frac{A_7}{\alpha'} = 0,000437$$

$$\frac{A_9}{\alpha'} = 0,00165$$

Zatem współczynnik całkowitego wyporu (jak równ. 32)

$$c_z = \pi \lambda A_1 = \pi \lambda \cdot 0,2 \alpha' = 4,4 \cdot \alpha' \quad (\text{dla } \lambda = 7) \quad [38]$$

$$(\text{dla } \alpha' = 10^\circ, c_z = 0,77).$$

Współczynnik oporu indukowanego

$$c_{xi} = \frac{c_z^2}{\pi \lambda} (1 + \delta) = \frac{0,593}{22} \cdot (1,015) = 0,897 \cdot (\alpha')^2 \quad [38a]$$

gdzie δ obliczono jak w równaniu 32b.

Dla znalezienia rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości obliczamy (analogicznie do równania) wartości

$$A_\varphi = \frac{K_\varphi}{2 b v \alpha'}$$

otrzymując poniższą tabelkę:

$\varphi = 18^\circ$	36°	54°	72°	90°
$\frac{K_\varphi}{2 b v \alpha'} = 0,0775$	0,1238	0,1664	0,1930	0,2026

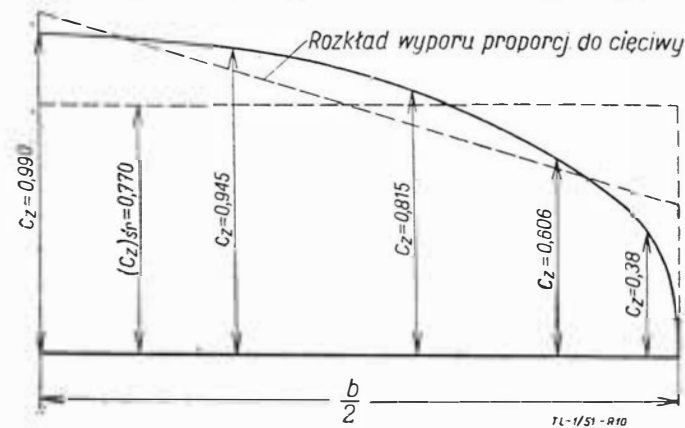
Wartości te wyznaczają nam kształt rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości. Chcąc znaleźć bezwzględną wartość współczynników wyporu stosujemy równanie 34 i otrzymamy (dla $\alpha' = 10^\circ$)

$\varphi = 18^\circ$	36°	54°	72°	90°
$c_z = 0,380$	0,606	0,815	0,945	0,990

Rozkład powyższy ilustruje wykres (rys. 10) (porównaj z rys. 8).

Zakładając większą liczbę kątów φ otrzymujemy oczywiście kształt krzywej wyporu z większą dokładnością, należy jednak wtedy rozwiązać odpowiednio większą ilość równań. Ilość przyjętych w przykładzie kątów φ wydaje się (autorowi) wystarczającą, aby dostatecznie dokładnie określić kształt krzywej wyporu. Otrzymywany przy tym układ pięciu równań liniowych rozwiązuje się prosto i stosunkowo szybko (w czasie ok. jednej godziny) przez kolejne odejmowanie od siebie dwóch równań, z których jedno mnożymy przez pewną cyfrę, tak, aby jedna niewiadoma znikła przy odjęciu (lub dodaniu) tych równań. W ten sposób otrzymujemy układ czterech równań o tyluż niewiadomych, a postępując z nim analogicznie dochodzimy do układu trzech, dwóch i jednego równania.

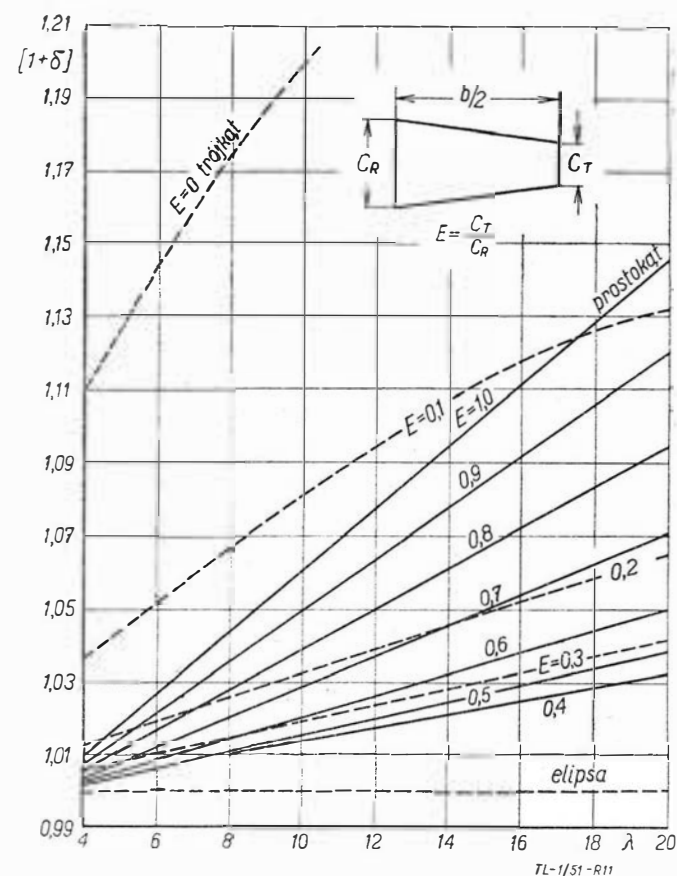
Wykonując kolejno przeliczenie dla skrzydła trapezowego (nieskręconego) dla równych stosunków „E” (ciężkości końcowej do nasadowej) oraz dla różnych wydłużeń, otrzymujemy wykres (rys. 11), ilustrujący nam wzrost współczynnika oporu indukowanego w zależności od „E” (od skrzydła trójkątnego do prostokątnego) przy różnych wydłużeniach. Z wykresu widzimy, że naj-



Rys. 10.

lepszy stosunek „E” leży (w zależności od wydłużenia) w granicach ok. 0,4 do 0,5. Porównanie z eliptycznym rozkładem wyporu jest tu bardzo ciekawe. Dla dużych wydłużeń korzystnie jest przyjmować mniejszą wartość „E” (zbliżoną do 0,45). Dla małych wydłużeń wpływ zbieżności jest znikomy.

Dotychczas rozpatrywaliśmy kształt krzywej wyporu dla skrzydła prostego, nieskręconego. Wpływ skrzywienia płata (lub zmiany profilu) wzdłuż rozpiętości, jak również wpływ gondoli silnikowych (umieszczonych na skrzydle) względnie kadłuba, na kształt krzywej wyporu — rozpatrywany będzie w drugiej części niniejszej pracy.



Rys. 11.

Prof. dr inż. Władysław Fiszdon
Politechnika Warszawska

Wpływ „suchego” tarcia w obwodzie sterowania na stateczność boczną samolotu (wężykowanie)

Zjawisko wężykowania spotykane jest zarówno na szybkich samolotach odrzutowych jak i na mniejszych i wolniejszych konwencjonalnego układu.

W oparciu o metodę analityczną, po wprowadzeniu szeregu uproszczeń, otrzymane są wzory, których graficzna interpretacja ułatwia wyciągnięcie wniosków i przyczynia się do lepszego zrozumienia sensu fizycznego zjawiska.

Autor wykazał, że na drodze analitycznej jest możliwe wyprowadzenie praktycznych wniosków odnośnie wpływu różnych parametrów na skłonność samolotu do wężykowania.

1. Wstęp

W ciągu ostatnich kilkunastu lat zauważono podczas prób w locie na niektórych samolotach z aerodynamicznie wyważonymi sterami ciekawe zjawisko powstawania wahań bocznych samolotu, przy puszczeniu steru kierunku. Amplituda tych wahań ustala się po pewnym czasie. Ścisłejsze obserwacje wykazały, że wahania te składają się przede wszystkim z odchyżeń (kierunkowych) samolotu, wychyleń steru kierunku oraz ślizgu; przechylenia samolotu są przy tym bardzo małe.

Systematyczne doświadczenia wykazały, że stan wyważenia aerodynamicznego oraz tarcie w obwodzie sterowania mają duży wpływ na możliwość istnienia wahań o stałej amplitudzie. Fakt ustalenia się amplitudy, w nieobecności harmonicznej wzbudzającej siły, wskazuje na nieliniowy charakter obserwowanego zjawiska. Nieliniowość mogła powstać na skutek charakteru sił aerodynamicznych lub sił tarcia w obwodzie sterowania. Prędkości, przy których występuje powyższe zjawisko zwane wężykowaniem, nie zawsze są w granicach wpływu ściśliwości, a amplitudy wychyleń steru są w granicach liniowych zależności między kątami wychylenia i siłami aerodynamicznymi. Powyższe dane nasuwają wniosek że charakter tarcia w obwodzie sterowania może być głównym powodem wahań o ustalonej amplitudzie.

Prace Greenberga i Sternfelda [Lit. 1] uzupełnione przez Neumarka [Lit. 2] których główny tok rozumowania i wyniki podane są poniżej, dały bardzo ciekawe teoretyczne wyjaśnienie rozpatrywanego zjawiska.

2. Teoria wężykowania

Punktem wyjściowym teoretycznej analizy zjawiska są oczywiście równania ruchu. Jak wiemy z rozważań [Lit. 3, 4, 5] nad statecznością boczną z utrzymanym sterem, przy robionych zwykle założeniach małych odchyżeń od wyjściowego prostoliniowego poziomego lotu oraz dla związanych z samolotem osi odniesienia mała różniących się od głównych osi bezwładności, równania ruchu w postaci bezwymiarowej są:

$$\frac{d\bar{v}}{dt} + \bar{y}_v \bar{v} + \bar{r} + \bar{y}_z \bar{\varphi} = 0 \quad [1]$$

$$\bar{l}_v \bar{v} + \bar{l}_p \bar{p} + \frac{d\bar{p}}{dt} + \bar{l}_r \bar{r} = 0 \quad [2]$$

$$\bar{n}_v \bar{v} + \bar{n}_p \bar{p} + \frac{d\bar{r}}{dt} + \bar{n}_r \bar{r} = 0 \quad [3]$$

$$-\bar{p} + \frac{d\bar{\varphi}}{dt} = 0 \quad [4]$$

$\bar{v} = \frac{v}{V_1}$ prędkość w kierunku osi y
prędkość lotu przed zakłóceniem
= bezwym. prędkość boczna
 $\bar{p}$ prędkość kątowa przechylenia (dookoła osi x)
 $\bar{r}$ prędkość kątowa odchylenia (dookoła osi z)

$$\bar{t} = \frac{Q}{2 \rho V_1 S g} \quad \text{czas bezwymiarowy}$$

Q ciężar samolotu
 S powierzchnia skrzydeł

$$\bar{p} = \dot{\varphi}$$

$$\bar{r} = \dot{\psi}$$

$$\bar{t} \text{ czas}$$

Wielkości y, l, n z odpowiednimi indeksami są bezwymiarowymi współczynnikami pochodnych sił aerodynamicznych, występujących w równaniach ruchu.

Równanie charakterystyczne układu równań 1, 2, 3, 4 jest czwartego stopnia i może, dla większości spotykanych samolotów, być wyrażone w postaci iloczynu:

$$(\lambda - \lambda_1)(\lambda - \lambda_2)(\lambda^2 - f\lambda - h) = 0$$

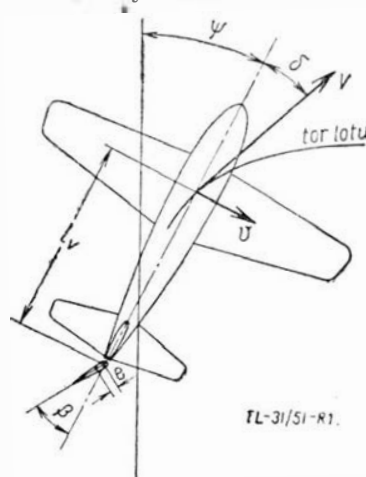
Pierwiastki tego równania określają rodzaj i charakter ruchu po zakłóceniu równowagi, mianowicie:

λ_1 jest tłumieniem aperiodycznego ruchu przechylającego zawsze mocno tłumionego.

λ_2 jest tłumieniem aperiodycznego ruchu spiralnego, który może być tłumiony lub nie tłumiony,

$-f/2$ jest tłumieniem wahań bocznych zwanych „holendrowaniem”,

$h-1/4f^2$ jest okresem powyższych wahań. Należy przypomnieć, że brak tłumienia tych wahań jest nie wskazany z punktu widzenia własności lotnych samolotu.



Dla puszczonego steru kierunku należy do powyższych równań dodać równanie równowagi momentów zawiasowych. Jak widac z rysunku 1 i ogólnych zasad mechaniki, przyspieszenie liniowe środka ciężkości steru kierunku dla układu osi związanych z płatem jest:

$$I_1 \frac{d^2\psi}{dt^2} + \frac{d\tau}{dt} - l \frac{d^2\psi}{dt^2}$$

$$\text{gdzie: } \frac{d\psi}{dt} = r \quad [6]$$

Rys. 1.

przyspieszenie zaś kątowe steru jest:

$$\frac{d^2(\psi + \beta)}{dt^2} \quad [7]$$

Oznaczając:

I_V moment bezwładności steru,

$\frac{Q_V}{g}$ masa steru,

e odległość środka ciężkości steru od jego osi obrotu,

$$M_h = \frac{1}{2\rho} \rho V_1^2 S_V \hat{c}_V \left(b_1 \alpha_V + b_2 \beta + b_2' \frac{d\beta}{dt} \right) \quad \text{moment zawiasowy sił aerodynamicznych,}$$

$$\dot{\beta} = \frac{d\beta}{dt} \quad \text{prędkość kątowa steru kierunku,}$$

$$\alpha_V = - \left(\delta - \frac{l_1}{V_1} \frac{d\psi}{dt} \right) \quad \text{kąt natarcia usterzenia pionowego,}$$

$$M_{ht} = \frac{1}{2} \rho V_1^2 S_V c_V c_{ht} \quad \text{moment zawiasowy sił tarcia w obwodzie sterowania.}$$

Współczynnik c_{ht} dla tarcia płynnego jest proporcjonalny do prędkości wychylenia steru, a dla suchego tarcia ma stałą wielkość a kierunek przeciwny kierunkowi ruchu.

S_V — powierzchnia usterzenia pionowego,
 c_V — średnia cięciwa usterzenia pionowego,

$$\mu_3 = \frac{Q}{\frac{1}{2} g \rho S l_V}$$

Równanie równowagi momentów zawiasowych steru kierunku jest:

$$I_V \frac{d^2(\psi + \beta)}{dt^2} - \frac{Q_V}{e} \left(V_1 \frac{d\psi}{dt} + \frac{dv}{dt} - l_V \frac{d^2\psi}{dt^2} \right) = M_h + M_{ht} \quad [8]$$

Przy puszczeniu steru kierunku ściśle mówiąc zmieniają się również równania momentów przechyłających i odchyłających oraz sił bocznych. Ponieważ jednak zmiany sił bocznych i momentów przechyłających na skutek wychylenia steru kierunku (dla niezbyt wysokiego położenia usterzeń pionowych) są małe w stosunku do pozostałych wielkości, można przyjąć, że równania 1, 2, 4 nie ulegną zmianie i jedynie w równaniu 4 należy ze względu na długość ramienia, uwzględnić moment powstający przy puszczeniu steru kierunku. Otrzymujemy wówczas:

$$\bar{n}_v \bar{v} + \bar{n}_p \bar{p} + \frac{dr}{dt} + \bar{n}_r \bar{r} + \bar{n}_\beta \bar{\beta} + \bar{n}_\beta' \dot{\beta} = 0 \quad [9]$$

Uwzględniając równania 1, 2, 4, 8, 9 widzimy, że w ogólnym przypadku równanie charakterystyczne ruchu z puszczeniem sterem będzie szóstego stopnia. Rozwiązania tego równania będą naogół miały parę rzeczywistych pierwiastków, odpowiadających szybko zamierającemu przechyleniu i ruchowi spiralnemu oraz dwie pary zespolonych pierwiastków, z których jedna para będzie odpowiadała krótko-okresowemu, szybko tłumionemu wahaniom samolotu i steru kierunku, a druga para — wahaniom, zbliżonym do holendrowania, które mogą być tłumione lub nietłumione. Ten ostatni rodzaj ruchu jest bardzo nieprzyjemny i należy go unikać.

Rozwiązanie takiego ogólnego równania jest żmudne, a dyskusja nad wpływami poszczególnych parametrów na charakter ruchu praktycznie niemożliwa i dlatego zgodnie z fizycznym charakterem przebiegu zjawiska poczynione zostały przez Greenberga i Sternfelda uproszczenia udoskonalone i sprawdzone następnie przez Neumark, umożliwiające duże ułatwienie analitycznego ujęcia zagadnienia.

Ponieważ w większości spotykanych przypadków puszczenie steru kierunku ma mały wpływ na pierwiastki rzeczywiste i przechylenie samolotu jest małe, można w pierwszym rzędzie zaniedbać przechylenie samolotu i wówczas odpada równanie 2 i 4 oraz wyrazy mnożone przez $\bar{p}$ w pozostałych równaniach ruchu. Uzyskuje się wówczas równanie charakterystyczne czwartego stopnia odpowiadające dwóm parom zespolonych pierwiastków nieuproszczonego równania szóstego stopnia i odpowiadających ruchom o tym samym charakterze.

Ponieważ naogół stery kierunku są wyważone masowo $e = 0$ i przyjmujemy, że wpływ momentu bezwładności steru jest mały, uzyskujemy się dalsze uproszczenia równań ruchu. Po eliminacji jednej ze zmiennych i uproszczeniach można przedstawić równanie charakterystyczne w postaci wyznacznika:

$$\begin{vmatrix} \lambda^2 + (\bar{n}_r + \bar{y}_v) \lambda + (-\bar{n}_v + \bar{y}_v \bar{n}_r) & \bar{n}_\beta' \lambda + \bar{n}_\beta \\ -b_1 \lambda - \mu_3 b_2 & K_V \lambda - \mu_3 b_2 \end{vmatrix} = 0 \quad [10]$$

$$\text{gdzie: } K_V = \frac{\hat{c}_V}{l_V} \frac{\partial c_h}{\partial \left(\frac{\hat{c}_V}{V_1} \right)}$$

Narazie uwzględniamy jedynie tarcie w obwodzie sterowania, proporcjonalne do prędkości wychylenia, przez zwiększenie o odpowiednią wielkość współczynnika K_V .

Można uzyskać jeszcze lepsze przybliżenie w przypadku, gdy przechylenie nie jest znikomo małe, zastępując $\bar{n}_r + \bar{y}_v$ oraz $-\bar{n}_v + \bar{y}_v \bar{n}_r$ odpowiednio przez f oraz h uzyskane z rozłożenia na czynniki równania charakterystycznego dla trzymanego steru 5, uzyskamy wówczas zamiast równania 10:

$$\begin{vmatrix} \lambda^2 + f \lambda + h & \bar{n}_\beta' \lambda + \bar{n}_\beta \\ -b_1 \lambda - \mu_3 b_2 & K_V \lambda - \mu_3 b_2 \end{vmatrix} = 0 \quad [11]$$

$$= A_2 \lambda^3 + B_2 \lambda^2 + C_2 \lambda + D_2 = 0$$

$$= (K_V \lambda + G_2)(\lambda^2 + F_2 \lambda + H_2) = 0$$

gdzie dla niewielkich wartości tłumienia K_V

$$\left. \begin{aligned} G_2 &= (-F_2 + f) K_V - \mu_3 b_2 + b_1 \bar{n}_\beta \simeq -\mu_3 b_2 \\ F_2 &\simeq f - \frac{b_1}{b_2} \frac{\bar{n}_\beta}{\mu_3} \left(1 + \frac{K_V}{b_2} \right) - \frac{b_1}{b_2} \frac{\bar{n}_\beta'}{\mu_3} \\ H_2 &\simeq h - \frac{b_1}{b_2} \bar{n}_\beta \end{aligned} \right\} \quad [12]$$

Przy poczynionych uproszczeniach szybkie, mocno tłumione wahania kompletnego układu zostały zastąpione przez ruch aperiodyczny, ale one nie mają znaczenia, gdyż nie są niebezpieczne, natomiast uzyskalimy dla wolniejszych niebezpiecznych wahań stosunkowo prostsze wyrażenie.

Pierwiastki zespolone równania charakterystycznego są:

$$\lambda = -\frac{1}{2} F_2 \pm i \sqrt{H_2 - \frac{1}{4} F_2^2} \quad [13]$$

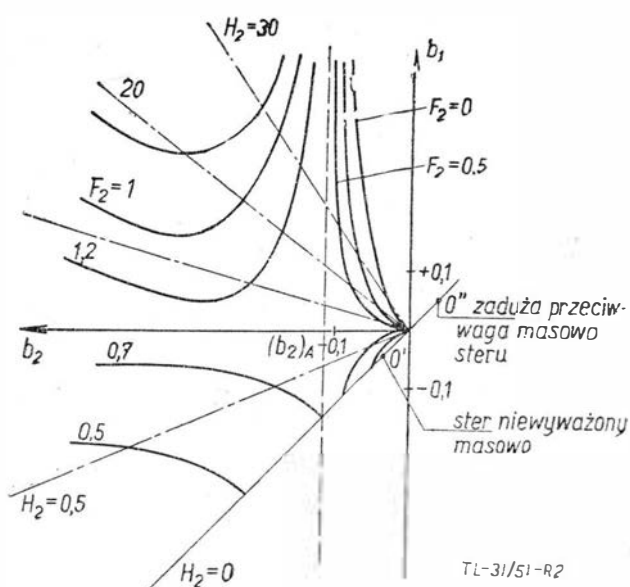
Jak widać z równania 12 w ramach przyjętych założeń upraszczających dla $b_1 = 0$ pierwiastki powyższe będą takie same jak dla trzymanego steru.

Dla danych wartości f i h samolotu można wykreślić (rys. 2) w zależności od b_1 i b_2 krzywe $F_2 = \text{const}$ (hyperbole) i $H_2 = \text{const}$ (proste), odpowiadające stałym wartościom tłumienia oraz stałym okresom wahań dla małych wartości K_V ($H_2 \gg F_2$). Krzywa $H_2 = 0$ jest bardzo bliska granicy powstania aperiodycznego rozbieżnego ruchu, a $F_2 = 0$ rozbieżnych wahań. Celem uniknięcia tych rodzajów niestateczności $[b_2]$ nie powinno być zbyt małe, to znaczy, że nie powinno się zbyt mocno wyważać aerodynamicznie steru kierunku.

Dla $b_2 < (b_2)_A$ i $(b_2)_A = \text{const}$ asymptota hyperbol $F_2 = \text{const}$ tłumienie rośnie ze wzrostem b_1 , a dla $b_2 > (b_2)_A$ zależność ta jest odwrotna, przy czym tłumienie w tym zakresie jest bardzo czułe na zmiany b_1 i b_2 . Ponieważ wielkości b_1 , b_2 i K_V nie dadzą się określić teoretycznie z odpowiednią dokładnością, zaleca się tak dobrać parametry steru, aby mieć dostateczny zapas bezpieczeństwa i $b_2 < (b_2)_A$.

Zauważmy, że jak można wykazać teoretycznie, niewyważenie steru powoduje jakoby równoważne przesunięcie początku układu wzduż prostej do punktu O' (rys. 2), a więc odpowiadające zmniejszeniu $[b_2]$, natomiast zbyt duża przeciwwaga powoduje przesunięcie do punktu O'' , a więc pozorne zwiększenie $[b_2]$, krzywe $F_2 = \text{const}$ i $H_2 = \text{const}$ ulegają tylko stosunkowo małej zmianie. Wyważenie masowe jest więc korzystne z punktu widzenia zapobiegania niestateczności.

Dla większych wartości tłumienia nie można robić założeń upraszczających, prowadzących do zależności 12 i chcąc zanalizować wpływ tłumienia K_V (proporcjonalnego do prędkości) w szerokich granicach, musimy wyjść z równania 11. W granicznym przypadku, gdy tłumienie jest równe zeru pierwiastki są urojone ($\lambda = \pm i \eta$)

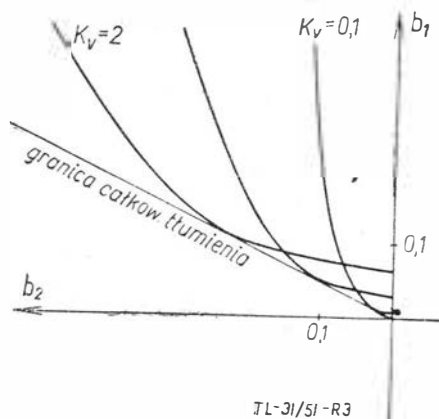


Rys. 2.

i przyrównując do zera oddzielnie część rzeczywistą i urojoną równania $A_2 \lambda^3 + B_2 \lambda^2 + C_2 \lambda + D_2 = 0$ po podstawieniu zamiast λ wartości $i\eta$ otrzymamy:

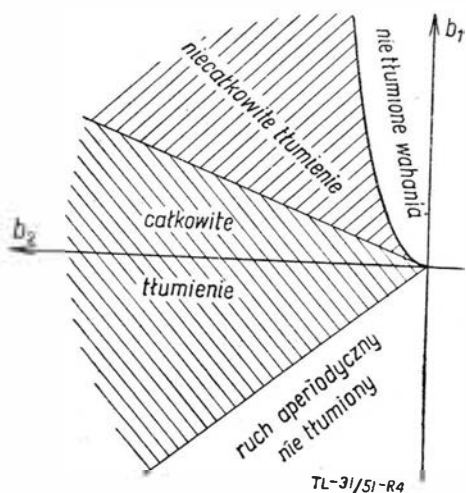
$$B_2 C_2 - A_2 D_2 = 0 \quad \dots \quad [14]$$

Możemy teraz wykreślić we współrzędnych b_1, b_2 dla różnych stałych wartości współczynnika odpowia-



Rys. 3.

dającego tłumieniu K_V krzywe zadośćczyniające równaniu 14, które odpowiadają granicom stateczności. Krzywe $K_V = \text{const}$ posiadają obwiednię, którą nazwiemy granicą całkowitego tłumienia i dla wartości b_1, b_2 odpowiadającej punktom poniżej tej obwiedni, wahania



Rys. 4.

będą zamierzające niezależnie od wielkości tłumienia K_V . Widzimy z rys. 3, że powiększenie tłumienia dla niektórych wartości b_1, b_2 może spowodować przejście z zakresu stateczności do nestateczności.

Z powyższych rozważań wynika, że możemy podzielić zakres spotykanych wartości b_1, b_2 na cztery pola: jedno, w którym występują nietłumione wahania, drugie, w którym tłumienie lub nietłumienie wahań zależy od wielkości tarcia w obwodzie sterowania, trzecie w którym wahania są tłumione i czwarte, w którym występuje ruch aperiodyczny nietłumiony.

3. Założenie upraszczające odnośnie uwzględnienia „suchego” tarcia

W dotychczasowych rozważaniach przyjmowaliśmy, że siła tarcia w obwodzie sterowania jest proporcjonalna do prędkości wychylenia steru (tarcie płynne), przed rozpatrywaniem wpływu suchego tarcia (typu Coulomba) w obwodzie sterowania przypominajmy sobie ogólną metodę uproszczonej analizy ruchu z takim tarcie [Lit. 5]. Ponieważ suche tarcie wprowadza element nieliniowości, trudny do prostego analitycznego ujęcia, należy wprowadzić uproszczenia, polegające na zastąpieniu rzeczywistego suchego tarcia przez równoważne tarcie płynne. Równoważnym tarcie płynnym będziemy nazywali takie tarcie, które podczas jednego cyklu pochłonie energię równą energii pochłoniętej w takim samym okresie przez tarcie suche.

Praca sił tłumienia F jest:

$$P = \int_0^{2\pi} F dx = \int_0^{2\pi} F \frac{dx}{dt} dt \quad \dots \quad [15]$$

Dla najprostszego ruchu harmonicznego o częstotliwości katowej ω i amplitudzie $\hat{x}$ przesunięcie x jest:

$$x = \hat{x} \sin \omega t$$

$$\text{prędkość jest: } \dot{x} = \frac{dx}{dt} = \hat{x} \omega \cos \omega t \quad \dots \quad [16]$$

W przypadku płynnego tarcia siła tarcia jest,

$$F_p = c_t \dot{x} = c_t \omega \hat{x} \cos \omega t \quad \dots \quad [17]$$

a w przypadku tarcia suchego (rys. 5):

$$F_s = \pm F \quad \dots \quad [18]$$

Odpowiadające tym tarciom prace są zgodnie z równaniem (15)

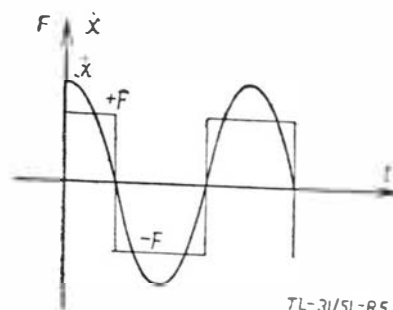
$$P_p = \hat{x} \int_0^{2\pi} c_t \omega \cos^2 \omega t d(\omega t) = \pi c_t \omega \hat{x}^2 \quad \dots \quad [19]$$

$$P_s = 4 \hat{x} \int_0^{\pi/2} F \cos \omega t d(\omega t) = 4 F \hat{x} \quad \dots \quad [20]$$

Współczynnik równoważnego liniowego tarcia, pochłaniającego taką samą pracę, uzyskamy przyrównując powyższe prace, skąd otrzymamy

$$c_t = \frac{4 F}{\pi \omega \hat{x}} \quad \dots \quad [21]$$

Widzimy więc, że współczynnik równoważnego płynnego tarcia zależy od amplitudy wahań i może się zmieniać w bardzo szerokich granicach. Zaznaczymy, że powyższe rozumowanie słuszne jest dla tarcia o wielkości nie wywołującej zbyt dużych zmian częstotliwości, gdyż przy wyprowadzeniu wzoru 21 założono ω stałe, a więc dla bardzo małych amplitud nie można je, ściśle mówiąc, stosować.



Rys. 5.

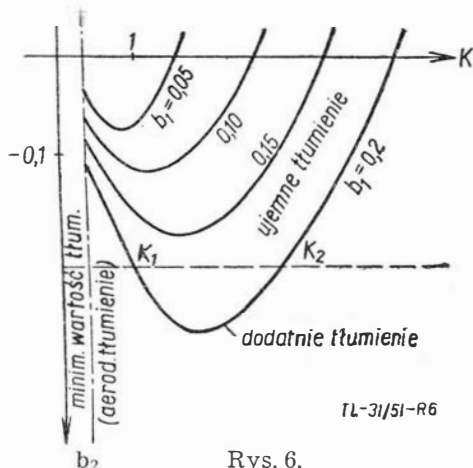
4. Uwzględnienie suchego tarcia w teoretycznych obliczeniach stateczności

Zastosujmy teraz powyższą metodę do naszych uproszczonych równań ruchu (11). Jeżeli chcemy uwzględnić wpływ suchego tarcia to zamiast K_V musimy w równanie 11 wstawić:

$$K = K_V + K_s \quad [22]$$

gdzie, zgodnie z przyjętymi oznaczeniami i uproszczeniami oraz rów. 21:

$$K_s = \frac{4\mu_s \cos \beta}{\pi \cos \beta} \quad [23]$$



Rys. 6.

Wielkość K_s , a stąd i K , będzie więc zależna od amplitudy wychyleń steru β i może się zmieniać w bardzo szerokich granicach.

Na podstawie poprzednich rozważań z rozdziału 2 możemy wywnioskować od razu, że jeżeli b_1 i b_2 będą odpowiadały zakresowi całkowitego tłumienia, wówczas niezależnie od wartości K , będziemy mieli zawsze do czynienia z ruchem statecznym. Jeżeli parametry określone przez wyważenie steru będą odpowiadały zakresowi niecałkowitego tłumienia, wówczas stateczność ruchu będzie zależała od wielkości tarcia w obwodzie sterowania, a więc od amplitudy w przypadku suchego tarcia.

Dla lepszego zobrazowania przebiegu zjawiska podano na rys. 6 w układzie współrzędnych K, b_2 krzywe granic stateczności dla różnych stałych wartości b_1 . Krzywe te spełniają równanie 14. Dla danego steru o określonym wyważeniu aerodynamicznym, a więc i określonych wartościach b_1 i b_2 , prosta $b_2 = \text{const}$ może przecinać lub nie krzywe $b_1 = \text{const}$. Jeżeli mamy do czynienia z przypadkiem całkowitego tłumienia wówczas prosta $b_2 = \text{const}$ nie przetnie krzywej $b_1 = \text{const}$ i ruch będzie stateczny. W przypadku niecałkowitego tłumienia prosta $b_2 = \text{const}$ rozpatrywanego steru przetnie krzywą $b_1 = \text{const}$ w dwu punktach

(K_1, b_2) i (K_2, b_2). Jeżeli w tym ostatnim przypadku początkowa amplituda zakłócenia ustalonego ruchu jest mała, to zgodnie z równaniem 23 tłumienie K jest duże $K_1 > K_2$ i będziemy mieli ruch zamierający. Jeżeli wielkość amplitudy jest taka, że $K_1 < K < K_2$ ruch będzie niestateczny i amplituda będzie wzrastała, a tłumienie będzie malało aż do osiągnięcia wartości K_1 . Jeżeli amplituda początkowa jest duża, wówczas $K < K_1$ ruch jest tłumiony i amplituda będzie malała, a tłumienie rośnie dopóki nie dojdzie do wartości K_1 . Widzimy więc, że dla sterowania z suchym tarcie w obwodzie po zakłóceniu ustalonego ruchu o amplitudzie dającej $K_1 < K_2$, wystąpią wahania, które po pewnym czasie będą miały ustaloną amplitudę, odpowiadającą wartości $K = K_1$. W powyższy sposób można analitycznie uzasadnić istnienie rodzaju wahań o stałej amplitudzie nazywanych wężykowaniem.

Amplitudę β wahań steru można wyznaczyć analitycznie obliczając wielkość K dla danych wartości b_1 i b_2 z rów. 14, a następnie β z równań 22 i 23.

5. Wnioski praktyczne

Ogólne wnioski praktyczne z powyższych rozważań są następujące:

1) Wielkość bezwzględna współczynnika b_2 nie powinna być mniejsza od wartości krytycznej $(b_2)_A$ rząd wielkości $(b_2)_A$ dla samolotów o normalnym układzie jest — 0,12.)

2) Współczynnik b_1 nie powinien być zbyt duży, a w każdym przypadku b_1 i b_2 powinny być tak dobrane, aby były dość odległe od granicy niestateczności bocznej z puszczonego sterem.

3) Wyważenie masowe steru kierunku jest korzystne z punktu widzenia stateczności.

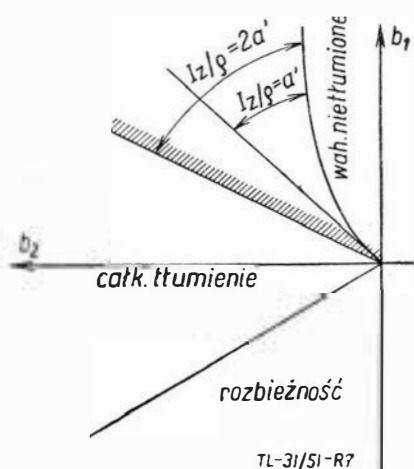
4) Należy unikać dużych wartości współczynnika tarcia w obwodzie sterowania, a szczególnie tarcia suchego.

Na zakończenie podano przykładowo na rysunkach 7, 8 i 9 wykresy ilustrujące wpływ ilorazu momentu bezwładności samolotu dookoła osi z i gęstości powietrza $\frac{I_z}{\rho}$, kierunkowej stateczności (wyrażającej się przez n_v) oraz efektywności steru kierunku (wyrażającej się przez n_β) na zakres nietłumionych wahań. Jak widzimy, zwiększenie momentu bezwładności oraz zwiększenie efektywności steru kierunku zmniejsza zakres całkowitego tłumienia, a zwiększenie stateczności statycznej zwiększa zakres całkowitego tłumienia.

Artykuł wpłynął 12.VII.51.

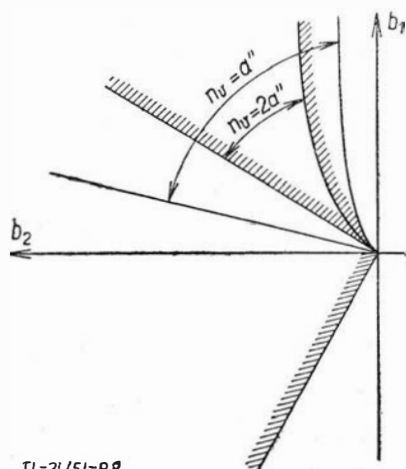
Literatura

1. H. GREENBERG i L. STERNFELD: A theoretical investigation of the lateral oscillations of an airplane with free rudder with special reference of the effect of friction. N. A. C. A. Report Nr 762.
2. S. NEUMARK: A simplified theory of the lateral oscillations of an aircraft with rudder free including the effect of friction in the control system. A. R. C. R. M. Nr 2259.
3. W. F. DURAND: Aerodynamic theory T. V.
4. C. A. G. I.: Sprawozdanie awiakonstruktora T. I.
5. J. P. DEN HARTOG: Mechanical vibrations.
6. W. FISZDON: Mechanika lotu (skrypt w druku).



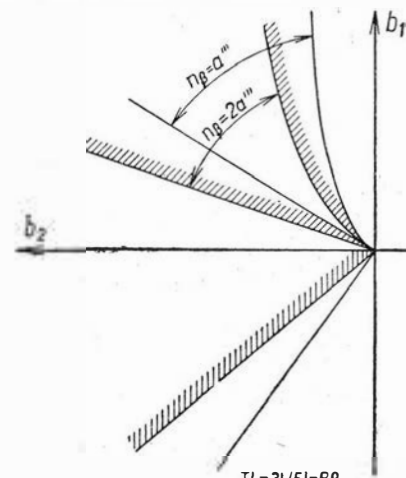
TL-31/SI-R7

Rys. 7.



TL-31/SI-R8

Rys. 8.



TL-31/SI-R9

Rys. 9.

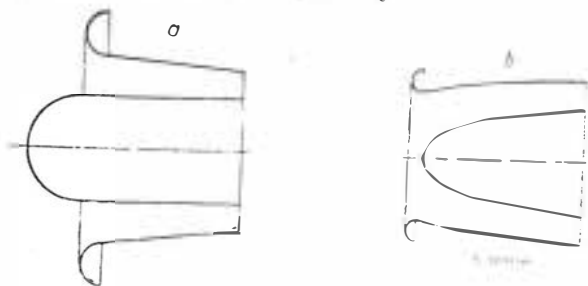
Mgr inż. Bohdan Krajewski

Analiza przepływu w kanałach sprężarek osiowych wielostopniowych

W artykule Autor omawia zastosowanie metody T. Kármána do obliczeń kanałów sprężarek osiowych wielostopniowych. We wnioskach wskazano na wpływ kształtu kanału na poszczególne stopnie sprężarki, który, zdaniem Autora, powinien być uwzględniony przy obliczeniach kąta skrętu łopatek.

Wstęp.

W artykule tym przeanalizowano przepływ zachodzący w kanale sprężarki osiowej wielostopniowej, przy czym jako kanał przyjęto przestrzeń zawartą między piastą a obudową zewnętrzną.



Rys. 1. Dwa typowe przekroje sprężarki wielostopniowej

Rys. 1a, b przedstawia dwa typowe przekroje sprężarki wielostopniowej. Dalsze rozważania będą dotyczyły sprężarek, których kanały mają kształt zbliżony do przedstawionego na rys. 1b. Sprężarki tego typu stosowane są w lotnictwie i coraz częściej w przemyśle. Zaletą tego typu sprężarek jest mniejsza ilość stopni w porównaniu ze sprężarkami o kształcie jak na rys. 1a, oraz większa sprawność przy tym samym sprężu.

Stosowane dość powszechnie założenie stałej prędkości osiowej wzdłuż promienia dla przepływu bez rotacji ($\text{rot } c = 0$) okazuje się niesłuszne dla tego kształtu kanału sprężarki. W końcowym rozdziale poruszono konieczność uwzględnienia zmiennej prędkości osiowej do obliczeń skrętu łopatek wirnika i kierownicy.

1. Przepływ jednostajny i źródło punktowe.

W celu przeanalizowania przepływu osiowo-symetrycznego, określonego funkcją potencjału, względnie funkcją prądu, wprowadzimy następujące oznaczenia we współrzędnych cylindrycznych:

x — oś symetrii,

r — współrzędna promieniowa ($r \perp x$)

oraz:

$$C_x = \frac{\partial \Phi}{\partial x} \dots [1.1]$$

$$C_r = \frac{\partial \Phi}{\partial r} \dots [1.2] \quad \text{gdzie } \Phi = \text{funkcja potencjału}$$

$$C_x = \frac{1}{r} \frac{\partial \Psi}{\partial r} \dots [1.3]$$

$$C_r = -\frac{1}{r} \frac{\partial \Psi}{\partial x} \dots [1.4] \quad \Psi = \text{funkcja prądu}$$

C_x, C_r oznaczają odpowiednie prędkości w kierunku osiowym i promieniowym. Funkcje potencjału i prądu muszą spełniać następujące równania różniczkowe:

$$\frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial \Phi}{\partial r} = 0 \dots [1.5]$$

$$\frac{\partial^2 \Psi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Psi}{\partial r^2} - \frac{1}{r} \frac{\partial \Psi}{\partial r} = 0 \dots [1.6]$$

Dla przepływów złożonych stosuje się zasadę superpozycji:

$$\Phi = \Phi_1 + \Phi_2 + \dots + \Phi_n \dots [1.7]$$

$$\Psi = \Psi_1 + \Psi_2 + \dots + \Psi_n \dots [1.8]$$

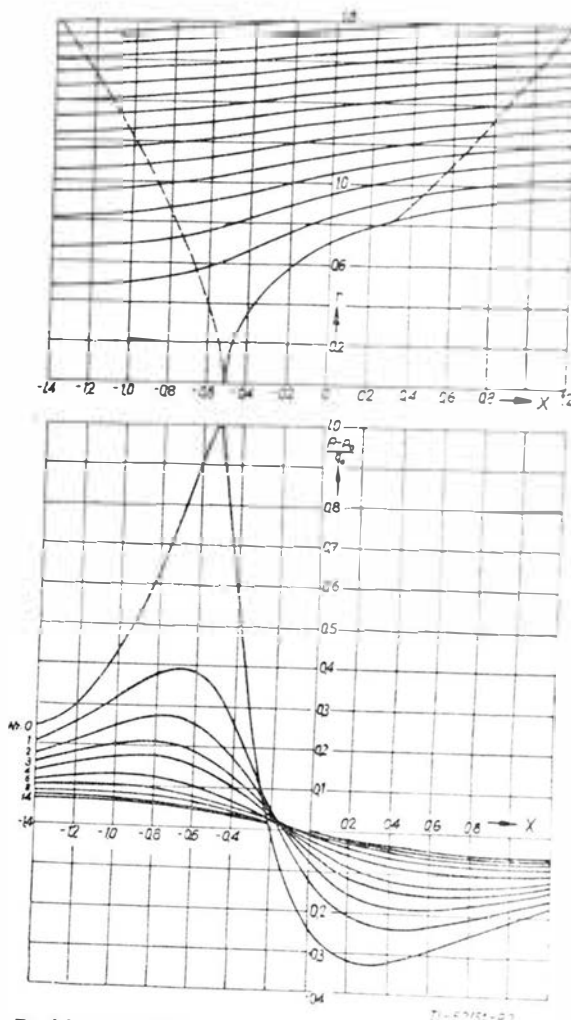
I tak np. dla przepływu jednostajnego i źródła punkto-

wego, funkcje potencjału i prądu są wyrażone następującymi równaniami:

$$\Phi = ux - \frac{Q}{4\pi\rho} \dots [1.9] \quad \text{gdzie } u = \text{prędkość przepływu jednostajnego}$$

$$\Psi = \frac{u \cdot r^2}{2} - \frac{Q}{4\pi} (1 + \cos\vartheta) \dots [1.10] \quad Q = \text{wydatek źródła}$$

$$\vartheta = \arccos \frac{x^2 + r^2 - \rho^2}{2xr}$$



Rys. 2. Rozkład ciśnienia dla przepływu jednostajnego i źródła punkowego na poszczególnych powierzchniach prądu.

Każdej powierzchni prądu, widocznej w przekroju (rys. 2) jako linia — odpowiada pewna wartość funkcji prądu, przy czym dla wartości $\Psi = 0$ otrzymamy tak zwaną zerową powierzchnię prądu, określającą sam kontur.

Przebieg rozkładu ciśnień na poszczególnych powierzchniach prądu można znaleźć z zależności:

$$p + \frac{\mu \cdot v^2}{2} = p_0 + \frac{\mu \cdot u^2}{2} \dots [1.11] \quad \text{gdzie } \mu = \text{gęstość} \left[\frac{\text{kg} \cdot \text{s}^2}{\text{m}^3} \right]$$

$$v \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right] = \sqrt{C_x^2 + C_r^2}$$

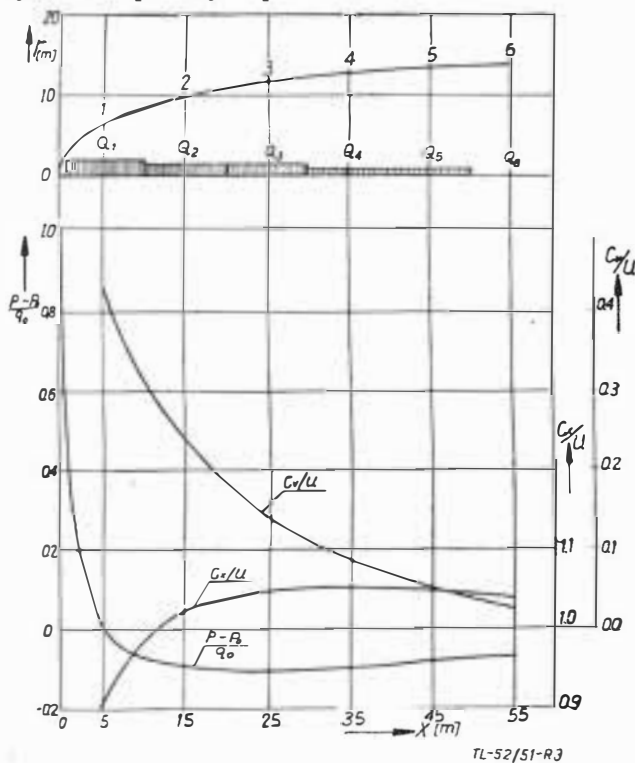
oznaczając $q_0 = \frac{\rho_0 u^2}{2}$, po przekształceniu otrzymamy:

$$\frac{p - p_0}{q_0} = 1 - \left(\frac{v}{u}\right)^2 \quad \dots [1 \cdot 12]$$

Na rys. 2 przedstawiono rozkład ciśnienia dla przepływu jednostajnego i źródła punkowego na poszczególnych powierzchniach prądu. Krzywe oznaczone linią przerywaną ograniczają obszar, w którym zachodzi spadek ciśnienia. Jeżeli będziemy kształtować obudowę zewnętrzną według jednej z powierzchni prądu, to należy się spodziewać, że nie nastąpi oderwanie czynnika przepływającego od ścianki. Spostrzeżenia te będą zastosowane w § 3 do obliczeń obudowy zewnętrznej sprężarki osiowej wielostopniowej.

2. Rozkład ciśnień na powłoce bryły obrotowej.

Wyznaczanie rozkładu ciśnień na powłoce bryły obrotowej oparte jest na metodzie opracowanej przez T. Karmana. Metoda ta polega na dobraniu odpowiedniego rozkładu dodatnich i ujemnych źródeł, które wraz z przepływem jednostajnym tworzą określoną bryłę obrotową. Do obliczeń przyjmuje się, że wydatek źródła jest stały na określonym odcinku; wydatki poszczególnych źródeł odcinkowych są różne. Metoda ta wydaje się najdogodniejszą do obliczeń brył obrotowych otwartych, w odróżnieniu od innych metod, jak np. C. Kaplan'a, która nadaje się tylko do brył zamkniętych. W celu przedstawienia toku obliczeń oparto się na przykładzie podanym przez T. Karmana.



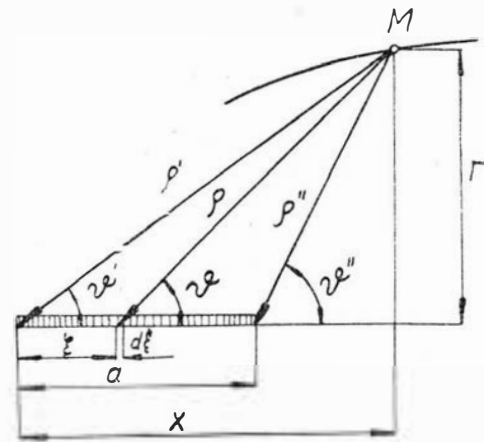
Rys. 3. Rozkład wydatków, źródeł, ciśnień oraz prędkości na powłoce sterowca

Rys. 3 przedstawia profil przedniej części sterowca wraz z rozkładem ciśnień i prędkości. Źródła są rozłożone na odcinkach równych $a = 10$ [m], w ten sposób, że punkty konturu 1, 2 itd. leżą w środku źródła odcinkowego. Numeracja źródeł jest uzależniona od punktu na profilu i tak np. źródło odcinkowe należące do punktu 1 jest pierwszym z kolei źródłem, oznaczone Q_1 . Zgodnie z poprzednio podanymi równaniami funkcja prądu, odpowiadająca elementowi $d\xi$ źródła odcinkowego, da się wyrazić:

$$d\psi' = -\frac{q}{4\pi} (1 + \cos \vartheta) \cdot d\xi \quad \dots [2 \cdot 1]$$

Zgodnie z rys. (4) mamy następujące zależności:

$$d\xi \cos \vartheta = -d\rho \quad \dots [2 \cdot 2]$$



TL-52/51-R4

Rys. 4. Współrzędne źródła odcinkowego.

przy czym ρ' i ρ'' oznaczają odległości punktu od końców źródła odcinkowego, a stąd:

$$\psi' = -\frac{Q}{4\pi} \cdot \left(1 + \frac{\rho' - \rho''}{a}\right) \quad \dots [2 \cdot 3] \text{ gdzie } Q \left[\frac{m^3}{s}\right] = q \cdot a$$

Z równań (1.3 i 1.4) otrzymamy:

$$C_x = \frac{Q}{4\pi ar} \left[\frac{\partial \rho''}{\partial r} - \frac{\partial \rho'}{\partial r} \right] \quad \dots [2 \cdot 4]$$

$$C_r = -\frac{Q}{4\pi ar} \left[\frac{\partial \rho''}{\partial x} - \frac{\partial \rho'}{\partial x} \right] \quad \dots [2 \cdot 5]$$

oraz:

$$\frac{\partial \rho}{\partial r} = \frac{r}{\rho} = \sin \vartheta \quad \dots [2 \cdot 6] \quad \frac{\partial \rho}{\partial x} = \frac{x}{\rho} = \cos \vartheta \quad \dots [2 \cdot 7]$$

a stąd prędkości w kierunku osiowym i promieniowym dadzą się wyrazić:

$$C_x = \frac{Q}{4\pi ar} [\sin \vartheta'' - \sin \vartheta'] \quad \dots [2 \cdot 8]$$

$$C_r = -\frac{Q}{4\pi ar} \cdot [\cos \vartheta'' - \cos \vartheta'] \quad \dots [2 \cdot 9]$$

W wypadku układu n-źródeł oraz przepływu jednostajnego funkcja prądu da się wyrazić:

$$\psi' = \frac{ur^2}{2} - \frac{1}{4\pi} \sum_{i=1}^{i=n} \left(1 + \frac{\rho_i' - \rho_i''}{a}\right) \cdot Q_i \quad \dots [2 \cdot 10]$$

Na podstawie równań poprzednich można obliczyć składowe prędkości w kierunku osiowym i promieniowym:

$$C_x = u \left[1 + \frac{1}{4\pi rau} \sum_{i=1}^{i=n} (\sin \vartheta_i'' - \sin \vartheta_i') Q_i \right] \quad \dots [2 \cdot 11]$$

$$C_r = -\frac{1}{4\pi ar} \sum_{i=1}^{i=n} (\cos \vartheta_i'' - \cos \vartheta_i') \quad \dots [2 \cdot 12]$$

gdzie u jest prędkością przepływu jednostajnego.

Chcąc określić rozkład prędkości i ciśnienia na powłoce bryły obrotowej, przy czym kształt bryły jest podany, należy rozwiązać n-równań liniowych, które określają nam wielkość poszczególnych wydatków źródeł. Do dalszych operacji wygodnie jest wyrazić poszczególne człony bezwymiarowo: i tak np.: $Z_i = \frac{Q_i}{2u\pi a^2}$ określa nam wydatek dowolnego i — tego źródła. Poza tym

ρ_{ik}' , ρ_{ik}'' określają długości odcinków, które są mierzone od obu końców i — tego źródła odcinkowego do k — tego punktu na konturze bryły. Wyrażenie $1 + \frac{\rho_{ik}' - \rho_{ik}''}{a}$

oznaczymy przez C_{ik} przy czym promień r_k , odnosi się do k -tego punktu na konturze bryły. Równanie (2.10) przybierze następującą postać:

$$\Psi = \frac{u r_k^2}{2} - \frac{u a^2}{2} \sum_{i=1}^n Z_i C_{ik} \quad \dots [2 \cdot 13]$$

Dla n -punktów leżących na powierzchni bryły $\Psi = 0$. Z równania (2.13) otrzymamy:

$$\left. \begin{aligned} C_{11} \cdot Z_1 + C_{21} \cdot Z_2 \dots C_{n1} \cdot Z_n &= \left(\frac{r_1}{a}\right)^2 \\ C_{1n} \cdot Z_1 + C_{2n} \cdot Z_2 \dots C_{nn} \cdot Z_n &= \left(\frac{r_n}{a}\right)^2 \end{aligned} \right\} \dots [2 \cdot 14]$$

Ten układ równań posiada następujące właściwości: jeżeli „ k ” jest w dużej odległości od i , to C_{ik} przybiera wartość 2 albo 0, w zależności od tego czy punkt „ k ” leży po prawej, względnie po lewej stronie i -tego źródła odcinkowego.

Współczynniki C_{11} , C_{22} itd. są wszystkie równe jedności. Te właściwości umożliwiają rozwiązanie tego układu równań, oraz wyznaczenie wydatku poszczególnych źródeł we względnie prosty sposób.

3. Obliczenie kanałów.

Przed przystąpieniem do obliczania kanału sprężarki osiowej, rozważmy jakie warunki winien spełniać poprawnie zaprojektowany kanał, zawarty między piastą a obudową zewnętrzną; przy czym profil obudowy zewnętrznej jest linią prądu, jaka się ustali przy przepływie jednostajnym wokół piasty. Z rys. 2 łatwo jest spostrzec, że największy spadek ciśnienia zachodzi na zerowej powierzchni prądu. Stąd wniosek, że szczególną uwagę musimy poświęcić projektowaniu piasty. Część wlotową, bezłopatkową, oraz część dalszą z zespołem łopatek będziemy rozpatrywać osobno, ze względu na odmienne warunki pracy.

Część wlotową piasty należy projektować w ten sposób, żeby ciśnienie posiadało mały spadek i łagodny przebieg, co usuwa obawę powstania gwałtownych przyrostów prędkości i strat z nią związanych. Na rys. 5 pokazane są dwa kształty części wlotowej piasty, rozkład ciśnień i wydatków źródeł, na podstawie obliczeń i badań Fuhrmanna. Bezpośrednio z rys. 5 widać, że kształt „b” bardziej odpowiada wyżej wspomnianym warunkom.

Na projekt dalszej części piasty, na której znajdują się łopatki wpływa cały szereg czynników, jak ilość

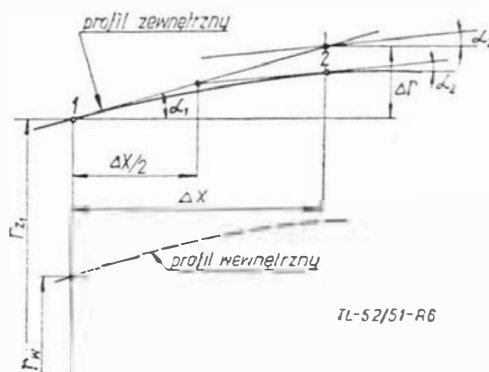
stopni, spręż, oraz żądana prędkość wylotowa. Rozpatrywanie tych wpływów przekracza znacznie ramy niniejszego artykułu i jest ściśle związane z obliczeniem całej sprężarki. Pewne wytyczne do nowych konstrukcji dostarczają nam sprężarki już wykonane.

W konkretnym przypadku obliczenie sprowadza się do parokrotnych operacji rachunkowych, na podstawie metody T. Karmana, przy czym dla obliczeń wydatków źródeł wystarcza całkowicie 5—6 punktów na konturze.

Punkty pośrednie rys. 6 można wyznaczyć, opierając się na zależności: $\frac{\partial r}{\partial x} = \frac{C_r}{C_x}$. Podobnie postępujemy

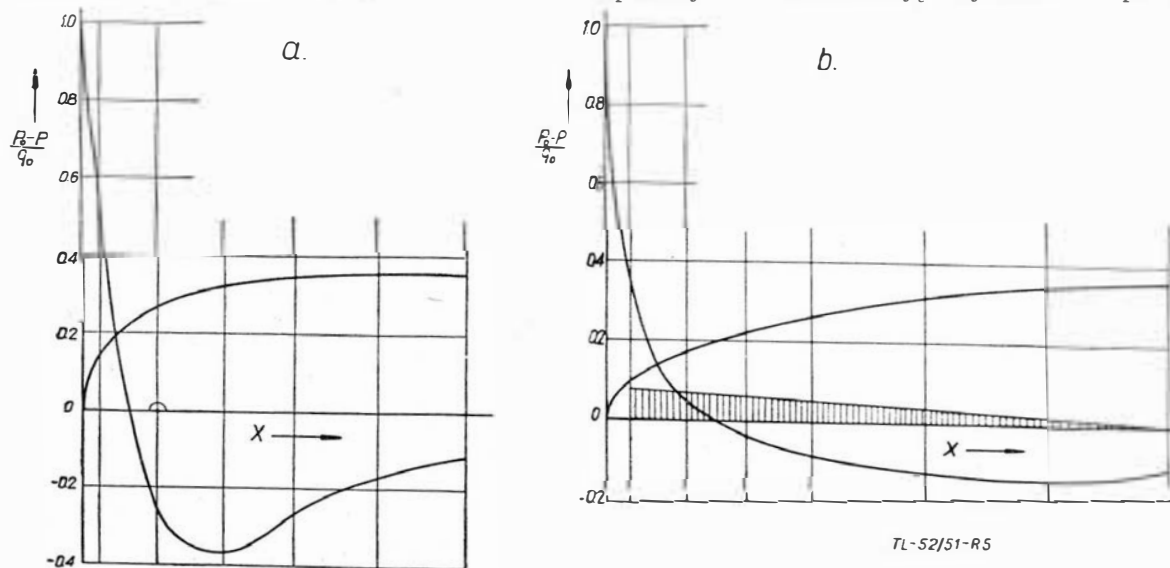
przy obliczaniu profilu obudowy zewnętrznej. Obliczenie profilu zewnętrznego zaczynamy w punkcie określonym stosunkiem $\frac{r_z}{r_w} = Y$ w płaszczyźnie pierwszego stopnia przy czym r_z , r_w oznaczają odpowiednio promień zewnętrzny i wewnętrzny w tym miejscu.

Z kolei przystępujemy do obliczenia składowych prędkości C_{x1} , C_{r1} w tym punkcie. Mnożąc następnie odcinek Δx podziału przez wartość C_{r1}/C_{x1} otrzymujemy następny, przybliżony punkt. Chcąc zwiększyć dokładność wyznaczamy w tym nowym punkcie składowe prędkości i znajdujemy wartość $\text{tg} \alpha_2 = \frac{C_{r2}}{C_{x2}}$

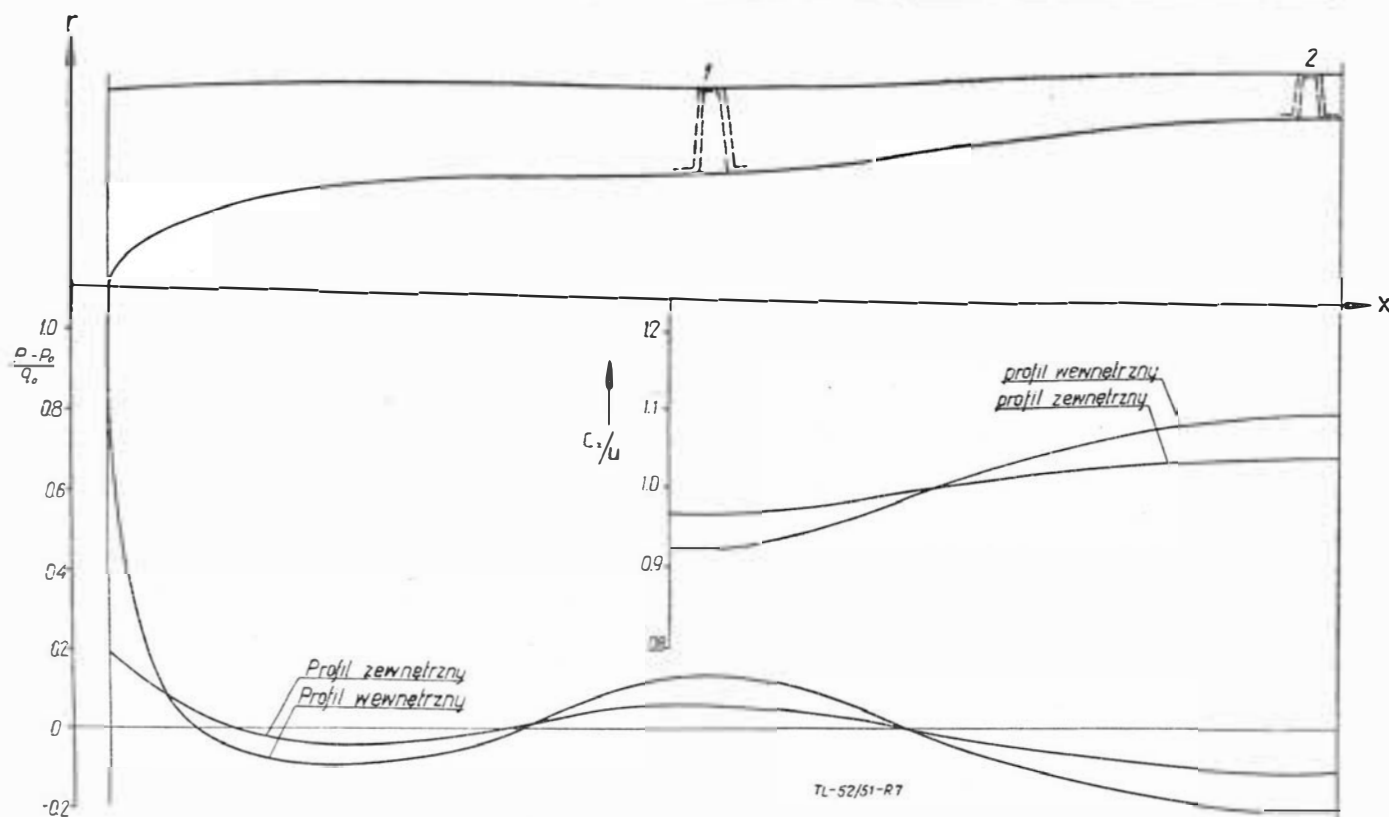


Rys. 6. Sposób przeprowadzenia korekcy przy wyznaczaniu kanału sprężarki

Prowadząc prostą o pochyleniu $\text{tg} \alpha_2$ z punktu o współrzędnych: $\Delta x/2$, $r_z + \frac{\Delta r}{2}$ aż do przecięcia się z prostą prostopadłą do osi symetrii x i przesuniętą od punktu 1 o Δx , otrzymamy skorygowany punkt 2. rys. 6. Postępując dalej w ten sposób otrzymamy punkty, których ilość będzie uzależniona od obranego podziału Δx . punkty te umożliwiają wykreślenie profilu obudowy



Rys. 5. Rozkład ciśnień wydatków źródeł dla dwóch kształtów piasty wlotowej.



Rys. 7. Rozkład ciśnień i prędkości osiowej dla obu profilów kanału sprężarki.

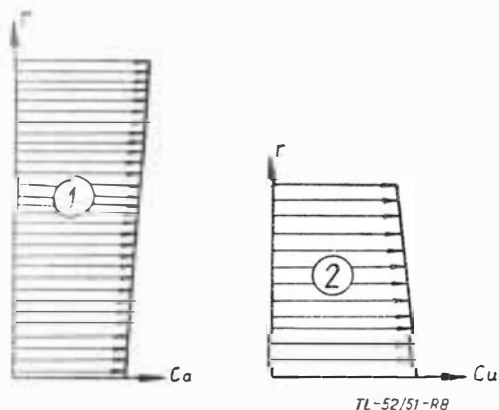
zewnętrznej. Profil obudowy zewnętrznej ma przebieg bardziej płaski i nie należy się spodziewać dużych różnic przy posługiwaniu się opisaną metodą przybliżoną.

Wnioski.

Posługując się wyżej opisaną metodą wyznaczono rozkład ciśnień i prędkości osiowej dla obydwu profili kanału, przy czym profil piasty został obrany dowolnie (Rys. 7). W stosowanych w sprężarkach grani-

wą w dowolnym punkcie kanału, o współrzędnych x, r Rys. 8 przedstawia rozkład prędkości dla pierwszego i ostatniego stopnia sprężarki. Ponieważ rozkład prędkości zmienia się w zależności od współrzędnych x, r rozpatrywanego kanału, wynika stąd, że łopatki poszczególnych stopni posiadają niejednakowy kąt skreślenia, przy czym kąt ten jest uzależniony od rozkładu prędkości osiowej wzdłuż promienia.

Podane równania pozwolą na uwzględnienie wpływu kanału przy obliczeniach łopatek poszczególnych stopni sprężarki osiowej.



Rys. 8. Rozkład prędkości dla pierwszego i ostatniego stopnia sprężarki.

each wartości $Y = 1,5 \div 1,7$ na pierwszym stopniu, zmiana prędkości osiowej wzdłuż promienia ma przebieg w dużym przybliżeniu liniowy.

Mając znaleziony rozkład prędkości osiowej na obydwu profilach kanału, możemy określić prędkość osio-

LITERATURA.

1. N. E. Koczin, J. A. Kibiel, N. W. Rose — Teoreticzeskaja Gidromechanika I, Ogiz, Gostechizdat, 1948.
2. Georg Fuhrmann — Theoretische und experimentelle Untersuchungen an Ballonmodellen. Göttingen Jahrbuch der Motorluftschiff — Studiengesellschaft V-Band 1911—1912 (Str. 65—123).
3. Theodor von Karman — Berechnung der Druckverteilung an Luftschiffkörpern. Abhandlung aus der Aerodynamischen Institut an der T. H. Aachen 1927. Nr 6. Str. 3—17.
4. Carl Kaplan — Potential Flow about elongated Bodies of Revolution, M.A.C.A. Report Nr 516, 1935.
5. Küchemann Weber — Über die Strömung an ringförmigen Verkleidungen. Deutsche Luftfahrtforschung, Forschungsbericht. Göttingen, 1942. Nr 1236. 5—6—7.
6. E. Treffiz — Über die Kontraktion kreisförmiger Flüssigkeitsstrahlen. Diss. Strassburg 1913.
7. D. Küchemann — Der Einfluss einer Verkleidung auf die Axialkräfte an Kühlern und Luftschrauben. Techn. Ber. 9 1942, 19.
8. O. Pabst — Die Berechnung ummantelter Schrauben. FockeWulf-Bericht 09020 (1942).

Czytajcie i prenumerujcie „Przegląd Techniczny”, miesięcznik poświęcony sprawom przemysłu i techniki — organ główny Naczelnej Organizacji Technicznej.

Inż. ŁUCJAN KOPS

PRZY
rysowniczy

Porównanie układów chłodzących pod względem oporu szkodliwego

Część II.

W zeszycie 1/52 „Techniki Lotniczej” zamieściliśmy cz. I niniejszego artykułu. Poniżej są omówione różne sposoby okapatowania silników chłodzonych powietrzem jak pierścien Townenda, pierścien NACA oraz chłodzenie przy pomocy wentylatora. Poruszone jest również zagadnienie szczelności okapatowania oraz chłodzenie kombinowane i międzystopniowe.

IV. OKAPOTOWANIE SILNIKÓW CHŁODZONYCH POWIETRZEM

Porównując pod względem oporu czołowego silnik chłodzony wodą i powietrzem, od razu rzuca się w oczy zwarta budowa tego pierwszego. Mała powierzchnia czołowa oraz rozbudowanie wzdłuż osi podłużnej samolotu, pozwala na umieszczenie go w opływowej gondoli lub kadłubie, przez co osiąga się silne zredukowanie oporu czołowego. Dla silników o podobnych mocach i jednakowych stosunkach skoku do średnicy cylindrów (S/D), powierzchnia czołowa silnika szeregowego chłodzonego wodą równa jest około 70% powierzchni czołowej silnika gwiazdowego. Np. dla stosunku $S/D = 1,25$, powierzchnia ta wynosi 72%.

H. Wood podaje w „Liquid-cooled Aero. Eng.” wzór na średnicę powierzchni czołowej, w zależności od średnicy cylindra D i skoku tłoka S :

silnik gwiazdowy $D_p = 6,5 D + 2 S$

silnik szeregowy 12 cyl. V $D_p = 4 D + 2 S$

Pomimo dodania oporu czołowego chłodnicy, silnik chłodzony wodą ma ciągle jeszcze wyższą nad gwiazdowym pod względem oporu czołowego. Poza tym duże moce mogą być osiągnięte raczej w silnikach chłodzonych wodą, ze względu na możliwość intensywniejszego chłodzenia, a jeśli są osiągnięte w silnikach gwiazdowych, to duża powierzchnia czołowa niweczy osiągnięte tą drogą korzyści.

Natomiast za silnikiem gwiazdowym przemawia większa pewność pracy oraz brak skomplikowanej i czułej instalacji chłodzącej, co ma specjalne znaczenie dla samolotów wojskowych. Poza tym silnik gwiazdowy jest lżejszy i niewrażliwy na niską temperaturę.

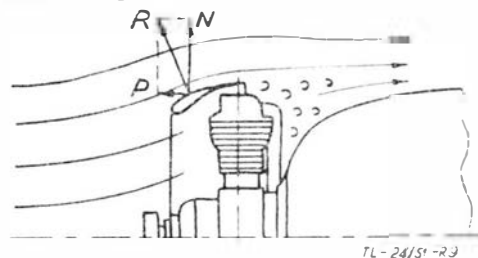
Jednakże silnik gwiazdowy nie osłonięty, ustawiony z przodu kadłuba lub gondoli, tak zniekształca opływ za sobą, że opór czołowy samolotu wzrasta niekiedy czterokrotnie. Aby uniknąć tak intensywnego wzrostu oporu, stosuje się odpowiednie okapatowanie silnika. Rozwiązanie kształtu okapatowania następuje z aerodynamicznego punktu widzenia znacznej trudności. Żądamy bowiem od niego, by stawiało jak najmniejszy opór czołowy przy jak najefektywniejszym chłodzeniu. Stopień osłonięcia silnika zwiększał się w miarę rozwoju typów okapatowania od wąskiego pierścienia Townenda począwszy, poprzez szeroki pierścien NACA, aż do całkowitego osłonięcia silnika i zastosowania indywidualnych kanałów chłodzących dla każdego cylindra oraz chłodzenia przymusowego wentylatorem.

IV. 1. Pierścien Townenda

Najprostszą formą okapatowania jest pierścien Townenda. Jest to wąski pierścien o przekroju profilu lotniczego, na którym powstaje siła aerodynamiczna R nachylona ku przodowi. Jej składowa P rzucona na kierunek lotu zmniejsza opór czołowy.

Oprócz tego pierścien ten polepsza opływ około kadłuba, tak, że ogólny opór silnika z pierścieniem Townenda jest mniejszy o 30 ÷ 40% w porównaniu z oporem silnika nieokapatowanego. Szerokość pierścienia przyjmuje się 1/3 do 1/4 średnicy silnika (Eisenlohr, „Flugtechnisches Handbuch“). Średnica kadłuba względnie gondoli za pierścieniem powinna wynosić

około 3/4 średnicy pierścienia. Przy silniku umieszczonym w gondoli na skrzydle należy zwrócić uwagę, by odstęp między pierścieniem a skrzydłem nie był za mały, ponieważ mogłoby to spowodować zaburzenia w opływie skrzydła. Również ważną rzeczą jest, by osłona silnika pokrywała się z cięciwą skrzydła. Jeśli tak nie jest, to działanie pierścienia jest mniej efektywne.



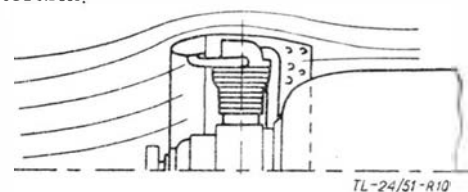
Rys. 9. Silnik gwiazdowy z pierścieniem Townenda.

A. S. Hartshorn podaje (Judge, „Aircraft Engines”), że przy prędkości $V = 240 \text{ km/h}$ moc tracona przy chłodzeniu wodnym wynosi 9% mocy użytecznej, przy pierścieniu Townenda 16%, a przy chłodzeniu powietrznym bez osłony — 24%.

Pierścien Townenda, pomimo swej prostoty, nie jest obecnie szeroko stosowany, nie pozwala bowiem na regulowanie stopnia chłodzenia silnika. Ma on znaczenie raczej historyczne, jako pierwsza próba stosowania osłon.

IV. 2. Pierścien N A C A. Deflektory.

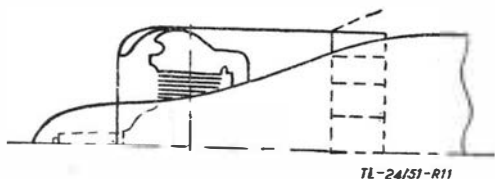
Dalsze zmniejszenie oporu czołowego uzyskujemy przez zastosowanie pierścieni NACA w połączeniu z deflektorami.



Rys. 10. Silnik gwiazdowy osłonięty pierścieniem w kształcie dyszy o średnicy większej od średnicy kadłuba.

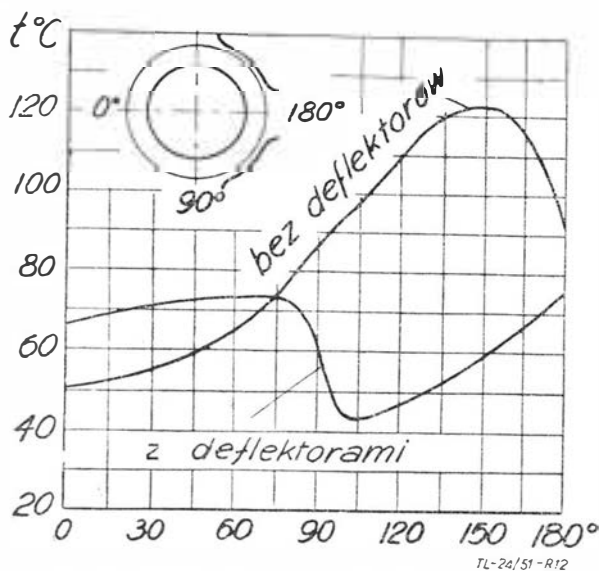
Pierścien NACA ma oprofilowaną przednią część i regulowaną klapkami szczelinę wylotową (dawniej regulacji nie było). Na karter silnika nałożona jest owiewka stanowiąca przedłużenie owiewki śmigła. Przechodzi ona płynnie w kadłub. Wskutek tego między pierścieniem zewnętrznym a owiewką wewnętrzną tworzy się tunel analogiczny jak dla chłodnic cieczy. Dyfuzor tego tunelu pozwala na zmniejszenie prędkości przepływu strugi wewnątrz pierścienia, a jak już wiadomo opór maleje z kwadratem prędkości, zaś moc w trzeciej potęgze. Oczywiście wymaga to powiększenia powierzchni wymiany ciepła.

Działanie tego tunelu jest więc analogiczne jak dla chłodnic cieczowych. Wewnątrz pierścienia, za cylindrami, umieszcza się t. zw. deflektory, które kierują strumień powietrza naokoło tylnej części cylindrów i dzięki temu umożliwiają bardziej równomierne chłodzenie (rys. 12).



Rys. 11. Okapotowanie silnika gwiazdowego pierścieniem NACA.

Deflektory zmniejszają również opór czołowy, nie dopuszczając do tworzenia się wirów za cylindrami. Zastosowanie ich umożliwiło budowę wielorzędowych gwiazd oraz chłodzenie silników szeregowych powietrzem.



Rys. 12. Rozkład temperatur na obwodzie cylindra przy zastosowaniu deflektorów i bez nich.

Badania dokonywane przez O. W. Schey'a i V. G. Rollina (NACA Rep. No 511) wykazały, że dla uzyskania dobrych rezultatów, kąt wlotu między deflektorami powinien wynosić około 145° . Przez rozszerzenie deflektorów z tyłu na odległość minimum 8 cm uzyskujemy powierzchnię wylotu wynoszącą $1,6 \div 2,3$ powierzchni przekroju strugi pomiędzy żebrami.

Przy projektowaniu deflektorów należy zwrócić też uwagę na wielkość promienia odgięcia deflektorów od cylindrów z tyłu. Zbyt mały promień wywoła dużą stratę energii, zbyt duży zaś — pozwoli strumieniowi powietrza ominąć tylną część cylindra.

Wspomniane badania przeprowadzone były dla odległości między deflektorami a zewnętrznymi krawędziami żeber wahających się od $6,5 \div 9,5$ mm na wlocie, a do 3 mm przy wylocie.

IV. 3. Regulacja chłodzenia.

Reguluje się prawie wyłącznie wielkość otworu wlotowego. Wówczas zmniejszenie strat na pokonanie oporu wewnętrznego jest identyczne ze stratami w chłodnicach tunelowych. Zmniejszając prześwit otworu wlotowego obniżamy prędkość strugi opływającej cylindry. Przy obliczaniu strat wewnętrznych z uwzględnieniem nagrzania się powietrza prawie zawsze otrzymujemy zerowy, a nawet ujemny opór, co tłumaczy się większą różnicą temperatury żeber i powietrza niż w chłodnicy. Należy zwrócić uwagę, by otwór wylotowy nie znajdował się w strefie zwiększonego ciśnienia, gdyż warunkuje to istnienie przepływu wewnątrz pierścienia. Otwór ten nie musi być na całym obwodzie, a wystarczy w zupełności jeśli zajmie tylko wycinek tego obwodu. Bardzo wskazane jest umieszczenie wylotu w dolnej części osłony. Wielkość otworu wlotowego oblicza się dla maksymalnego obciążenia cieplnego silnika (start, wznoszenie). Odpowiada to całkowicie otwartym kłapom. Chcąc zmniejszyć stopień chłodzenia silnika należy kłapy przemykać. Gdyby przy całkowicie zamkniętym otworze wylotowym groziło silnikowi przestudzenie, wówczas przewidujemy w konstrukcji regulację otworu wlotowego. Do tego ce-

lu stosuje się wachlarz zasłonek obracających się dookoła swych osi lub przesuwających się w okienkach.

Inż. Eisenlohr podaje, że średnicę otworu wlotowego przy gwiazdach pojedynczych przyjmuje się 65 do 75% średnicy silnika, przy gwiazdach podwójnych — 75 do 85%. Nie poleca się zwiększania średnic, gdyż prowadzi to do zwiększania oporu czołowego, nie polepszając chłodzenia. Na odwrót, mniejsze średnice nieznacznie tylko zmniejszają opór a zato silnie podnoszą temperaturę silnika.

Badanie różnych pierścieni typu NACA (NACA Rep. No 332) przeprowadzone były na 9-cylindrowym silniku gwiazdowym Wright „Whirlwind” o mocy maksymalnej 220 KM przy 2000 obr/min dla prędkości 60, 80, 100 mil/h (96,5; 128,6; 160,9 km/h). Silnik osadzony był na przodzie kadłuba zawieszzonego w tunelu o średnicy 20 ft. (6,1 m). Okazało się, że skuteczne chłodzenie uzyskuje się przy przesłonięciu powierzchni czołowej w 35%. Natomiast przy przesłonięciu jej w 73% temperatury cylindrów wzrosły nadmiernie, mimo dużego wydatku powietrza przepływającego wewnątrz pierścienia. Ciekawe wyniki przyniosło całkowite osłonięcie silnika, przy czym powietrze chłodzące pobierane było przez czołowy otwór o średnicy 28” (710 mm). Opór czołowy został w tym wypadku zredukowany o 40% w porównaniu z silnikiem nieosłoniętym (prędkość $V = 100$ mil/h = 160,9 km/h). Równocześnie temperatury głowic lekko się obniżyły, a cylindrów wzrosły. Jednakże przez dokonanie pewnych małych zmian pierścienia udało się obniżyć również temperatury cylindrów. Strata mocy przy pierścieniu całkowicie zamkniętym wynosiła 7%.

IV. 4. Opór pierścieni NACA.

Zastosowanie pierścieni NACA łącznie z deflektorami daje poważne zredukowanie oporu czołowego. Jeśli przyjmujemy dla opływowego kadłuba współczynnik oporu czołowego $c_x = 0,16$, to przy zamocowaniu nieosłoniętego silnika wzrośnie on do $c_x = 0,52$. Stosując pierścienie NACA i deflektory uzyskujemy zmniejszenie współczynników oporu czołowego do $c_x = 0,28$ tj. tylko 75% więcej niż dla samego kadłuba.

W ogólności można się liczyć z tym, że przy pierścieniach Townenda prędkość wzrośnie do 10%, a przy pierścieniach NACA do 15%. Należy tu zauważyć, że przy samolotach o dobrej linii aerodynamicznej (chowane podwozie, mały opór skrzydła i kadłuba), okapotowanie silników gwiazdowych spowoduje znacznie większy procentowo wzrost prędkości.

A. W. Judge przytacza wyniki pomiarów silnika gwiazdowego Mercury VI w 24-stopowym tunelu w warunkach lotu poziomego i wznoszenia (4):

Tablica 4.

		Lot poziomy na wys. 15000 ft 4570 m $v = 230$ mil/h 370 km/h		Wznoszenie na wys. 13000 ft 3970 m $v = 139$ mil/h 224 km/h	
		ze śmigłem	bez śmigła	ze śmigłem	
Moc użyteczna	HP	675	—	640	
	KM	685	—	649	
Przepływ przez pierścień	lbs	33,2	38,2	20,4	
	sek				
	kG	15,05	17,3	9,25	
Przepływ przez pierścień	lbs	0,049	—	0,032	
	sekHP				
	kG	0,0222		0,0145	
Moc pochłonięta przez pierścień odczytana przez pomiar przepływu	HP	34 (5%)	19,5 (3%)	6,5 (1%)	
	KM	34,45	19,75	6,58	
Moc pochłonięta przez urządzenia chłodzące	HP	—	54 (8%)	—	
	KM	—	54,8	—	

Widać z powyższej tablicy, że gdy przepływ przez pierścień podczas wznoszenia wynosił 9,25 kG/sek, to w locie poziomym zwiększył się do 15,05 kG/sek, tj. o około 61,5%. Opór czołowy urządzenia chłodzącego bez ciągu śmigła pochłaniał 8% mocy użytecznej, z czego 3% absorbował pierścień, a 5% kłapy regulacyjne. Jeśli więc w locie poziomym z pracującym śmigłem pierścień zatrzymywał 5% mocy, to wówczas całkowita moc zużyta na opór urządzenia chłodzącego wynosi 10% mocy użytecznej.

IV. 5. Dobór kształtu pierścieni.

Przy projektowaniu pierścieni należy zwrócić uwagę na właściwy kształt przedniej części profilu (najczęściej eliptyczny). Ma on specjalne znaczenie dla samolotów o dużej prędkości lotu. Przy zbyt nierównym krzyżowniu możliwe jest pojawienie się miejscowych prędkości dźwięku i w związku z tym gwałtowny wzrost oporu czołowego. Tablica 5 podaje zależność krytycznej prędkości lotu od kształtu okapotowania dla wysokości 5000 m (Szulzenko, „Konstrukcji samolotów“ str. 470).

Tablica 5

Lp.	T y p	Rys	V _{kr} km/godz
1	Wlot przy piastie śmigła, długi wał, chłodzenie przymusowe wentylatorem przy kołowaniu i starcie $d = (0,4 \div 0,5)D^*$	T.5a	850 ÷ 900
2	Wlot pierścieniowy o małej powierzchni $d = (0,55 \div 0,65)D^*$	T.5c	700 ÷ 750
3	Wlot pierścieniowy o dużej powierzchni; piasta śmigła okryta małą owiewką lub nieokryta $d = (0,60 \div 0,80)D$ $L/D = 0,2 \div 0,3$	T.5b	450 ÷ 550

*) przy Ma lotu = 0,70 odpowiednie L/D = 0,90
 „ 0,65 „ 0,55
 „ 0,62 „ 0,40
 „ 0,50 „ 0,25

Przednia krawędź pierścienia nie powinna być bliżej niż 50 mm od płaszczyzny obrotu krawędzi spływu śmigła.

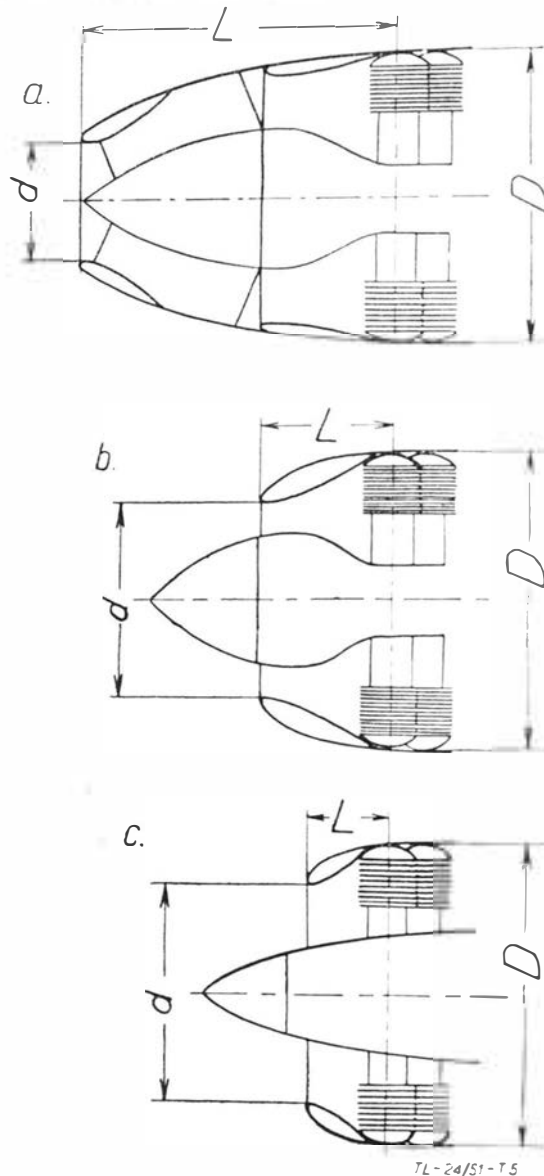
W tablicy tej rzuca się w oczy wyższość silników z wydłużonymi wałami. Na piasty śmigła takich silników zakłada się duże owiewki, które nadają całemu okapotowaniu płynną aerodynamiczną linię. Wlot powietrza jest wówczas wąską szczeliną między owiewką śmigła a pierścieniem, lub też zastępuje się ją osobnym otworem wlotowym.

IV. 6. Całkowite osłonięcie silnika.

Istnieje również takie rozwiązanie okapotowania, przy którym silnik jest całkowicie osłonięty, a chłodzenie następuje przez kanały indywidualne dla każdego cylindra. Każdy kanał posiada otwór wlotowy w powierzchni czołowej okapotowania, a wylot z boku tylnej części pierścienia. Stopień chłodzenia regulowany jest zasłonkami okienek wlotowych. Oprócz tego osobny strumień powietrza wpada przez mniejsze otwory, chłodzi karter silnika i wylatuje wąską szczeliną między pierścieniem a kadłubem. Rozwiązanie to aerodynamicznie jest bardzo dobrze pomyślane, jednakże jest skomplikowane w produkcji.

IV. 7. Chłodzenie przymusowe wentylatorem.

W silnikach gwiazdowych zdobyło sobie prawo bytu chłodzenie przymusowe wentylatorem, napędzanym przez silnik. Przy tym systemie regulacja przepływu powietrza jest niezależna od prędkości lotu. Silnik może być całkowicie osłonięty, co umożliwia nadanie gondolom silnikowym opływowych kształtów, a przez to zmniejszenie oporu czołowego.

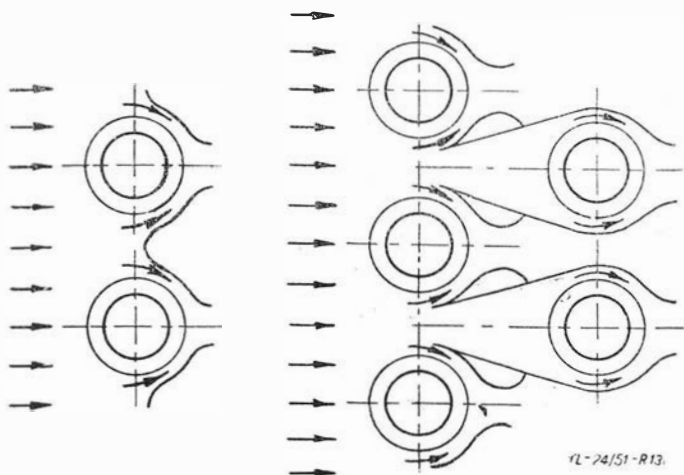


TL-24/SI-T 5

Rys. T. 5

Wydatek powietrza dostarczany przez wentylator jest zależny oczywiście od obrotów. Dr Gipson wykazał (Judge, „Aircraft Engines“), że przy swobodnym wlocie i wylocie, wydatek powietrza jest proporcjonalny do obrotów, natomiast w wypadku wytwarzania przez wentylator pod- lub nadciśnienia, jest proporcjonalny w przybliżeniu do obrotów w potęgze 0,85. Ponieważ ciepło oddawane zmienia się z prędkością w potęgze 0,73, jest więc ono proporcjonalne do $(n^{0,85})^{0,73}$ czyli do $n^{0,62}$. Wynika z tego, że ze wzrostem mocy, a więc i obrotów silnika, rosnąć będzie temperatura cylindrów aż do chwili, gdy zostanie zmieniony np. skok wentylatora.

Moc użyteczna wzrasta proporcjonalnie do n tylko do obrotów odpowiadających momentowi maksymalnemu. Powyżej tych obrotów wzrost jej jest coraz wolniejszy. Ponieważ z mocą użyteczną związana jest proporcjonalnie prędkość, więc i oddawane ciepło wzrasta wolniej. Stosując chłodzenie wentylatorowe uzyskujemy skuteczniejsze chłodzenie i wolniejszy wzrost temperatury cylindrów, ponieważ ciepło oddawane jest tu zależne od obrotów, które rosną szybciej niż prędkość lotu.



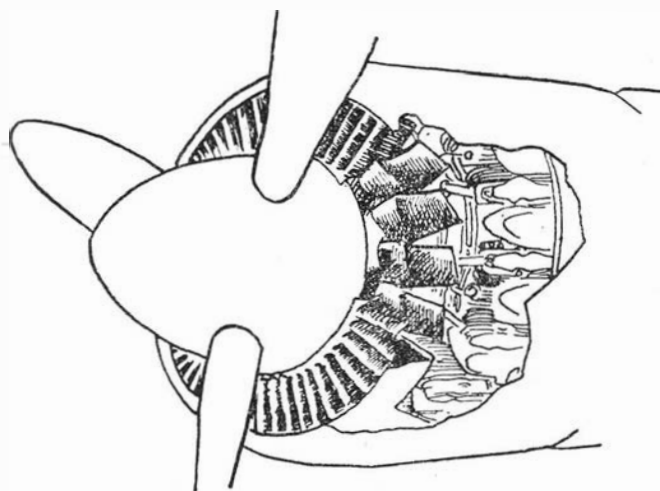
Rys. 13. Schemat umieszczenia deflektorów w gwieździe pojedynczej i podwójnej.

Rozpatrzenie możliwości chłodzenia wentylatorowe wykazuje, że moc stracona na chłodzenie wynosi około 75% mocy, jaką zużywa na chłodzenie silnik okryty pierścieniem bez regulacji przepływu powietrza.

W czasie badań przeprowadzonych przez NACA na cylindrach silnika Pratt i Whitney Wasp przy 1500 i 2100 obr/min stwierdzono (NACA Tech. Note Nr 572), że zasadniczy wpływ na moc pochłanianą przez wentylator ma maksymalna temperatura, dopuszczalna dla normalnej pracy silnika. Minimalna moc zużyta do skutecznego chłodzenia przez wentylator o idealnej sprawności wynosi $2 \div 6\%$ mocy użytecznej. Przy sprawnym zespole wentylator-pierścień, do wytworzenia strumienia powietrza o prędkości 13,4 m/sek potrzeba wentylatorowi około 1% mocy użytecznej. Pomiary dokonane na 12-cylindrowym silniku z cylindrami żeliwnymi wykazały, że dla uzyskania prędkości chłodzonego powietrza 26,8 m/sek, konieczne było 6,5% mocy.

Wydatne zmniejszenie mocy wentylatora można uzyskać stosując w miejscu żeber żeliwnych nieobrabianych, żebra aluminiowe lub obrabiane mechanicznie — stalowe.

Próby w locie, przeprowadzone na silniku gwiazdowym Wright o chłodzeniu wentylatorowym, wykazały wzrost prędkości wznoszenia o 20% w porównaniu ze zwykłym chłodzeniem tunelowym. Stwierdzono (Cooling Fan Raises Power Output of Engines. Aero Digest, May 15, 1944), że samolot o dużym zasięgu, lecący na prędkości przelotowej 240 km/h na wysokości 9150 m (30.000 ft), bez wentylatora zużywa 462 KM (456 HP) na każdy silnik dla pokonania oporu urządzenia chłodzącego. Stosując wentylator traci się tylko 122 KM (120 HP), co daje zysk 340 KM (336 HP) bez wzrostu zużycia paliwa.



TL-24/51-R14

Rys. 14. Chłodzenie wentylatorowe systemu „De Bothezat”.

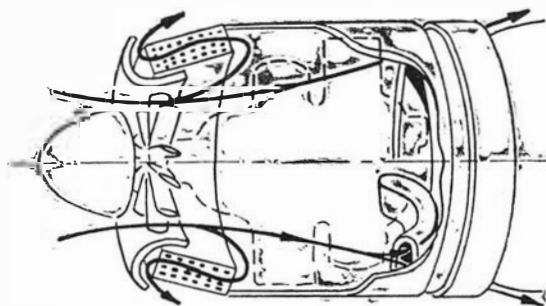
Zauważono również, że tylne kłapy wylotowe normalnych pierścieni zwiększają opór samolotu, podczas gdy przy zastosowaniu wentylatora zwiększającego ciśnienie, kłapy są prawie przymknięte i opór jaki powodują jest znacznie mniejszy. Oprócz tego powietrze ma większą prędkość, co również wpływa na zmniejszenie oporu czołowego.

Przy długich startach, przeciążonych samolotach i poniżej prędkości przelotowej, silniki zaopatrzone w wentylator mogą dać pełną moc przez dłuższy czas, bez obawy przegrzania się.

Istnieje cały szereg rozwiązań konstrukcyjnych silników z wentylatorami. Np. w systemie „De Bothezat” wentylator umieszczony jest wprost za śmigłem, a przepływ regulują łopatki kierownicy. W innym rozwiązaniu łopatki wentylatora zamocowane są na osłonie śmigła i razem z nią obracają się. Kąt ich nastawienia jest regulowany stosownie do żadanego chłodzenia. Rozwiązanie takie spotykamy na silnikach Wright Cyclone, zaopatrzonych w wielołopatkowy wentylator.

IV. 8. Pierścień z kombinowanym przepływem powietrza.

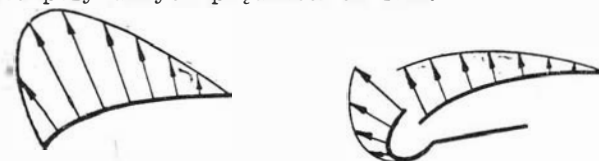
Obecnie często stosuje się pierścień z kombinowanym przepływem powietrza. Część powietrza wraca wewnątrz pierścienia ku przodowi przez pierścieniową chłodnicę oleju, a następnie wypływa regulowaną szczeliną na zewnątrz (rys. 15). Pozostała część powietrza wypływa przez szczelinę między pierścieniem a kadłubem. Pierścienie te są najbardziej racjonalne, zarówno pod względem zmniejszenia oporu czołowego (wg. Rowińskiego i Diurnbauma zużycie powietrza zmniejsza się o około 20%), jak i zapewnienia skutecznego chłodzenia. Wadą ich jest skomplikowana regulacja przedniej szczeliny wylotowej.



TL-24/51-R15

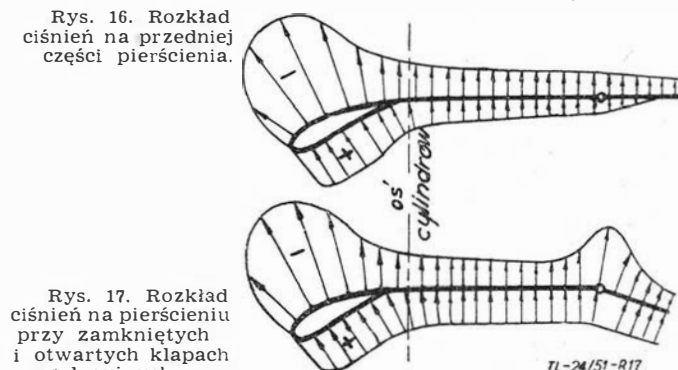
Rys. 15. Kombinowane okapotowanie silnika gwiazdowego z pętlicowym i prostym przepływem powietrza.

Umieszczenie szczeliny w przedniej części pierścienia powoduje zmianę rozkładu i wielkości ciśnień w tej części. Przy braku szczeliny obciążenia silnie rosną i konieczne jest wykonanie pierścienia mocniejszego, a w związku z tym — cięższego. Ma to specjalne znaczenie przy dużych prędkościach lotu.



TL-24/51-R16

Rys. 16. Rozkład ciśnień na przedniej części pierścienia.



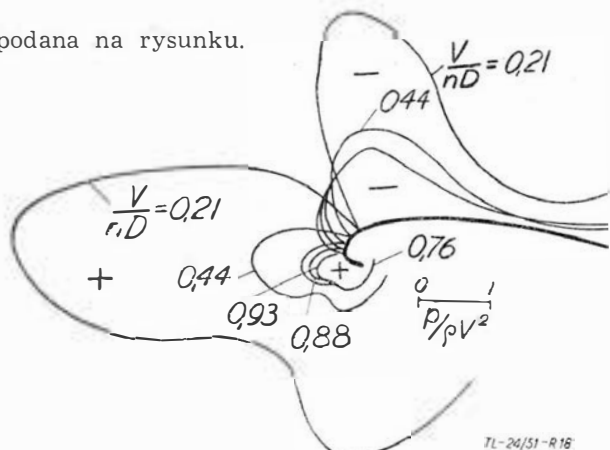
TL-24/51-R17

Rys. 17. Rozkład ciśnień na pierścieniu przy zamkniętych i otwartych kłapach regulacyjnych.

IV. 9. Wpływ śmigła.

Obciążenie przedniej części pierścienia jest zależne w dużej mierze od śmigła. Bairstow w „Applied Aerodynamics” podaje rozkład ciśnień na pierścieniu przy zmiennej strudze odrzucanej przez śmigło o średnicy 10 stóp (rys. 18). Łatwo spostrzec silny wzrost oporu czołowego przy małych wartościach skoku $\frac{V}{uD}$. Skala

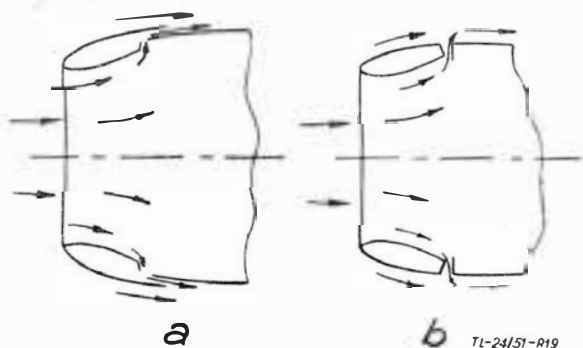
$\frac{P}{\rho V^2}$ podana na rysunku.



Rys. 18. Rozkład ciśnień na pierścieniu w zależności od strugi zaśmigłowej.

IV. 10. Szczelność okapotowania.

Duży wpływ na zmniejszenie oporu czołowego ma też szczelność okapotowania. Przepływ powietrza przez szczeliny spowodowany jest różnicą ciśnień po obu stronach szczeliny, przy czym intensywność przepływu rośnie przy zwiększaniu się tej różnicy. Zależnie od charakteru strugi wypływającej ze szczeliny na zewnątrz obrysu samolotu, opór czołowy zwiększy się wskutek zakłócenia opływu w większym lub mniejszym stopniu. Najmniej wpłynie na opór szczelina, z której struga wypływa zgodnie z ruchem powietrza opływającego powierzchnię zewnętrzną (rys. 19a). Gorzej, jeśli ta struga wydobywa się będzie ze szczeliny prostopadle do ruchu powietrza na zewnątrz (rys. 19b). Traci wówczas swą energię kinetyczną, zmniejszając też energię cząstek powietrza płynącego po powierzchni. W szczególnie złym wypadku może spowodować oderwanie się strugi zewnętrznej w miejscu nieszczelności.



Rys. 19. Schemat powstania dodatkowego oporu czołowego, spowodowanego nieszczelnością okapotowania.

Pośrednio zwiększa się też opór czołowy przy nieszczelnym okapotowaniu lub tunelu wskutek konieczności dodatkowego otwarcia zasłonek wylotowych, gdyż część powietrza ucieka na zewnątrz, a nie jest wykorzystana do chłodzenia.

Według badań CAGI w wyniku szczelności całego samolotu zwiększono prędkość lotu o 25 km/godz. (Goroszczenko „Aerodinamika skorostnogo samoleta”).

V. CHŁODZENIE KOMBINOWANE CIECZ—PARA.

Celem polepszenia warunków chłodzenia wodą, stosowany bywa system wykorzystujący jej ciepło parowania. W układzie krąży woda o temperaturze bliskiej

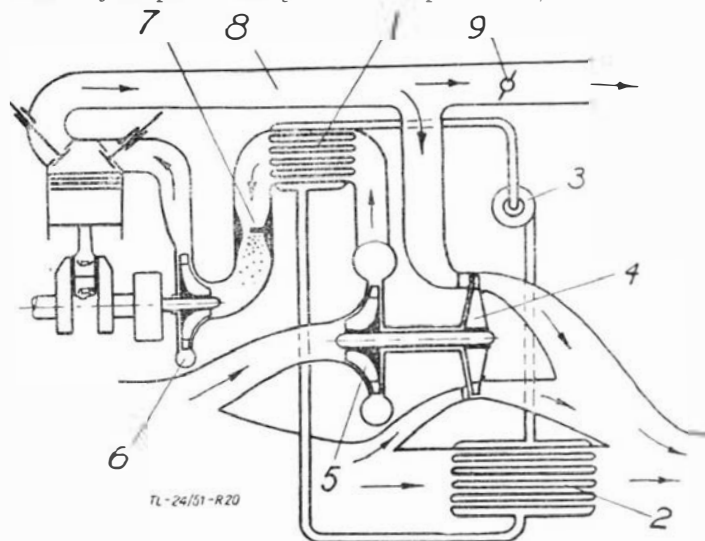
punktowi wrzenia, oraz para. Dzięki wysokiemu ciepłu parowania tylko mała ilość wody jest zamieniona w parę, co pozwala zmniejszyć wymiary chłodnicy. Po skropleniu w chłodnicy skropliny wracają do układu.

System ten jest ze względów aerodynamicznych najkorzystniejszy, ponieważ chłodnice-skrapacze mogą być pomyślane jako powierzchnie, przy czym ich powierzchnia chłodząca jest równocześnie pokryciem przedniej części skrzydła (przy umieszczeniu chłodnicy w skrzydle). Wskutek tego odpadają wszelkie opory szkodliwe, wywołane istnieniem chłodnicy. Oczywiście chłodzenie jest najefektywniejsze na dużych prędkościach.

Pomiary, które przeprowadzili Harris, Caygill i Fairthorne (R. & M. Nr 1326) w tunelu przy prędkości 60 mil/h (96,5 km/h) wykazały dla chłodnic ulowych obniżenie oddanego ciepła o około 40%, przy równoczesnym wydatnym zmniejszeniu ciężaru o 37% (rurki 10 × 240 mm). Redukcja ciężaru na KM wyniosła 34%.

VI. CHŁODZENIE MIĘDZYSTOPNIOWE.

Aby uzyskać zwiększenie mocy w silnikach wysokościowych przez zwiększenie napęnlennia, zastosowano



Rys. 20. Schemat dwustopniowego sprężania z chłodzeniem międzystopniowym. 1 — chłodnica wewnętrzna, 2 — chłodnica zewnętrzna, 3 — pompa wodna, 4 — turbina napędzana gazami spalinowymi, 5 — sprężarka I-stopnia napędzana turbiną 4, 6 — sprężarka II-stopnia napędzana przez wał korbowy za pośrednictwem przekładni, 7 — gaźnik, 8 — kolektor gazów spalinowych, 9 — kłapa regulacyjna.

sprężarki dwustopniowe z międzystopniowym chłodzeniem. Chłodzenie takie jest niezależne od głównego układu chłodzenia, a rozmieszczenie jego dyktowane jest tylko wolnym miejscem i względami aerodynamicznymi. Bardzo często stosuje się sprężarkę I-go stopnia w zespole z turbiną napędzaną gazami spalinowymi, a sprężarkę II-go stopnia sprzęgniętą przez przekładnię z wałem korbowym.

Obroty turbiny regulować można, zależnie od wysokości, kłapą regulacyjną, umieszczoną w rurze wylotowej. Chłodzenie wirnika turbiny następuje przez skierowanie nań strumienia zimnego powietrza stycznie do jego płaszczyzny lub wprost na część łopatek. To ostatnie rozwiązanie jest korzystne szczególnie dla samolotów o dużej prędkości (kąt ustawienia łopatek wirnika turbiny obliczony jest dla dużej prędkości gazów spalinowych). Załączony schemat jasno ilustruje zasadę działania takiego układu.

LITERATURA

1. L. Bairstow: Applied Aerodynamics — London 1944
2. R. Eisenlohr: Flugtechnisches Handbuch t. III — Berlin 1935-6.
3. B. T. Goroszczenko: Aerodinamika skorostnogo samoleta — Oborongiz 1950.
4. A. W. Judge: Aircraft Engines, t. I — London 1945.
5. E. W. Rowiński, I. A. Diurnbaum: Teoria awiacyjnego dwigatela, t. II — Moskwa 1949.
6. M. N. Szulzenko: Konstrukcji samolotow — Oborongiz 1949.

SKRZYŃKA TECHNICZNA

Do Skrzynki Technicznej wpłynął list kol. Adama Popiela z Gliwic, który drukujemy poniżej:

„W zeszyte 4-tym (11) „Techniki Lotniczej“ z grudnia 1950 r. zamieszczono artykuł mgr inż. St. Witkowskiego pt. „Niektóre możliwości ulepszeń lotniczych silników tłokowych“. W artykule tym wspomina autor na stronie 140 o doświadczalnym silniku firmy holenderskiej Philips, pracującym na zasadzie podgrzewania przy pomocy łuku elektrycznego chemicznie obojętnego gazu, a następnie oziębiania go przy końcu suwu pracy. Ponieważ bardzo mnie ta sprawa interesuje, proszę o podanie trochę więcej szczegółów dotyczących budowy tego silnika, a zwłaszcza aparatu podgrzewającego gaz oraz rodzaju chłodziwa. Bardzo będę wdzięczny za tych parę objaśnień czy to listownych, czy na łamach „Techniki Lotniczej“ (o ile autor uzyskał w międzyczasie obszerniejsze dane o tym silniku)“.

Dla załatwienia prośby naszego Czytelnika, zwróciliśmy się do Autora wymienionego artykułu, mgr inż. St. Witkowskiego, od którego otrzymaliśmy podaną dalej in extenso odpowiedź:

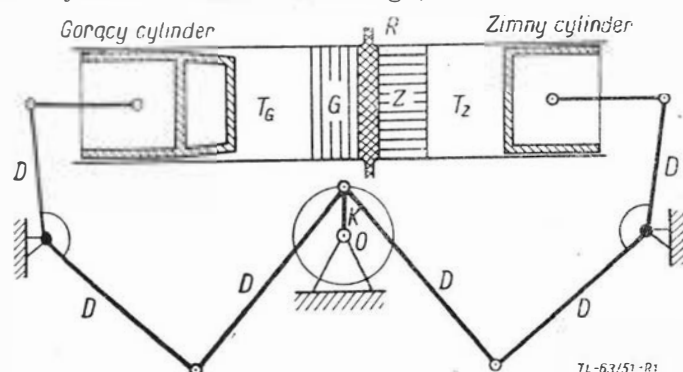
„Przede wszystkim wyjaśnienie pewnej nieścisłości w piśmie kol. Popiela.

W artykule mgr inż. Stanisława Witkowskiego pt. „Niektóre możliwości ulepszeń lotniczych silników tłokowych“, wydrukowanym w „Technice Lotniczej“ grudzień 1950 r., został m. in. rozpatrzony (na str. 140) jako oderwany teoretyczny przykład — sposób pracy silnika tłokowego, polegający na podgrzewaniu łukiem elektrycznym i na przemian oziębianiu chłodziwem — gazu obojętnego, zamkniętego w cylindrze tego silnika.

W następnym omówieniu, zaczynającym się już od nowego wiersza i będącym wyraźnie nowym wtrąceniem tematycznym, a dotyczącym z kolei doświadczalnego silnika „Philips“ — nie jest jednak bynajmniej powiedziane, że podgrzewanie powietrza w silniku „Philips“ ma również miejsce przy pomocy łuku elektrycznego. Pomimo tego jednak, że autor nie podał sposobu podgrzewania powietrza w tym silniku, kol. Popiel wysnuł nieco zbyt pochopnie wniosek, widocznie pod sugestią poprzednich rozważań, że powietrze jest w silniku „Philips“ również podgrzewane łukiem elektrycznym.

Przystępujemy z kolei do bliższego omówienia sposobu pracy silnika „Philips“, zgodnie z życzeniem kol. Popiela. zaznaczamy jednak, że omówienie to jest jednostronne, gdyż brak w nim opisu szczegółów konstrukcji silnika. Cytowane poniżej informacje podajemy w oparciu o SAE Journal, November 1948 r.

Rys. 1 przedstawia schemat silnika „Philips“ jako silnika dwutłokowego, o dwóch tłokach i cylindrach zestawionych współosiowo-antysymetrycznie (na zasadzie symetrii odbicia lustrzanego).



Rys. 1.

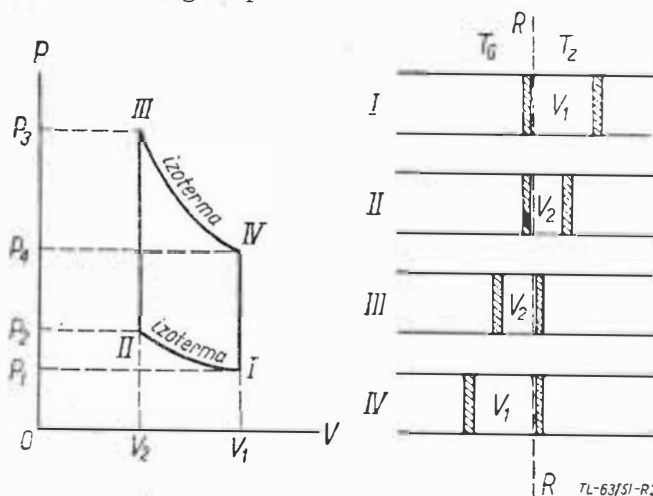
Rys. 2a przedstawia obieg teoretyczny, według którego pracuje silnik „Philips“.

Rys. 2b — I — II — III — IV przedstawia charakterystyczne położenia obu tłoków.

Prawy cylinder i tłok mają niską temperaturę T_2 utrzymywaną przez chłodziwę Z.

Lewy cylinder i tłok mają wysoką temperaturę T_1 utrzymywaną przez grzejnik G, podgrzewany z kolei gorącymi spalinami.

Pomiędzy cylindrami jest wstawiona przegroda R, tzw. regeneracja, o temperaturze pośredniej; regeneracja ten nie utrudnia przepływu powietrza z prawego cylindra do lewego i przeciwnie.



Rys. 2a.

Rys. 2b.

Objętość prawego cylindra i objętość lewego cylindra (wraz z chłodziwą, regeneratorem i grzejnikiem) pomiędzy obydwoa tłokami są wypełnione powietrzem.

Na rys. 2b I cała ilość powietrza znajduje się w prawym zimnym cylindrze zajmując maksymalną objętość V_1 . Od I do II prawy zimny tłok porusza się w lewo, sprężając powietrze izotermicznie do minimalnej objętości V_2 . Od II do III powietrze przepływa przy stałej objętości z prawego, zimnego cylindra do lewego gorącego, „zabierane“ przez obydwa tłoki sunące w lewo z jednakową prędkością. Od III do IV powietrze rozpręża się izotermicznie w gorącym cylindrze, wykonując pracę na lewym gorącym tłoku, sunącym w lewo. Od IV do I powietrze przepływa przy stałej objętości z cylindra gorącego do zimnego, „zabierane“ przez obydwa tłoki, sunące tym razem w prawo z jednakową prędkością.

Wobec tego, że sprężanie izotermiczne ma miejsce przy niskiej temperaturze, a rozprężanie izotermiczne przy wysokiej temperaturze — mamy do dyspozycji pewien nadmiar pracy.

Przechodząc z zimnego cylindra (rys. 1) do gorącego, powietrze przepływa przez chłodziwę do regeneratora R, w którym pobiera ciepło. Po drugiej stronie regeneratora pobiera ono jeszcze więcej ciepła w grzejniku G i osiąga temperaturę T_1 już na wejściu do gorącego cylindra. W drodze powrotnej powietrze przechodzi przez grzejnik G, oddaje ciepło do regeneratora R i ulega ochłodzeniu do temperatury T_2 w chłodziwie Z.

Koordynację ruchów tłoków, przybliżoną do teoretycznej pożądanej, osiąga się przez przedstawiony na rys. 1 system dźwigni D, gdzie O oznacza oś geometryczną wału korbowego, zaś K — ramie wykorbienia.

W silniku rzeczywistym osiąga się koordynację ruchów tłoków według wymagań obiegu teoretycznego z rys. 2a i 2b — przez przestawienie o 90° wykorbień wału.

Silnik ten posiada co najmniej cztery zalety; oto one:

- 1) Złagodzona zmienność momentu obrotowego połączona z sobą zmniejszenie drgań skrętnych.
- 2) Zdolność osiągnięcia wzrostu momentu obrotowego w stosunku 3 : 1.
- 3) Niższe zużycie paliwa niż w silnikach spalinyowych benzynowych, jednak wyższe niż w silniku Diesla.

4) Brak wybuchów i gwałtownych nacisków pociągających za sobą łagodny sposób pracy.

(—) Mgr inż. Stanisław Witkowski.

Na tym miejscu z przyjemnością motujemy spostrzeżenie, że nasz stały apel o nawiązanie kontaktu Czytelników z Redakcją zaczyna dawać wyraźne już wyniki w postaci listów w związku z artykułami zamieszczanymi przez „Technikę Lotniczą”. Spodziewamy się, że znajdą się dalsi naśladowcy naszego Korespondenta kol. Popiela, którzy nawiążą ze „Skrzynką Techniczną” ożywiony i pożyteczny kontakt.

Czekamy na Wasze listy.

Mgr inż. St. Madeyski.

W artykule „Szybka metoda obliczania podłużnej stateczności statycznej płatowca” mgr inż. Wł. Nowakowski (Technika Lotnicza nr 2/51) wkraśli się następujący błąd drukarski:
str. 32, szpalta 1, wiersz 15 od dołu:

$$\begin{aligned} \text{jest: } C &= \frac{c_{CH}}{c_{CH}} \cdot \frac{a_H}{c_{CH}} \\ \text{ma być } C &= \frac{c_{CH}}{a_H} \cdot \frac{c_{aH}}{c_{CH}} \cdot L \end{aligned}$$

W artykule „Stateczność boczna samolotu” cz. I (Technika Lotnicza nr 3/51) mgr inż. Wł. Nowakowski i mgr inż. J. Sandauera zostały zauważone następujące błędy drukarskie

str. 58, szpalta 2, wiersz 25 od dołu:

jest: ...w płaszczyźnie płatowca...

ma być: ...w płaszczyźnie symetrii płatowca...

str. 61, szpalta 1, wiersz 5 od góry:

jest: $\sin \Phi_z = 0$

ma być: $\sin \Phi_0 = 0$

str. 63, szpalta 2 wiersz 22 od góry:

jest: ...ujemny znak pierwiastków zespolonych...

ma być: ...ujemny znak pierwiastków rzeczywistych oraz części rzeczywistej pary pierwiastków zespolonych...

str. 64, szpalta 1, wiersz 25 od góry:

jest: „EO > od...”

ma być: „E > O od...”

Na półkach księgarskich

Gidraeromechanika, L. Prandtl, Izdatelstwo Inostrannoj Literatury, 1951 r., stron 575.

Jest to tłumaczenie wykonane z trzeciego wydania oryginalnego niemieckiego „Führer durch die Strömungslehre” z roku 1949, a zawierającego obszerny przegląd nowoczesnego stanu hydroaeromechaniki i jej zastosowania w różnych dziedzinach nauki i techniki, jak lotnictwo, hydrotechnika, budowa okrętów i turbin, obliczanie rur i przewodów, hydrologia i meteorologia. Całość, podzielona na pięć części, zawiera: statykę cieczy i gazów, kinematykę cieczy, dynamikę cieczy pozbawionych tarcia, ruch cieczy lepkich, dynamikę gazów w zakresie poddźwiękowym i naddźwiękowym i zadania specjalne, omawiające między innymi kawitację, ślizganie, wymianę ciepła w cieczach płynących i inne. Książka, będąca zbiorem wielu podstawowych danych i omawiająca zagadnienie, jest niezbędnie potrzebna dla tych wszystkich, którzy pracują w wyżej wymienionych dziedzinach.

L. S.

Osnovy promyslennoy wentylacii, W. W. Baturin, Profizdat, 1951 r., stron 452.

Stały rozwój budownictwa przemysłowego spowodował też wzrost wymagań higieny miejsca pracy, wysuwając na jedno z pierwszych miejsc zagadnienie wentylacji z uwzględnieniem zachowania temperatury i wilgotności powietrza w pomieszczeniach zamkniętych. W związku z tym powstał nowy dział nauk technicznych: technika wentylacyjna. Autor niniejszej książki, opierając się na naukowych podstawach aerodynamiki i obszernym materiale doświadczalnym, ujął w szesnastu rozdziałach całość zagadnień, związanych z wentylacją przemysłową. Poszczególne rozdziały omawiają kolejno: zadania wentylacji i związek z innymi naukami, fizyczne własności powietrza, podstawy aerodynamiczne wymiany powietrza, zanieczyszczenia, oczyszczanie powietrza od pyłu, metody wentylacji jak aeracja, natryski powietrzne, zasłony powietrzne i wyciągi wentylacyjne miejscowe. Treść uzupełniona jest dużą ilością wykresów i rysunków.

L. S.

Osnovy metodiki aerofizycznych izmierienij, M. I. Golcman, Gostiechizdat, 1950 r., stron 360.

Autor zwraca we wstępie uwagę na niedocenianie drobnych wahań wartości elementów meteorologicznych, z czego nie zdaje sobie sprawy wielu specjalistów meteorologii. Uwzględniła też tę sprawę omawiając w rozdziale pierwszym strukturę ośrodka i pomiary meteorologiczne. Dalsze rozdziały zawierają: pomiar temperatury powietrza, pomiar wilgotności powietrza, pomiar ciśnienia powietrza, pomiar elementów wiatru. W dodatku omówiono zasadę pomiarów gradientów (zmian z wysokością) elementów meteorologicznych. Każdy z rozdziałów zawiera szczegółowe opisy nowoczesnych przyrządów pomiarowych i metody posługiwania się nimi. Całość daje materiał cenny dla praktyków, jak i dla studiujących meteorologię.

L. S.

Aerologija, A. B. Kalinowskij i N. L. Pinus, Gidrometeoizdat, 1951 r., stron 452.

W książce tej opisane są wszelkie podstawowe metody opracowane w aerologii dla wykonania badań w górnych warstwach atmosfery. Książka obejmuje piętnaście rozdziałów omawiających: zadania aerologii, metodę balonów sond, meteorografy i ich budowę, badania przy pomocy aerostatów i stratosfatu, sondowanie atmosfery przy pomocy samolotów, opracowania zapisów meteorografów, metodę radiosond, użycie radiolokacyjnych urządzeń do badań aerologicznych, metody badania ruchów pionowych i burzliwości atmosfery, aerologiczne metody badania chmur, użycie rakiet do badań atmosfery. Dodatek zawiera praktyczne wskazówki kontroli i opracowanie wyników pomiarów. Książka ta jest niezbędną pozycją dla pracowników oraz studiujących hydro- i meteorologię.

L. S.

Tłoczenie wielotaktowe, docent W. Romanowski, tłum. z ros. mgr inż. Stanisław Grzymałowski, Państwowe Wydawnictwo Techniczne, 1951 r., stron 108.

Książka jest tłumaczeniem pracy pt. „Mnogooperacjonnaia posledowatel'naja sztampowka”. Na treść składają się: charakterystyka tłoczenia na zimno przy masowej i seryjnej produkcji, zastosowanie złożonego tłoczenia, klasyfikacja i zakres zastosowania różnych sposobów złożonego tłoczenia, wielotaktowe tłoczenie płaskich przedmiotów, wielotaktowe gięcie przedmiotów, wielotaktowe tłoczenie przedmiotów wydrążonych oraz automatyczne urządzenia do pras i tłoczników. W tekście podano wiele rysunków obrazujących przykładowe, wzięte z praktyki, wykonanie urządzeń omawianych, co ułatwia zrozumienie treści. Książka jest przeznaczona dla warsztatowców oraz konstruktorów, pracujących w dziedzinie tłoczenia na zimno.

S. M.

Automatyzacja obróbki na tokarkach, A. Azarow, tłum. z ros. mgr inż. mech. Kazimierz Ukielski, Państwowe Wydawnictwo Techniczne, 1951 r., stron 122.

Książka omawiana jest tłumaczeniem książki „Awtomatizacija obrabotki na tokarnych stankach” i porusza zagadnienie automatyzacji obróbki na tokarkach, w szczególności zaś opisyuje urządzenia do uzyskiwania złożonego cyklu pracy, doświadczalne badanie sposobów otrzymywania dokładnych wymiarów średnic. Książka jest przeznaczona dla techników i słuchaczy szkół wyższych, specjalizujących się w kierunku budowy obrabiarek.

S. M.

Tolerancje i pasowania obowiązujące w ZSRR, W. Miagkow, tłum. z ros. mgr inż. mech. Roman Baranowicz, Państwowe Wydawnictwo Techniczne, 1951 r., stron 204.

Książka niniejsza jest tłumaczeniem wydawnictwa „Dopuski i posadki”, które znaleźć można jeszcze na naszym rynku księgarskim. Na treść książki składają się następujące zagadnienia: pasowania i tolerancje wymiarów gładkich otworów i wałków, tolerancje długości przedmiotów, tolerancje wymiarów katowych, dopuszczalne odchyłki geometrycznego kształtu i wzajemnego rozmieszczenia powierzchni przedmiotów, tolerancje wyrobów lanych, odkuwek i wyrobów tłoczonych z plastyków, tolerancje i pasowania przyrządów obróbkowych i tłoczników. Książkę uzupełniają prawie sto tablic, stanowiących w większości wyciągi z obowiązujących w Związku Radzieckim norm i standardów (OST i GOST). Książka przeznaczona dla konstruktorów przemysłu metalowego, jest cenną pomocą zarówno w biurach konstrukcyjnych, jak i na warsztatach.

S. M.

Osnovy prochnosti mietalłow parowych kotłow, turbin i turbogeneratorow, I. A. Oding, Gosenergoizdat, 1949 r., stron 560.

Książka znanego autora poświęcona jest zagadnieniom wytrzymałości metali używanych w budowie kotłów i turbin. Opisane w niej zostały: statyczna wytrzymałość metali, kruchość, deformacja plastyczna, rekrytalizacja, wytrzymałość w wysokich temperaturach, relaksacja, pełzanie, wytrzymałość na zmęczenie oraz zagadnienia korozji i erozji. Osobny rozdział poświęcony jest sprawie naprężeń wewnętrznych (ostatecznych). W dalszych rozdziałach rozpatrzone są warunki pracy odpowiedzialnych detali kotłów, turbin i turbogeneratorów. Podane są charakterystyki metali użytych do ich wykonania i nowoczesne metody badań odbiorczych. Podana jest również analiza przyczyn najbardziej charakterystycznych uszkodzeń. Książka przeznaczona jest dla inżynierów, pracujących w dziedzinie projektowania, wykonania i eksploatacji kotłów parowych i turboagregatów. Specjalnie cenne są pierwsze siedem rozdziałów, których treść można wykorzystać i w innych dziedzinach budowy maszyn.

L. S.

Atlas przyrządów i uchwytów do obróbki skrawaniem, Ł. Daskowski, tłum. z ros. mgr inż. Włodzimierz Mermon, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 172.

Omawiany atlas jest tłumaczeniem wydawnictwa radzieckiego „Album stanoczných приспособлений”. Przeznaczony jest on dla technicznych pracowników biur fabrykacyjnych i może być wykorzystany przez studiujących na wydziałach mechanicznych wyższych uczelni technicznych. Atlas zawiera 125 rysunków uchwytów i przyrządów, stanowiących charakterystyczne przykłady zastosowania znormalizowanych przyrządów, przy czym wszystkie omawiane urządzenia zostały wypróbowane w warsztatach. Na treść atlasu składają się następujące rozwiązania: przyrządy wiertarskie ze szczególnym uwzględnieniem uniwersalnych dwusłupowych i jednosłupowych przyrządów wiertarskich; przyrządy obrotowe jedno- i dwuwspornikowe; imadła srubowe i mimośrodowe; stoły podziałowe; podzielnice; uchwyty samocentrujące; przyrządy pneumatyczne, a mianowicie pneumatyczne uchwyty szczękowe, trzpienie rozprężne do toczenia zewnętrznego i uchwyty do obróbki otworów, uchwyty do mocowania kół zębatach.

S. M.

Wytrzymałość materiałów, mgr inż. Stefan Błazewski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 332.

Książka przeznaczona jest dla techników i konstruktorów budowy maszyn, jak również dla uczniów szkół technicznych o kierunku mechanicznym. Materiał wykładu podzielony został na dwanaście rozdziałów, które omawiają następujące zagadnienia: wiadomości wstępne, rozciąganie i ściskanie, badania własności mechanicznych materiałów, ścinanie, momenty przekrojów płaskich, skłębienie, statyka belek zginanych, czyste zginanie belek prostych, zginanie belek prostych siłami poprzecznymi, wytrzymałość złożona, wyboczenie prętów prostych, wytrzymałość postaciowa. Książkę uzupełniają 24 tablice interesujących wartości, wzorów, wyników badań i tym podobnych zestawień.

S. M.

Wykład elementów maszyn, Część I — Połączenia, Część II — Łożyskowanie, Część III — Napędy, prof. dr. inż. Wacław Mozyński, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 440+322+350.

Omawiana książka jest drugim wydaniem podręcznika, jaki ukazał się poprzednio w opracowaniu Instytutu Wydawnictwa SIMP. Praca omawia podstawowe zasady najprostszych elementów wchodzących w skład wszelkich maszyn, przy czym jasny i zwięzły wykład w oparciu o podane wzory obliczeń i przykłady konstrukcji powodują, że książka ta jest prawdziwie pomocna nie tylko dla studentów wydziałów mechanicznych wyższych szkół technicznych, ale i dla szerokiej rzeszy konstruktorów maszyn i ich elementów w przemyśle. Liczne przykłady obliczeń i praktycznego stosowania wyłożonych zasad i wzorów uzupełniają całość.

S. M.

Kontrola techniczna i zwalczanie braków w przemyśle maszynowym, inż. W. Gostiew, tłum. z ros. inż. Stanisław Kowalczyk, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 78.

Książka jest tłumaczeniem pracy „Технический контроль и борьба с браком в машиностроении”. Omawia ona nowoczesne metody kontroli technicznej oraz zasady zapobiegania powstawaniu braków. Na treść książki składają się następujące rozdziały: jakość wyrobów i straty produkcji spowodowane brakami; analiza przyczyn powstawania braków; organizacja kontroli technicznej i środki walki z brakiem; produkcyjne metody kontroli jakości; stosowanie nowej techniki kontroli. Książka przeznaczona jest dla pracowników warsztatów i kontroli technicznej przemysłu metalowego.

S. M.

Konstrukcja i eksploatacja sriedstw izmierienia rozmiarów w maszynostrojeniu, Ju. G. Gorodickij, Maszgiz, 1951 r., str. 370.

W książce szczegółowo omówione zostały podstawy pomiarów technicznych. Nowoczesne konstrukcje przyrządów pomiarowych, zasady ich eksploatacji, normy dokładności i metodyka sprawdzania. Piętnaście rozdziałów, na które podzielono całą treść, omawia między innymi: typy i konstrukcje sprawdzianów; sprawdzanie wymiarów liniowych wszelkimi metodami, uniwersalne przyrządy do pomiaru gwintów, przyrządy do pomiaru kątów i stożków, przyrządy do sprawdzania kół zębatach, ostrzy narzędzi, czystości powierzchni. Omówione również zostały statystyczne metody kontroli. Ostatni rozdział omawia zasady konstruowania przyrządów pomiarowych. Książka jest zaopatrzona w liczne rysunki. Może ona służyć jako bardzo cenna pomoc dla pracowników oddziałów kontroli.

L. S.

Klasyfikacja dziesiętna, zeszyty: 621.3 — Elektrotechnika, 669 — Metalurgia, 548/549 — Krystalografia — Mineralogia, Główny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej, 1951 r., stron 130+115+68, wydano systemem Rotaprint na prawach rękopisu.

Omawiane zeszyty pierwszego w Polsce pełnego wydania tablic klasyfikacji dziesiętnej stanowią zapoczątkowanie wydawnictwa, które będzie podstawą do prowadzenia prac dokumentacyjnych, a w szczególności do uporządkowania zbiorów bibliotecznych. Każdy zeszyt zawiera omówienie klasyfikacji głównych działów poruszanego zagadnienia oraz klasyfikacji poddziałów głównych i pomocniczych analitycznych, objaśnienia wstępne, szczegółowe tablice główne i indeks przedmiotowy (abecadłowy). Ze względu na stosunkowo mały nakład klasyfikacja ta zostanie udostępniona przede wszystkim zakładom produkcyjnym, biurom projektów, centralnym zarządom, instytutom naukowo-badawczym, bibliotekom i innym instytucjom, podległym resortom gospodarczym.

S. M.

Prziruczka letecke nawigace, I dil. Przhled leteckich przhstroju, ing. Frantiszek Zeleny, Prace — Wydawatelstwo ROH Praha, 1950 r., stron 224.

Omawiana książka o pokładowych przyrządach lotniczych jest jednym z bardzo nielicznych na naszym rynku księgarskim reprezentantów czeskiej lotniczej literatury technicznej. Ciekawa jest ona dla nas przede wszystkim dzięki podaniu szeregu fotografii najnowszych rozwiązań przyrządów lotniczych, produkowanych w Czechosłowacji. Na treść książki składają się następujące rozdziały: wstęp, w którym omówiono: wymagania stawiane konstrukcjom lotniczych przyrządów i ich podział, zabudowa na samolocie i odpowiednie czeskie przepisy normalizacyjne dla samolotów silnikowych i szybowców oraz fizyczne podstawy działania lotniczych przyrządów pokładowych. W dalszych rozdziałach omówiono systematycznie przyrządy pilotażowe, nawigacyjne i silnikowe, użytkowanie i obsługę przyrządów, wymagania egzaminacyjne dla personelu latającego oraz podano pytania z dziedziny przyrządów pokładowych. Na zakończenie zgromadzono szereg tablic przeliczeniowych i podano wykaz literatury.

S. M.

Elektrotechniczskie materiały N. P. Bogorodickij, W. W. Pasynkow i B. M. Tariejew, Gosenergoizdat, 1951 r., stron 436.

W książce podane są zasady zjawisk fizycznych zachodzących w materiałach izolacyjnych, półprzewodnikach, przewodnikach i materiałach magnetycznych. Opisane są również ich własności elektryczne, fizyko - chemiczne i mechaniczne oraz technologia produkcji. Całość podzielona jest na dwie części, zawierające łącznie jedenaście rozdziałów. Część pierwsza omawia polaryzację dielektryków, przewodnictwo, straty i przebiecia w dielektrykach, ich własności fizyczne, chemiczne i mechaniczne, materiały izolacyjne organiczne i nieorganiczne oraz kable. Część druga zawiera trzy rozdziały, w których opisano przewodniki, półprzewodniki i materiały magnetyczne. Zasadniczo książka przeznaczona jest dla studentów wyższych szkół zawodowych, winni z niej też korzystać praktycy stykający się w swej pracy z materiałami elektrotechnicznymi.

L. S.

Suszka i sklejka dřiewiesiny w pole tokow wysokoj czastoty, I. P. Bierdinskich, Maszgiz, 1950 r., stron 167.

Autor opisuje technologię suszenia i klejenia drewna w polu prądów wysokiej częstotliwości i daje krótką charakterystykę używanych przy tym generatorów lampowych wysokiej częstotliwości. W poszczególnych rozdziałach rozpatrzone zostały konstrukcje komór do suszenia, układanie drewna w stosy w zależności od typu używanych elektrod, bilans cieplny procesów suszenia i klejenia drewna, wpływ nagrzewania na własności drewna i klejonego połączenia, charakterystyki użytych klejów i konstrukcje pras do sklejania. Przedstawiono również układy urządzeń taśmowych do suszenia i klejenia drewna w warunkach produkcji ciągłej. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników pracujących w oddziałach obróbki drewna i wykonywania modeli zakładów budowy maszyn. Aktualność jej jest specjalnie duża, ponieważ rosnące wymagania techniczne w lotnictwie zmuszają do zastosowania i u nas nowoczesnych metod produkcji.

L. S.

Investycje w Planie Sześcioletnim, prof. dr. Kazimierz Seccomski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 80.

Książeczka stanowi dalszy tomik „Biblioteki Planu Sześcioletniego” PWT zainicjowanej przez PKPG. Omawia ona podstawowe założenia Planu. Na treść książeczki składają się następujące rozdziały: Baza wyjściowa, Podstawowe założenia 6-letniego Planu Inwestycyjnego, Uprzemysłowanie kraju i socjalistyczna przebudowa rolnictwa, Wielkość inwestycji, Zasięg i koncentracja inwestycji, Efektywność nakładów inwestycyjnych, Plan wielkiego budownictwa socjalistycznego i Zakończenie.

S. M.

Paliwa płynne i oleje silnikowe, inż. Bolesława Mielnikowa, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 316.

Omawiana książka jest drugim, poprawionym wydaniem pracy z przed wojny, przy czym zawiera ona szereg zmian i uzupełnień, potrzebnych dla zaktualizowania zawartych w niej materiałów. Książka podzielona jest na dwie części. Część pierwsza — paliwa płynne lekkie i ciężkie — porusza w pięciu rozdziałach własności paliw i metody ich badania, środki antydetonacyjne i paliwa mieszane, technologię paliw lekkich, przegląd paliw samochodowych i lotniczych oraz paliwa ciężkie. W części drugiej — oleje i smary — w pięciu rozdziałach omówiono oleje smarowe mineralne, olej rycynowy, oleje ulepszone i oleje syntetyczne, oleje regenerowane, smary stałe oraz kontrolę i przechowywanie paliw, olejów i smarów. Na zakończenie bogaty wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla techników i inżynierów przemysłu naftowego oraz dla odbiorców i użytkowników paliw i olejów, zwłaszcza zaś w lotnictwie.

S. M.

Przesył i rozdział energii elektrycznej; Tom I. Wyładowania piorunowe i ochrona przepięciowa, Tom II. Maszyny i urządzenia elektryczne, tłum. z ang. mgr inż. Zygmunt Skocznyński, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 158+292.

W serii przekładów Głównego Instytutu Elektrotechniki ukazały się dwa tomy z zapowiadzanego czterotomowego wydawnictwa, będącego tłumaczeniem pracy „Electrical Transmission and Distribution Reference Book” wydanej przez Westinghouse Electric & Manufacturing Company (USA). W tomie pierwszym zgrupowano rozdziały dotyczące wyładowań piorunowych i rozchodzenia się fal oraz projektowania linii przesyłowych z punktu widzenia ochrony przepięciowej i koordynacji izolacji. W tomie drugim zaś umieszczono rozdziały poświęcone zagadnieniom związanym z warunkami pracy maszyn i urządzeń elektrycznych, zwłaszcza z punktu widzenia stanów nieustalonych i obciążeń niesymetrycznych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i magistrów nauk technicznych oraz dla studiujących na kursie magisterskim politechnik.

S. M.

Kurs Odlewnictwa, Materiały formierskie i ich przeróbka w odlewniach, prof. Kazimierz Gierdziejewski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1950 r., stron 306.

Omawiana książka jest drugim wydaniem znanej pracy z roku 1939. Uzupełniona i rozszerzona, jest pomocą zarówno dla studiujących jak i pracujących zawodowo inżynierów - odlewników. W trzech obszernych rozdziałach porusza wiadomości ogólne i szczegółowe o materiałach formierskich, metody ich badań, sposoby przeróbki, kontrolę, zastosowanie w odlewni. gospodarce materiałami formierskimi w odlewni, metody sporządzania mas do form i rdzeni, opisuje maszyny, urządzenia oraz instalacje do przeróbki materiałów formierskich. Wykazy literatury i skrótyw rzeczowy uzupełniają książkę.

S. M.

Uszczelnienia, mgr inż.-mech. Leon Gosztowił, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 232.

Omawiana książka zawiera opisy różnych rodzajów uszczelnień, sposobów ich wbudowy, omawia materiały stosowane oraz dobór uszczelnień dla różnych celów. Na treść książki składa się piętnaście rozdziałów, w których poruszono następujące zagadnienia: istota uszczelnienia, podział i klasyfikacja uszczelnień, warunki stawiane uszczelnieniom, sposoby ujęcia uszczelnień, surowce używane do produkcji uszczelnień, handlowe materiały uszczelniające, uszczelnienia znormalizowane i ich ujęcie (wbudowa), uszczelnienia specjalne i sposoby ich ujęcia, wybór i zastosowanie uszczelnień, zamawianie i odbiór uszczelnień, zakładanie uszczelnień, tarcie w uszczelnieniach, normalizacja. Książka uzupełniona jest pięćdziesięciutrzema tablicami zawierającymi dane katalogowe poszczególnych uszczelnień. Książka jest przeznaczona dla wykwalifikowanych rzemieślników i mistrzów, zatrudnionych przy montażach urządzeń mechanicznych oraz inżynierów ruchu i konstruktorów.

S. M.

Regeneracja narzędzi skrawających, B. Makarewicz, W. Michajew i W. Tichwinski, tłum. z ros. mgr inż. Wacław Ostrowski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 186.

Książka zawiera ogólne wiadomości o regeneracji narzędzi i klasyfikację rodzajów ich zużycia; dalej podaje opis szeregu procesów technologicznych regeneracji narzędzi jak za pomocą spawania i napawania, obróbki chemicznej, obróbki cieplnej oraz metodą metalizacji; omawia organizację regeneracji narzędzi oraz jej efekt gospodarczy; wreszcie porusza zagadnienie wymagań technicznych w stosunku do regenerowanych narzędzi. Na zakończenie podano wykaz literatury, zestawienie porównawcze niektórych dotyczących normi radzieckich z normami polskimi oraz skład chemiczny niektórych stali według norm radzieckich. Książka jest przeznaczona dla inżynierów i techników działu gospodarki narzędziowej fabryk przemysłu metalowego.

S. M.

Metalurgia proszków w Planie Sześcioletnim, inż. Edmund Bryjak i inż. Bolesław Zacharzewski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 112.

Omawiana broszura stanowi jeden z tomów „Biblioteki Planu Sześcioletniego” i zapoznaje czytelników, dla których jest przeznaczona, to jest kwalifikowanych robotników, mistrzów, techników i inżynierów z założeniami Planu Sześcioletniego w dziedzinie metalurgii proszków. Książeczka podzielona jest na trzy części: część pierwsza omawia wiadomości ogólne o metalurgii proszków, część druga — podstawa teoretyczna metalurgii proszków — zaznajamia z metaloznawstwem proszków i spieków oraz z metodami i aparaturą pomiarową, część trzecia — praktyczne zastosowanie metalurgii proszków — porusza zagadnienia wytwarzania proszków, wytwarzania spieków oraz objaśnia maszyny i urządzenia stosowane w metalurgii proszków. Zakończenie oraz wykaz literatury dopełnia całość tej pożytecznej pracy.

S. M.

Nowe normy i projekty norm

W miesiącu sierpniu 1951 r. wydano drukiem następujące normy lotnicze:

PN/L-02003 — Silniki lotnicze. Określenie stron silników śmigłowych.

PN/L-85005 — Połączenia wielokarbowe lotnicze. Wymiary.

W miesiącu wrześniu 1951 r. wydano drukiem następującą normę lotniczą:

PN/L-85000 — Połączenia wielowypustowe ewolwentowe.

W m. październiku 1951 r. zostały ustalone następujące normy z dziedziny lotnictwa:

PN/L-36150 — Silniki lotnicze. Kołnierze i gniazda silników do połączenia prądnic. Wymiary.

PN/L-76006 — Przewody zapłonowe. Zaczep kulisty.

PN/L-76007 — Przewody zapłonowe. Zaczep płaski.

PN/L-76008 — Świece lotnicze ekranowane. Łączniki.

PN/L-76012 — Przewody zapłonowe ekranowane. Końcówka odgałęzienia magistrali. Główne wymiary.

PN/L-76150 — Silniki lotnicze. Kołnierze i czopy prądnic do połączenia z silnikami. Wymiary.

PN/L-76005 — Świece lotnicze nieekranowane. Nakładka kulista i spinka nakładki.

PN/L-76014 — Przewody zapłonowe nieekranowane. Oprawka zaczepu płaskiego.

PN/L-76015 — Przewody zapłonowe ekranowane. Oprawka zaczepu kulistego.

PN/L-76016 — Przewody zapłonowe nieekranowane. Oprawka zaczepu kulistego.

PN/L-76017 — Przewody zapłonowe ekranowane. Uszczelka.

PN/L-76018 — Świece lotnicze ekranowane. Tulejka izolacyjna przewodu.

PN/L-76019 — Świece lotnicze ekranowane. Oprawka przewodu nieekranowanego.

PN/L-76020 — Instalacje zapłonowe silników lotniczych. Przykładowe zestawienia.

PN/L-76021 — Przewody zapłonowe ekranowane. Uszczelka magistrali.

PN/L-76022 — Świece lotnicze ekranowane. Oprawka uszczelki.

PN/L-76023 — Świece lotnicze ekranowane. Uszczelka.

PN/L-76024 — Świece lotnicze ekranowane. Stopka przewodu zapłonowego.

PN/L-76025 — Świece lotnicze ekranowane. Spieczyna kontaktowa.

PN/L-85006 — Połączenia wielozabkowe symetryczne. Główne wymiary.

PN/L-36060 — Silniki lotnicze. Czopy stożkowe kompletne wałów wykorbionych. Zestawienia.

PN/L-36061 — Silniki lotnicze. Czopy stożkowe kompletne wałów wykorbionych. Czopy stożkowe. Główne wymiary.

PN/L-36062 — Silniki lotnicze. Czopy stożkowe kompletne wałów wykorbionych. Nakrętki.

PN/L-36063 — Silniki lotnicze. Czopy stożkowe kompletne wałów wykorbionych. Pierścienie zabezpieczające.

PN/L-36064 — Silniki lotnicze. Czopy stożkowe kompletne wałów wykorbionych. Podkładki.

PN/L-36065 — Silniki lotnicze. Czopy stożkowe kompletne wałów wykorbionych. Wpusty.

PN/L-36051 — Śmigła lotnicze. Piasty stożkowe kompletne śmigieł drewnianych. Zespoły.

PN/L-36052 — Śmigła lotnicze. Piasty stożkowe kompletne śmigieł drewnianych. Piasty stożkowe.

PN/L-36053 — Śmigła lotnicze. Piasty stożkowe kompletne śmigieł drewnianych. Pierścienie ustalające.

PN/L-36054 — Śmigła lotnicze. Piasty stożkowe kompletne śmigieł drewnianych. Śruba pierścieni.

PN/L-36055 — Śmigła lotnicze. Piasty stożkowe kompletne śmigieł drewnianych. Śruby piast.

PN/L-36056 — Śmigła lotnicze. Piasty stożkowe kompletne śmigieł drewnianych. Pierścienie przednie.

PN/L-36070 — Śmigła lotnicze. Część środkowa śmigła drewnianego. Główne wymiary.

PN/L-95010 — Przyrządy lotnicze pokładowe. Zamknięcia szczególnie puszek wskaźników. Pierścienie oporowe.

PN/L-95011 — Przyrządy lotnicze pokładowe. Zamknięcia szczególnie puszek wskaźników. Podkładki uszczelniające.

PN/L-95013 — Przyrządy lotnicze pokładowe. Zamknięcia szczególnie puszek wskaźników. Podkładki.

PN/L-95014 — Przyrządy lotnicze pokładowe. Zamknięcia szczególnie puszek wskaźników. Pierścienie dociskowe.

PN/L-95015 — Przyrządy lotnicze pokładowe. Zamknięcia szczególnie puszek wskaźników. Zestawienie.

Do PT Prenumeratorów!

W związku ze zmianą czasokresu ukazywania się naszego czasopisma z kwartalnego na dwumiesięczny, uprzejmie prosimy PT Prenumeratorów, którzy uiszcili należność wyłącznie za pierwszy kwartał b.r. o dokonanie dopłaty do sumy prenumeraty półrocznej lub rocznej celem umożliwienia wysyłki następnych numerów.

Kronika

PLAN PRACY T. W. P. W 1952 R.

Nad planem pracy na rok 1952 obradował w Warszawie dwudniowy Zjazd prezesów i sekretarzy Zarządów Wojewódzkich Towarzystwa Wiedzy Powszechnej z udziałem członków Prezydium Zarządu Głównego TWP.

Towarzystwo Wiedzy Powszechnej, które dotychczas organizuje od 4000 do 5000 odczytów miesięcznie, rozszerzy znacznie swą działalność w roku bieżącym, w oparciu o organizacje masowe i świetlice Ministerstwa Kultury i Sztuki.

W styczniu TWP zorganizowało 7000 odczytów, pod koniec bież. roku dojdzie do 15 000 odczytów miesięcznie. Większość tych odczytów odbywać się będzie na wsi oraz w zakładach produkcyjnych. Celem usprawnienia tej akcji utworzone zostały od stycznia powiatowe koła prelegentów TWP, pracujące w sekcjach przyrodniczych i społeczno-humanistycznych.

W dotychczasowej tematyce odczytowej na żądanie terenu uwzględnione zostaną również zagadnienia regionalne.

KRONIKA KOŁA LOTNICZEGO SIMP

Odczyty

W okresie sprawozdawczym zostały wygłoszone następujące odczyty:

dn. 23. XI. 51 r. „Badanie sosny wąskostoistej“ dr. inż. R. Siemiński,

dn. 19. XII. 51 r. „Jak kształtuje się przepływ rzeczywisty w sprężarce osiowej“ dr. inż. S. Kuczewski,

dn. 23. I. 52 r. „Przyczyny korozji“ inż. T. Otęski.

Doroczne Zebranie Sprawozdawczo-Wyborcze.

Dnia 27. II. r. b. w Instytucie Aerodynamicznym odbyło się doroczne Zebranie Sprawozdawczo-Wyborcze Koła Lotniczego S.I.M.P.

Zebraniu przewodniczył kol. Konrad Jagoszewski. Po krótkim zagajeniu i uchwaleniu porządku dziennego, kol. Jagoszewski wezwał zebranych do uczczenia przez powstanie pamięci ś. p. inż. Rudolfa Weigla, wybitnego pracownika naszego Lotnictwa Cywilnego, który niedawno zginął śmiercią lotnika.

W części sprawozdawczej dotychczasowy przewodniczący Koła kol. Ryszard Lewandowski omówił działalność Koła w roku 1951/2. Główny wysiłek Zarządu był położony na akcji odczytowej. Wygłoszono ogółem 8 odczytów, które cieszyły się dość dużą frekwencją. O pozostałych odczytach informowaliśmy Czytelników w kolejnych zeszytach „Techniki Lotniczej“.

Nawiązano kontakt z prasą lotniczą — „Wojskowym Przeglądem Lotniczym“, „Skrzydlatą Polską“ i „Skrzydłami i Motorem“.

Uporządkowano sprawę Sekretariatu.

Następnie Redaktor Naczelny „Techniki Lotniczej“ kol. Jan Paczowski przedstawił dotychczasową działalność redakcyjną, po czym omówił plany wydawnicze na rok bieżący, a w szczególności poinformował zebranych o treści najbliższych zeszytów pisma.

W toku dyskusji zebrani zwrócili uwagę na niedociągnięcia w dystrybucji i zbieraniu należności za czasopismo.

Po udzieleniu absolutorium dotychczasowemu Zarządowi przystąpiono do wyboru nowych władz Koła.

Jako Przewodniczący został jednomyślnie wybrany kol. Tadeusz Sołtyk, zaś jako członkowie Zarządu Kole-dzy: Bronisław Bochenek, Zdzisław Czechowski, Zbigniew Osiński, Jan Rościszewski, Stanisław Szyszczyński i Jerzy Wesołowski.

Nowy Zarząd został wezwany do rozszerzenia akcji werbowania nowych członków z pośród młodych pracowników lotnictwa i wciągania ich do pracy w Kole. Również zwrócono uwagę na dalsze prowadzenie akcji odczytowej.

GLÓWNA KOMISJA POSTĘPU TECHNICZNEGO NOT

Główna Komisja Postępu Technicznego NOT powołana została w wyniku uchwał powziętych przez zebranie Prezydium Rady Głównej NOT i Prezesów Zarządów Głównych Stowarzyszeń dla realizacji wytycznych VI Plenum KC PZPR mających na celu mobilizację inteligencji technicznej dla podniesienia techniki polskiej i upowszechnienia przodujących metod pracy oraz dla szybkiej i pełnej realizacji Planu 6-letniego.

Celem należytego zorganizowania pracy Stowarzyszeń na odcinku postępu technicznego Gł. Komisja Postępu Technicznego opracowała wytyczne tej akcji oraz zorganizowała sieć ogniw stowarzyszeniowych, które w oparciu o te wytyczne mają za zadanie prowadzić i naświetlić dalszy bieg pracy oraz kontrolować jej wyniki. Podstawowym ogniwem realizującym postęp techniczny są zakładowe Koła Stowarzyszeń jako bezpośrednio związane z produkcją. Koła te mają za zadanie prowadzenie walki o postęp techniczny w zakresie swego zakładu pracy względnie kilku sąsiadujących zakładów jednej branży. Najodpowiedniejszą formą w tej akcji są konkretne zobowiązania podejmowane indywidualnie lub grupowo.

Komisje Postępu Technicznego w Stowarzyszeniach uzgadniają z resortami kierunkowe wytyczne postępu, przekazują je do realizacji po linii stowarzyszeniowej i kontrolują wykonanie zobowiązań. Krótka, bo zaledwie kilka miesięcy trwająca, mobilizacja inżynierów i techników wokół tematyki i potrzeb zakładów produkcyjnych dała w rezultacie setki zobowiązań indywidualnych i zespołowych o poważnych wartościach dla gospodarki narodowej.

W dniu 23 stycznia rb. odbyło się rozszerzone zebranie Głównej Komisji Postępu Technicznego z udziałem przewodniczących Komisji branżowych, redaktorów czasopism technicznych oraz zaproszonych gości.

Zaproszony na zebranie Dyrektor Departamentu Techniki PKPG, kol. inż. I. Bursztyn, wygłosił obszerny referat na temat węzłowych zagadnień technicznych planu 1952 r. W referacie tym przedstawił zadania w zakresie postępu technicznego, których realizacja w r. 1952 zaspokoi bieżące potrzeby kraju i umożliwi wykonanie zadań stawianych przez Plan 6-letni.

Jako główne cele, dookoła których koncentrują się w 1952 r. zadania techniki i które dają się uogólnić na wszystkie resorty przemysłowe, dyr. Bursztyn wskazał:

- 1) zwiększenie wydajności pracy,
- 2) obniżenie norm zużycia materiałów, a w szczególności materiałów deficytowych i zwiększenie zysków,
- 3) przyspieszenie uruchomienia i opanowania techniki nowo-uruchamianych obiektów oraz nowych produkcji,
- 4) podniesienie jakości produkcji.

Dla osiągnięcia tych celów wszystkie resorty przemysłowe powinny skoncentrować swe wysiłki na:

- 1) udoskonaleniu technologii wytwarzania w oparciu o doświadczenia radzieckie,
- 2) wprowadzeniu i usztywnianiu dyscypliny technologicznej
- 3) znacznym zwiększeniu wykorzystania maszyn i urządzeń,
- 4) poważnym rozszerzeniu małej i średniej mechanizacji,
- 5) upowszechnieniu przodujących osiągnięć współzawodnictwa, racjonalizacji i wynalazczości,

- 6) nadzorze, kontroli i planowym wykorzystaniu prac naukowo-badawczych,
- 7) znacznym rozszerzeniu normalizacji korzystając z doświadczeń i norm radzieckich w oparciu o Uchwałę Rządu Nr 686 z 1951 r.,
- 8) zorganizowaniu gospodarki remontowej i stworzeniu zwartego systemu planowania bieżących, średnich i kapitalnych remontów,
- 9) planowaniu wewnątrz-zakładowym tak sprecyzowanym i skonkretyzowanym, aby plan był doprowadzony do stanowisk pracy,
- 10) przygotowaniu właściwych warunków dla wykorzystania dokumentacji technicznej ze Związku Radzieckiego i Krajów Demokracji Ludowej.

Te warunki, ustawione w zależności od potrzeb resortów, umożliwią realizację wielkich zamierzeń planu technicznego 1952 r., dyr. Bursztyn przedstawił b. szczegółowo w rozbiciu na resorty, przemysły i branże, zarówno w ujęciu produkcji jak i udoskonalen technicznych. Poza zagadnieniami ściśle technicznymi podkreślił z wielkim naciskiem zagadnienia organizacji pracy, przy rozwiązywaniu których doniosłe znaczenie ma jak najszerszy udział całego aktywu technicznego.

Jako wyraźne formy współpracy członków Stowarzyszeń technicznych przy usprawnieniu gospodarki narodowej prelegent wskazał udział ich w brygadach inżyniersko-robotniczych oraz organizowanie w zakładach pracy wzorowych rad technicznych, które miałyby za zadanie rozwiązywanie trudności zakładów zarówno pod względem technicznym jak i organizacyjnym.

Referat dyr. Bursztyna wywołał wielkie zainteresowanie i ożywioną dyskusję, w której poruszone były najżywotniejsze zagadnienia związane z realizacją planów gospodarczych, przyswajaniem przodującej techniki i przenoszeniem doświadczeń z jednego zakładu do innych, uzyskiwaniem funduszy na eksperymentowanie pomysłów racjonalizatorskich itp. Omawiane też było doniosłe zadanie, jakie ma do spełnienia prasa techniczna, która przez wysuwanie aktualnych zagadnień zbliży czytelników do spraw planów gospodarczych i pobudzać będzie zainteresowanie ich wykonaniem.

Realizacja wielkich zagadnień Planu 6-letniego nie da się jednak przeprowadzić jedynie poprzez administrację przemysłową i wymaga odpowiedniej mobilizacji społecznej w działalności Naczelnej Organizacji Technicznej i Stowarzyszeń branżowych, musi stać się zagadnieniem, wokół którego skupi się całe życie stowarzyszeniowe. Wszyscy członkowie Stowarzyszeń muszą współdziałać przy wypełnieniu planu w r. 1952 i tworzeniu planu na rok 1953. M. B.

KOMUNIKAT WYDZIAŁU ORGANIZACYJNEGO NOT

Podajemy do wiadomości wszystkich Kolegów, że legitymacje członków stowarzyszeń technicznych NOT na rok 1952 są do odebrania w Oddziałach Stowarzyszeń.

Jednocześnie komunikujemy, że poczynając od 1.I.1952 r. wprowadzony został nowy system kwitowania składek członkowskich przez wklejanie do legitymacji odpowiednich znaczków.

Koledzy którzy dotychczas nie odebrali nowych legitymacji proszeni są o zgłaszanie się do swych Oddziałów terenowych.

AKTUALNY WYKAZ KSIĘGARNI „DOMU KSIĄŻKI” SPECJALIZUJĄCYCH SIĘ W SPRZEDAŻY KSIĄŻEK TECHNICZNYCH I GOSPODARCZYCH.

Białystok Rynek Kościuszki 12 14, Bielsko Jagiellońska 10, Bydgoszcz Dworcowa 14, Bytom Stalina 10, Chorzów Wolności 22, Cieszyń Pl. Stalina 6, Częstochowa Al. N. M. P. 14, Elbląg Królewiecka 14, Gdańsk-Wrzeszcz Grunwaldzka 8, Gdynia 10 Lużego 9, Gliwice Zwycięstwa 31, Katowice Młyńska 2, Kielce Kilińskiego 10, Kraków Rynek 36, Leszno Rynek 28, Lublin Krak. Przedm. 52, Łódź Piotrkowska 45, Piotrkowska 193, Olsztyn Pl. Wolności 23, Opole Ozimska 8, Ostrów Wlkp. Pl. Stalina 9, Piotrków Słowackiego 1, Poznań Paderewskiego 6, Radom Żeromskiego 1, Rybnik Zamkowa 8, Rzeszów 3-go Maja 2, Sosnowiec 3-go Maja 23, Starogard Świerczewskiego 15, Szczecin Sikorskiego 7, Tczew Dąbrowskiego 18, Wałbrzych Gdańska 3, Warszawa Bracka 20, Marszałkowska 62, Poznańska 12, Wrocław Stalingradzka 32, Włocławek Stalina 25, Zabrze ul. Wolności 288, Zielona Góra Żeromskiego 11.

DO NASZYCH CZYTELNIKÓW

Poniżej podajemy treść ogłoszenia nadesłanego nam przez Państwowe Przedsiębiorstwo Kolportażu „RUCH” w adaptacji dla „Techniki Lotniczej”.

Opłacanie prenumeraty zleconej u listonoszy lub w placówkach pocztowych jest najtańszym i najpraktyczniejszym sposobem regularnego otrzymywania czasopisma „Technika Lotnicza”.

Przy dokonywaniu wpłaty, która wynosi dla „Techniki Lotniczej” w prenumeracie zleconej zł 27.— półrocznie i zł 54.— rocznie, nie trzeba wypełniać blankietu i nie ponosi się dodatkowych kosztów przesyłki pieniędzy. „Technika Lotnicza” jest doręczana przez listonosza do mieszkań Czytelników.

Urzędy pocztowe i listonosze przyjmują wpłaty na prenumeratę zleconą dla miesięczników na II kwartał 1952 r. do 15-go marca, na III kwartał do 15-go czerwca, na IV kwartał — do 15-go września. Ponieważ „Technika Lotnicza” jest dwumiesięcznikiem więc wchodzi w grę tylko prenumerata półroczna lub roczna. Prenumeratę zleconą na II półrocze 1952 r. należy wpłacać do dnia 15 czerwca rb. Opłacenie prenumeraty do końca roku zapewni regularne otrzymywanie naszego pisma.

Powyższe dotyczy tylko prenumeraty normalnej, a nie ulgowej.

Redakcja

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Związku Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych (Koło Lotnicze SIMP) Wydawnictwo NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor Naczelny — mgr inż. Jan Paczoski, Redaktorzy Działowi — mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madeyski, Redaktor Techniczny — Czesław Piekarski.

Adres Redakcji: Warszawa 1, Nowowiejska 24.

Redaktor Naczelny przyjmuje we wtorki i czwartki godz. 17.30—18.30.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 8-95-10 do 16. Kolportaż: PPK „Ruch”, Konto PKO I-19890/110

Cena pojedynczego zeszytu 9.— zł.

Prenumerata roczna 54.— zł

Półroczna 27.— zł.

PRZEGŁĄD BIBLIOGRAFICZNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ DZIAŁ DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW GŁÓWNEGO INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK II

WARSZAWA, MARZEC-KWIECIEŃ 1952

ZESZYT 2

W Przeglądzie Bibliograficznym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiątna.

Gwazdkami obok liczb porządkowych oznaczone są publikacje znajdujące się w bibliotece Głównego Instytutu Lotnictwa.

26* 620.13:621.431.75 C4—2.52
Kamienomostkij L. S.: Klasyfikacja zakresów podłożnych mocy silników. „Klasyfikacja kriejsierskich riezimów raboty dwigatielej”. Tiech. wozd. Flota, r. 21, Nr 7 (232), 1947. s. 8; A4, 2,1 str., 3 wykr., 1 poz. bibl. — Z uwagi na duże znaczenie właściwego doboru mocy przelotowych, autor omawia zasady, którymi należy się kierować.

27* 629.13:621.43.019:621.317.3 C4—2.52
Elektroakustyczna metoda rejestrowania detonacji w silnikach lotniczych. „Elektriceskij metod riegistracji die-tonacji w awiacionnych dwigatielach”. Tiechn, wozd. Flota, r. 21, Nr 5 (230), 1947, s. 11; A4, 7 str., 1 fot., 2 rys., 9 wykr. — Metoda i przyrząd opracowane w Związku Radzieckim. Elektromagnetyczne nadajniki drgań zamocowane na głowicach cylindrów, rozdzielacz przekazujący impulsy od nadajnika tylko w okresie spalania w danym cylindrze, wieloprzewodowy wzmacniacz z neonowymi lampkami sygnalizowanymi wyregulowany tak, by te zapalały się przy drganiach o amplitudzie przeszło dwa razy większej niż przy normalnym spalaniu. Miara intensywności detonacji jest ilość zapłonów lampki na minutę mierzona licznikiem impulsów przełączanym na poszczególne cylindry.

28* 628.13:662.75 C4—2.52
Autrieth L. F., Mohr P. H. Samoutlenianie się Hydrazyny. „Autooxidation of Hydrazine”. Industr. Engng. Chem., t. 43, Nr 8, sier. 51, s. 1774; 28 × 20 cm, 5,8 str., 1 rys., 2 wykr., 9 tabl., 8 poz. bibl. — Stwierdzono, że Hydrazyna — paliwo lotnicze azotowe do silników rakietowych ulega samoutlenianiu w czasie magazynowania, szczególnie wobec miedzi, z wytworzeniem nadtlenu wodoru, a nawet azotu i wody. Podano działanie szeregu inhibitorów przeciwdziałających utlenianiu.

29* 626.13:035.5:662.75 C4—2.52
Paliwa dla turbiny gazowej. „Food for the gas turbine (Turbine fuels)”. Aero Dig., t. 61, Nr 6, grud. 50, s. 23; 28 × 21 cm, 3,8 str., 4 wykr., 1 tabl. — Omówienie wymagań, jakim muszą odpowiadać paliwa do lotniczych turbin gazowych, oparte na przykładach standartowych paliw amerykańskich. Poruszono zagadnienia własności fizykalno-chemicznych wpływających na zakres stosowności (loty wysokościowe, niskie temperatury), wartości opałowej, dostępności i kosztu.

30* 629.13:629.123(41) C4—2.52
Brytyjskie lotniskowce. „H. M. aircraft carriers”. Flight, t. 59, Nr 2204, 20 kw. 51, s. 457; A4, 6 str., 3 fot., 1 rys. — Artykuł podaje przegląd brytyjskich lotniskowców i ich znaczenie dla lotnictwa, następnie omawia budowę typowego statku tego rodzaju. Olbrzymie wnętrze statku posiada liczne ściany przeciwożniowe. Zbiorniki paliwa są specjalnie zabezpieczone. Duża ilustracja pokazuje przekrój, na którym widać urządzenia do startu i lądowania jak również i wnętrze statku.

31* 629.13.014:533.6 C4—2.52
Jones R. T.: Minimalny opór cienkiego skrzydła w przepływie bez tarcia. „The minimum drag of thin wings in frictionless flow”. J. aero. Scien., t. 18, Nr 2, luty 51, s. 75; A4, 7 str., 9 rys., 5 poz. bibl. — Założenia teorii cienkiego profilu nakazują pewne warunki dla minimalnego oporu profilów, stosując się one dla ruchu ustalonego i nieustalonego oraz dla prędkości pod i nadźwiękowych.

Obliczenie oporu i warunków dla minimalnego oporu należy od rozważenia złożonego pola przepływu, które otrzymano przez nałożenie prędkości w ruchu postępowym i odwróconym. Dla danego płata i całkowitego wyporu — minimalny opór będzie wtedy, gdy odchylenie strug w złożonym polu będzie stałe. Rozkład grubości profilu narzuca warunki na gradient ciśnienia.

32* 629.13:014:533.6 C4—2.52
Froehlich J. E.: Nieustalony ruch czysto naddźwiękowych skrzydeł. „Nonstationary motion of purely supersonic wings”. J. aero. Scien., t. 18, Nr 5, maj 51, s. 298; A4, 12 str., 3 rys., 9 wykr., 2 tabl., 12 poz. bibl. — Zagadnienie trójwymiarowego nieustalonego opływu skrzydła zostaje zredukowane do problemu dwuwymiarowego, przy użyciu zliniowanych równań dla ściśliwego przepływu izentropowego i przy założeniu że krawędzie natarcia są naddźwiękowe, a krawędź spływu protopadła do kierunku lotu. Metodę zastosowano do skrzydła delta i rozważono następujące przypadki drgań harmoniczných skrzydła w locie naddźwiękowym.

drganie około osi podłużnej, ok. osi poprzecznej, w kierunku osi z oraz drganie klap względem osi zawieszenia. Przy użyciu funkcji Bessela obliczono współczynniki aerodynamiczne odpowiadające powyższemu przypadkom. Okazuje się, że nie zależą one od kąta strzały.

33* 629.13.014:533.6 C4—2.52
Bleviss Z. O.: Pewne charakterystyki przechylenia poprzecznego skrzyżowanych skrzydeł delta przy prędkościach naddźwiękowych. „Some roll characteristics of cruciform delta wings at supersonic speeds”. J. aero. Scien., t. 18, Nr 5, maj 51, s. 289; A4, 9 str., 4 rys., 6 wykr., 10 poz. bibl. — Dla pocisku naddźwiękowego, złożonego z cylindrycznego korpusu, skrzyżowanych prostopadłe skrzydeł delta i bliżej nieokreślonego ogona, rozważono trzy zagadnienia poprzecznego przechylenia pocisku: przechylenie wywołane odchyleniem jednej pary przeciwnych płatów, tłumienie tego przechylenia oraz podobne przechylenie, wywołane jednak nachyleniem podłużnym i odchyleniem kierunkowym pocisku. Pewne teoretyczne rozwiązania dla różnych kątów skosu delty i rozmaitego stosunku średnicy korpusu do rozpiętości skrzydła. Ogólna dyskusja jakościowa isugestie.

34* 629.13.014:629.13.072 C4—2.52
Gabeaux: Maksymalny wzrost prędkości na profilu nośnym. „La survitesse maximum sur un profil alaie”. Techn. Scien. alero., Nr 6, 1950, s. 335; A4, s. str., 1 rys. — Wykazano, że na profilu nośnym powstaje rekompresja (sprężanie uderzeniowe) przez falę ukośną, o ile tylko prędkość lokalna osiągnie wartość liczby Macha $M = 2$. Autor liczbę Macha nazywa liczbą Moissona.

35* 629.13.07 C4—2.52
Derry J.: Loty z wielkimi prędkościami. „High-speed flying”. Flight, t. 58, Nr 2185, 7 grud. 50, s. 512; A4, 2,1 str., 3 fot. — Streszczenie odczytu wygłoszonego przez znanego pilota doświadczalnego na temat lotów przy wielkich prędkościach. Autor omawia zagadnienia lotów na małych i dużych wysokościach, metody badania własności samolotów przy coraz większych prędkościach, wymagania stawiane samolotom doświadczalnym oraz urządzenia zwiększające bezpieczeństwo załogi. Na zakończenie podano, jakim warunkom musi odpowiadać pilot doświadczalny.

36* 629.135:538.6 C4—2.52
Konstrukcja samolotów dużych prędkości. „High-speed aircraft design”. Aero Dig., t. 62, Nr 1, stycz. 51, s. 76; 28 × 21 cm, 8,1 str., 17 wykr. — Artykuł wprowadza w podstawowe zagadnienia aerodynamiki samolotów szyb-

kościowych przy uwzględnieniu ściśliwości powietrza. Podano w formie wykresów wpływ liczby Macha na współczynniki oporu (C_x) i oporu (C_z) oraz zmiany doskonałości i rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości. W artykule podane są wskazówki jak dobierać najkorzystniejszy kształt skrzydła i procentową grubość profilu. Następnie ogólniejsze rozważania sterowania, stateczności i napędów.

37* 629.135.002.2 C4—2.52
Povey H.: **Przebieg budowy samolotu de Havilland „Comet”**. „Constructing the de Havilland „Comet”. Engineering, t. 171, Nr 4451, 18 maj 51, s. 605, Nr 4452, 25 maj 51, s. 639; 36 × 26 cm, 4,3 str. 17 fot. — Artykuł omawia proces produkcji pokrycia skrzydeł i kadłuba „Redux”. Objaśnienie istoty tego procesu. Produkcja wręg specjalnymi maszynami. Wytwarzanie elementów kadłuba, opis narzędzi i przyrządów. Montaż zespołów kadłuba i całego kadłuba. Próba ciśnieniowa kadłuba. Wytwarzanie podzespołów skrzydła, opis przyrządów. Montaż skrzydła.

38* 629.135.2 C4—2.52
„Vampire” szkolny (dwuosobowy). „Vampire trainer”. Flight, t. 58, Nr 23 list. 50, s. 462; A4, 5,8 str., 3 fot., 4 rys. — Opis samolotu odrzutowego „Vampire”, którego kabina została tak przerobiona, by mogła pomieścić dwóch lotników. Miejsca są umieszczone obok siebie i zaopairzone w kompletne sterownice. Samolot ten ma służyć do szkolenia pilotów myśliwskich. Zamieszczono dokładny opis wyposażenia kabiny.

39 629.135.4:629.13.035.5 C4—2.52
Cooper C. C.: **Nowy śmigłowiec napędzany silnikami przelotowymi**. A new ram-jet helicopter. Aeroplane, t. 80, Nr 2066, 23 luty 51, s. 236; A4, str., 6 fot. — Nowy dwuosobowy śmigłowiec Hiller-Hornet posiada jako napęd małe silniki odrzutowe na końcu łopatek. Każdy z tych silników waży 4,98 kg, a jego moc odpowiada 75 KM. Posiada on urządzenie rozruchowe i może pracować na różnych paliwach. Łopatkę są metalowe, kadłub z małym sterem kierunkowym. Posiada on podobno dobre własności w locie i jest łatwy w prowadzeniu. Autor uważa, że jest to doskonały śmigłowiec do popularnego zastosowania.

40* 629.135.4:629.13.05 C4—2.52
Pilotowanie śmigłowca. „Helicopter piloting”. Flight t. 58, Nr 2185, 7 grud. 50, s. 518; A4, 1,8 str. — Uwagi capt. J. S. Fay’a jednego z doświadczonych pilotów śmigłowca i samolotu o stałych odrzędach. Przyrządy pilotażowe, a szczególnie do lotów ślepych na śmigłowcu, muszą być o zwiększonej czułości i dokładności. Warunki powolnego lotu postępowego lub unoszenia się w miejscu wymagają dodatkowych przyrządów.

41* 629.135.4:629.13.07 C4—2.52
Shapiro J.: **Wymagania odnośnie zdadności do lotu i zjawiska zmęczenia w śmigłowcu**. „Airworthiness requirements and fatigue of helicopters”. Aircr. Engng., t. 23, Nr 264, luty 51, s. 32 × 25 cm, 4,4 str., 2 wyk. — Autor zwraca uwagę na wielkie znaczenie pewności konstrukcji statków powietrznych. Zjawiska zmęczenia posiadają duże znaczenie, skracając czas pracy danej maszyny. Opierając się na swoim doświadczeniu stwierdza autor, że przy uproszczonych obliczeniach nie powinno się o tym zapominać. Szczególnie, przy śmigłowcach należy stosować materiały odporne na zmęczenie i badać doświadczalnie poszczególne części.

42* 629.135.5 C4—2.52
Knowler H., Dowden P. R.: **Sprawa latających łodzi. Technicy Saunders-Roe dyskutują sprawę projektu i wyposa-**

zenia wodnopłatowców. „Concerning flyingboats. Saunders Roe technicians discuss aspects of marine-aircraft design and equipment”. Flight, t. 60, Nr 2215, 6 lip. 51, s. 10; A4, 2,9 str., 2 rys. — Projektowana łódź latająca na 100 pasażerów, o ciężarze w locie 144 ton ma posiadać napęd 10 turbin spalinowych Bristol Proteus. Konstruktorzy uważają, że tego typu olbrzymy mają liczne zalety. Latająca łódź ma posiadać doskonałe wyposażenie, między innymi urządzenia przeciw-oblodzeniowe i przystosowanie do lotu na dużych wysokościach. Na końcu omówiono zagadnienie poprzecznej stateczności na wodzie, podając liczne przykłady rozwiązań pływaków bocznych.

43* 629.136.3 C4—2.52
Cleaver A. V.: **Rakiety i pomocnicze zespoły napędu do startu samolotów**. „Rockets and assisted take-off units for aircraft”. Engineering, t. 170, Nr 5431, 20 grud. 50, s. 575; 36 × 26 cm, 3 str., 3 fot., 3 wyk., 2 tabl. — Ogólne własności napędu raketowego. Materiały pędne. Dostarczanie paliwa do komory spalania. Mechanika powstawania ciągu. Zużycie paliwa. Sprawność w funkcji prędkości. Ciężar. Tabele porównawcze dla paliw. Zagadnienia specjalne (głównie zapłon i chłodzenie). Materiały na komory spalania. Historia stosowania rakiet w 193—45. Osiągnięcia de Havillanda w ciągu ostatnich 2 lat. Badania amerykańskie w okresie 1939—45. Zalety startu z pomocniczymi rakietami.

44* 629.136.3.61 C4—2.52
Crocco G. A.: **Wytrzymałość fizjologiczna w porisku odrzutowym**. „La sopportazione fisiologica nei missili a reazione”. Aerotecnica, t. 31, Nr 1, 15 luty 51, s. 55; A4, 4,5 str., 2 wyk. — Rozważając ruch pocisku po torze pionowym dochodzi autor do wniosku, że w obecnych warunkach techniki wpływu cieczy ograniczenie przyspieszeń do zakresu bezpiecznego dla zdrowia jest niemożliwe bez uciekania się do pocisków ze skrzydłami lub wyżyskujących kąt natarcia swego korpusu.

45* 629.139 C4—2.52
Moore F. L.: **Rozwiązanie problemu światła podejścia**. „The way out of approach light gloom”. Aviat. Week, t. 53, Nr 24, 11 grud. 50, s. 46; A4, 3,1 str., 4 fof., 2 rys. — Proponowane są trzy układy światła podejścia: a) jedna linia światła, z poprzeczkami na przedłużeniu środka drogi startowej — system Calverta przyjęty w Wielkiej Brytanii, w U.S.A. popiera F.T.G. of I.A.T.A. i A.L.P.A. b) Jedna linia światła z poprzeczkami na przedłużeniu lewego rzędu lamp drogi startowej — przyjęta w U.S.A. przez C.A.A. jako znormalizowana na wielu lotniskach. c) Dwa zbliżone rzędy światła — stosowane na wielu lotniskach w U.S.A. Najwięcej zwolenników ma układ a), prócz wojska. Podane są również wynagania pilotów odnośnie rozmieszczenia światła: podejścia, zakresowych i dróg startowych.

46* 656.7:629.135 C4—1.52
Kelly R. D.: **Zagadnienia użytkowania samolotów z silnikami turbinowymi**. „Operating problems of turbine-powered aircraft”. Aero. Engng. Rev., t. 9, Nr 10, paźdź. 50, s. 28; A4, 3 str., 7 wyk. — Przy użytkowaniu samolotów z silnikami turbinowymi należy wziąć pod uwagę szereg czynników jak długość tras, wpływ wiatru na prędkość przelotową oraz zużycie paliwa itd. Samoloty te rokuja duże nadzieje, jednakże zanim zostaną wprowadzone do komunikacji trzeba będzie przełamać bezwładność przedsiębiorstw komunikacyjnych, poczynić duże inwestycje techniczne oraz użyć odpowiednie doświadczenie w użytkowaniu, by zapewnić bezpieczeństwo ruchu i ekonomię.

Niniejszy Przegląd Bibliograficzny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa — ul. Ligońska 8). CINDT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie 10 groszy.

CINDT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Bibliograficznym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

