

TECHNIKA LOTNICZA

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

T R E Ś Ć Z E S Z Y T U

<i>Drogi rozwoju polskiego lotnictwa komunikacyjnego</i>	St. DOBROWOLSKI	1
<i>Stateczność boczna samolotu, cz. II</i>	W. NOWAKOWSKI I J. SANDAUER	4
<i>Automatyczne sterowanie samolotu, cz. II</i>	Wł. JAROMINEK	11
<i>Przy rysownicy — Porównanie układów chłodzących pod względem oporu szkodliwego</i>	Ł. KOPS	20
<i>Nowości techniczne</i>		25
<i>Na półkach księgarskich</i>		27

BIULETYN GŁÓWNEGO INSTYTUTU LOTNICTWA

<i>Urządzenie elektronowe do pomiaru ciśnień, cz. II</i>	J. BORKOWSKI	29
--	--------------	----

PRZEGLĄD BIBLIOGRAFICZNY LOTNICTWA

1

1952

STYCZEŃ — LUTY

ROK VII

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ

Objaśnienia do wykresów na okładce

Na ostatnich dwóch stronach okładki podano szereg wykresów odnoszących się do silników lotniczych małej mocy. Spotkać je można na samolotach szkolnych i sportowych i są one po większej części znane w naszym lotnictwie sportowym.

Na wykresach podano krzywe mocy pełnej oraz dławionej, a także krzywe jednostkowego zużycia paliwa.

Jeżeli chodzi o zmianę mocy z wysokością, to podano odpowiedni wykres tylko w jednym przypadku (As 10 C). W braku danych można posłużyć się wzorem:

$$N_h = N_0 A \text{ przy czym } A = 1,176 \sigma - 0,176$$

σ — gęstość względna powietrza

Tabela niżej zamieszczona podaje ważniejsze dane charakterystyczne.

W następnym zeszycie podane będą charakterystyki silników sprężarkowych o większej mocy.

Skróty w tabelce:

- rz — silnik rzędowy
- od — silnik odwrócony
- box — układ typu bokser
- gw — silnik gwiazdowy
- A — silnik odwrócony w układzie
- l. o. — liczba oktanowa paliwa

Typ silnika	układ i il. cylindrów	średnica i skok tłoka mm	litraż l	st. spręż. l. o. paliwa	ciężar silnika suchego kG	gabaryt: długość szer. wys. mm	Ciężar jedn. kG KM	moc pow. cz KM dm ²	KM	moc nominalna KM	obroty nominalne obr. min	Uwagi
Walter Mikron III	rz-od-4	⊙ 90x 96	2,44	6:1 72	62	758 351 530	0,93	4,3	26 6	65	2600	
Praga D	box-4	⊙ 95x100	2,83	6:1 72	65	893 810 546	0,87	2,9	26,5	75	2670	
Regnier 4 KO	rz-od-4	⊙ 105x115	4,0	6:1:1 80	90	1154 429 607	0,9	4,8	25	98	2, 00	
Walter Minor 4 III	rz-od-4	⊙ 105x115	4,0	6:1 72(87)	93 (99)	958(1102) 399 632	0,89(0,83)	5,2(5,9)	26,4(20,2)	105(120 3')	2500(26 40)	silnik ze spr. 4 IIIIS
M 11	gw-5	⊙ 125x140	8,6	5:1	160	⊙ 1075 dl. 900	1,23	1,43	15,1	130	1800	
Gipsy Major II	rz-od-4	⊙ 118x140	6,1	6:1	140	1280 503 750	1,0	3,9	23	140	2400	
Bramo Sh 14 A	gw-7	⊙ 108x120	7,7	6:1 80 5,3:1 74	135	⊙ 926 dl. 975	0,84	2,3	20,8	100(150)	2200	
Walter Minor 6 III	rz-od-6	⊙ 105x115	5,97	6:1 72(87)	130(156)	1250 299 639	0,81(0,73)	7,8(9)	26,8(31)	100(185 3')	2500(2600)	silnik ze spr. 6 IIIIS
Mathis G 8 r	Λ-od-6	⊙ 100x 96	6,02	7:1 80	170	1 65 700 470	0,94	8,0	32 6	196 (5')	3320	reduktor 1:0,907
Gipsy II Six	rz-od-6	⊙ 118x140	9,2	6:1 77	213	1610 483 805	1,04	6,6	22,3	205	2400	
Argus 10 C	Λ-od-8	⊙ 120x140	12,7	5,9:1 80	197	1085 832 706	0,82	5,2	19	240 (5')	2000	

СОДЕРЖАНИЕ

CONTENTS

ST. DOBROWOLSKI	стр.
Пути развития польской пассажирской авиации	1
W. NOWAKOWSKI i J. SANDAUER	
Боковая устойчивость самолёта, часть II	4
W. JAROMINEK	
Автоматическое управление самолёта, часть II	11
Ł. KOPS	
За чертежной доской	
Сравнение систем охлаждения в отношении лобового сопротивления	20
Технические новости	25
На книжных полках	27
БЮЛЕТЕНЬ ГЛАВНОГО ИНСТИТУТА АВИАЦИИ	
J. BORKOWSKI	
Электрический прибор для измерения давления	29
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ ОБЗОР АВИАЦИИ	

ST. DOBROWOLSKI	Page
New Trends in Polish Air Transport	1
W. NOWAKOWSKI & J. SANDAUER	
Lateral Stability of the Aircraft (part II)	4
WŁ. JAROMINEK	
Automatic Control of Aircraft (part II)	11
Ł. KOPS	
At the Drawing Board	
Cooling systems versus their Parasite Drag	20
Technical News	25
On Booksellers Shelves	27
THE GIL BULLETIN	
J. BORKOWSKI	
Electronic Equipment for Pressure Measurements (part II)	29
AVIATION BIBLIOGRAPHY	

TECHNIKA LOTNICZA

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

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

Działowy spis rzeczy za rok 1952

A u t o r	T Y T U Ł	Zeszyt	Strona	Uwagi
	Zagadnienia ogólne			
	Nowa Konstytucja — dalszy krok do socjalizmu	2	29	
	Pałac Kultury i Nauki — darem Związku Radzieckiego	3	61	
	Złot Młodych Przetwórców — Budowniczych Polski Ludowej	4	89	
	Idziemy do urny wyborczej	5	119	
	Po II Kongresie Inżynierów i Techników Polskich	6	151	
	Zagadnienia ogólno-lotnicze			
St. Dobrowolski M. Monis	Drogi rozwoju polskiego lotnictwa komunikacyjnego	1	1	
	Przyjaźń, pomoc i przykład Związku Radzieckiego podstawą do naszych osiągnięć w lotnictwie	5	120	
	Nagrody państwowe za rok 1952 w lotnictwie	5	139	
	List kol. R. Flacha w sprawie „Muzeum Lotnictwa“	5	140	ST
S. Madeyski	Leonardo da Vinci	6	152	
	Aerodynamika i mechanika lotu			
W. Nowakowski i J. Sandauer J. H. Teisseyre	Stateczność boczna samolotu cz. II	1	4	
	Obliczanie rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości skrzydła			
	cz. I	2	32	
	cz. II	4	104	
W. Nowakowski W. Fiszdon	Szybka metoda obliczania osiągnięć szybowców	3	76	Rys.
	Wpływ „suchego“ tarcia w obwodzie sterowania na stateczność boczna samolotu (wężykowanie)	2	40	
R. Lewandowski i S. Lassota	Przybliżona metoda przeliczania zmian osiągnięć samolotu	5	2/okł	PK
	Konstrukcja			
L. Kops	Porównanie układów chłodzących pod względem oporu szkodliwego	1	20	Rys.
	cz. I	2	48	Rys.
	cz. II	3	81	NT
S. Madeyski	Nowy układ samolotu	5	135	Rys.
W. N. Bielajew i W. I. Jucharin J. Bojanowski	Rysunek ofertowy	6	157	
	Zagadnienia konstrukcji skrzydeł szybkich samolotów			
	Wyładowania elektryczne w szybowcowych lotach chmurowych	6	167	Rys.
	Nowa konstrukcja samozabezpieczającej się nakrętki	6	172	NT
R. Lewandowski	Człowiek z punktu widzenia konstruktora samolotu	6	2/okł	PK
	Wytrzymałość			
F. Janik	Rozwój przepisów budowy samolotów	5	126	
	Osprzęt i wyposażenie			
W. Jarominek	Automatyczne sterowanie samolotu	1	11	
	cz. II	3	62	
K. Zuchowicz	Rozważania nad wyborem typu instalacji elektrycznej dla samolotów	4	57	
K. Głębicki	Kompensacja termiczna przyrządów pokładowych	4	111	Rys.
R. Lewandowski i W. Roth	Koła i ogumienie lotnicze	4	2/okł	PK
	Technologia i materiałoznawstwo			
B. K.	Rentgenograficzne badanie starzenia stopów aluminiowych przy niskich temperaturach	1	25	NT
T. Otęski	Przyczyny korozji	3	71	
B. K.	Tytan jako nowy metal użytkowy	3	79	NT
	Powłoki ceramiczne	3	79	NT
	Gumy silikonowe	3	81	NT
A. Towpik (oprac.)	Zastosowanie kolorowej mikrofotografii nadfioletowej do badania struktury roztworów stałych w stopach metali	5	141	NT
	Prasowanie łopatek silników turbinowych	5	142	NT
	Nowy sposób wykonywania form odlewniczych	6	172	NT
R. Siemiński	Nowe możliwości zastosowania drewna sosny w lotnictwie	4	90	
A. Towpik	Stopy berylowe	4	94	

A u t o r	T Y T U Ł	Zeszyt	Strona	U w a g i
Z. Osiński T. Sołtyk	Fabrykacja Zagadnienia produkcyjne montażu samolotów Oprzrządowanie lotnicze i nielotnicze	5 6	122 154	
R. Lewandowski B. Krajewski	Silniki Silniki lotnicze małej mocy Analiza przepływu w kanałach sprężarek osiowych wielo- stopniowych	1 2	2 okł 44	PK
R. Lewandowski	Silniki lotnicze wysokościowe od 300 do 2 200 KM	2	2 okł	PK
R. Lewandowski	Silniki turbodrzutowe i turbośmigłowe	3	2 okł	PK
B. Krajewski	List kol. A. Popiela i odpowiedź mgr inż. St. Witkowskiego Stanowisko do badania modeli sprężarek osiowych	2 5	53 147	ST Biul.
L. Kops	Przy rysownicy (Rys) Porównanie układów chłodzących pod względem oporu szkodliwego (cz. I) (cz. II)	1 2 3	20 48 76	
W. Nowakowski K. Głębicki S. Madeyski J. Bojanowski	Szybka metoda obliczania osiągnięć szybowców Kompensacja termiczna przyrządów pokładowych Rysunek ofertowy Wyładowania elektryczne w szybowcowych lotach chmu- rowych	4 5 6	111 135 167	
B. K.	Nowości techniczne (NT) Rentgenograficzne badanie starzenia stopów aluminio- wych przy niskich temperaturach	1	25	
B. K.	Tytan jako nowy metal użytkowy Powłoki ceramiczne Gumy silikonowe Nowy układ samolotu	3 3 3 3	79 79 81 81	
A. Towpik (oprac.)	Zastosowanie kolorowej mikrofotografii nadfioletowej do badania struktury roztworów stałych w stopach metali Prasowanie łopatek silników turbinowych Nowy sposób wykonywania form odlewniczych Nowa konstrukcja samozabezpieczającej się nakrętki	5 5 6 6	141 142 172 172	
	Skrzynka Techniczna (ST) List kol. A. Popiela i odpowiedź mgr inż. St. Witkowskiego List kol. R. Flacha w sprawie „Muzeum Lotnictwa” Polemika w sprawie skryptu pt. „Mechanika Lotu”	2 3 6	53 140 171	
R. Lewandowski R. Lewandowski R. Lewandowski R. Lewandowski i W. Roth R. Lewandowski i S. Lassota R. Lewandowski	Pomoce konstruktorskie Techniki Lotniczej (PK) Silniki lotnicze małej mocy Silniki lotnicze wysokościowe od 300 do 2 200 KM Silniki turbodrzutowe i turbośmigłowe Koła i ogumienie lotnicze Przybliżona metoda przeliczania zmian osiągnięć samolotu Człowiek z punktu widzenia konstruktora samolotu	1 2 3 4 5 6	2 okł 2 okł 2 okł 2 okł 2 okł 2/okł	
J. Borkowski B. Krajewski	Biuletyn Głównego Instytutu Lotnictwa (Biul) Urządzenie elektronowe do pomiaru ciśnień (cz. II) Stanowisko do badania modeli sprężarek osiowych	1 5	1 147	Biul.
	Nowe normy i projekty norm Zawiadomienie o normach i projektach norm	2, 3, 6	56, 87, 179	
S. M.	Przeglądamy usprawnienia Opisy usprawnień aktualnych w przemyśle lotniczym	3, 4, 5, 6	82, 113, 143, 173	
	Przegląd Bibliograficzny Lotnictwa Wzmianki bibliograficzne z bieżącej prasy polskiej i za- granicznej opracowany przez Dział Dokumentacji i Wy- dawnictw Głównego Instytutu Lotnictwa	1, 2, 4, 5, 6,	1 59, 117, 150, 180	Przegl.
	Na półkach księgarskich Przegląd książek polskich i obcych, które ukazały się w okresie sprawozdawczym Polemika w sprawie skryptu pt. „Mechanika Lotu” (ST).	1, 2, 3, 4, 5, 6, 6	27, 54, 85, 115, 145, 76 171	
J. Borkowski	Różne W sprawie wydawnictwa „Prace Głównego Instytutu Lot- nictwa” Urządzenia elektronowe do pomiaru ciśnień (cz. II)	5 1	146 1	Biul.
	Kronika Kronika Koła Lotniczego SIMP, Komunikaty, Okólniki itp.	2, 3, 6	57, 87, 179	

TECHNIKA LOTNICZA

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

ROK VII

ZESZYT 1 (16)

STYCZEŃ – LUTY 1952 R.

Mgr St. Dobrowolski

Drogi rozwoju polskiego lotnictwa komunikacyjnego

Kilka niżej sformułowanych tez stanowi materiał dyskusyjny. Dotyczą one zarówno głównych linii rozwoju, po których, zdaniem Autora, iść powinno polskie lotnictwo komunikacyjne, jak też dezyderatów wynikających stąd w stosunku do nauki polskiej.

1. Lotnictwo komunikacyjne powinno dostarczyć na terenie Kraju usług transportowych o najwyższej jakości, przystosowanych do życia gospodarczego, politycznego i administracyjnego.

W tym celu:

A) W pierwszym okresie powinno rozbudować częstotliwość i regularność połączeń ze wszystkimi ważniejszymi miastami Kraju.

B) W następnym etapie —

a) rozbudować obsługę krajową przy pomocy śmigłowców:
na liniach głównych,
na liniach regionalnych, z regionalnymi bazami, krótszymi odcinkami i międzylądowaniami,

b) utrzymać sieć połączeń przy pomocy samolotów łączących krańce państwa np. Śląsk—Gdańsk.

C) Rozwijać na liniach krajowych obsługę nocną.

D) Podnieść do maksimum regularność lotów.

2. Polskie lotnictwo komunikacyjne powinno dostarczyć połączeń ze wszystkimi ważnymi ośrodkami europejskimi.

3. Polska powinna utrzymać własne linie lotnicze na Bliski Wschód.

Wynikają stąd następujące dezyderaty dla polskiego przemysłu i nauki:

1) Polski przemysł budowy samolotów powinien opracować dwa typy śmigłowców:

A) duży śmigłowiec pasażersko-towarowy, o ilości miejsc 12—16, o prędkości nie mniejszej od 180—200 km/godz, o zasięgu ok. 400 km, o bezpośrednich kosztach lotu nie wyższych od 1,80 zł. za osobo-kilometr.

B) Średni śmigłowiec do użytku uniwersalnego o ciężarze handlowym 400—500 kg o prędkości nie niższej od 160—180 km/godz. o zasięgu 200—250 km.

2) Polski przemysł telekomunikacyjny i inne, powinny opracować własne lub przystosować zagraniczne typy urządzeń do nawigacji przy złej widoczności (złe warunki atmosferyczne, noc).

3) Polskie instytucje naukowe powinny:

A) Instytut Finansowy powinien opracować metodę obliczania kosztów własnych w lotnictwie,

B) Instytut Prawa Lotniczego i Zagadnień Ekonomicznych Lotnictwa lub inna powołana do tego instytucja winny opracować wydawnictwa naukowe z dziedziny ekonomii przewozu lotniczego, podjąć studia na temat potencjału przewozowego na terenie kraju i na ewentualnych szlakach europejskich.

4) Architekci i inżynierowie powinni opracować plany budowy lotnisk dla śmigłowców pasażerskich, towarowych i pocztowych. Już dziś w planach zabudowy miast powinny być przewidziane tereny pod przyszłe lotniska śmigłowcowe położone w centrum miasta.

Pasażerski samolot klasyczny ma coraz mniejsze szanse konkurencyjne z naziemnymi środkami transpor-

towymi na odcinkach krótkich do 300—350 kilometrów. Wynika to z dwóch przyczyn: po pierwsze — samolot na odcinkach krótkich nie może dać takiej przewagi prędkości jak na odcinkach dłuższych. Bardzo niekorzystnie na prędkość podróży lotniczej wpływa tu czas zużywany na dojazdy, manipulacje naziemne, nabieranie wysokości itp. Z drugiej strony naziemne środki komunikacyjne osiągają coraz wyższą prędkość. Pociągi motorowe i elektryczne, autostrady łączące duże miasta, mogą dać wysokowartościową usługę transportową (wygoda, częstotliwość, prędkość od 60 do 130 km na godzinę, punktualność, regularność) — skutecznie konkurują z samolotem.



Pierwszy polski śmigłowiec skonstruowany i wykonany w Głównym Instytucie Lotnictwa.

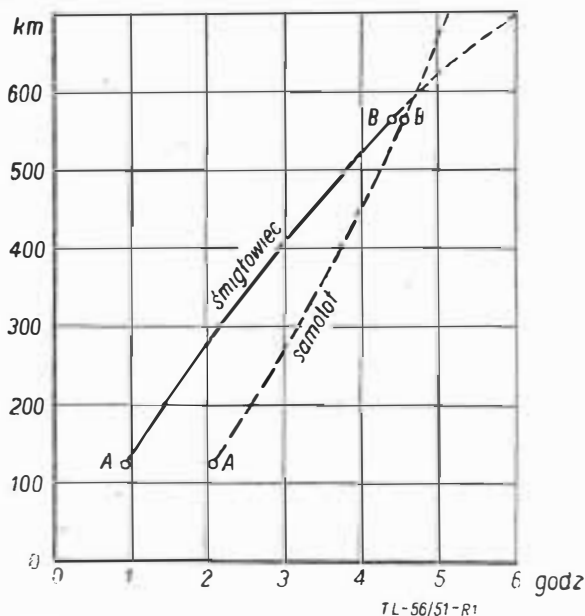
Po drugie — koszt usługi dostarczanej przez samolot na odcinkach krótkich jest wyższy od kosztu przewozu naziemnego. Tu również znaczne obciążenia kosztu całkowitego tono-kilometra czy pasażero-kilometra stanowią koszty związane z manipulacjami naziemnymi. (Koszty te są zasadniczo takie same bez względu na długość odcinka. Przy obliczaniu kosztu tonno-kilometra przy odcinkach dalekich, koszty naziemne obciążają większą ilość tonno-kilometrów, przy odcinkach krótkich obciążają mniejszą ilość, stąd koszt jednostkowy będzie wyższy w wypadku odcinków krótkich). Takiego obciążenia nie mają inne środki transportu. Mogą one na krótkich odcinkach pracować metodą wahadłową, bez strat czasu i dodatkowych kosztów.

Przy dobrej komunikacji naziemnej istnienie połączeń samolotami na krótkich odcinkach jest nieuzasadnione: nie daje zwiększonej prędkości podróży, lub daje ją w stopniu nieznacznym, nie usprawiedliwiającym wysokiego kosztu usługi. Klasycznym przykładem jest odcinek Łódź — Warszawa. Czas podróży powietrznej wynosi 1 godz. 45 min. (łącznie z czasem na dojazd do

lotniska). Koleją — 2 godz. 30 min. (pociąg pośpieszny). Koszt samolotem 54.— zł., kolejną 32.40 (II klasa pociągu pośp., bilet normalny).

Rozwiązanie problemu obsługi lotniczej krótkich dystansów leży w zastosowaniu śmigłowców. Śmigłowiec, dzięki swej zdolności lądowania i startowania prostopadłe do ziemi, pozwala na rozpoczęcie podróży powietrznej z samego centrum miasta. W ten sposób nie występuje strata czasu i koszt spowodowany dojazdami na lotnisko. Strata czasu dla normalnych samolotów spowodowana tym może sięgać przy krótkich odcinkach 60% i więcej — procentów czasu podróży. Śmigłowiec może więc dostarczyć przewoźu na odcinkach krótkich z prędkością przewyższającą znacznie prędkość wszystkich innych środków transportu. Fakt skasowania potrzeby dłuższego dojazdu na lotnisko przyczynia się również znacznie do podniesienia komfortu podróży.

W obecnym stadium rozwoju śmigłowców istnieją trzy trudności do pokonania: 1) zwiększenie ciężaru handlowego oraz zbudowanie śmigłowców wieloosobowych (wiele fabryk zagranicznych, specjalizujących się w budowie śmigłowców, posiada już takie prototypy); 2) zwiększenie prędkości — ten element nie jest tak ważny — prędkości osiągane obecnie przez śmigłowce można uznać za zadawalające; 3) zmniejszenie kosztów eksploatacji — ten czynnik jest najważniejszy. W chwili obecnej koszt jest zbyt wysoki i koszt własny osobo-kilometra przekracza znacznie koszt dla samolotu klasycznego. Zmniejszenie kosztów eksploatacji będzie decydujące dla masowego wprowadzenia śmigłowca do przewoźu cywilnych.



Porównanie czasu przelotu śmigłowca w obecnym stadium rozwoju (140 km/godz) i samolotu Li-2 (220 km/godz, plus dojazdy na lotnisko) na liniach krajowych w Polsce. Punktem wyjścia (A) jest trasa Warszawa — Łódź; punkt B oznacza trasę Kraków — Gdańsk. Dla odległości ponad 600 km występuje dla danych aparatów przewaga samolotu.

Wysokie koszty lotu śmigłowcem są w pewnym stopniu zmniejszone przez niewystępowanie innych kosztów eksploatacyjnych lub występowanie ich w znacznie mniejszym zakresie i wysokości niż dla samolotu klasycznego. Śmigłowiec nie potrzebuje urządzeń infrastruktury tak rozbudowanych jak dla samolotu klasycznego. Nie wymaga np. urządzeń goniometrycznych i innych radionawigacyjnych do lądowania we mgle itp. Nie wymaga też śmigłowiec tak kosztownych lotnisk. Koszt budowy i eksploatacji lotnisk wprowadzanie w większości państw nie obciąża przewoźu cywilnych, jednak stanowi on bardzo poważne obciążenie gospodarki krajowej. Przy przewoźu śmigłowcami nie występują koszty związane z dowozem na lotnisko itp. Śmigłowiec może lądować prawie wszędzie, pozostaje więc tylko kwestia znalezienia w centrum miast terenu nie sąsiadującego bezpośrednio z przeszkodami

utrudniającymi lądowanie. Śmigłowiec z uszkodzonym lub niedziałającym silnikiem nie może bowiem lądować zupełnie prostopadłe, a ląduje pod kątem ostrym. Teren taki należy zaopatrzyć w urządzenie dla obsługi pasażerskiej, towarowej i pocztowej (kasy biletowe, poczekalnie, przechowalnie bagażu, składy itp.). Może też być w tym punkcie zorganizowana baza śmigłowców z hangarami i warsztatami naprawczymi w pomieszczeniach podziemnych. Koszt takich nawet skomplikowanych urządzeń jest tylko drobnym ułamkiem kosztu budowy lotniska dla samolotów. Zasadniczą sprawą jest umieszczenie lotniska śmigłowców w centrum miasta tak, jak głównego dworca kolejowego czy autobusowego. W Warszawie np. można by do tego celu użyć jakąś część terenu Pola Mokotowskiego lub jeszcze lepiej terenu b. Ogrodu Pomologicznego. Inną wreszcie zaletą śmigłowca, dającą mu możliwość skutecznego konkutowania z transportem naziemnym jest znaczny stopień uniezależnienia od warunków atmosferycznych. Śmigłowiec, w razie złej widoczności, może zmniejszyć prędkość i nie ma konieczności zawieszania lotów. Przyczynia się to do znacznej regularności lotów. Ma to poważne znaczenie, gdyż na odcinkach krótkich odwoływanie lotów działa niezachęcająco na ewentualnych pasażerów. Będą oni woleli wybrać naziemny środek lokomocji, dający większą pewność przybycia na miejsce przeznaczenia, przy niższym koszcie i w czasie nie wiele dłuższym od podróży lotniczej.

W powinny istnieć dwa typy linii obsługiwanych przez śmigłowce:

1) Linie zasadnicze o długości do 300 — 350 km, łączące główne miasta Polski między sobą. Obsługiwać je powinny duże śmigłowce.

2) Linie regionalne, które powinny łączyć wewnętrznie rejony gospodarcze i administracyjne. Przeważnie byłyby to linie krótsze. Powinny być zorganizowany szereg regionalnych baz we wszystkich ważniejszych ośrodkach kraju. Obsługiwać je będą śmigłowce średniej wielkości. W bazach takich winny się też znajdować śmigłowce do wynajęcia do lotów taksówkowych.

Poza liniami śmigłowców powinno istnieć w Polsce kilka linii wewnętrznych, obsługiwanych przez samoloty o typie zbliżonym do DC-3, lecz o niższych kosztach lotu, większym ciężarze handlowym i zwiększonej prędkości. Linie takie miałyby charakter transkrajowy, jeśli tak się można wyrazić, łącząc bezpośrednio krańce kraju, np. Katowice z Gdańskiem. Na odcinkach dłuższych, 400 — 600 kilometrów występuje przewaga samolotu nad środkami komunikacji naziemnej i śmigłowcami. Na takich odcinkach dopiero zaczyna korzystnie działać wysoka prędkość podróży samolotu. Z powodu przewagi prędkości, podróż taka łatwiej zniesie zwiększenie kosztu spowodowanego użyciem samolotu. Linie transkrajowe mogłyby być połączone z liniami zagranicznymi, np. Praga — Katowice — Szczecin.

Warto zaznaczyć, że użycie śmigłowców za granicą ma już szereg osiągnięć. W Nowym Yorku istnieje linia śmigłowców-taksówek, obsługujących najbliższe okolice. W W. Brytanii B.E.A.C. uruchomiła linię śmigłowców Liverpool-Cardiff, z fakultatywnym międzylądowaniem w Wrexham. Posługują się oni śmigłowcami typu Sikorski S. 51. Handlowe przewozy śmigłowcami mają również miejsce we Francji, Belgii i Szwecji.

Ze względu na coraz zwiększającą się naszą wymianę handlową z zagranicą konieczne jest posiadanie dobrych połączeń lotniczych. Zasadą powinno być dążenie do codziennych połączeń ze wszystkimi ważniejszymi stolicami Europy.

Z projektami eksploatacji linii lotniczych musi być ściśle związana kwestia sprzętu.

Produkcja nowego typu samolotów jest procesem długim, żmudnym i kosztownym, wymagającym wiele pracy i doświadczeń. Źródła amerykańskie podają liczbę 10.000.000 roboczo-godzin dla wielkiego samolotu daleko-dystansowego. Aby praca ta i koszty z nią związane miały uzasadnienie ekonomiczne, wypracowany nowy typ samolotu musi być produkowany w możliwie

dużej serii. Szybki postęp w dziedzinie lotnictwa uniemożliwia obliczenia, że dany typ samolotu może być produkowany seryjnie w ciągu wielu lat. Pozostaje więc tylko konieczność znalezienia szerokiego rynku zbytu.

Znalezienie rynku zbytu dla polskiej produkcji lotniczej może nastąpić zasadniczo na terenie Kraju. Rynek międzynarodowy posiada silną konkurencję państw od dawna produkujących sprzęt lotniczy, mający swą markę wyrobioną wśród odbiorców. Zdobycie tego rynku jest kwestią trudną i problematyczną jeśli chodzi o samoloty pasażerskie.

Wysiłek produkcyjny Polski w dziedzinie samolotów komunikacyjnych powinien iść w kierunku zaspokojenia potrzeb kraju na zasadzie ekonomicznej. Dlatego też niecelowe, abstrahując od możliwości technicznych, byłoby np. prowadzenie pracy nad wielkimi samolotami pasażerskimi. Takich samolotów Polska będzie potrzebować zaledwie kilka i to w bardzo odległym terminie. Kwestia prac nad samolotem średniodystansowym może być sporna. Zapotrzebowanie polskiego lotnictwa cywilnego będzie zawsze powstawać w niewielkich granicach, nieuzasadniających, moim zdaniem, ponoszenia ciężarów finansowych na produkcję polskich prototypów. Zapotrzebowanie nasze w tej dziedzinie, w myśl zasad racjonalnej gospodarki powinniśmy pokryć z importu. Jednak mogą przeważać względy natury wojskowej, wymagające produkcji takich samolotów. Tu jednak znów jest pole do kontrowersji. W razie produkowania takich samolotów w Polsce musi być zwrócona uwaga w stronę kosztów eksploatacji. Koszty lotu są zasadniczym elementem decydującym o przydatności danego typu samolotu do lotnictwa cywilnego.

Dziedziną dającą duże możliwości zbytu w kraju — oczywiście przy założeniu adekwatności sprzętu — jest produkcja śmigłowców obu typów omawianych uprzednio. Zorganizowanie odpowiednio gęstej i częstotliwie obsługiwanej sieci będzie wymagało znacznej ilości sprzętu.

Ponadto śmigłowce posiadają cały szereg zastosowań poza lotnictwem komunikacyjnym. Będzie to dziedzina ochrony lasów i walki ze szkodnikami leśnymi. Dziedzina ta jest już znacznie w Polsce rozbudowana — korzysta ona z usług samolotów Li-2 oraz CSS-13. Jednak samoloty spełniają zadawalająco swą rolę tylko przy opylaniu większych terenów. Opylanie mniejszych terenów — b. ważne jako likwidacja ognisk wyłęgania szkodników — może być przeprowadzone tylko przez śmigłowce. Opylanie terenów większych przez śmigłowce daje lepsze rezultaty od osiąganych przy zastosowaniu samolotów. Również zalesianie nowych terenów daje b. dobre wyniki przy zastosowaniu śmigłowców.

W rolnictwie, zwłaszcza w miarę rozbudowywania spółdzielczości produkcyjnej na wsi i obejmowania jednolitymi uprawami większych terenów, śmigłowiec będzie miał coraz bardziej rosnące zapotrzebowanie. Iść ono będzie w dwóch kierunkach: przeprowadzania zasiewów i ochrony plonów. Śmigłowiec, dzięki swej właściwości kierowania pędu powietrza ku ziemi, o wiele lepiej nadaje się do przeprowadzania zasiewów niż samolot, gdyż ziarno wbija się głębiej w ziemię. Doskonałe wyniki w obsiewaniu z samolotów osiągnięto w ZSRR. Ochrona plonów może mieć różnorodne aspekty: może to być spryskiwanie upraw i opylanie pól w walce ze szkodnikami. W ogrodnictwie i w sadownictwie śmigłowce miały już zastosowanie przy ratowaniu dojrzałych zbiorów skropionych nagłym deszczem lub rosą i wystawionych na silne promienie słoneczne; śmigłowiec, przelatując nisko strąca krople wody i owoce nie są narażone na pęknięcie. Przy opylaniu i zasiewach mieszanych, przeprowadzanych ze śmigłowców, ważną rzeczą jest nieuszkodzenie uprawy, która zawsze następuje przy stosowaniu maszyn czy pracy ręcznej. Śmigłowiec daje tu b. znaczne oszczędności.

Walka z malarią i „latające karetki pogotowia“ również dostarczają odbiorców na śmigłowce. Do obsługi nagłych wypadków, przeważnie przewóz ciężko chorych

z okolic trudno dostępnych lub odległych od szpitali śmigłowiec nadaje się znacznie lepiej od samolotu — nie wymagając specjalnego terenu do lądowania.

Śmigłowiec powinien również znaleźć zastosowanie w budownictwie przy dostarczaniu materiałów do budowy w okolicach trudno dostępnych, np. przy budowie schronisk w górach, przy budowie projektowanych w Ministerstwie Kolei górskich i linowych kolei, przy ciągnięciu sieci elektrycznych w trudno dostępnych terenach, budowie mostów itp. Szczególnie ta dziedzina zastosowania śmigłowców powinna stać się przedmiotem studiów przemysłu budowlanego. Leżą tu bowiem znacznie niewykorzystane dotychczas i nieopracowane możliwości.

Udoskonalona obsługa pocztowa — domagać się będzie śmigłowców. Służba policyjna, straż graniczna, patrolowanie linii wysokiego napięcia itp. będą również wymagać tego sprzętu.

Zastosowanie śmigłowców do kierowania pochodami i uroczystościami ma już swoje precedensy.



Śmigłowiec GILot pozuje do fotografii.

Zapotrzebowanie ze strony wojska powinno osiągnąć znaczne rozmiary. Wynika z powyższego, że istnieje potencjonalne b. duże zapotrzebowanie na śmigłowce. Wydaje się, że produkcja śmigłowców powinna być tą dziedziną, na której skoncentruje się wysiłki polskiej nauki i polskiego przemysłu lotniczego.

Rozwija się na całym świecie przewóz lotniczy towarów. Polska też miała w tej dziedzinie pewne doświadczenia poważniejszych rozmiarów, np. eksport drogą lotniczą świeżych jagód do W. Brytanii. Z pewnością polski aparat handlu zagranicznego będzie w przyszłości coraz częściej korzystać z usług samolotów. Przemysł polski musi zająć się opracowywaniem sposobów i rodzajów opakowań dla przewozu lotniczego.

Dla kosztu przewozu lotniczego towaru zasadniczą rolę gra ciężar przesyłki. Można nieraz osiągnąć znaczne zmniejszenie kosztu poprzez opracowanie specjalnych lekkich opakowań. Jak wiadomo, przewóz lotniczy nie naraża towaru na wstrząsy i uderzenia w tym stopniu co przewóz lądowy czy morski. Stąd płynie możliwość stosowania opakowań lżejszych i mniej solidnych.

Również sprawa dostosowania wnętrza samolotu do przewozu towaru, jego unieruchomienie i zabezpieczenie czeka na opracowanie.

Każda działalność gospodarcza, aby osiągnąć odpowiedni stopień sprawności, wymaga studiów w dwóch dziedzinach: 1) ogólno-ekonomicznej, 2) finansowo-kalkulacyjnej. Dla lotnictwa komunikacyjnego sprawy te powinien opracować z jednej strony Instytut Finansowy, a z drugiej — Instytut Prawa Lotniczego i Zagadnień Gospodarczych Lotnictwa, istniejący przy Wydziale Prawa Uniwersytetu Warszawskiego lub inna powołana do tego celu komórka naukowa.

Mgr inż. W. Nowakowski
 Mgr inż. J. Sandauer
 Szybowcowy Zakład Doświadczalny
 Bielsko

Stateczność boczna samolotu

(II CZĘŚĆ)

W części I niniejszego artykułu („Technika Lotnicza” nr 3/51) podano wprowadzenie ogólnego równania ruchu samolotu z uwzględnieniem wpływu małego zaburzenia. Wprowadzono bezwymiarową symbolikę oraz szereg uproszczeń, a także przeprowadzono analizę wpływu poszczególnych parametrów na stateczność boczną.

Obecnie zamieszczamy część II, która zawiera omówienie znaczenia poszczególnych pochodnych, podaje sposób ich obliczenia oraz przeliczenia na główne osi bezwładności samolotu.

Dla lepszego zilustrowania sposobu przeprowadzania obliczeń podano przykład liczbowy.

I. POCHODNE SIŁ I MOMENTÓW AERODYNAMICZNYCH.

1. Analiza pochodnych.

Z naszych dotychczasowych matematycznych rozważań wynika że o stateczności bocznej płatowca decydują współczynniki A, B, C, D i E równania

$$A\lambda^4 + B\lambda^3 + C\lambda^2 + D\lambda + E = 0$$

będące skomplikowanymi wyrażeniami w skład których jako elementy dla nas narazie słabo uchwytne wchodzi pochodne l_p , l_v , k_r i inne. Zajmijmy się więc ich analizą.

Wprowadźmy przede wszystkim pojęcia współczynników momentów i sił aerodynamicznych:

$$c_l = \frac{L}{(1/2) \cdot \rho \cdot S U_o^2 (b/2)} \quad c_k = \frac{K}{(1/2) \cdot \rho \cdot S U_o^2 (b/2)} \quad c_y = \frac{P_y}{(1/2) \cdot \rho \cdot S U_o^2}$$

i zanalizujmy po kolei wszystkie interesujące nas pochodne:

l_v — pochodna momentu poprzecznego od ślizgu (w bezwymiarowym systemie)

$$\bar{l}_v = \frac{\tau}{m \cdot s} l_v = \frac{1}{\rho \cdot S U_o s} \frac{\partial L}{\partial V} = \frac{2}{\rho \cdot S U_o s} \frac{\partial}{\partial V} \left(\frac{1}{4} c_l \cdot \rho \cdot S \cdot b \cdot U_o^2 \right) = \frac{1}{2} U_o \frac{\partial c_l}{\partial V} = \frac{1}{2} \frac{\partial c_l}{\partial \left(\frac{V}{U_o} \right)} = \frac{1}{2} \frac{\partial c_l}{\partial \beta}$$

gdzie $\beta = \frac{V}{U_o}$ jest statycznym kątem ślizgu.

y_v — pochodna siły bocznej od ślizgu

$$\bar{y}_v = \frac{\tau}{m} y_v = \frac{1}{\rho \cdot S U_o} \frac{\partial P_y}{\partial V} = \frac{1}{\rho \cdot S U_o} \left(\frac{1}{2} c_y \cdot \rho \cdot S \cdot U_o^2 \right) = \frac{1}{2} U_o \frac{\partial c_y}{\partial V} = \frac{1}{2} \frac{\partial c_y}{\partial \left(\frac{V}{U_o} \right)} = \frac{1}{2} \frac{\partial c_y}{\partial \beta}$$

l_p — pochodna momentu poprzecznego od przechyłu

$$\bar{l}_p = \frac{\tau}{m s^2} \cdot l_p = \frac{1}{\rho \cdot S \cdot U_o \cdot s^2} \frac{\partial L}{\partial P} = \frac{4}{\rho \cdot S U_o b^2} \frac{\partial}{\partial P} \left(\frac{1}{4} c_l \cdot \rho \cdot S \cdot U_o^2 b \right) = \frac{U_o}{b} \frac{\partial c_l}{\partial P} = \frac{1}{2} \frac{\partial c_l}{\partial \left(\frac{P \cdot b}{2 U_o} \right)}$$

gdzie $\frac{P \cdot b}{2 U_o}$ jest kątem linii śrubowej zataczanej przez

koniec skrzydła podczas przechyłu.

l_r — pochodna momentu poprzecznego od zakrętu

$$\bar{l}_r = \frac{\tau}{m s^2} \cdot l_r = \frac{1}{\rho \cdot S \cdot U_o \cdot s^2} \frac{\partial L}{\partial R} = \frac{4}{\rho \cdot S U_o b^2} \frac{\partial}{\partial R} \left(\frac{1}{4} c_l \cdot \rho \cdot S \cdot U_o^2 \cdot b \right) = \frac{U_o}{b} \frac{\partial c_l}{\partial R} = \frac{1}{2} \frac{\partial c_l}{\partial \left(\frac{R \cdot b}{2 U_o} \right)}$$

gdzie $\frac{R \cdot b}{2 U_o}$ jest kątem linii śrubowej zataczanej przez

koniec skrzydła podczas zakrętu.

Analogicznie:

k_v — pochodna momentu kierunkowego od ślizgu

$$\bar{k}_v = \frac{1}{2} \frac{\partial c_k}{\partial \left(\frac{V}{U_o} \right)} = \frac{1}{2} \frac{\partial c_k}{\partial \beta}$$

k_p — pochodna momentu kierunkowego od przechyłu

$$\bar{k}_p = \frac{1}{2} \frac{\partial c_k}{\partial \left(\frac{P \cdot b}{2 U_o} \right)}$$

k_r — pochodna momentu kierunkowego od zakrętu

$$\bar{k}_r = \frac{1}{2} \frac{\partial c_k}{\partial \left(\frac{R \cdot b}{2 U_o} \right)}$$

2. Obliczanie wartości pochodnych.

Siła aerodynamiczna działająca na płatowiec zależy od kształtu wszystkich jego elementów, w ogólnym więc wypadku traktujemy pochodne jako sumy składników powstałych na skrzydle, kadłubie i usterzeniu (pomijając niewątpliwą interferencję). Pochodne, zależne wyłącznie od wyporu, możemy jednak rozpatrywać jako występujące na skrzydle.

Wzory służące do obliczania pochodnych są ważne dla układu współrzędnych związanego z kierunkiem lotu. Osie jego najczęściej pokrywają się z głównymi ośmi bezwładności płatowca. W wypadku jednak, gdy

zgodność ta nie ma miejsca, co występuje najczęściej przy układach nieortodoksyjnych, konieczne jest prze-liczenie wartości pochodnych na kierunki głównych osi bezwładności co będzie omówione w p. 3.

$$\text{Pochodna. } l_v = \frac{1}{2} \frac{\partial c_l}{\partial \beta}$$

Pochodna l_v jest miarą stateczności statycznej poprzecznej płatowca.

Moment poprzeczny L , a więc i jego współczynnik jest sumą:

$$c_l = c_{l \text{ skrz}} + c_{l \text{ ust}} + c_{l \text{ kadł}}.$$

Współczynnik momentu poprzecznego samego skrzydła względem jego punktu neutralnego obliczymy przy pomocy zależności podanych w zeszycie 1/1948 „Techniki Lotniczej”*) z uwzględnieniem nieopublikowanej tam poprawki Weissingera we wzorze na c_{lp} i c_{kp} .

Współczynnik ten jest sumą:

$$c_{l \text{ skrz}} = c_{lp} + c_{l_z} + c_{l_y}$$

Współczynnik momentu poprzecznego skrzydła prostego:

$$c_{lp} = \left[\frac{2 k_p}{\lambda} \cdot \frac{1 + 0,15(1/\tau - 1)}{1/\tau + 1} - 0,10 \right] \widehat{c}_z - \frac{c_{mo}}{\lambda} \cdot \frac{y_o}{b/2} \cdot \widehat{\beta}$$

Współczynnik dodatkowy momentu wywołanego układem skrzydła V (wzniosem):

$$c_{l_z} = 0,8 \cdot \frac{y_o}{b/2} \cdot \frac{dc_z}{dz} \cdot \widehat{\varphi} \cdot \widehat{\beta}$$

Współczynnik dodatkowego momentu wywołanego układem skrzydła w strzałę (skosem):

$$c_{l_y} = 1,3 \cdot \frac{y_o}{b/2} \cdot \widehat{\gamma} \cdot \widehat{\beta} \cdot c_z$$

Suma wyżej obliczonych współczynników daje nam współczynnik momentu poprzecznego skrzydła względem jego punktu neutralnego. Chcąc otrzymać współczynnik momentu względem środka ciężkości płatowca musimy uwzględnić moment, który daje siła boczna skrzydła względem środka ciężkości.

Współczynnik siły bocznej dla skrzydła prostokątnego:

$$c_y = - \left(4c_{xp} + 0,8 \cdot \frac{dc_z}{dz} \cdot \widehat{\varphi}^2 \right) \cdot \widehat{\beta}$$

dla skrzydła trapezowego:

$$c_y = - \left(2c_{xp} + 0,8 \cdot \frac{dc_z}{dz} \cdot \widehat{\varphi}^2 \right) \cdot \widehat{\beta}$$

Współczynnik momentu poprzecznego, który daje siła boczna wynosi więc:

$$c_{ly \text{ skrz}} = - c_y \text{ skrz} \cdot \frac{z_G}{b/2}$$

gdzie z_G jest odległością punktu neutralnego skrzydła od środka ciężkości płatowca, mierzona prostopadłe do kierunku lotu.

Całkowity więc współczynnik momentu poprzecznego skrzydła względem środka ciężkości:

$$c_{lG \text{ skrz}} = c_{lp} + c_{l_z} + c_{l_y} + c_{ly \text{ skrz}}$$

Współczynnik momentu poprzecznego usterzenia kierunku względem prostej równoległej do kierunku lotu, i przechodzącej przez środek ciężkości płatowca, obliczamy przy pomocy zależności:

$$c_{lG \text{ ust}} = \left(\frac{dc_v}{d\beta} \right)_\lambda \cdot \frac{S_v}{S} \cdot \frac{z_v}{b/2} \cdot \widehat{\beta}$$

gdzie:

c_v jest współczynnikiem siły normalnej na usterzeniu,

S_v jest powierzchnią usterzenia kierunku,

z_v jest odległością środka parcia usterzenia od poprzecznie zdefiniowanej prostej.

Współczynnik momentu poprzecznego kadłuba, który daje siła boczna kadłuba, wynosi:

$$c_{ly \text{ kadł}} = c_{y \text{ kadł}} \cdot \frac{S_k}{S} \cdot \frac{z_k}{b/2}$$

gdzie:

$c_{y \text{ kadł}}$ — jest współczynnikiem siły bocznej kadłuba (z pomiarów tunelowych), odniesionym do powierzchni przekroju kadłuba,

z_k — jest odległością środka parcia kadłuba (przy bocznym nadmuchu) od uprzecznie zdefiniowanej prostej.

Ponieważ z_k jest zwykle bardzo małe, więc współczynnik momentu poprzecznego kadłuba najczęściej zaniedbujemy. Ze względu na bardzo małą wartość zaniedbujemy najczęściej również moment poprzeczny usterzenia wysokości.

Połowę sumy otrzymanych współczynników momentu poprzecznego względem środka ciężkości płatowca różniczkujemy względem kąta ślizgu i obliczamy wartość pochodnej l_v dla współczynnika wyporu c_z , dla którego przeprowadzamy dokumentację stateczności.

$$\text{Pochodna. } k_v = \frac{1}{2} \cdot \frac{\partial c_k}{\partial \beta}$$

Pochodna k_v jest miarą stateczności statycznej kierunkowej płatowca.

Moment kierunkowy K , a więc i jego współczynnik obliczamy analogicznie do momentu poprzecznego jako sumę:

$$c_k = c_{k \text{ skrz}} + c_{k \text{ ust}} + c_{k \text{ kadł}}$$

Współczynnik momentu kierunkowego samego skrzydła względem punktu neutralnego obliczymy przy pomocy zależności podanych w uprzednio cytowanym artykule:

$$c_{k \text{ skrz}} = c_{kp} + c_{k_z} + c_{k_y}$$

Współczynnik momentu skrzydła prostego (uwzględniając poprawkę Weissingera):

$$c_{kp} = \left[\frac{2 k_p}{\lambda} \cdot \frac{1 + 0,15(1/\tau - 1)}{1/\tau + 1} + \frac{0,084 \cdot \lambda (1 + \sqrt{1/\tau})}{\lambda + 2} - 0,10 \right] \cdot \frac{1}{dc_z/d\alpha} \cdot c_z^2 \cdot \widehat{\beta} + 0,01 \widehat{\beta}$$

Współczynnik dodatkowego momentu wywołanego układem skrzydła V (wzniosem):

$$c_{k_z} = \frac{y_o}{b/2} \left(2 \frac{dc_z/d\alpha}{\pi \cdot \lambda} - 1 \right) c_z \cdot \widehat{\varphi} \cdot \widehat{\beta}$$

Współczynnik dodatkowego momentu wywołanego układem skrzydła w strzałę (skosem):

$$c_{k_y} = \frac{y_o}{b/2} \left(4 \frac{c_z^2}{\pi \cdot \lambda} + c_{xp} \right) \cdot \widehat{\gamma} \cdot \widehat{\beta}$$

*) Technika Lotnicza Nr 1 — 1948 r. Inż. W. Nowakowski: Kilka uwag o momencie podłużnym, poprzecznym i kierunkowym skrzydła.

Chcąc otrzymać moment względem środka ciężkości płatowca musimy uwzględnić jeszcze moment, który daje siła boczna skrzydła względem środka ciężkości (analogicznie jak w obliczeniu współczynnika momentu poprzecznego):

$$M_{G_{skrz}} = c_{y_{skrz}} \frac{x_G}{b/2}$$

gdzie x_G jest odległością punktu neutralnego skrzydła od środka ciężkości płatowca, mierzona wzdłuż prostej równoległej do kierunku lotu.

Całkowity współczynnik momentu kierunkowego skrzydła względem środka ciężkości:

$$c_{kG_{skrz}} = c_{kp} + c_{kz} + c_{ki} + c_{ky_{skrz}}$$

Współczynnik momentu kierunkowego usterzenia kierunku względem środka ciężkości płatowca obliczymy przy pomocy zależności użytej już przy obliczeniu momentu poprzecznego, wprowadzając do niej zamiast odległości środka parcia usterzenia z_1 , odległość środka parcia od środka ciężkości x_1 .

Oznaczając przez:

$$A = \left(\frac{dc_v}{d\beta} \right)_k \cdot \frac{S_1}{S} \cdot \frac{1}{b/2}$$

możemy napisać, że:

$$c_{kG_{ust}} = A \cdot x_1 \cdot \beta$$

Współczynnik momentu kierunkowego kadłuba względem środka ciężkości płatowca obliczamy na podstawie danych aerodynamicznych kadłuba, które podają najczęściej jego moment kierunkowy, odniesiony do powierzchni przekroju S_k i długości L_k , w funkcji kąta ślizgu dla różnych położen środka obrotu.

Wówczas, gdy pomiarowa oś obrotu przechodzi przez środek ciężkości płatowca, współczynnik momentu kierunkowego kadłuba, odniesiony do powierzchni skrzydła i połowy rozpiętości, wynosi:

$$c_{kG_{kadl}} = c_{ko} \cdot \frac{S_k}{S} \cdot \frac{L_k}{b/2}$$

W wypadku posiadania dmuchań względem jednego środka obrotu, przeliczamy współczynnik momentu kierunkowego na środek ciężkości uwzględniając dodatkowy moment od siły bocznej kadłuba przy pomocy zależności użytej już przy obliczeniu momentu poprzecznego, wprowadzając do niej zamiast odległości z_k , odległość podanego w dmuchaniach środka obrotu kadłuba od środka ciężkości płatowca x_k , (mierzona wzdłuż prostej równoległej do kierunku lotu);

$$c_{kG_{kadl}} = c_{ko} \cdot \frac{S_k}{S} \cdot \frac{L_k}{b/2} + c_{y_{kadl}} \cdot \frac{S_k}{S} \cdot \frac{x_k}{b/2}$$

Pochodną k_v otrzymujemy różniczkując połowę sumy współczynników momentu kierunkowego skrzydła kadłuba i usterzenia kierunku względem kąta β .

$$\text{Pochodna. } y_v = \frac{1}{2} \frac{\partial c_y}{\partial \beta}$$

Pochodna y_v jest miarą siły bocznej wywołanej ślizgiem. Siła ta powstaje na skrzydle, kadłubie i usterzeniu kierunku. Składowe te zostały już obliczone dla pochodnej k_v . Możemy więc napisać:

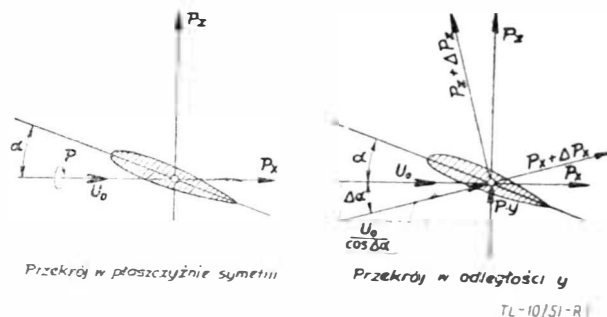
$$c_y = c_{y_{skrz}} + c_{y_{kadl}} \cdot \frac{S_k}{S} + A \cdot b/2 \cdot \beta$$

$$\text{zaś: } y_v = \frac{1}{2} \frac{\partial \left(c_{y_{skrz}} + c_{y_{kadl}} \cdot \frac{S_k}{S} + A \cdot b/2 \cdot \beta \right)}{\partial \beta}$$

$$\text{Pochodna. } l_p = \frac{1}{2} \frac{\partial c_l}{\partial \left(\frac{P \cdot b}{2 U_o} \right)}$$

Pochodna l_p jest miarą momentu tłumiącego obrót dookoła osi X odbywający się z prędkością kątową P .

Moment ten powstaje na skutek zwiększenia się kąta natarcia na skrzydle obniżającym się i zmniejszenia na skrzydle podnoszącym się.



Rys. 1.

Zmiana kąta natarcia wzdłuż rozpiętości skrzydła jest pokazana na rys. 1 i wynosi:

$$\Delta \alpha = \frac{P \cdot y}{U_o}$$

Istnieją dwie metody obliczania pochodnej l_p : dokładna — posługująca się obliczeniem rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości skrzydła w becze ustalonej i wynikającego z niego momentu tłumiącego np. metoda *Multhoppa* *) oraz mniej dokładna metoda „pasków”, która posługuje się będziemy również i przy obliczaniu pozostałych pochodnych.

Metoda ta polega na analizowaniu sił aerodynamicznych na wyodrębnionym pasku skrzydła i następnym całkowaniu ich wzdłuż rozpiętości.

Na rys. 1 wartości lokalnych współczynników wyporu i oporu dla przekroju skrzydła w płaszczyźnie symetrii płatowca wynoszą c_z i c_x , dla przekroju odległego o y i wynoszą one $c_z + \Delta c_z$ oraz $c_x + \Delta c_x$; składniki ze znakiem Δ powstały na skutek lokalnej zmiany kąta natarcia o:

$$\Delta \alpha = \frac{P \cdot y}{U_o}$$

spowodowanej ruchem skrzydła w dół.

Przyjmując, że skrzydło nie posiada zwichrzenia i pomijając zmianę w odgięciu strug na skutek zmniejszonej cyrkulacji, dostajemy wektory wyporu i oporu przekręcone o kąt $\Delta \alpha$.

Siłą, zaczepioną na pasku skrzydła, poruszającego się w dół o szerokości dy , skierowaną prostopadłe do osi X :

$$dP_z = \frac{1}{2} \rho (t \cdot dy) \left(\frac{U_o}{\cos \Delta \alpha} \right)^2 [(c_z + \Delta c_z) \cos \Delta \alpha + (c_x + \Delta c_x) \sin \Delta \alpha]$$

*) Luftfahrt-Forschung — 1938 r. H. Multhopp: Die Berechnung der Auftriebsverteilung von Tragflügeln.

dla skrzydła poruszającego się do góry zaś:

$$dP_z = \frac{1}{2} \rho (t \cdot dy) \left(\frac{U_o}{\cos \Delta \alpha} \right)^2 [(c_z - \Delta c_z) \cos \Delta \alpha - (c_x - \Delta c_x) \sin \Delta \alpha]$$

Zastępując $\cos \Delta \alpha$ przez 1, a $\sin \Delta \alpha$ przez $\Delta \alpha$ widzimy, że różnice wyporu na odpowiadających sobie paskach skrzydła, wywołane prędkością kątową P , w porównaniu ze skrzydłem nie obracającym się wynoszą:

$$dP_z = \pm \frac{1}{2} \rho U_o^2 (t \cdot dy) (\Delta c_z + c_x \Delta \alpha)$$

Te różnice wyporu, działając na skrzydło we wzajemnej odległości $2y$, dają moment poprzeczny dL , a po scałkowaniu:

$$L = - \rho U_o^2 \int_0^{b/2} (\Delta c_z + c_x \Delta \alpha) t \cdot y \cdot dy$$

Wstawiając $\Delta c_z = \frac{dc_z}{d\alpha} \Delta \alpha$ i $\Delta \alpha = \frac{P \cdot y}{U_o}$ otrzymujemy:

$$L = - \rho \cdot U_o \cdot P \int_0^{b/2} \left(\frac{dc_z}{d\alpha} + c_x \right) t \cdot y^2 \cdot dy$$

Definiując moment poprzeczny l_p do tej pory:

$$L = c_l \cdot S \cdot \frac{\rho U_o^2}{2} \cdot b/2$$

otrzymujemy:

$$c_l = - \frac{4P}{U_o S b} \int_0^{b/2} \left(\frac{dc_z}{d\alpha} + c_x \right) t \cdot y^2 \cdot dy$$

zaś:

$$l_p = \frac{1}{2} \frac{\partial c_l}{\partial \left(\frac{P \cdot b}{2 U_o} \right)} = - \frac{4}{S \cdot b^2} \int_0^{b/2} \left(\frac{dc_z}{d\alpha} + c_x \right) t \cdot y^2 \cdot dy$$

Przyjmując upraszczające założenie, że tak pochodna $\frac{dc_z}{d\alpha}$ jak i współczynnik oporu c_x są stałe wzdłuż rozpiętości, otrzymujemy dla skrzydła prostokątnego:

$$l_p = - \frac{1}{6} \left(\frac{dc_z}{d\alpha} + c_x \right)$$

dla skrzydła eliptycznego:

$$l_p = - \frac{1}{8} \left(\frac{dc_z}{d\alpha} + c_x \right)$$

W wypadku jednak, gdy mamy rozkład pochodnej $\frac{dc_z}{d\alpha}$ wzdłuż rozpiętości (obliczony z rozkładu normalnego), możemy powiększyć dokładność obliczenia przez podzielenie skrzydła na szereg pasków i zastąpienie uproszczonej całki przez dokładniejszą sumę.

Ponieważ l_p zmienia się z czwartą potęgą liniowych wymiarów skrzydła, wpływ geometrycznie podobnego usterzenia wysokości o rozpiętości równej $1/4$ rozpiętości skrzydła wyniósłby zaledwie $1/256$ wartości l_p od skrzydła. Wpływ ten, podobnie jak wpływ kadłuba i usterzenia kierunku, można więc pominąć.

Pochodna. $k_p = \frac{1}{2} \frac{\partial c_l}{\partial \left(\frac{P \cdot b}{2 U_o} \right)}$

Pochodna k_p jest miarą momentu kierunkowego wywołanego prędkością kątową przechyłu P .

Możemy ją obliczyć metodą „pasków” w ten sam sposób co l_p .

Z rys. 1 widzimy, że dla paska skrzydła poruszającego się w dół, siła skierowana równolegle do osi x wynosi:

$$dP_x = \frac{1}{2} \rho (t \cdot dy) \left(\frac{U_o}{\cos \Delta \alpha} \right)^2 [(c_x + \Delta c_x) \cos \Delta \alpha - (c_z + \Delta c_z) \sin \Delta \alpha]$$

zaś dla skrzydła poruszającego się do góry:

$$dP_x = \frac{1}{2} \rho (t \cdot dy) \left(\frac{U_o}{\cos \Delta \alpha} \right)^2 [(c_x - \Delta c_x) \cos \Delta \alpha + (c_z - \Delta c_z) \sin \Delta \alpha]$$

Przeprowadzając dalej uproszczenia analogiczne do poprzednich przy obliczaniu l_p , otrzymujemy:

$$dP_x = \pm \frac{1}{2} \rho U_o^2 (t \cdot dy) \left(\frac{dc_x}{d\alpha} - c_z \right) \frac{P \cdot y}{U_o}$$

$$c_k = - \frac{4P}{U_o S b} \int_0^{b/2} \left(\frac{dc_x}{d\alpha} - c_z \right) t \cdot y^2 \cdot dy$$

Robiąc jeszcze uproszczenie, że biegunowa skrzydła ma przebieg paraboliczny, możemy napisać:

$$c_x \approx \frac{1,05}{\pi \cdot \lambda} c_z^2$$

$$\frac{dc_x}{d\alpha} = \frac{dc_x}{dc_z} \cdot \frac{dc_z}{d\alpha} = \frac{2,1}{\pi \cdot \lambda} c_z \cdot \frac{dc_z}{d\alpha}$$

Wstawiając obliczoną wartość $\frac{dc_x}{d\alpha}$ otrzymujemy:

$$c_k = - \frac{4P}{U_o S b} \int_0^{b/2} c_z \left(\frac{0,67}{\lambda} \frac{dc_z}{d\alpha} - 1 \right) t \cdot y^2 \cdot dy$$

zaś

$$k_p = \frac{1}{2} \frac{\partial c_k}{\partial \left(\frac{P \cdot b}{2 U_o} \right)} = - \frac{4}{S \cdot b^2} \int_0^{b/2} c_z \left(\frac{0,67}{\lambda} \frac{dc_z}{d\alpha} - 1 \right) t \cdot y^2 \cdot dy$$

Mając rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości zamieniamy całkę na sumę i obliczamy ją jak dla pochodnej l_p ; przy założeniu zaś $c_z = \text{const}$ otrzymujemy dla skrzydła prostokątnego:

$$k_p = - \frac{1}{6} \left(\frac{0,67}{\lambda} \frac{dc_z}{d\alpha} - 1 \right) c_z$$

dla skrzydła eliptycznego:

$$k_p = - \frac{1}{8} \left(\frac{0,67}{\lambda} \frac{dc_z}{d\alpha} - 1 \right) c_z$$

Wpływu kadłuba i usterzeń w tym wypadku również nie uwzględniamy.

Pochodna. $l_r = \frac{1}{2} \frac{\partial c_l}{\partial \left(\frac{R \cdot b}{2 U_o} \right)}$

Pochodna l_r jest miarą momentu poprzecznego wywołanego prędkością kątową zakrętu R .

Obrót skrzydła dokoła osi Z zwiększa prędkości poszczególnych przekrojów skrzydła poruszającego się do przodu o

$$U_o = y \cdot R,$$

a o tyle samo zmniejsza prędkości na skrzydle poruszającym się do tyłu. Wywołany tym niesymetryczny

rozkład prędkości wzdłuż rozpiętości skrzydła wywołuje zmianę w rozkładzie wyporu i moment poprzeczny, podnoszący do góry skrzydło poruszające się do przodu. Wielkość tego momentu obliczymy metodą „pasków”, opierając się na uprzednio podanym sposobie obliczania l_r .

Obserwując 2 paski skrzydła, leżące w odległości y , oraz — y od osi obrotu skrzydła Z widzimy, że wypór paska skrzydła o szerokości dy poruszającego się do przodu wynosi:

$$dP_z = \frac{1}{2} \rho (t \cdot dy) c_z (U_o + yR)^2$$

zaś dla skrzydła poruszającego się do tyłu:

$$dP_z = \frac{1}{2} \rho (t \cdot dy) c_z (U_o - yR)^2$$

Opuszczając wielkości $y^2 R^2$ jako małe drugiego rzędu, widzimy, że różnice wyporu na odpowiadających sobie paskach skrzydła wywołane prędkością kątową R , w porównaniu ze skrzydłem nie obracającym się, wynoszą:

$$dP_z = - \frac{1}{2} \rho (t \cdot dy) \cdot c_z \cdot 4 \cdot U_o \cdot y \cdot R$$

Te różnice wyporu, działając w odległości y od osi symetrii płatownca, dają moment poprzeczny dL , a po scałkowaniu:

$$L = -2 \rho \cdot U_o \cdot R \cdot \int_0^{b/2} c_z \cdot t \cdot y^2 \cdot dy$$

stąd:

$$c_l = - \frac{8 R}{U_o \cdot S \cdot b} \cdot \int_0^{b/2} c_z \cdot t \cdot y^2 \cdot dy$$

oraz:

$$l_r = \frac{1}{2} \frac{\partial c_l}{\partial \left(\frac{R \cdot b}{2 U_o} \right)} = - \frac{8}{S \cdot b^2} \cdot \int_0^{b/2} c_z \cdot t \cdot y^2 \cdot dy$$

Przybliżona wartość dla skrzydła prostokątnego wynosi:

$$l_r = -1/3 c_z$$

dla skrzydła eliptycznego:

$$l_r = -1/4 c_z$$

W tym wypadku również kadłub i usterzenia grają małą rolę i możemy ich wpływ pominąć.

Pochodna. $k_r = \frac{1}{2} \frac{\partial c_k}{\partial \left(\frac{R \cdot b}{2 U_o} \right)}$

Pochodna k_r jest miarą momentu tłumiącego obrót dookoła osi Z z prędkością kątową R .

Moment ten pochodzi zarówno od skrzydła jak i od usterzenia kierunku; wpływ kadłuba najwygodniej jest uchwycić współczynnikiem powiększającym działania usterzenia. Moment kierunkowy skrzydła możemy w tym wypadku obliczyć podobnie jak moment poprzeczny przy obliczaniu pochodnej l_r . Wystarczy w tamtych zależnościach

zamiast wypór napisać opór

„	P_z	„	P_x
„	c_z	„	c_x
„	L	„	K
„	c_l	„	c_k
„	l_r	„	k_r

Możemy więc napisać:

$$(k_r)_{skrz} = - \frac{8}{S \cdot b^2} \cdot \int_0^{b/2} c_x \cdot t \cdot y^2 \cdot dy$$

Przybliżona wartość dla skrzydła prostokątnego wynosi:

$$k_r = -1/3 c_x$$

dla skrzydła eliptycznego:

$$k_r = -1/4 c_x$$

W obliczeniu tym nie uwzględniliśmy wpływu prędkości kątowej R na rozkład wyporu na skrzydle. Zmiana rozkładu wyporu pociąga za sobą zmianę w rozkładzie oporu indukowanego powiększającą wartość pochodnej $(k_r)_{skrz}$. Wpływ ten jest oczywiście tym silniejszy, im mniejsze jest wydłużenie skrzydła.

Współczynnik momentu kierunkowego usterzenia obliczaliśmy już dla pochodnej k_l :

$$c_{kust} = A \cdot x_v \cdot \beta$$

Prędkość kątowa obrotu R daje na usterzeniu kierunku efekt ślizgu:

$$\beta = \frac{R \cdot x_v}{U_o}$$

Wobec tego współczynnik momentu kierunkowego usterzenia wynosi:

$$c_{kust} = -A \cdot \frac{R \cdot x_v^2}{U_o}$$

zaś

$$(k_r)_{ust} = \frac{1}{2} \frac{\partial c_k}{\partial \left(\frac{R \cdot b}{2 U_o} \right)} = -A \cdot \frac{x_v^2}{b}$$

Uwzględniając wpływ kadłuba i zmiany rozkładu oporu indukowanego na skrzydle przez powiększenie wyżej obliczonych wartości k_r o 10%, możemy napisać:

$$k_r = 1.1 (k_{rskrz} + k_{rust}) = -1.1 \left(\frac{c_x}{3} c_w \cdot \frac{c_x}{4} + \frac{A x_v^2}{b} \right)$$

3. Przeliczanie pochodnych na główne osie bezwładności.

Momenty aerodynamiczne i ich pochodne, którymi zajmowaliśmy się dotychczas, były wynikami prędkości kątowych obrotów dookoła osi przechodzących przez środek ciężkości płatownca i związanych z kierunkiem lotu (vide cz. I). W rzeczywistości samolot obraca się dookoła układu głównych osi bezwładności, które dla kątów natarcia bliskich optymalnego najczęściej pokrywają się z osiami związanymi z kierunkiem lotu. W analizie stateczności bocznej samolotu o układzie ortodoksyjnym, możemy więc z wystarczającą dokładnością używać pochodnych, obliczonych uprzednio podanymi metodami.

W samolotach o budowie nieortodoksyjnej (np. bezogonowiec lub kaczka), zdarza się jednak często, że oba układy osi nie pokrywają się i wówczas musimy obliczone dla układu „prędkości” pochodne przeliczyć na główne osie bezwładności.

Oznaczając jak na rys. 2a, przez ψ kąt skręcenia obu układów względem siebie oraz znacznikiem G wszystkie wielkości w układzie głównym osi bezwładności

i kreśląc wektory momentów wzdłuż odpowiednich osi obrotów, widzimy istniejące zależności:

$$L_G = L \cos \psi + K \sin \psi$$

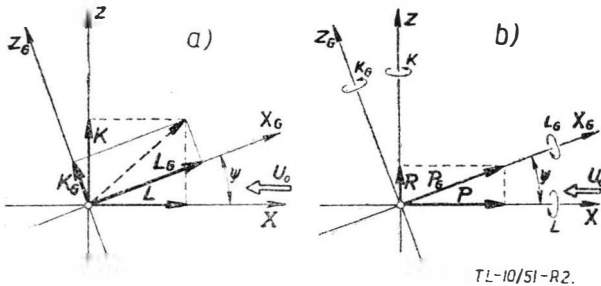
$$K_G = K \cos \psi - L \sin \psi$$

Po zróżniczkowaniu względem kąta ślizgu β otrzymujemy więc:

$$[l_v] G = l_v \cos \psi + k_v \sin \psi$$

$$[k_v] G = k_v \cos \psi - l_v \sin \psi$$

Do przeliczenia pozostałych pochodnych wprowadzamy wektory prędkości kątowych.



Rys. 2

Z rys. 2b widzimy, że obrót płotowca dokoła głównej osi bezwładności X_G z prędkością kątową P_G wywołuje obrót dokoła osi X i Z z prędkościami kątowymi:

$$P = P_G \cos \psi$$

$$R = P_G \sin \psi$$

Prędkości kątowe obrotu P , oraz R wywołują momenty poprzeczne i kierunkowe dokoła osi X i Z o wielkości:

$$L = \frac{\partial L}{\partial P} \cdot P + \frac{\partial L}{\partial R} \cdot R$$

$$K = \frac{\partial K}{\partial P} \cdot P + \frac{\partial K}{\partial R} \cdot R$$

a ponieważ dla momentu poprzecznego dokoła osi X_G istnieje zależność:

$$L_G = \frac{\partial L_G}{\partial P_G} \cdot P_G = L \cos \psi + K \sin \psi$$

wiec podstawiając otrzymujemy:

$$\begin{aligned} \frac{\partial L_G}{\partial P_G} \cdot P_G &= \left(\frac{\partial L}{\partial P} P_G \cos \psi + \frac{\partial L}{\partial R} P_G \sin \psi \right) \cos \psi + \\ &+ \left(\frac{\partial K}{\partial P} P_G \cos \psi + \frac{\partial K}{\partial R} P_G \sin \psi \right) \sin \psi \end{aligned}$$

a po uproszczeniu:

$$\begin{aligned} \frac{\partial L_G}{\partial P_G} &= \frac{\partial L}{\partial P} \cos^2 \psi + \frac{\partial L}{\partial R} \sin \psi \cos \psi + \frac{\partial K}{\partial P} \sin \psi \cos \psi + \\ &+ \frac{\partial K}{\partial R} \sin^2 \psi = \frac{\partial L}{\partial P} \cos^2 \psi + \frac{\partial L}{\partial R} + \frac{\partial K}{\partial P} \sin \psi \cos \psi + \\ &+ \frac{\partial K}{\partial R} \sin^2 \psi \end{aligned}$$

Możemy więc napisać:

$$[l_p] G = l_p \cos^2 \psi + (l_r + k_p) \sin \psi \cos \psi + k_r \sin^2 \psi$$

Analogicznie postępując otrzymamy dla pozostałych pochodnych:

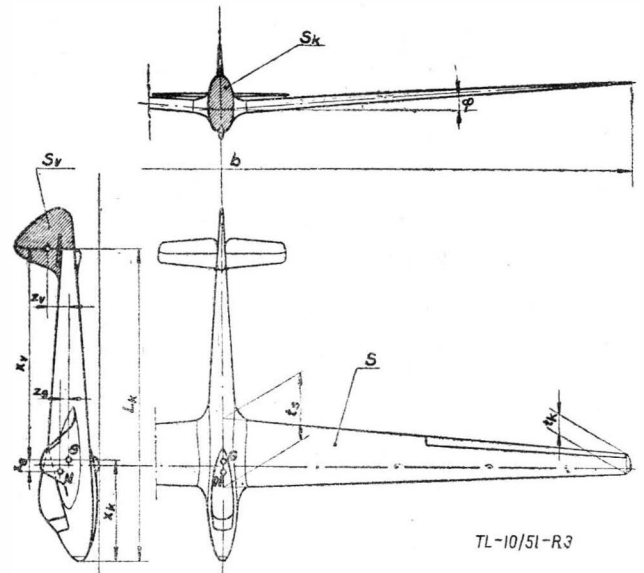
$$[l_r] G = l_r \cos^2 \psi - (l_p - k_r \sin \psi) \sin \psi \cos \psi - k_p \sin^2 \psi$$

$$[k_p] G = k_p \cos^2 \psi - (l_p - k_r \sin \psi) \sin \psi \cos \psi - l_r \sin^2 \psi$$

$$[k_r \sin \psi] G = k_r \sin \psi \cos^2 \psi - (l_r + k_p) \sin \psi \cos \psi + l_p \sin^2 \psi$$

II. PRZYKŁAD LICZBOWY.

Dla lepszego zilustrowania sposobu obliczania wartości pochodnych zajmiemy się teraz analizą stateczności bocznej szybowca pokazanego na rys. 3.



Rys. 3.

Dane charakterystyczne:

$b =$	16 m	$l_s =$	1,37 m
$S =$	13,6 m ²	$z_G =$	0,2 m
$\lambda = \frac{b^2}{S} =$	18,8	$x_G =$	0,11 m
		$\varphi =$	4°
$\tau = \frac{l_k}{l_s} =$	1/3,5	$S_v =$	0,85 m ²
$\frac{dc_z}{d\alpha} =$	5,3	$z_v =$	0,2 m
$c_{mo} =$	0,017	$x_v =$	4,0 m
$c_{xp} =$	0,01	$S_k =$	0,5 m ²
$\frac{dc_v}{d\alpha} =$	3,6	$l_k =$	6,0 m
		$x_k =$	1,9 m

Stateczność boczną szybowca sprawdzimy na prędkości optymalnej (maksimum doskonałości), wtedy:

$$\alpha = 6,0^\circ \quad c_{z \text{ szyc}} = 0,75 \quad c_{x \text{ skrz}} = 0,020$$

$$c_{x \text{ szyc}} = 0,027 \quad U_o = 82 \text{ km/h} = 22,9 \text{ m/s}$$

Ponieważ przy kącie natarcia $\alpha = 6,0^\circ$ główna podłużna oś bezwładności szybowca pokrywa się z kierunkiem lotu, więc pochodne obliczone wzorami podanymi w p. 2 nie będą musiały być przeliczane wg. wzorów zawartych w p. 3.

Pochodna l_v

Współczynnik momentu poprzecznego skrzydła prostego:

$$c_{lp} = \left[\frac{2k_p}{\lambda} \frac{1 + 0,15 \left(\frac{1}{\tau} - 1 \right)}{1/\tau + 1} - 0,10 \right] c_z \beta - \frac{c_{mo}}{\lambda} \cdot \frac{y_o}{b/2} \cdot \beta$$

dla $k_p = 1,2$ i $\frac{y_o}{b/2} = 0,41$ (odczytane z wykresu w Techn. Lotn. nr. 1, 1948 r.).

otrzymujemy:

$$c_{lp} = \left[\frac{2 \cdot 1,2}{18,8} \cdot \frac{1 + 0,15(3,5 - 1)}{3,5 + 1} - 0,10 \right] c_z \bar{\beta} - \frac{0,017}{18,8} \cdot 0,41 \cdot \bar{\beta} = -0,061 \cdot c_z \cdot \bar{\beta}$$

Współczynnik dodatkowego momentu od kąta φ :

$$c_{l\varphi} = 0,8 \frac{y_o}{b/2} \cdot \frac{dc_z}{d\alpha} \bar{\varphi} \bar{\beta} = 0,8 \cdot 0,41 \cdot 5,3 \cdot \frac{4}{57,3} \cdot \bar{\beta} = 0,121 \bar{\beta}$$

Współczynnik dodatkowego momentu od siły bocznej:

$$c_{ly \text{ skrz}} = -c_{y \text{ skrz}} \cdot \frac{z_G}{b/2}$$

Siła boczna skrzydła ma wartość:

$$c_y = - \left(2c_{xp} + 0,8 \frac{dc_z}{d\alpha} \cdot \bar{\varphi}^2 \right) \bar{\beta} = - \left(2 \cdot 0,01 + 0,8 \cdot 5,3 \cdot \frac{4^2}{57,3^2} \right) \cdot \bar{\beta} = -0,04 \bar{\beta}$$

Wstawiając znalezioną wartość do wzoru otrzymujemy:

$$c_{ly \text{ skrz}} = 0,04 \cdot \frac{0,2}{8} \cdot \bar{\beta} = 0,001 \bar{\beta}$$

Ponieważ skrzydło nie posiada strzały (skosu), więc:

$$c_{lG \text{ skrz}} = c_{lp} + c_{l\varphi} + c_{ly \text{ skrz}} = -0,061 c_z \bar{\beta} + 0,122 \bar{\beta}$$

Współczynnik momentu poprzecznego usterzenia kierunku:

$$c_{lG \text{ ust}} = \left(\frac{dc_v}{d\beta} \right)_\lambda \cdot \frac{S_v}{S} \cdot \frac{z_v}{b/2} \cdot \bar{\beta} = A \cdot z_v \cdot \bar{\beta} = 3,6 \cdot \frac{0,85}{13,6} \cdot \frac{z_v}{8} \cdot \bar{\beta} = 0,028 \cdot 0,2 \cdot \bar{\beta} = 0,006 \bar{\beta}$$

Współczynnik momentu poprzecznego kadłuba zaniedbujemy; możemy więc napisać:

$$c_{lG} = c_{lG \text{ skrz}} + c_{lG \text{ ust}} = -0,061 c_z \bar{\beta} + 0,128 \bar{\beta} = -0,061 \cdot 0,75 \cdot \bar{\beta} + 0,128 \bar{\beta} = 0,082 \bar{\beta}$$

a więc:

$$l_v = 1/2 \frac{\partial c_{lG}}{\partial \beta} = 1/2 \cdot 0,082 = 0,041$$

Pochodna k_v

Współczynnik momentu kierunkowego skrzydła prostego:

$$c_{kp} = \left[\frac{2k_p}{\lambda} \cdot \frac{1 + 0,15(1/\tau - 1)}{1/\tau + 1} + \frac{0,084 \cdot \lambda(1 + \sqrt{1/\tau})}{\lambda + 2} - 0,10 \right] \cdot \frac{1}{dc_z/d\alpha} \cdot c_z^2 \cdot \bar{\beta} + 0,01 \bar{\beta} = \left[\frac{2 \cdot 1,2}{18,8} \cdot \frac{1 + 0,15(3,5 - 1)}{3,5 + 1} + \frac{0,084 \cdot 18,8(1 + \sqrt{3,5})}{18,8 + 2} - 0,10 \right] \frac{1}{5,3} \cdot c_z^2 \cdot \bar{\beta} + 0,01 \bar{\beta} = 0,030 c_z^2 \bar{\beta} + 0,01 \bar{\beta}$$

Współczynnik dodatkowego momentu od kąta φ :

$$c_{k\varphi} = \frac{y_o}{b/2} \left(\frac{2 \cdot \frac{dc_z}{d\alpha}}{\pi \cdot \lambda} - 1 \right) c_z \cdot \bar{\varphi} \cdot \bar{\beta} = 0,41 \left(\frac{2 \cdot 5,3}{\pi \cdot 18,8} - 1 \right) \cdot \frac{4}{57,3} c_z \bar{\beta} = -0,023 c_z \bar{\beta}$$

Współczynnik dodatkowego momentu od siły bocznej:

$$c_{ky \text{ skrz}} = c_{ky} \frac{x_G}{b/2} = -0,04 \frac{0,11}{8} \bar{\beta} = -0,001 \bar{\beta}$$

Współczynnik momentu kierunkowego skrzydła wynosi więc:

$$c_{kG \text{ skrz}} = c_{kp} + c_{k\varphi} + c_{ky \text{ skrz}} = 0,030 c_z^2 \bar{\beta} - 0,023 c_z \bar{\beta} + 0,009 \bar{\beta}$$

Współczynnik momentu kierunkowego usterzenia kierunku:

$$c_{kG \text{ ust}} = \left(\frac{dc_v}{d\beta} \right)_\lambda \cdot \frac{S_v}{S} \cdot \frac{x_v}{b/2} \cdot \bar{\beta} = A \cdot x_v \cdot \bar{\beta} = 0,028 \cdot 4,0 \cdot \bar{\beta} = 0,112 \bar{\beta}$$

Do obliczenia współczynnika momentu kierunkowego kadłuba względem środka ciężkości szybowca użyjemy danych aerodynamicznych kadłuba nr. 707 dmuchanego w I. A. w Warszawie*) ze względu na jego duże podobieństwo do kadłuba badanego szybowca.

Dla położenia środka ciężkości w odległości 1,9 m od noska kadłuba, co przy długości kadłuba $L_k = 6,0$ m daje:

$$e = \frac{1,9}{6,0} \cdot 100 = 32\%$$

i dla kąta natarcia kadłuba $\alpha_k = 0$ (odpowiadającego lotowi na kącie optymalnym) otrzymujemy dla

$$\beta = 5^\circ \quad c_{ko} = -0,084$$

Dla małych kątów ślizgu możemy napisać w przybliżeniu:

$$c_{ko} = -57,3 \cdot \frac{0,084}{5} \bar{\beta} = -0,963 \bar{\beta}$$

Współczynnik momentu kierunkowego kadłuba:

$$c_{kG \text{ kadł}} = c_{ko} \cdot \frac{S_k}{S} \cdot \frac{L_k}{b/2} = -0,963 \cdot \bar{\beta} \cdot \frac{0,5}{13,6} \cdot \frac{6}{8} = -0,027 \bar{\beta}$$

Współczynnik momentu kierunkowego szybowca wynosi więc:

$$c_{kG} = c_{kG \text{ skrz}} + c_{kG \text{ ust}} + c_{kG \text{ kadł}} = 0,030 c_z^2 \bar{\beta} - 0,023 c_z \bar{\beta} + 0,094 \bar{\beta} = 0,030 \cdot 0,75^2 \cdot \bar{\beta} - 0,023 \cdot 0,75 \cdot \bar{\beta} + 0,094 \bar{\beta} = 0,094 \bar{\beta}$$

a więc:

$$k_v = 1/2 \frac{\partial c_{kG}}{\partial \beta} = 1/2 \cdot 0,094 \approx 0,047$$

Pochodna l_p

$$l_p = - \frac{4}{Sb^2} \int_0^{b/2} \left(\frac{dc_z}{d\alpha} + c_x \right) ty^2 dy$$

Przyjmując upraszczające założenie, że tak pochodna $\frac{dc_z}{d\alpha}$ jak i współczynnik oporu c_x są stałe wzdłuż rozpiętości otrzymujemy:

$$l_p = - \frac{4}{Sb^2} \left(\frac{dc_z}{d\alpha} + c_x \right) \int_0^{b/2} ty^2 dy$$

*) Prace I. A. w Warszawie, zeszyt V, str. 176, doświadczenie nr 1577.

Wartość całki obliczymy następująco:

$$t = t_s - \frac{y}{b/2} (t_s - t_k) = 1,37 - \frac{y}{8} \left(1,37 - \frac{1,37}{3,5} \right) = 1,37 - 0,122 y$$

$$\int_0^{b/2} t y^2 dy = \int_0^8 (1,37 - 0,122 y) y^2 dy = \frac{1,37}{3} \cdot 8^3 - \frac{0,122}{4} \cdot 8^4 = 110$$

Mnożąc otrzymaną wartość całki przez $\frac{4}{Sb^2}$ otrzymujemy:

$$\frac{4}{Sb^2} \cdot \int_0^{b/2} t y^2 dy = \frac{4}{13,6 \cdot 16^2} \cdot 110 = 0,126 \approx 1/8$$

Możemy więc dla naszego skrzydła o zbieżności $\tau = \frac{1}{3,5}$ stosować wzory wyprowadzone dla skrzydła eliptycznego:

$$l_p = -\frac{1}{8} (5,3 + 0,02) \approx -0,67$$

Pochodna k_p

Zakładając dodatkowo, że współczynnik c_z jest stały wzdłuż rozpiętości otrzymujemy:

$$k_p = -\frac{1}{8} \left(\frac{0,67}{\lambda} \frac{dc_z}{d\alpha} - 1 \right) c_z = -\frac{1}{8} \left(\frac{0,67}{18,8} \cdot 5,3 - 1 \right) \cdot 0,75 \approx 0,076$$

Pochodna l_r

$$l_r = -1/4 c_z = -1/4 \cdot 0,75 \approx -0,19$$

Pochodna k_r

$$k_r = -1,1 \left(\frac{c_x}{4} + A \cdot \frac{x_v^2}{b} \right) = -1,1 \left(\frac{0,02}{4} + 0,028 \cdot \frac{4^2}{16} \right) \approx -0,038$$

Wprowadzając obliczone wartości pochodne do wzoru na współczynnik kierunkowy prostej $E = O$ (nr. 20 cz. I) otrzymujemy:

$$tg \alpha_E = \frac{c_z l_r - c_x l_p}{c_z k_r - c_x k_p} = \frac{0,75 (-0,19) - 0,027 (-0,67)}{0,75 (-0,038) - 0,027 (-0,076)} \approx 4,0$$

Współczynnik kierunkowy punktu P wynosi zaś:

$$tg \alpha_p = \frac{l_v}{k_v} = \frac{0,041}{0,047} \approx 0,87$$

Mgr Inż. Wł. JAROMINEK
Główny Instytut Lotnictwa

629 f 062 629 f 061

Ponieważ $\alpha_p < \alpha_E$ więc szybowiec jest spiralnie niestateczny i w krążeniu przy szybkości 22,9 m/s ze sterami w neutrum będzie zwiększał kąt przechylenia i prędkość wg funkcji wykładniczej:

$$\Phi = \Phi_0 e^{\lambda t} \quad U = U_0 \cdot e^{\lambda t}$$

gdzie (por. wzór 25 część I)

$$\lambda = -\frac{g}{U_0} \cdot \frac{l_v k_r - k_v l_r}{k_v l_p - l_v k_p} = -\frac{9,81}{22,9} \cdot \frac{0,41 (-0,038) - 0,047 (-0,19)}{0,047 (-0,67) - 0,041 \cdot 0,076} = 0,090$$

a czas, w którym wielkości te zwiększą się dwukrotnie wyniesie (wzór nr. 26 cz. I):

$$t_2 = \frac{\ln 2}{\lambda} = \frac{0,693}{0,090} \approx 7,7 \text{ sek.}$$

Obliczona wartość t_2 , będąca miarą stopnia niestateczności, nie dyskwalifikuje omawianego szybowca. Czysto intuicyjnie rozumiemy, że czas 7,7 sekundy jest wystarczająco długi i pozwala pilotowi na zareagowanie sterami nawet z dość dużym opóźnieniem. Seria prób w locie natomiast dałaby podstawę do ściślejszego określenia dopuszczalnego zakresu wartości t_2 w zależności od typu i przeznaczenia płatowca.

Wyżej obliczony przykład liczbowy ilustruje w przekonywujący sposób techniczną przydatność i łatwość omawianej metody obliczania stateczności bocznej płatowca.

Zastosowanie jej w projekcie wstępnym pozwoli konstruktorowi na uniknięcie szeregu poważnych zmian konstrukcyjnych, których konieczność nader często wskazują próby w locie prototypu. Nawet jeżeli wyniki omawianej metody, z racji szeregu uproszczeń oddają faktyczny stan tylko w przybliżeniu, to jednak pozwalają one na wyciągnięcie szeregu wniosków i założenie właściwych parametrów konstrukcyjnych już w projekcie wstępnym.

Artykuł wpłynął: I część w grudniu 1950

II część w marcu 1951.

Automatyczne sterowanie samolotu

Część II.

Po zapoznaniu Czytelników w części I*) z ogólnymi zasadami automatycznego sterowania samolotów poświęcono część II omówieniu podstawowych własności przyrządów żyroskopowych zaczynając od zjawiska momentu żyroskopowego, podanego w możliwie przystępny sposób.

Schematy ideowe przyrządów żyroskopowych stosowanych w pilotach automatycznych mają na celu skupienie uwagi Czytelników na pewnych własnościach, które zostały dalej wykazane na drodze analitycznej.

Przedmiotem części III. będą opisy najbardziej typowych, spotykanych w praktyce rozwiązań konstrukcyjnych.

4. ZJAWISKO MOMENTU ŻYROSKOPOWEGO

Zjawisko momentu żyroskopowego wiąże się ściśle z pojęciem przyspieszenia Coriolisa, które występuje w każdym ruchu złożonym niepostępowym. Ogólnie przyspieszenie to wyraża się następującym wzorem:

$$\text{gdzie: } a_c = 2 \omega \cdot V_w \cdot \sin \alpha; \quad \vec{a}_c = 2 \omega \cdot x \cdot \vec{V}_w \cdot \dots \cdot (4,1)$$

$\vec{a}$ — wektor przyspieszenia Coriolisa

ω_c — wektor prędkości kątowej obrotu

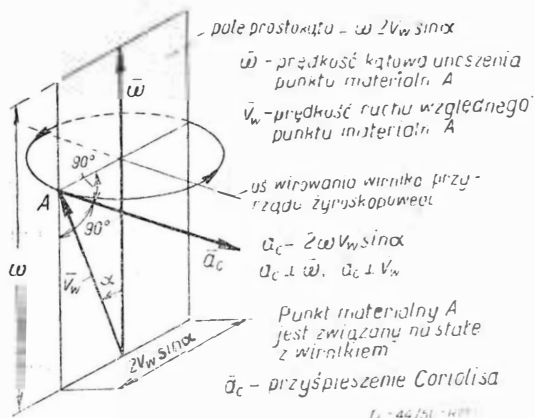
$\vec{V}_w$ — wektor prędkości względnej

α — kąt ostry zawarty między wektorami $\vec{\omega}$ i $\vec{V}_w$

Przyjmując w prawoskrętnym układzie usytuowanie wektorów przedstawione na rys 11 powiemy, że przyspieszenie Coriolisa jest zawsze skierowane prostopadle do wektorów: prędkości kątowej $\vec{\omega}$ i prędkości $\vec{V}_w$, w kierunku obrotu końca wektora $\vec{V}_w$, innymi słowy w kierunku obrotu, wyznaczonym przez wektor $\vec{\omega}$. (Trójka wektorów: $\vec{\omega}$; $\vec{V}_w$; $\vec{a}_c$ tworzy układ prawoskrętny).

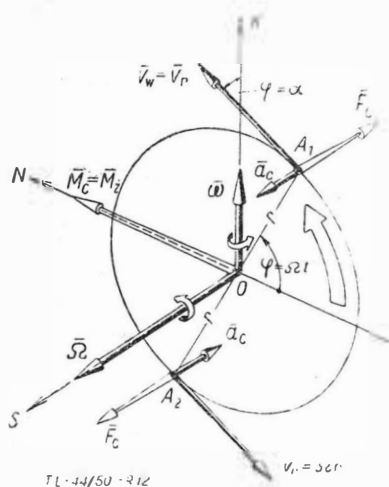
*) „Technika Lotnicza“ nr 3 (10) 1950 r.

Wiadomo, że iloczyn masy przez przyspieszenie nazywamy siłą, która jest również wielkością wektorową. Iloczyn masy przez przyspieszenie Coriolisa ze znakiem



Rys. 11. Geometryczne przedstawienie przyspieszenia Coriolisa

ujemnym nazywamy siłą bezwładności Coriolisa. Rozpatrzmy to dokładniej na przykładzie w oparciu o rys. 12.



Rys. 12. Układ wielkości wektorowych wywołujących moment żyroskopowy.

Wyobraźmy sobie jakieś ciało złożone z dwóch punktów materialnych A_1 i A_2 obracające się z dużą prędkością kątową Ω dookoła osi OS . Załóżmy, że punkty A_1 i A_2 znajdują się w jednakowej odległości r od osi obrotu. Wówczas prędkość obwodowa $V_r = V_w = \Omega r$ da się przedstawić za pomocą wektora $\vec{V}_r$ jak na rys. 12. W pewnym chwilowym położeniu wektor ten przecina oś OK pod kątem $\alpha = \varphi$. Załóżmy dalej, że oś OS obrotu ciała obraca się na około osi OK z małą prędkością kątową ω . Zatem zgodnie z podaną wyżej regułą wektor przyspieszenia Coriolisa $\vec{a}_c$, umieszczony na końcu $\vec{V}_r = \vec{V}_w$ (rys. 11) musi być skierowany prostopadłe do płaszczyzny wyznaczonej przez ω i $\vec{V}_w$ ze zwrotem odpowiadającym kierunkowi obrotu końca wektora $\vec{V}_w$. Przesuwając teraz równolegle $\vec{a}_c$ do punktu A_1 uzyskamy położenie jak na rys. 12. Siła bezwładności Coriolisa $\vec{F}_c$ będzie więc miała zwrot przeciwny $\vec{W}$ analogiczny sposób przeprowadzamy rozumowanie odniesione do punktu A_2 otrzymując nową siłę $\vec{F}_c$, równą poprzedniej, lecz przeciwnie skierowaną. Obie siły tworzą parę sił o momencie $\vec{M}_c$, starającą się obrócić oś OS w kierunku osi OK . Oznaczając przez $\varphi = \alpha$ kąt zawarty między wektorami ω i $\vec{V}_r$ lub między

dzi prostymi odpowiednio prostopadłymi, np. osią OS i promieniem OA_2 , napiszemy:

$$\vec{F}_c = m \cdot \vec{a}_c; \quad \text{gdzie } m \text{ — masa punktu materialnego } A_1 \text{ lub } A_2.$$

$$\vec{M}_c = 2\vec{r} \times \vec{F}_c = 2\vec{r} \times m \cdot 2\omega \cdot V_r \sin \varphi = 2 I_S \cdot \Omega \cdot \omega \sin \varphi = M_N \quad (4.2)$$

Moment $\vec{M}_c$ nazywamy żyroskopowym. Z otrzymanego wzoru (4.2) wynika, że w przypadku brania pod uwagę dwóch punktów materialnych posiada on wartość zmienną, zależną od φ .

Jeżeli weźmiemy pod uwagę trzy punkty materialne wirnika, umieszczone na tym samym okręgu w równych odległościach katowych φ mianowicie co 120° i wirujące z prędkością kątową Ω , wtedy otrzymamy nowe wyrażenia siły bezwładności Coriolisa i wywołanego nimi momentu, mianowicie:

$$\sum_{i=1}^3 \vec{F}_c = \sum_{i=1}^3 m \cdot 2r \Omega \sin \varphi = 0 \quad \text{gdyż} \quad \sum_{i=1}^3 \sin \varphi = 0$$

$$\text{oraz } \vec{M}_c = \vec{M}_N = \sum_{i=1}^3 \vec{F}_c \cdot r \sin \varphi = \sum_{i=1}^3 m \cdot 2r \Omega \sin \varphi \cdot r \sin \varphi =$$

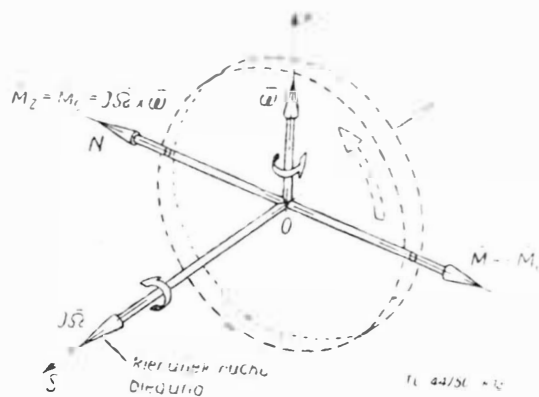
$$3 m r^2 \Omega \omega = I_S \Omega \omega; \quad \text{gdyż} \quad \sum_{i=1}^3 \sin^2 \varphi = 1$$

gdzie: $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$ różnią się między sobą, jak powiedziano wyżej, o 120° .

Wynika z tych równań następujący ważny wniosek: trzy takie same punkty materialne, rozłożone symetrycznie i wirujące dookoła osi OS z prędkością kątową Ω oraz dodatkowo dookoła osi OK z prędkością kątową ω , wytwarzają moment żyroskopowy, niezależny od chwilowego położenia φ punktów materialnych wirujących:

$$\vec{M}_c = \vec{M}_N = I_S \Omega \times \omega = \text{const}; \quad \text{jeśli } \Omega = \text{const} \text{ i } \omega = \text{const} \quad (4.3)$$

W wirującym jednorodnym i osiowo symetrycznym wirniku możemy oczywiście obrać nieskończenie wiele takich trójek punktów materialnych, tyle mianowicie, aby objąć nimi wszystkie punkty materialne wirnika. Wtedy we wzorze (4.3) zmienia się tylko moment bezwładności dochodząc w granicy do biegunowego momentu bezwładności I_S wirnika względem jego osi obrotu OS . Na rys. 13 przedstawiono wzajemne położenie trójki wektorów: $\vec{M}_c = \vec{M}_N = I_S \Omega \times \omega$



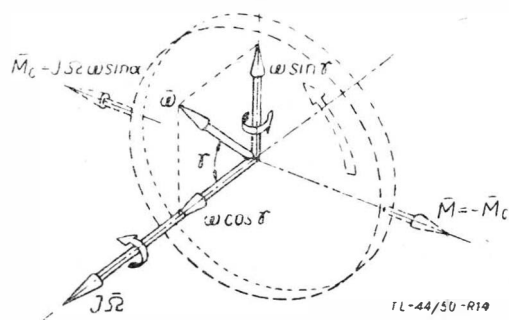
Rys. 13. Określenie zwrotu momentu żyroskopowego w układzie prawoskrętnym.

Również na innej drodze łatwo wyznaczymy ich zwroty ustalając mianowicie w układzie prawoskrętnym następującą cykliczną kolejność związanych ze sobą wielkości wektorowych:

- 1) Ω — wektor prędkości kątowej wirowania wirnika
- 2) ω — wektor prędkości kątowej obrotu (odchylenia) osi wirowania
- 3) $\vec{M}_c$ — wektor momentu żyroskopowego.

Cykliczność tych wielkości wraz ze skretnością przyjętego układu odniesienia określa jednoznacznie zwroty wymienionych wyżej wektorów.

Należy podkreślić, że w przeprowadzonym rozumowaniu założono wzajemną prostopadłość wektorów Ω i ω . Najczęściej jednak są one nachylone względem siebie pod pewnym kątem γ . Przypadek ten pokazano na rys. 14.



Rys. 14. Przypadek nieprostopadłości wektorów prędkości kątowych.

Dokonując rozkładu wektora ω na składową równoległą do wektora Ω czyli $\omega \cos \gamma$ i drugą składową prostopadłą $\omega \sin \gamma$ widzimy, że składowa $\omega \cos \gamma$ wpływa nieznacznie na zmianę bezwzględnej wartości Ω , a tylko składowa $\omega \sin \gamma$ wywołuje moment żyroskopowy. Zatem przy obliczaniu momentu żyroskopowego M_z należy i wystarcza uwzględnić tylko składową prostopadłą. W przypadku więc, gdy wektory Ω i ω nie są prostopadłe otrzymujemy następujący wzór na moment żyroskopowy:

$$M_z = M_c = I\Omega\omega \sin \gamma \quad (4.4)$$

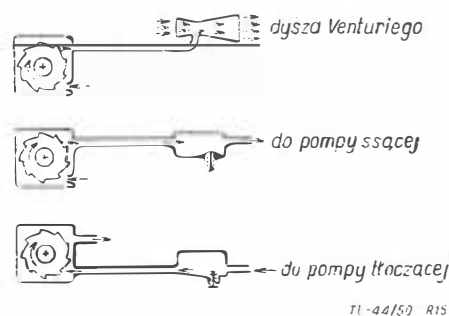
Wielkością charakterystyczną momentu M_z jest iloczyn $I\Omega$ o stałej wartości zwany *krętem*.

Ze wzoru (4.4) widać, że moment żyroskopowy M_z jest wprost proporcjonalny do wielkości krętu $I\Omega$, czyli zależy od wielkości i rozłożenia masy wirującej oraz od prędkości kątowej wirowania Ω , znika natomiast, jeśli prędkość kątowa obrotu osi wirowania ω równa się zero. Odwracając zagadnienie możemy powiedzieć, że jeśli krążkowi nadamy pewną kątową prędkość wirowania, to będzie on dążyć do utrzymania niezmiennego płaszczyzny obrotu wirnika. Każda próba zmiany kierunku osi wirowania (przesunięcie równoległe osi wirowania nie wywiera wpływu) pociąga za sobą konieczność przyłożenia pewnego momentu sił zewnętrznych. Stąd ważny wniosek, że płaszczyzna obrotów wirnika żyroskopu może być uważana za niezmienną płaszczyznę odniesienia, jeśli tak skonstruujemy urządzenie, aby przy dowolnej zmianie położenia korpusu tego urządzenia nie mogły działać na wirnik żadne siły zewnętrzne tworzące parę sił odpowiadającą przyłożeniu momentu żyroskopowego.

5. SCHEMATY PRZYRZĄDÓW ŻYROSKOPOWYCH STOSOWANYCH W PILOTACH AUTOMATYCZNYCH

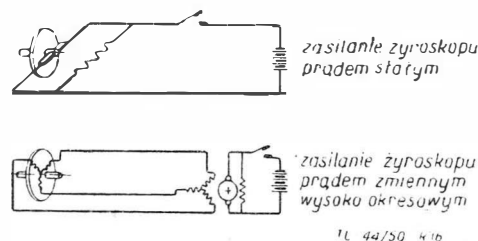
Ograniczymy się tutaj do podania najbardziej zasadniczych cech. Podstawowym elementem każdego żyroskopu jest wirnik obracający się z pewną stałą, możliwie wysoką prędkością kątową Ω . W zależności od rozwiązania konstrukcyjnych rozróżniamy wirniki typu turbinowego, napędzane przepływającym strumieniem powietrza, powstającym pod wpływem nadciśnienia lub podciśnienia. Potrzebne podciśnienie wytwarza się w dyszach Venturiego lub przy pomocy pomp ssących napędzanych silnikami. Lepszym rozwiązaniem jest zastosowanie kompresorów wytwarzających nadciśnienie, które dzięki regulatorom ciśnienia utrzymuje się w pewnych stałych, ściśle określonych granicach. Można w ten spo-

sób uniezależnić się całkowicie od prędkości lotu. Na rys. 15 pokazano schematy zasilania żyroskopów pneumatycznych, których wirniki rozwijają przeciętnie $10\,000 \div 12\,000$ obr./min.



Rys. 15. Schematy zasilania żyroskopów pneumatycznych.

Coraz częściej stosuje się przyrządy żyroskopowe elektryczne na prąd stały lub zmienny. Zwłaszcza te ostatnie, mimo konieczności użycia wysokookresowej przetwornicy zasilającej mały silniczek asynchroniczny, są szczególnie wygodne, gdyż odpada w nich konieczność czyszczenia okresowego szczotek i kolektora i nie istnieje niebezpieczeństwo przesuwania się uzwojenia wirnika na skutek dużych sił odśrodkowych i tym samym zmiany wyważenia, która natychmiast ujemnie wpływa na charakterystykę przyrządu. Ilość obrotów wirnika w przyrządach tego typu waha się w granicach $18\,000 \div 28\,000$ obr./min. Czas rozruchu wirnika elektrycznego jest wielokrotnie krótszy (do 10 razy) od czasu rozruchu wirnika w przyrządach pneumatycznych i może nie przekraczać 1 min. Rys. 16 przedstawia schematy zasilania żyroskopów elektrycznych.



Rys. 16. Schematy zasilania przyrządów żyroskopowych elektrycznych.

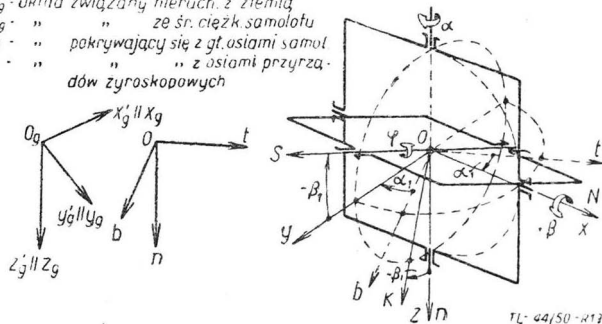
Wirnik powinien być doskonale wyważony i bardzo starannie ułożyskowany. Ideałem byłoby ułożyskowanie pozbawione tarcia, najmniejsze bowiem tarcie wywołuje powstanie momentu tarcia. Momenty tarcia występujące zwłaszcza w ułożyskowaniu ramek żyroskopowych stają się źródłem poważnych błędów, dla uniknięcia których konieczne jest stosowanie specjalnych układów kompensacyjnych.

Celem zapewnienia pełnej swobody wykonywania wszystkich ruchów obrotowych stosuje się tzw. zawieszenie kardanowe. Oś wirnika jest ułożyskowana w pierścieniu wewnętrznym, zwanym inaczej ramką wewnętrzną, którą z kolei umieszcza się obrotowo w ramce zewnętrznej. Ramka zewnętrzna może się również obracać w odniesieniu do jakiegoś obudowania zewnętrznego (np. płatowca). Tak opisany przyrząd żyroskopowy, w którym wirnik posiada swobodę obracania się dookoła każdej z trzech osi S ; N ; Z , posiada trzy stopnie swobody. Ograniczając kolejno swobodę ruchów dookoła poszczególnych osi ograniczamy tym samym ilość stopni swobody do dwóch lub do jednego. Wiąże się z tym ściśle zmiana własności. Poniżej rozpatrzmy schematy poszczególnych układów.

Zgodnie z oznaczeniami podanymi na rys. 17 przyjmujemy następujące pomocnicze układy odniesienia: układ związany nieruchomo z ziemią: X'_g ; Y'_g ; Z'_g ; układ

równolegle przesunięty, związany ze środkiem ciężkości samolotu: X_g, Y_g, Z_g , i układ t, b, n , pokrywający się z osiami samolotu, przy czym t — oś podłużna, b — oś poprzeczna, n — oś normalna. Są to układy prostokątne. Układ x, y, z pokrywa się z N, y, z tj. osiami ramki zewn. przyrządu żyroskopowego. W ogólnym przypadku układem ukośnokątnym jest dopiero układ $Z, N; S$ trzech osi obrotu ramek i wirnika.

X_g, Y_g, Z_g — układ związany nieruch. z ziemią
 X_g, Y_g, Z_g — " " ze śr. ciężk. samolotu
 t, b, n — " " pokrywający się z gł. osiami samolotu
 N, S, Z — " " z osiami przyrządu żyroskopowego



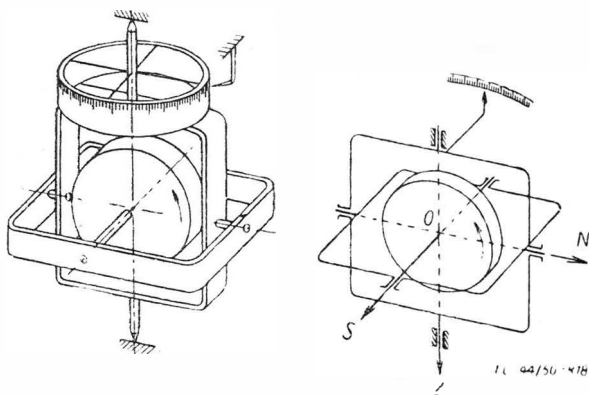
Rys. 17. Pomocnicze układy odniesienia.

Założmy dla przykładu, że w chwili początkowej osie przyrządu żyroskopowego, przedstawionego na rys. 18 są odpowiednio równoległe do osi układu X_g, Y_g, Z_g , mian.: $N \parallel X_g, S \parallel Y_g, Z \parallel Z_g$. Po pewnym czasie, w wyniku przyłożenia sił zewnętrznych, wirnik zmienił swoje położenie. Nowe jego położenie określimy przy pomocy trzech kątów: φ oraz α i β . Jeżeli S pokrywa się z osią wirnika, to φ oznacza kąt obrotu wirnika względem tej osi, zatem $\varphi = \Omega t$. Kąt precesji α oznacza kąt zawarty między płaszczyzną S, O, Z i płaszczyzną Y_g, O_g, Z_g a kąt nutacji β między osią wirowania OS i płaszczyzną X_g, Y_g . W odniesieniu do układu osi samolotu t, b, n , możemy wprowadzić podobne oznaczenia: φ, j, w .

$$\alpha_1 = \angle(sz., bn) = \angle(Nz, tn); \alpha_1 = -\alpha$$

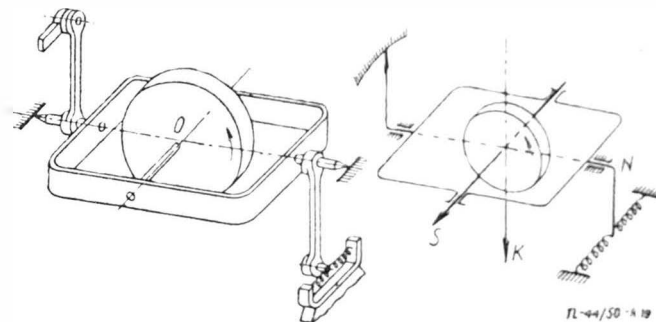
$$\beta_1 = \angle(OS, tb); \beta_1 = -\beta$$

Trzy kąty: φ, α i β oznaczają 3 stopnie swobody. Znaczenie ich rozpatrzmy na poniższych schematach:



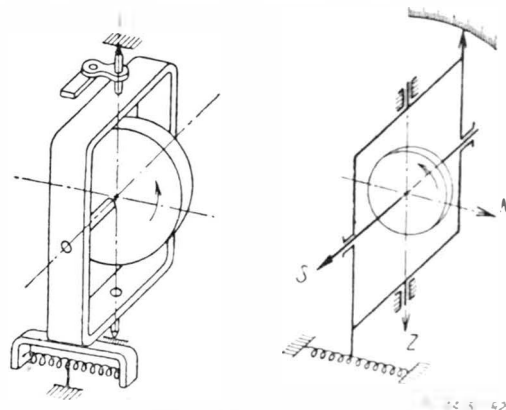
Rys. 18. Schemat ideowy przyrządu żyroskopowego o 3 stopniach swobody (swoboda obrotu dookoła osi S, N, Z).

Na rys. 18 przedstawiono schemat ideowy przyrządu żyroskopowego o trzech stopniach swobody, którego zadaniem jest pomiar kąta α , obrotu osi Ob , względem osi OZ . Wirnik obracając się z prędkością kątową Ω utrzymuje niezmienną w przestrzeni płaszczyznę wirowania. Z rys. widać (jeśli pominąć nieznaczny wpływ tarcia), że jakkolwiek zmiana kierunku osi OZ , co jest równoznaczne z przyjęciem dowolnych wartości kątów φ, α i β , nie wpływa na zmianę orientacji płaszczyzny wirowania względem X_g, Y_g, Z_g . Możliwość dokonania niezależnej zmiany wartości każdego z podanych trzech kątów oznacza właśnie, że przyrząd posiada 3 stopnie swobody. W szczególnym przypadku, gdy jest stałe Oz/n , przyrząd nazywa się żyroskopem kursu i służy do wykrywania wszystkich zmian kursu.



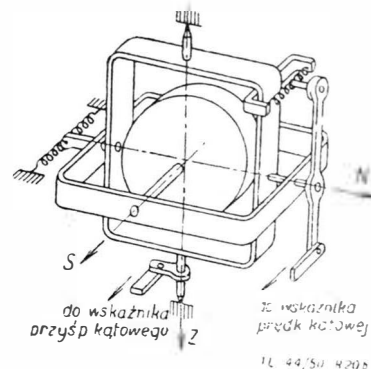
Rys. 19. Schemat ideowy przyrządu żyroskopowego o dwóch stopniach swobody (ograniczenie swobody obrotu dookoła osi N).

Na rys. 19 pokazano schemat ideowy przyrządu żyroskopowego o dwóch stopniach swobody, który służy do pomiaru prędkości kątowej $\frac{d\alpha_1}{dt}$ obrotu osi Ob względem OZ . Tutaj nie można już mówić o utrzymaniu niezmiennej płaszczyzny wirowania, natomiast skłonność do jej utrzymania jest przyczyną powstania efektu żyroskopowego, którego wynikiem są odchylenia proporcjonalne do prędkości kątowej $\frac{d\alpha_1}{dt}$. Jak przekonamy się później na podstawie krótkiej analizy, można w tym przypadku zmieniać swobodnie dwa kąty: φ i β_1 . Natomiast zmiana kąta α_1 pociąga za sobą natychmiast zmianę β_1 . Gdy oś N leży w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny tb , wówczas przyrząd wykrywa prędkość kątową zmiany kursu.



Rys. 20a. Schemat ideowy przyrządu żyroskopowego o jednym stopniu swobody (ograniczenie swobody obrotu dookoła osi: N i Z).

Ograniczając, przez zastosowanie sprężyn ustalających położenie obydwu ramek, dwa stopnie swobody, mianowicie kąty α_1 i β_1 , możemy dowolnie zmieniać tylko kąt φ . Uzyskany w ten sposób przyrząd o jednym stopniu swobody (rys. 20a) służy do wykrywania przyspieszenia kątowego zmiany kursu, czyli przyspieszenia kątowego obrotu dookoła osi OZ . Łatwo zauważyć, iż mimo podobieństwa schematów ideowych przyrządów pokazanych na rys. 19 i 20a różne są ich warunki pracy.



Rys. 20b. Przykład rozwiązania konstrukcyjnego pozwalającego dokonywać równocześnie pomiaru prędkości kątowej obrotu dookoła osi Z oraz przyspieszenia kątowego obrotu dookoła tej samej osi.

Na rys. 20b pokazano także możliwość skojarzenia dwóch przyrządów, dających równoczesny pomiar prędkości kątowej i przyspieszenia kątowego.

Istnieją również specjalne przyrządy żyroskopowe, wykrywające jednocześnie wszystkie trzy wielkości, tzn. kąt, prędkość i przyspieszenie kątowe odchylenia samolotu, liczone względem danej osi. Szczególnie ciekawe i cenne rozwiązania uzyskano przez zastosowanie mechanicznych względnie elektrycznych urządzeń całkujących lub różniczkujących. O przyrządach tych będzie mowa w rozdziale 8.

Dla urządzeń automatycznego sterowania przyrządy żyroskopowe mają podstawowe znaczenie. W zależności od potrzeby zmienia się tylko ustawienie osi OZ względem osi samolotu.

Dalszy podział przyrządów żyroskopowych zależy od zaklasyfikowania ich do grupy symetrycznych statycznych i astatycznych. Określeniem *symetryczny żyroskop* obejmujemy każde ciało wirujące, którego dwa główne momenty bezwładności są jednakowe. Pod nazwą *statyczny* rozumiemy przyrządy żyroskopowe, w których środek ciężkości wirnika leży cokolwiek poniżej punktu przecięcia osi zawieszenia przegubowego ramek. Dzięki temu środek ciężkości wirnika ma stałą orientację w odniesieniu do ziemi, uzależnioną od kierunku działania sił grawitacyjnych, toteż przyrządy żyroskopowe symetryczne, statyczne znalazły zastosowanie przede wszystkim jako żyrokompassy, zatem nadają się doskonale do określenia kursu samolotu. *Żyroskopy symetryczne astatyczne* to żyroskopy, w których środek ciężkości wirnika pokrywa się najdokładniej z punktem przecięcia wspomnianych wyżej osi.

6. ZASADNICZE WŁASNOŚCI PRZYRZĄDÓW

Własność stabilizująca żyroskopu

Żyroskop astatyczny o trzech stopniach swobody, obracający się z możliwie dużą prędkością kątową w porównaniu z prędkościami kątowymi względem dwu innych osi, utrzymuje stały kierunek osi obrotu w odniesieniu do przestrzeni i przeciwstawia się wszelkim impulsom, usiłującym zmienić to położenie. Ograniczenie ilości stopni swobody pozbawia go własności stabilizacyjnych, nie zmieniając jednak zdolności do przeciwstawiania się wszelkim impulsom, usiłującym zmienić chwilowe jego położenie. Ta zdolność zależy od wartości L , tj. wektora głównego momentu ilości ruchu zwanego krętem: $L = I \Omega$ — gdy Ω jest duże, a zakłócenia ruchu nieznaczne, wówczas wektor $\vec{L}$ praktycznie pokrywa się z osią żyroskopu. To założenie upraszcza znacznie sposób rozwiązywania przybliżonych równań ruchu osi żyroskopu. Koniec wektora $\vec{L}$, którego początek umieszczono w środku ciężkości wirnika, nazywamy *biegunem*.

Ruch bieguna pod wpływem sił zewnętrznych

Jest dowiedzione, że jeżeli przez M oznaczymy główny moment wszystkich sił zewnętrznych względem nieruchomego punktu O , pokrywającego się ze środkiem ciężkości wirnika, wówczas zmiana wielkości krętu równa się M , czyli

$$\vec{M} = \frac{d\vec{L}}{dt} \quad (6.1)$$

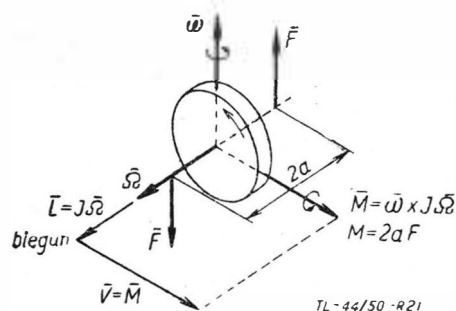
Pod wpływem momentu M zaczyna zmieniać swoje położenie biegun. Ruch jego określimy znajdując wektor prędkości liniowej $\vec{V}$. Można wykazać, że istnieje następująca prosta zależność:

$$\vec{V} = \vec{M} = \frac{d\vec{L}}{dt} \quad (6.2)$$

Oznacza to, że *prędkość liniowa bieguna* równa się co do wielkości, zwrotu i kierunku głównemu momentowi sił zewnętrznych. Jest to ściśle określenie ruchu osi wirnika żyroskopu.

Należy tu szczególnie podkreślić fakt, że ruch punktów leżących na osi wirnika, wirującego z prędkością

kątową Ω , odbywa się zawsze w kierunku prostopadłym do kierunku przyłożonych sił zewnętrznych (rys. 21).



Rys. 21. Ruch bieguna pod wpływem momentu M sił zewnętrznych F .

Z wzoru (6.2) wynika, że prędkość ruchu bieguna żyroskopu $\vec{V}$ pojawia się i znika wraz z pojawianiem się i znikaniem sił zewnętrznych, wywołujących momenty M . Tym samym nawet stosunkowo duże siły chwilowe, ale działające bardzo krótko, mogą tylko nieznacznie zmienić położenie bieguna. Zjawisko to nazywamy *statecznością bieguna żyroskopu*. Możemy więc powiedzieć, że ruch bieguna jest *ruchem bez wpływu bezwładności*.

Wpływ obrotu ziemi na ruch żyroskopu

W końcowej części rozdziału 4 wspomnieliśmy, że dowolne przemieszczenie równoległe osi wirnika nie zmienia przestrzennej orientacji płaszczyzny wirowania. Jeżeli więc astatyczny żyroskop o trzech stopniach swobody związany z jakimś punktem kuli ziemskiej, a chwilowe położenie płaszczyzny wirowania określimy względem płaszczyzny horyzontu i płaszczyzny południka, to po pewnym czasie zauważymy pozorną zmianę orientacji płaszczyzny wirowania. Powyższe zjawisko łatwo wytłumaczyć tym, że w rzeczywistości płaszczyzna południka obraca się dookoła osi ziemi, a prostopadła do płaszczyzny horyzontu, czyli normalna (z wyjątkiem równika i bieguna ziemskiego) opisuje pewną powierzchnię stożkową.

Dla celów nawigacji lotniczej potrzebny jest przyrząd żyroskopowy, w którym płaszczyzna wirowania wirnika miałaby niezmiennie położenie w odniesieniu do płaszczyzny wirowania, przebiegającej równoległe ze zmianą położenia horyzontu w przestrzeni. Wiąże się to ściśle z zagadnieniem precesji.

Zjawiska precesji i nutacji

Przy omawianiu ruchu bieguna żyroskopu powiedzieliśmy, że wektor $\vec{V}$ liniowej prędkości bieguna jest zawsze skierowany prostopadle do osi wirnika oraz do kierunku działania siły. W wyniku stałego równomiernego oddziaływania wypadkowej siły zewnętrznej, oś wirnika, dzięki ustaleniu jednego jej punktu, opisuje pewną powierzchnię stożkową dookoła prostej przechodzącej przez punkt ustalony, leżącej poza tym w płaszczyźnie wyznaczonej przez oś wirnika i kierunek przyłożonej siły. W granicznych przypadkach zamiast powierzchni stożkowej otrzymamy prostą lub płaszczyznę. Prostą, dookoła której odbywa się ruch osi wirnika, nazywamy osią *ruchu precesyjnego*, ruch osi wirnika — *precesją osi wirnika*, a prędkość kątową obiegu osi wirnika dookoła osi ruchu precesyjnego — *prędkością kątową precesji*. Kąt θ zawarty między osią wirnika, a osią ruchu precesyjnego jest dopełnieniem kąta nutacji do 90° . Wychodząc z podanego wyżej wzoru

$$\vec{V} = \vec{\omega} \times I\vec{\Omega} = \vec{M} \quad (6.3)$$

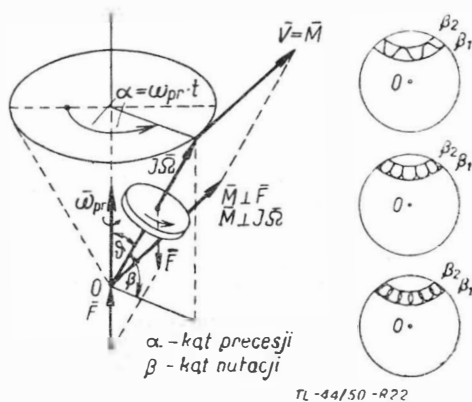
znajdujemy, gdy $\vec{\omega} \perp \vec{\Omega}$, wartość prędkości kątowej precesji:

$$\omega_{pr} = \frac{M}{I\Omega} \quad (6.4)$$

Wzór (6.4) wyraża podstawowe prawo przybliżonej teorii żyroskopów. Zjawisko precesji występuje w przy-

rzędach żyroskopowych symetrycznych, statycznych pod wpływem sił ciężkości, poza tym w każdym typie przyrządów pod działaniem momentu sił zewnętrznych.

Jeśli biegun żyroskopy opisuje dokładnie koło, mówimy o *regularnej precesji*. Wykazano, że jest to możliwe tylko w przypadku spełnienia pewnych, ściśle określonych warunków początkowych ruchu. We wszystkich pozostałych przypadkach występuje dodatkowe *zjawisko nutacji*. Polega ono na tym, że biegun żyroskopy opisuje pewną regularną krzywą, ograniczoną dwoma nie pokrywającymi się, współśrodkowymi kołami, innymi słowy: w czasie ruchu precesyjnego oś materialna wirnika naprzemiennie zbliża się i oddala w ściśle określonych granicach od osi ruchu precesyjnego. Te różnice położenia mierzymy zmianą kąta nutacji β . Z analizy tych zjawisk wiadomo, że krzywa toru bieguna żyroskopy, podlegającego równocześnie precesji i nutacji, może mieć charakter falowy, posiadać punkty ostrego zwrotu lub tworzyć pętle (rys. 22).

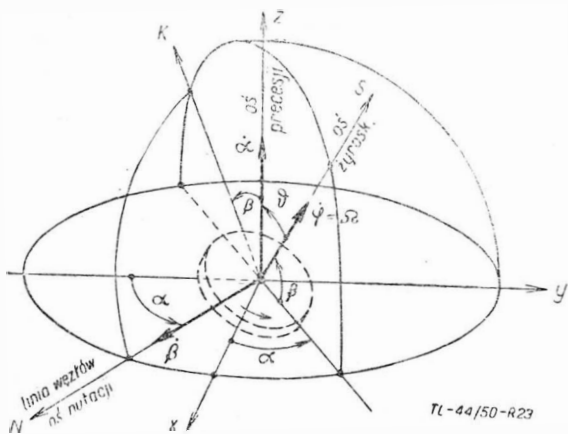


Rys. 22. Zjawisko precesji regularnej oraz różne typy torów bieguna żyroskopy pod wpływem zjawiska nutacji.

Gdy graniczne kąty nutacji β_1 i β_2 różnią się bardzo nieznacznie, a tym samym zjawisko nutacji jest praktycznie niezauważalne, mówimy o tak zwanej *pseudoregularnej precesji*.

Główny moment sił zewnętrznych i moment żyroskopowy

Wychodząc z zasady momentów pędu możemy ułożyć równania ruchu ciała sztywnego (w tym przypadku wirnika żyroskopy) i związanego z nim układu współrzędnych prostokątnych względem jakiegoś przyjętego układu odniesienia.



Rys. 23. Rozkład wektora głównego momentu sił zewnętrznych.

Zgodnie z oznaczeniami podanymi na rys. 23 równania te przybiorą dla układu prawoskrętnego następującą ogólną postać:

$$\begin{cases} V_K = V_{wK} + V_{uK} = \frac{dL_K}{dt} + \omega_N L_S - \omega_S L_N = M_K \\ V_N = V_{wN} + V_{uN} = \frac{dL_N}{dt} + \omega_S L_K - \omega_K L_S = M_N \\ V_S = V_{wS} + V_{uS} = \frac{dL_S}{dt} + \omega_K L_N - \omega_N L_K = M_S \end{cases} \quad (6.4)$$

K, N, S oznaczają tu osie prawoskrętnego układu prostokątnego związanego nieruchomo z ramką wewnętrzną.

L_K, L_N, L_S rzuty głównego wektora krętu L , który w ogólnym przypadku nie pokrywa się z osią żyroskopy. Stanowią one zarazem współrzędne bieguna żyroskopy, jeśli tylko początek L leży w początku układu współrzędnych K, N, S .

$\omega_K, \omega_N, \omega_S$ rzuty głównego wektora prędkości kątowej chwilowej ω układu K, N, S na osie K, N, S .

M_K, M_N, M_S rzuty głównego wektora momentu sił zewnętrznych M .

V_K, V_N, V_S rzuty prędkości liniowej V bieguna żyroskopy A , przy czym $V = V_w + V_u$; V_w — prędkość względna, V_u — prędkość unoszenia.

Moment żyroskopowy $M_c = M_z$ jest głównym momentem sił bezwładności żyroskopy i równa się co do wielkości i kierunku głównemu momentowi sił zewnętrznych posiadając jedynie zwrot przeciwny; zatem jest

$$M_c = M_z = -M \text{ czyli } M_{cK} = -M_K;$$

$$M_{cS} = -M_S; M_{cN} = -M_N; \quad (6.5)$$

Rozpatrzmy dla przykładu ruch precesyjny, odbywający się z prędkością kątową „ ω ” dookoła osi OZ . Prędkość kątowa wirowania wirnika dookoła jego własnej osi wynosi Ω .

$$\begin{aligned} Z \text{ rys. 23 znajdujemy: } \omega_N &= 0; \quad \omega_K = \omega \sin \theta \\ \omega_S &= \omega \cos \theta \text{ oraz } L_N = I \cdot (\omega)_N = 0; L_K = I \cdot (\omega)_K = I \omega \sin \theta; \\ L_S &= I_0 \cdot (\omega)_S = I_0 (\Omega - \omega \cos \theta) \end{aligned}$$

Podstawiając te wartości do układu (6.4) otrzymamy:

$$\begin{cases} \frac{dL_K}{dt} = \frac{dL_N}{dt} = \frac{dL_S}{dt} = 0; (\omega)_N = \omega_N; (\omega)_K = \omega_K; (\omega)_S = \omega_S \end{cases}$$

$$M_K = 0; M_S = 0 \text{ oraz}$$

$$\begin{aligned} M_N &= \omega \cos \theta \cdot I \omega \sin \theta - \omega \sin \theta \cdot I_0 (\Omega - \omega \cos \theta) = \\ &= -\omega \sin \theta [I_0 \Omega - (I_0 - I) \omega \cos \theta] = -M_c \end{aligned}$$

Ostatecznie mamy więc następujący wzór na moment żyroskopowy:

$$M_c = M_z = \omega \sin \theta [I_0 \Omega - (I_0 - I) \omega \cos \theta] = -M_N \quad (6.6)$$

który w szczególnym przypadku dla $\theta = 90^\circ$ pokrywa się całkowicie z wzorem (4.3).

Z wzoru (6.6) wynika, że przy $\omega > 0$; $\Omega > 0$

$$\sin \theta > 0, \text{ jeśli } \Omega > \left(1 - \frac{I}{I_0}\right) \omega \cos \theta, \text{ jest } M_c < 0$$

czyli skierowany w kierunku dodatniego zwrotu osi węzłów N . Można to wyśłowić w następujący sposób: wektor momentu żyroskopowego jest prostopadły do osi precesji i osi wirnika. Zwrot jego odpowiada parze sił, powodującej zmniejszanie się θ , czyli zbliżanie osi wirnika do osi precesji. Główny moment sił zewnętrznych natomiast powoduje wzrost θ czyli oddalanie się osi.

Gdy $\Omega \gg \omega$ wówczas możemy pominąć człon $(I_0 - I) \omega \cos \theta$ otrzymując przybliżone wyrażenie na moment żyroskopowy, zgodne z podanym poprzednio. mianowicie (4.3).

Reakcje żyroskopowe

W przyrządach żyroskopowych bardzo duże znaczenie posiada dokładne wyważenie statyczne i dynamiczne wirnika. Nawet nieznaczne niewyważenie dynamiczne powoduje wielokrotnie powiększony nacisk na łożyska, który możemy wyznaczyć na podstawie równania (6.6) i rys. 24.

$$\begin{aligned}
 M_S &= \frac{dL_S}{dt} + \omega_K L_N - \omega_N L_K = \\
 &= I_0 \frac{d}{dt} (\dot{\varphi} + \dot{\alpha} \sin \beta) + \dot{\alpha} \cos \beta \cdot I\dot{\beta} - \dot{\beta} \cdot I\dot{\alpha} \cos \beta = \\
 &= I_0 \frac{d}{dt} (\dot{\varphi} + \dot{\alpha} \sin \beta) \dots \dots \dots (7.4)
 \end{aligned}$$

b) względem osi N (dla układu wirnika i wewn. ramek łącznie) będzie:

$$\begin{aligned}
 M_N &= \frac{d(L_N + L_{1N})}{dt} + \omega_{1S}(L_K + L_{1K}) - \omega_{1K}(L_S + L_{1S}) = \\
 &= \frac{d}{dt} [(I + I_N)\dot{\beta}] + \dot{\alpha} \sin \beta (I \cdot \dot{\alpha} \cos \beta + I_K \cdot \dot{\alpha} \cos \beta) + \\
 &\quad - \dot{\alpha} \cos \beta [I_0(\dot{\varphi} + \dot{\alpha} \sin \beta) + I_S \cdot \dot{\alpha} \sin \beta] = \\
 &= (I + I_N)\ddot{\beta} - I_0(\dot{\varphi} + \dot{\alpha} \sin \beta) \dot{\alpha} \cos \beta - (I_S - I - I_K) \dot{\alpha}^2 \sin \beta \cos \beta \quad (7.5)
 \end{aligned}$$

c) względem osi Z (dla układu wirnika i obydwu ramek) znajdujemy:

$$\begin{aligned}
 M_Z &= \frac{d(L_Z + L_{1Z} + L_{2Z})}{dt} + \omega_{2X}(L_Y + L_{1Y} + L_{2Y}) + \\
 &\quad - \omega_{2Y}(L_X + L_{1X} + L_{2X}) = \\
 &= \frac{d(L_Z + L_{1Z} + L_{2Z})}{dt}, \text{ gdyż } \omega_{2X} = 0 \text{ i } \omega_{2Y} = 0 \quad (7.6)
 \end{aligned}$$

Wartość $L_Z + L_{1Z}$ otrzymamy rzutując na oś Z odpowiednie wektory krętów leżących na osiach K i S . Rzut na oś Z wektorów krętu leżących na osi N daje składową zerową ze względu na prostopadłość tych osi. Zatem:

$$\begin{aligned}
 L_Z + L_{1Z} &= (I_K + L_{1K}) \cos \beta + (L_S + L_{1S}) \sin \beta = \\
 &= \dot{\alpha} [(I + I_K) \cos^2 \beta + I_S \sin^2 \beta] + I_0 (\dot{\varphi} + \dot{\alpha} \sin \beta) \sin \beta
 \end{aligned}$$

Ostatecznie więc wyrażenie (7.6) sprowadza się do postaci (7.7).

$$\begin{aligned}
 M_Z &= \frac{d(L_Z + L_{1Z} + L_{2Z})}{dt} = \\
 &= \frac{d\{\dot{\alpha} [(I + I_K) \cos^2 \beta + I_S \sin^2 \beta + I_Z] + I_0 (\dot{\varphi} + \dot{\alpha} \sin \beta) \sin \beta\}}{dt} = \\
 &= [(I + I_K) \cos^2 \beta + I_S \sin^2 \beta + I_Z] \ddot{\alpha} + I_0 (\dot{\varphi} + \dot{\alpha} \sin \beta) \dot{\beta} \cos \beta + \\
 &\quad + 2(I_S - I - I_K) \dot{\alpha} \dot{\beta} \sin \beta \cos \beta + \sin \beta I_0 \frac{d}{dt} (\dot{\varphi} + \dot{\alpha} \sin \beta) \dots (7.7)
 \end{aligned}$$

Równania (7.4), (7.5) i (7.7) określają ruch żyroskopu o trzech stopniach swobody (3 niezależne kąty α , β , φ) z uwzględnieniem wpływu ramek, tworzących zawieszenie kardanowe. W praktycznym zastosowaniu mamy do czynienia z przyrządami, w których prędkość kątowa wirnika $\dot{\varphi} = \Omega$ jest bardzo duża w porównaniu z pozostałymi prędkościami kątowymi precesji i nutacji. Na tej podstawie za cenę przybliżonych wyników (posiadających jednak wystarczającą dokładność) możemy wprowadzić do w. w. równań znaczne uproszczenia. Odrzucamy w tym celu członki zawierające bardzo małe wielkości, mianowicie: $\dot{\alpha}^2$ i $\dot{\alpha} \dot{\beta}$.

Znajdziemy więc:

$$\begin{aligned}
 M_S &= I_0 \frac{d}{dt} (\dot{\varphi} + \dot{\alpha} \sin \beta) = I_0 \frac{d}{dt} (\Omega + \omega_{1S}) \\
 M_N &= (I + I_N)\ddot{\beta} - I_0 (\dot{\varphi} + \dot{\alpha} \sin \beta) \dot{\alpha} \cos \beta \\
 M_Z &= [(I + I_K) \cos^2 \beta + I_S \sin^2 \beta + I_Z] \ddot{\alpha} + \\
 &\quad + I_0 (\dot{\varphi} + \dot{\alpha} \sin \beta) \dot{\beta} \cos \beta + \sin \beta I_0 \frac{d}{dt} (\dot{\varphi} + \dot{\alpha} \sin \beta) \\
 \text{lub } M_Z - M_S \sin \beta &= [(I + I_K) \cos^2 \beta + I_S \sin^2 \beta + I_Z] \ddot{\alpha} + \\
 &\quad + I_0 (\dot{\varphi} + \dot{\alpha} \sin \beta) \dot{\beta} \cos \beta
 \end{aligned} \quad (7.8)$$

W równaniach tych M_S oznacza moment względem osi S zewnętrznych sił przyłożonych do wirnika żyroskopu. Z dostateczną dokładnością można przyjąć, że po zakończeniu okresu rozruchu jest $M_S = 0$, to znaczy

że istnieje równowaga pomiędzy oporami tarcia w łożyskach i w ośrodku, w którym odbywa się ruch, a dostarczonemu z zewnątrz momentem, wywołującym ten ruch,

$$\text{czyli } I_0 \frac{d}{dt} (\dot{\varphi} + \dot{\alpha} \sin \beta) = 0 \quad (7.9)$$

$$\text{stąd } \dot{\varphi} + \dot{\alpha} \sin \beta = \Omega + \dot{\alpha} \sin \beta = \text{const} \approx \Omega$$

$$\begin{aligned}
 \text{oraz } M_N &= (I + I_N)\ddot{\beta} - I_0 \dot{\alpha} \cos \beta = (I + I_N)\ddot{\beta} - I_0 \Omega \cos \beta \\
 M_Z &= [(I + I_K) \cos^2 \beta + I_S \sin^2 \beta + I_Z] \ddot{\alpha} + I_0 \Omega \cdot \dot{\beta} \cos \beta \quad (7.10)
 \end{aligned}$$

Układ (7.10) posłuży nam do określenia podstawowych w dziedzinie automatycznego sterowania samolotów własności przyrządów żyroskopowych. Dla wykazania własności stabilizacyjnej żyroskopu potrzebne jest jeszcze wyrażenie na moment M_K , które znajdziemy na podstawie pierwszego równania układu (6.1) (jest ono odniesione do ramki wewnętrznej, podobnie jak dla M_N)

$$\begin{aligned}
 M_K &= \frac{d}{dt} (L_K + L_{1K}) + \omega_{1N}(L_S + L_{1S}) - \omega_{1S}(L_N + L_{1N}) = \\
 &= \frac{d}{dt} [(I + I_K)\dot{\alpha}] + \omega_{1N}[I_0(\Omega + \omega_{1S}) + I_S \cdot \omega_{1S}] - \omega_{1S}[(I + I_N)\omega_{1N}] = \\
 &= (I + I_K)\ddot{\alpha} + I_0 \Omega \omega_{1N} + (I_0 + I_S - I - I_N) \omega_{1S} \omega_{1N} \approx \\
 &\approx (I + I_K)\ddot{\alpha} + I_0 \Omega \omega_{1N} \quad (7.11)
 \end{aligned}$$

W żyroskopie o trzech stopniach swobody momenty sił zewnętrznych powinny być równe zeru. Warunek ten zapiszemy w następujący sposób:

$$\begin{aligned}
 M_S &= I_0 \frac{d}{dt} (\Omega + \omega_{1S}) = 0 \\
 M_K &= (I + I_K)\ddot{\alpha} + I_0 \Omega \omega_{1N} = 0 \\
 M_N &= (I + I_N)\ddot{\beta} - I_0 \Omega \omega_{1K} = 0
 \end{aligned} \quad (7.12)$$

W układzie tym pierwsze równanie jest niezależne. Wynika z niego, jak wykazaliśmy wyżej:

$$\Omega + \omega_{1S} = \text{const} \approx \Omega$$

Różniczkując drugie równanie układu (7.12) i podstawiając w nim wartość na ω_{1N} z równania trzeciego, otrzymamy:

$$(I + I_K)\ddot{\alpha} + I_0 \Omega \omega_{1N} = (I + I_K)\ddot{\alpha} + I_0 \Omega \frac{I_0 \Omega}{(I + I_N)} \omega_{1K} = 0$$

$$\text{stąd } \ddot{\alpha} + \frac{(I_0 \Omega)^2}{(I + I_N)(I + I_K)} \omega_{1K} = \ddot{\alpha} + a_2 \omega_{1K} = 0 \quad (7.13)$$

$$\text{gdzie } a_2 = \frac{(I_0 \Omega)^2}{(I + I_N)(I + I_K)} > 0$$

Łatwo można sprawdzić przez różniczkowanie i podstawienie, że rozwiązaniem równania różniczkowego $\ddot{\alpha} + a_2 \omega_{1K} = 0$

jest:

$$\omega_{1K} = C_1 \sin \sqrt{a_2} t + C_2 \cos \sqrt{a_2} t$$

w którym C_1 i C_2 oznaczają stałe całkowania

$$\omega_{1K} = C_1 \sin \sqrt{a_2} t + C_2 \cos \sqrt{a_2} t = \dot{\alpha} \cos \beta \quad (7.14)$$

$$\dot{\alpha} \cos \beta = C_1 \sqrt{a_2} \cos \sqrt{a_2} t - C_2 \sqrt{a_2} \sin \sqrt{a_2} t = \dot{\alpha} \cos \beta - \dot{\beta} \sin \beta \quad (7.15)$$

Całkując równanie (7.14) otrzymamy

$$\alpha = \frac{1}{\cos \beta} \left[-\frac{C_1}{\sqrt{a_2}} \cos \sqrt{a_2} t + \frac{C_2}{\sqrt{a_2}} \sin \sqrt{a_2} t \right] + C_3 \quad (7.16)$$

W podobny sposób na podstawie trzeciego równania układu (7.12) znajdujemy:

$$\omega_{1N} = -\frac{I + I_K}{I_0 \Omega} \dot{\omega}_{1K} = \dot{\beta}$$

$$\text{a stąd } \beta = -\frac{I + I_K}{I_o \Omega} \omega_{1K} + C_1 \quad (7,17)$$

Stałe całkowania wyznaczamy na podstawie warunków brzegowych przyjmując, że w chwili $t = 0$ jest:

$$\alpha = \alpha_o; \quad \beta = \beta_o \quad \text{oraz}$$

$$\omega_{1K} = \dot{\alpha}_o \cos \beta_o = \omega_{1K}(O) \quad i \quad \omega_{1N} = -\frac{I + I_K}{I_o \Omega} \dot{\omega}_{1K}(O) = \\ = \beta_o = \omega_{1N}(O)$$

zatem

$$C_1 = \frac{\omega_{1K}(O)}{\sqrt{\frac{I + I_N}{I + I_K}}} = -\frac{I_o \Omega}{I + I_K} \cdot \frac{\omega_{1N}(O)}{\sqrt{a_2}} = \\ = -\sqrt{\frac{I + I_N}{I + I_K}} \omega_{1N}(O) = -\sqrt{\frac{I + I_N}{I + I_K}} \cdot \beta_o$$

$$C_2 = \dot{\alpha}_o \cos \beta_o = \omega_{1K}(O); \quad C_3 = \alpha_o - \frac{1}{\cos \beta_o} \left[\frac{I_o \Omega}{I + I_K} - \frac{\omega_{1N}(O)}{a_2} \right]$$

$$C_4 = \beta_o + \frac{I + I_K}{I_o \Omega} \omega_{1K}(O)$$

Ostatecznie możemy więc równaniom (7.16) i (7.17) nadać następującą formę:

$$\beta = \beta_o + \frac{\sqrt{(I + I_N)(I + I_K)}}{I_o \Omega} \omega_{1N}(O) \sin \sqrt{a_2} t + \\ - \frac{I + I_K}{I_o \Omega} \omega_{1K}(O) (\cos \sqrt{a_2} t - 1) \approx \beta_o \\ \alpha = \alpha_o + \frac{1}{\cos \beta} \left[\frac{I + I_N}{I_o \Omega} \omega_{1N}(O) (\cos \sqrt{a_2} t - \frac{\cos \beta}{\cos \beta_o}) + \right. \\ \left. + \frac{\sqrt{(I + I_N)(I + I_K)}}{I_o \Omega} \omega_{1K}(O) \sin \sqrt{a_2} t \right] \approx \\ \approx \alpha_o + \frac{1}{\cos \beta_o} \left[\frac{I + I_N}{I_o \Omega} \omega_{1N}(O) (\cos \sqrt{a_2} t - 1) + \right. \\ \left. + \frac{\sqrt{(I + I_N)(I + I_K)}}{I_o \Omega} \omega_{1K}(O) \sin \sqrt{a_2} t \right] \quad (7,18)$$

oraz na podstawie równań (7.10)

$$\dot{\beta} = \frac{M_Z - [(I + I_K) \cos^2 \beta + I_S \sin^2 \beta + I_Z] \ddot{\alpha}}{I_o \Omega \cos \beta} \\ \ddot{\alpha} = \frac{(I + I_N) \ddot{\beta} - M_N}{I_o \Omega \cos \beta} \\ \ddot{\beta} = \frac{M_N + I_o \Omega \dot{\alpha} \cos \beta}{(I + I_N)} \\ \ddot{\alpha} = \frac{M_Z - I_o \Omega \dot{\beta} \cos \beta}{[(I + I_K) \cos^2 \beta + I_S \sin^2 \beta + I_Z]} \quad (7,19)$$

Przeprowadzając dyskusję wyżej otrzymanych układów stwierdzamy na podstawie dwóch pierwszych równań wyraźną własność stabilizacyjną astatycznego żyroskopu o trzech stopniach swobody. Widzimy bowiem, że nawet po upływie długiego okresu czasu t położenie osi wirnika pokrywa się z dużą dokładnością z położeniem początkowym α_o i β_o . Oś wirnika wykonuje około tego położenia drgania o wysokiej częstotliwości i małej amplitudzie, o czym świadczą człon trygonometryczne, w których współczynniki przed funkcjami trygonometrycznymi są w praktyce bardzo małe, a przy zmiennej t duże (schemat ideowy przyrządu pokazano na rys. 18).

Postawmy teraz zagadnienie w inny sposób. Zapytajmy mianowicie, jakie zmiany konstrukcyjne trzeba

wprowadzić do przyrządu (rys. 18), aby można było przy jego pomocy mierzyć prędkość kątową i przyspieszenie kątowe obrotu dookoła pewnej osi oraz w jaki sposób i w którym miejscu należy dokonywać pomiaru. Wprowadzając więzy mechaniczne w postaci np. sprężyn, ograniczamy poszczególne stopnie swobody. Pisząc odpowiednie warunki i korzystając z równań układu (7.10) znajdujemy:

$$\text{a) } \left. \begin{array}{l} \dot{\varphi} = \text{const} \\ \alpha = \text{const} \\ \beta = \text{const} \end{array} \right\} \text{ więc } \left. \begin{array}{l} \ddot{\alpha} = 0 \\ \ddot{\beta} = 0 \end{array} \right\} \text{ czyli } \left. \begin{array}{l} M_S = 0 \\ M_Z = 0 \\ M_N = -I_o \Omega \alpha \cos \beta \end{array} \right\}$$

$$\text{b) } \left. \begin{array}{l} \dot{\varphi} = \text{const} \\ \alpha = \text{const} \\ \beta = \text{const} \end{array} \right\} \text{ więc } \left. \begin{array}{l} \dot{\beta} = 0 \\ \ddot{\beta} = 0 \end{array} \right\} \text{ czyli } \left. \begin{array}{l} M_S = 0 \\ M_Z = [(I + I_K) \cos^2 \beta + I_S \sin^2 \beta + I_Z] \ddot{\alpha} \\ M_N = -I_o \Omega \dot{\alpha} \cos \beta \end{array} \right\}$$

$$\text{c) } \left. \begin{array}{l} \dot{\varphi} = \text{const} \\ \alpha = \text{const} \\ \dot{\beta} = \text{const} \end{array} \right\} \text{ stąd } \left. \begin{array}{l} \ddot{\alpha} = 0 \\ \ddot{\beta} = 0 \end{array} \right\} \text{ czyli } \left. \begin{array}{l} M_S = 0 \\ M_N = 0 \\ M_Z = I_S \Omega \dot{\beta} \cos \beta \end{array} \right\}$$

$$\text{d) } \left. \begin{array}{l} \dot{\varphi} = \text{const} \\ \alpha = \text{const} \\ \dot{\beta} = \text{const} \end{array} \right\} \text{ stąd } \left. \begin{array}{l} \ddot{\alpha} = 0 \\ \ddot{\beta} = 0 \end{array} \right\} \text{ czyli } \left. \begin{array}{l} M_S = 0 \\ M_N = (I + I_N) \ddot{\beta} \\ M_Z = I_o \Omega \dot{\beta} \cos \beta \end{array} \right\}$$

1) Pomiar prędkości kątowej obrotu:

z przypadków a) i c) na podstawie (7.19) wynikają:

$$\left. \begin{array}{l} \ddot{\alpha} = -\frac{M_N}{I_o \Omega \cos \beta} \approx \text{const} \cdot M_N \\ \dot{\beta} = \frac{M_Z}{I_o \Omega \cos \beta} = \text{const} \frac{M_Z}{\cos \beta} \end{array} \right\} \quad (7,20)$$

Widoczna jest zaleta wzoru pierwszego, w którym mamy do czynienia ze zwykłą zależnością proporcjonalną. Pomiar prędkości kątowej $\dot{\alpha}$ obrotu dookoła osi z odbywa się przy pomocy momentu M_N na osi N . W tym przypadku $\beta \approx \text{const}$; najczęściej $\beta \approx 0$ (dzięki zastosowaniu odpowiednio umieszczonych sprężyn), co jest równoznaczne z usunięciem ramki zewnętrznej (schemat ideowy pokazano na rys. 19).

2) Pomiar przyspieszenia kątowego obrotu.

Na podstawie b) i d) oraz (7.19) otrzymuje się:

$$\left. \begin{array}{l} \ddot{\alpha} = \frac{M_Z}{(I + I_K) \cos^2 \beta + I_S \sin^2 \beta + I_Z} \approx \text{const} M_Z \\ \dot{\beta} = \frac{M_N}{I + I_N} = \text{const} M_N \end{array} \right\} \quad (7,21)$$

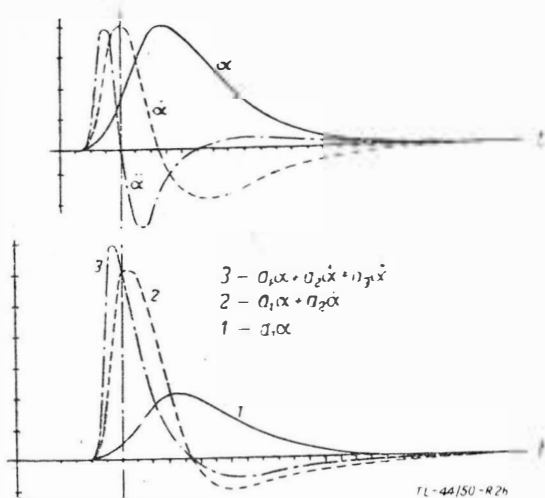
Pomiaru przyspieszenia kątowego $\ddot{\alpha}$ obrotu dookoła osi z dokonuje się przy pomocy momentu M_Z , toteż należy w tym celu wprowadzić ograniczenie możliwości obrotu dookoła tej osi przez zastosowanie np. sprężyn.

W/w sposób rozwiązania ze względu na równoczesność $\dot{\alpha} \approx \text{const} M_N$ nadaje się szczególnie do jednoczesnego dokonywania pomiaru $\dot{\alpha}$ i $\ddot{\alpha}$ (przypadek pokazany na rys. 20 b). Drugi sposób jest prostszy, pod warunkiem $\alpha = \text{const}$ (rys. 20a).

W przeciwnym razie na moment $M_N = f(\dot{\beta})$ nakłada się moment $M_N = f(\dot{\alpha})$. Warto zwrócić uwagę na fakt, że wielkość przyspieszenia kątowego obrotu ocenia się wielkością momentu sił, liczonego względem osi (nie równoległej do osi wirnika), dookoła której odbywa się obrót.

3) Wykorzystanie omówionych własności.

Dobierając odpowiednio charakterystyki (np. charakterystyki sprężyn) można znacznie ograniczyć wpływ $\dot{\alpha}$ w porównaniu z β lub $\dot{\beta}$ w porównaniu z α na poszczególne momenty i w ten sposób uzyskać praktycznie zależność ich od jednej tylko wielkości. W dalszym ciągu konstruktor, w zależności od zadania, postawionego przed urządzeniem do automatycznego sterowania, kojarzy w wymaganym stosunku wszystkie impulsy (α ; $\dot{\alpha}$; $\ddot{\alpha}$) wywołane przez obrót dookoła pew-



Rys. 26. Wpływ rodzaju i ilości zsumowanych impulsów częstotliwościowych na impuls zyroskopowy.

nej osi w jeden impuls całkowity w przyrządzie, który nazwiemy zespołem. W najogólniejszym przypadku 3

zespoły różniące się zasadniczo tylko orientacją csi przebiegających zgodnie z osiami głównymi samolotu są konieczne i wystarczają do zareagowania na wszelkie odchylenia katowe samolotu od pewnego położenia zadanego.

Na rys. 26 przedstawiono wykres impulsów składowych i impulsu wypadkowego takiego zespołu wykonanego przez f-mę Askanią.

Na wykresie górnym (rys. 26) podany jest oddzielnie przebieg każdego impulsu. Widać, że maksymalna wartość impulsu $\ddot{\alpha}$ wyprzedza maximum $\dot{\alpha}$, a ta z kolei α . Na wykresie dolnym (rys. 26) pokazano rozkład maksymalnych impulsów sumarycznych w funkcji czasu. Punkty osiągania szczytowych wartości są rozdzielone w czasie w następującym przybliżonym stosunku:

$$(a_1 \ddot{\alpha} + a_2 \dot{\alpha} + a_3 \alpha) : (a_1 \dot{\alpha} + a_2 \alpha) : (a_1 \alpha) = 4 : 9 : 15$$

Widać z tego, że przyspieszenie katowe obrotu α wywiera decydujący wpływ tylko w pierwszej fazie ruchu toteż w układach automatycznego sterowania znajduje zastosowanie przede wszystkim w tych wypadkach, gdy zależy nam na prawie natychmiastowym reagowaniu samolotu na wszelkie odchylenia katowe od pewnego zadanego położenia (np. w samolotach b. szybkich).

Artykuł wpłynął w grudniu 1950 r.

Inż. Łucjan Kops



PRZY rysowniczy

Porównanie układów chłodzących pod względem oporu szkodliwego

Autor zgromadził w niniejszym artykule szereg danych dotyczących zabudowy chłodnic, jakie znaleźć można w literaturze technicznej, przy czym wybór materiału został dobrany z punktu widzenia konstruktora płatowca pragnącego uzyskać samolot o dobrych własnościach aerodynamicznych, spełniający jednocześnie w sposób zadowalający wymagania chłodzenia zespołu napędowego.

Cz. I, zamieszczona poniżej, zawiera omówienie ogólnych warunków przepływu chłodzącego po czym następuje dokładniejsze omówienie chłodzenia pośredniego. Podane są różne sposoby umieszczenia chłodnic tunelowych, stosowanych obecnie powszechnie w dużych samolotach oraz wytyczne do ich obliczenia.

I. WSTĘP

Konieczność chłodzenia silników lotniczych stawia przed konstruktorami trudne zadanie osiągnięcia wysokiej sprawności urządzenia chłodzącego przy równoczesnym jak najmniejszym wzroście oporu czołowego samolotu. Nieudane rozwiązanie układu chłodzenia pod względem aerodynamicznym pogarsza opływ samolotu, wpływając w ten sposób ujemnie na jego osiągi. Dlatego jest rzeczą bardzo istotną położenie nacisku na prawidłowe rozwiązanie tego układu przez konstruktora, właściwe jego wykonanie przez wytwórnię i prawidłową eksploatację przez personel techniczny.

II. OGÓLNE WARUNKI PRZEPŁYWU CHŁODZĄCEGO

Tłokowe silniki spalinowe posiadają dwa rodzaje układów chłodzących:

- a) chłodzenie bezpośrednie — powietrzem,
- b) chłodzenie pośrednie — cieczą chłodzoną z kolei powietrzem.

W pierwszym przypadku przepływające powietrze chłodzi żebra cylindrów i głowicy, oraz olej w chłodnicy, w drugim — ciecz chłodzącą i olej w chłodnicach. Do chłodzenia pośredniego zaliczamy też chłodzenie kombinowane ciecz-parą, które polega na pobieraniu przez ciecz ciepła parowania z silnika i oddawaniu go w skraplaczu przepływającemu powietrzu.

Ilość doprowadzanego ciepła zależy od:

- 1) obciążenia cieplnego silnika,
- 2) powierzchni oddającej ciepło i współczynnika przewodnictwa cieplnego,
- 3) temperatury otaczającego powietrza,
- 4) gęstości i prędkości powietrza,
- 5) wysokości lotu.

Zrozumiałe jest, że im większa będzie powierzchnia wymiany ciepła, tym więcej ciepła przejdzie do przepływającego powietrza. Podobnie — im niższa jest temperatura powietrza otaczającego, tym większa jest różnica temperatur, tym intensywniejsze jest oddawanie ciepła. Również wzrost gęstości i prędkości powietrza sprzyja wymianie ciepła. Zależność ilości odprowadzanego ciepła od wysokości lotu wynika ze zmiany gęstości i temperatury powietrza oraz zmiany mocy cyfry silnika.

Przepływ powietrza między żebrami czy rurkami chłodnicy powoduje powstawanie dodatkowego oporu czołowego, który wywołany jest następującymi stratami:

1. Straty wewnętrzne wywołane przepływem powietrza przez elementy chłodzące układu, jak rurki chłodnicy i żebra cylindrów. Składa się na nie:

- a) opór tarcia powietrza o powierzchnię odprowadzającą ciepło (wewnętrzna powierzchnia rurek chłodnicy, powierzchnia żeber),

b) opór wywołany tworzeniem się wirów i uderzeniem powietrza o chłodnicę czy cylindry.

2. Straty zależne od zewnętrznego opływu układu chłodzącego (chłodnicy, tunelu, okapotowania), łącznie ze stratą na interferencję elementów układu z częściami konstrukcyjnymi samolotu (wzajemne ich oddziaływanie na siebie).

3. Straty związane z dźwiganiem chłodnicy z cieczą chłodzącą, względnie dodatkowego ciężaru żeber, deflektorów i okapotowania. Znaczący to, że przy danej prędkości lotu trzeba lecieć na większym kącie natarcia, a zatem tracić moc na pokonanie dodatkowego oporu indukowanego. Jeśli powierzchnia skrzydła określona jest prędkością lądowania lub długością rozbiegu, to ciężar układu chłodzącego wymaga zwiększenia tej powierzchni, a stąd znowu strata mocy na pokonanie jej oporu.

Wielkość strat wewnętrznych, określona współczynnikiem c_{xw} , jest przede wszystkim zależna od prędkości powietrza przed chłodnicą v_p . Jak wiadomo, opór powietrza przechodzącego przez kanały chłodnicy lub między żebrami cylindrów, jest w przybliżeniu proporcjonalny do kwadratu prędkości:

$$P_{xw,chl} = c_{xw} \cdot S \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v_p^2 \quad [kG]$$

gdzie S jest powierzchnią czołową w $[m^2]$:

Stąd moc tracona na przezwycięzenie tego oporu:

$$N = \frac{P_{xw,chl} \cdot v_p}{75} = \frac{c_{xw} \cdot S \cdot \rho \cdot v_p^3}{2 \cdot 75} \quad [KA]$$

tzn. jest proporcjonalna do prędkości w trzeciej potęgę. Wynika z tego, że zmniejszenie prędkości powietrza przechodzącego między cylindrami, względnie rurkami chłodnicy jest bardzo korzystne. Jeśli bowiem zmniejszymy tę prędkość tylko dwukrotnie, to opór zmaleje czterokrotnie, a moc tracona na chłodzenie zmniejszy się ośmiokrotnie.

Oznaczając przez V prędkość lotu, stwierdzamy, że im mniejszy będzie stosunek $\left(\frac{v_p}{V}\right)$, tym mniejsze

będą straty wewnętrzne układu chłodzenia. Na zmniejszenie prędkości powietrza chłodzącego pozwala nam to, że ciepło przyjmowane jest proporcjonalne do prędkości w potęgę około 0,8. Według dra Gibsona (NACA Report No 327) w zakresie prędkości $20 \div 60 \text{ mil/h}$ ($30 \div 100 \text{ km/h}$) ciepło oddawane jest proporcjonalne do $V^{0,73}$. Przy prędkościach większych wykładnik potęgi powiększa się do 0,796 przy prędkości lotu 150 mil/h , tj. 240 km/h .

Jednakże przy zmniejszeniu prędkości strugi, należy dla uzyskania tego samego efektu chłodzenia, zwiększyć powierzchnię chłodnicy. Zmniejszając np. dwukrotnie prędkość strugi, musimy zwiększyć powierzchnię chłodzenia o $60 \div 80\%$. Prowadzi to do wzrostu strat zewnętrznych oraz strat spowodowanych dźwiganiem ciężaru urządzenia. Mimo to opłaci nam się zmniejszyć prędkość powietrza chłodzącego. Dowodzi tego prosty przykład:

Zmniejszamy prędkość strugi z 200 km/h na 100 km/h . Wówczas opór czołowy zmniejszy się czterokrotnie:

$$P_x = c_1 \cdot V^2 = c_1 \cdot 40\,000 \quad P'_x = c_1 \cdot 10\,000$$

Ilość oddanego ciepła zmniejszy się również, ale znacznie słabiej:

$$Q = c_2 \cdot V^{0,8} = c_2 \cdot 71 \quad Q' = c_2 \cdot 40$$

Aby zachować ten sam efekt chłodzenia zwiększamy powierzchnię chłodnicy o 75% , wskutek czego opór czołowy wzrośnie:

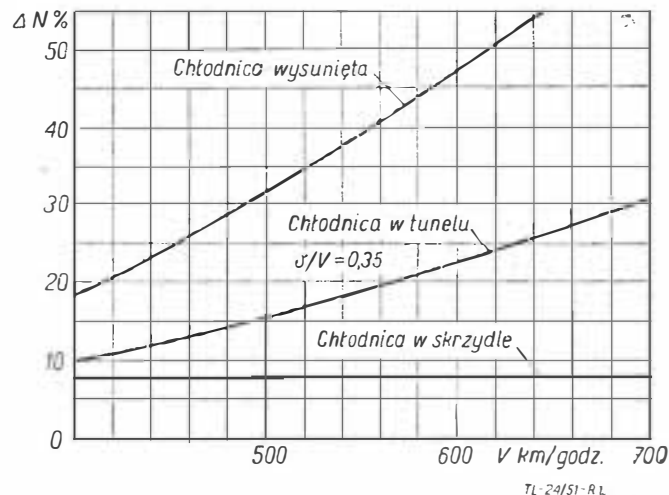
$$P'_x = c_1 \cdot 10\,000 \cdot 1,75 = c_1 \cdot 17\,500$$

Widzimy, że obecny opór czołowy stanowi tylko około 44% oporu przy niezredukowanej prędkości.

Zmniejszenie prędkości strugi uzyskujemy przez umieszczenie chłodnicy w tunelu, względnie przez okapotowanie silników gwiazdowych.

III. TUNELE CHŁODNIC

Rowiński i Diurnbaum [5] podają, że według potwierdzonych doświadczalnie dociekań teoretycznych, dla współczesnych samolotów śmigło-silnikowych opór wewnętrzny chłodnicy jest znacznie mniejszy od oporu zewnętrznego, spowodowanego nieopływowym kształtem chłodnicy. Gdybyśmy umieścili chłodnicę w otwartej strudze powietrza, to przy prędkości $600 \div 700 \text{ km/h}$ jej opór zużywałby ponad 50% mocy silnika (rys. 1).



Rys. 1. Moc potrzebna na pokonanie oporu czołowego chłodnicy przy różnych prędkościach lotu.

Aby zmniejszyć zewnętrzny opór chłodnicy, umieszcza się ją w opływowym tunelu na zewnątrz lub jeszcze lepiej wewnątrz konstrukcji samolotu. Tunelowi temu nadaje się wewnątrz kształt dwóch dyfuzorów, zwróconych ku sobie szerszymi stronami, dzięki czemu uzyskujemy zmniejszenie prędkości strugi wewnątrz tunelu, co zostało już poprzednio omówione.

Rozmiary otworu wlotowego dobiera się tak, by powierzchnia wlotu stanowiła $0,3 \div 0,4$ powierzchni czołowej chłodnicy. Powierzchnię czołową chłodnicy przyjmuje się równą dwukrotnej łącznej powierzchni przekrojów otworów przelotowych. Prędkość powietrza na wlocie do chłodnicy wynosi wówczas:

$$V_p = (0,60 \div 0,65) V$$

III. 1. Regulacja chłodzenia

Zmianę prędkości strugi w chłodnicy, a równocześnie i zmianę ilości powietrza przepływającego przez nią uzyskujemy regulowaniem wielkości otworu wlotowego. Dzięki temu utrzymana jest właściwa temperatura silnika bez względu na prędkość lotu i obciążenie silnika. Ostatnio zaczęto stosować regulację automatyczną, która po pierwsze nie odwraca uwagi pilota, a po drugie — spełnia swe zadanie bezbłędnie, tak, jak to może robić tylko automat reagujący na zmianę temperatury cieczy.

Wyłania się problem: przymykać otwór wlotowy czy wylotowy?

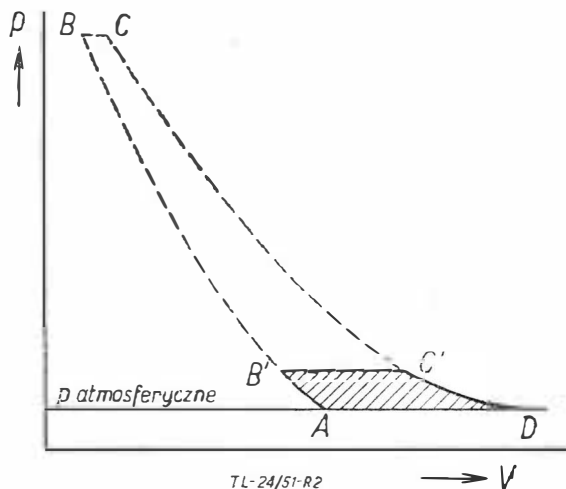
Zmieniając przekrój otworu wlotowego trudno jest utrzymać stały opływ tunelu przez zewnętrzną strugę. Poza tym kształt dyfuzora wlotowego jest dobrany dla określonego przepływu i każda zmiana tego przepływu, spowodowana regulacją otworu wlotowego, wywoła dodatkowe straty na wiry, kontrakcję, charakter warstwy granicznej, co zmniejszy sprawność dyfuzora.

Bardziej wskazane jest zatem dławienie strugi na wylocie, zwłaszcza, że żaluzje odchylające się na zewnątrz i opływane przez strugę zewnętrzną, wywołują przy wylocie rozrzedzenie. Wpływa to dodatnio na przepływ w tunelu, aczkolwiek równocześnie zwiększa opór zewnętrzny.

III. 2. Opór tunelu z chłodnicą

Przy przepływie powietrza w tunelu należy wziąć pod uwagę rozszerzenie się powietrza wskutek nagrzania. Zwiększa to jego prędkość przy wylocie. Jeśli $V_{wyl} = V_{wlotu}$, to straty wewnętrzne będą równe zeru. Jeśli $V_{wyl} > V_{wlotu}$ to straty wewnętrzne zmieniają znak, to jest zamiast oporu pojawi się ciąg i tunel chłodnicy zacznie pracować jak silnik odrzutowy.

Zjawisko występujące w tunelu chłodnicy może być traktowane jako obieg termodynamiczny i przedstawione na wykresie PV (rys. 2).

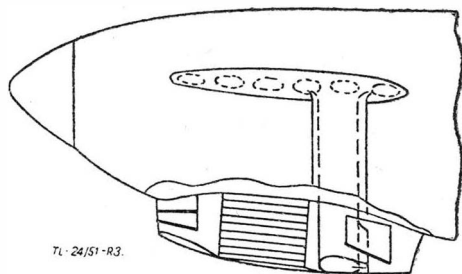


Rys. 2. Zjawisko zachodzące w tunelu chłodnicy ujęte w wykres P, v.

Powietrze wpada do tunelu pod ciśnieniem atmosferycznym i spręża się po linii będącej częścią (AB') krzywej sprężania obiegu Diesel'a (ABCD). Następnie powietrze przepływa przez rurki chłodnicy pod stałym ciśnieniem i wskutek nagrzania następuje jego rozszerzenie się (B' C'). Po opuszczeniu chłodnicy powietrze rozpręża się w tylnej części tunelu mniej więcej adiabaticznie i wylatując z tunelu jest już rozprężone do ciśnienia atmosferycznego. Powierzchnia AB'C'D przedstawia pracę użyteczną.

Oczywiście, im więcej ciepła otrzyma 1 kg powietrza w chłodnicy, tym szybciej straty wewnętrzne przyjmą znak ujemny. Zaczęto zastanawiać się nad wykorzystaniem gazów spalinowych i wprowadzeniem ich do powyższego obiegu. Wówczas ilość ciepła rozporządzalna do rozprężenia powietrza (B' C') byłaby około dwa razy większa od mocy silnika. Meredith wykazał [4], że przy wykorzystaniu tylko energii chłodzenia, całkowity opór typowych chłodnic tunelowych zostaje zredukowany do zera przy prędkości 480 km/h, a przy wykorzystaniu również energii gazów spalinowych — już przy prędkości 225 km/h. Powyżej tych prędkości uzyskuje się dodatni ciąg.

Zamieszczony poniżej rysunek przedstawia urządzenie chłodnicy tunelowej z wykorzystaniem gazów spalinowych, którego konstruktorem jest J. E. Ellor [4].



Rys. 3. Urządzenie chłodnicy tunelowej z wykorzystaniem gazów spalinowych.

Gazy spalinowe odprowadzane są z kolektora do tylnej części tunelu tuż za chłodnicą i tam mieszają się z powietrzem wylatującym z rurek chłodnicy. Płytki

kierujące, umieszczone w dyfuzorze wlotowym i wylotowym, ułatwiają zamianę energii kinetycznej na energię ciśnienia i na odwrót. W dyfuzorze wlotowym kąt rozchylenia płytek wynosi 70°.

Zwiększenie ilości ciepła pobieranego przez 1 kg powietrza, zależy od maksymalnej dopuszczalnej temperatury cieczy chłodzącej. W silnikach wysokościowych nie przyjął się układ chłodzenia wodą połączony z atmosferą ze względu na obniżenie punktu wrzenia wody ze wzrostem wysokości. Stosuje się chłodzenie wodą pod ciśnieniem większym od atmosferycznego, lub cieciami o wysokiej temperaturze wrzenia.

Czynnikiem wpływającym poważnie na przejmowanie ciepła w chłodnicy ulowej jest stosunek długości do średnicy rurek. Stenton i Pennel stwierdzili (R & M N° 243), że w przypadku rurek krótkich o dużej średnicy, zapewniających przepływ laminarny, ciepło oddawane jest proporcjonalne do prędkości w potęgę 0,5, a w przypadku rurek długich o małej średnicy i przepływie turbulentnym, oddawane ciepło zmienia się z prędkością w pierwszej potęgę.

Wpływ stosunku $\frac{l}{d}$ rurek chłodnicy na opór czołowy, można ująć za pośrednictwem współczynnika k , zależnego między innymi także od tego stosunku.

$$\text{Oznaczając } \frac{1}{2} c_x \rho = k$$

otrzymamy opór czołowy $P_x = k S V^2$.

Dla normalnych konstrukcji $k = 0,0013 \div 0,0014$.

D. R. Pye przytacza („The Internal Combustion Engine“ (następujące wyniki badań chłodnic o rurkach $d = 10 \text{ mm}$, $l = 60 \div 420 \text{ mm}$:

$\frac{l}{d}$	6	12	18	24	36	42
k	0,00089	0,00115	0,00137	0,00153	0,00178	0,00188
pow. chłodz. m ²	1,675	3,26	4,7	6,3	10,18	11,88
ft ²	18,0	35,1	50,6	67,3	109,6	127,8

Na przykład dla chłodnicy z rurek o stosunku $\frac{l}{d} = 12$

$k = 0,00115$, opór na jednostkę powierzchni czołowej wynosi:

dla $V = 50 \text{ mil/h (80,5 km/h)} \dots P_x/S = 2,87 \text{ lbs/ft}^2 (0,0014 \text{ kg/cm}^2)$

100 „ (161 „) ... 11,5 „ (0,00561 „)
150 „ (241 „) ... 25,85 „ (0,0126 „)
200 „ (322 „) ... 46,0 „ (0,0224 „)

Wykreślne ujęcie pomiarów dla rurek o średnicy

7 i 10 mm w zakresie $\frac{l}{d} = 10 \div 42$, wykazuje, że opór

nie rośnie liniowo ze wzrostem $\frac{l}{d}$, lecz nieco wolniej

(R&M Nr 1461). Poza tym rurki o $d = 7 \text{ mm}$ dają większy opór niż rurki o $d = 10 \text{ mm}$.

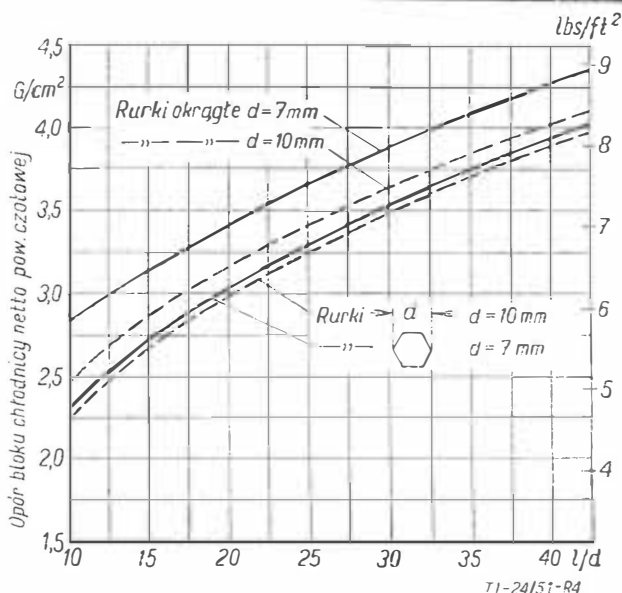
Ciekawe jest, że rurki o przekroju sześciokątnym nie mają dużej różnicy oporu w zależności od średnicy, ale zato mają dużo większy opór niż okrągłe. Załączony wykres (rys. 4) podaje zależność oporu bloku chłodnicy

od stosunku $\frac{l}{d}$ dla rurek okrągłych i sześciokątnych,

dla wysokości lotu $H = 0$ i prędkości 30,5 m/sek.

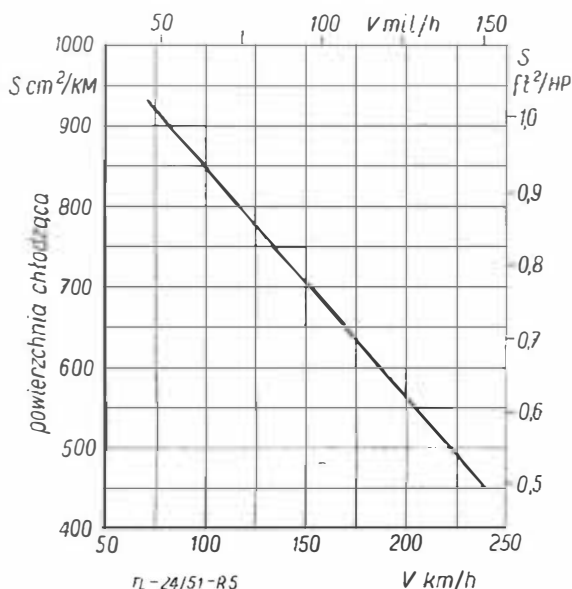
Jeśli chodzi o wielkość powierzchni chłodzącej, to jest ona odwrotnie proporcjonalna do prędkości powietrza — im mniejsza jest prędkość lotu, tym większa musi być powierzchnia chłodząca. A. W. Judge [4] podaje następujące powierzchnie chłodzące na KM, dla prędkości:

$V = 240 \text{ km/h} \dots S = 458 \text{ cm}^2/\text{KM}$
 $V = 160 \text{ km/h} \dots S = 686 \text{ cm}^2/\text{KM}$
 $V = 80 \text{ km/h} \dots S = 916 \text{ cm}^2/\text{KM}$



Rys. 4. Zależność oporu bloku chłodnicy od stosunku l/d rurek okrągłych i sześciokątnych dla $H = 0$ i $V = 30,5$ m/sek.

Przytoczę również dla orientacji dane ciężarowe według tego samego autora. Otóż ciężar chłodnicy z instalacją (bez wody) waha się zwykle w granicach $0,007 \div 0,014$ kG/cm^2 powierzchni czołowej bloku chłodnicy. Przy użyciu etylenglikolu ciężar wydatnie się zmniejsza. W obliczeniach płatowca przyjmując można ciężar całkowitego urządzenia chłodzącego wraz z wodą na



Rys. 5. Zależność wielkości powierzchni chłodzącej S , od prędkości lotu V .

$20 \div 25\%$ ciężaru silnika. Dla samolotów o dużej prędkości, chłodzonych etylenglikolem, ciężar ten obniża się do $10 \div 15\%$. Całkowity ciężar bloku chłodnicy o rurekach okrągłych i sześciokątnych $d = 10$ mm, długość l mm) łącznie z wodą, określa D. R. Pye wzorem:

$$W = A + B \cdot \text{lbs/ft}^2 \text{ pow. czołowej}$$

$$\text{czyli } W = 0,000488 (A + B \cdot l) \text{ kG/cm}^2$$

Dla rurek okrągłych $A = 0,25$; $B = 0,122$.

Dla rurek sześciokątnych $A = 0,445$; $B = 0,144$.

Powróćmy do oporu chłodnicy tunelowej. Oznaczając przez:

c_{xw} — współczynnik strat wewnętrznych

c_{xo} — „ „ zewnętrznych

c_{xg} — „ „ związanych z koniecznością zwiększenia c_z samolotu dla zrównoważenia ciężaru chłodnicy.

F_t — Średni przekrój tunelu

można określić minimalną wielkość $[c_{xw} + c_{xo} + c_{xg}] \cdot F_t$ kiedy chłodnica będzie najwygodniejsza [3]. Hamując

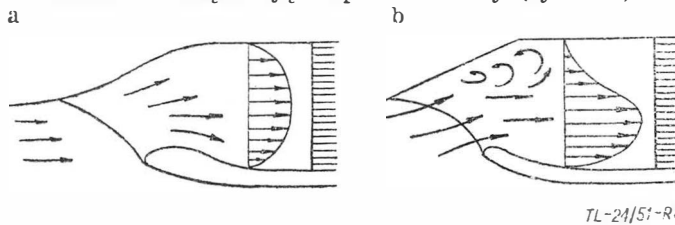
powietrze przed chłodnicą czyli zmniejszając stosunek $\frac{V_p}{V}$, można otrzymać c_{xw} nawet ze znakiem ujemnym.

Wzrośnie jednak przy tym F_t , wzrośnie c_{xg} i zajdzie możliwość zwiększenia c_{xo} , co oczywiście nie jest wskazane. Poza tym większą chłodnicę trudniej umieścić wewnątrz skrzydła lub w takim tunelu, któryby nieznacznie tylko pogarszał opływ samolotu, tj. posiadałby minimalną wartość c_{xg} .

W rezultacie tego wielkość $(c_{xw} + c_{xo} + c_{xg})$ może nawet powiększyć się, mimo, że $c_{xw} < 0$.

Otwarcie wylotu chłodnicy zwiększa V_p i opór wewnętrzny. Dlatego też w czasie eksploatacji otwarcie wylotu chłodnicy powinno być tylko takie, jakie konieczne jest do chłodzenia wody czy oleju.

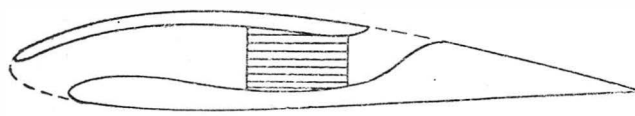
Wewnętrzny opór chłodnicy w dużym stopniu jest określony charakterem przepływu powietrza między ciałem wlotowym tunelu a chłodnicą. Ta część kanału zwykle najpierw zwęża się (konfuzor), a potem rozszerza (dyfuzor). Ponieważ kształt konfuzora i dyfuzora dobiera się na podstawie obliczeń i określa się dla maksymalnych odchyłki, należy zwrócić uwagę, by w razie ewentualnej naprawy nie zdeformować go. Może to bowiem wywołać zawirowania bniżące skuteczność chłodzenia i zwiększające opór chłodnicy (rys. 6 b)



Rys. 6. Przykład właściwego a) i niewłaściwego b) kształtu przedniej części tunelu.

III. 3. Umieszczenie tunelu

Poważne znaczenie ma dokładne zachowanie nie tylko dyfuzora lecz również zewnętrznego obrysu tunelu. Jest to specjalnie ważne przy chłodnicy umieszczonej w skrzydle (rys. 7), gdyż położenie wlotu i wylotu tunelu jest ściśle określone w zależności od rozkładu ciśnień wzdłuż cięciwy. Goroszczenko podaje [3], że wlot powinien być w rejonie zwiększonych ciśnień i małych prędkości. Zmiana jego położenia może wywołać oderwanie strugi. Dla zapewnienia dostatecznego chłodzenia przy kołowaniu, starcie i wznoszeniu, umieszcza się zwykle otwór wlotowy w zasięgu strumienia zaśmigłowego. O ile wylot tunelu jest na górnej powierzchni skrzydła, to również można się spotkać z oderwaniem strugi, zwłaszcza przy wznoszeniu, gdy wylot jest całkowicie otwarty. Oprócz wzrostu współczynnika oporu czołowego chłodnicy, wpływa to ujemnie na maksymalną wielkość współczynnika wyporu skrzydła $c_z \max$ i wydłużenia efektywnego l_{ef} .

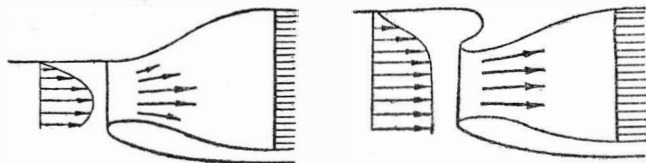


Rys. 7. Schemat umieszczenia tunelu chłodnicy w skrzydle.

Przy umieszczeniu tunelu chłodnicy w środkowej części kadłuba, duży wpływ na prędkość strugi napływającej do tunelu ma warstwa graniczna na powierzchni kadłuba przed tunelem. Powoduje ona niewykorzystanie całej powierzchni chłodnicy, konieczność zwiększenia wydatku powietrza przez zwiększenie wylotu, a zatem zwiększenie oporu (rys. 8a). Dla zmniejszenia szkodliwego wpływu tego zjawiska stosuje się taki obrys wlotu, który chroni przed wpływem najbardziej hamowanej warstwy (rys. 8b). Na płatowcach niemieckich zastosowano też podsysanie warstwy granicznej na wlocie do tunelu.

Grubość warstwy granicznej zależy w dużej mierze od gładkości powierzchni kadłuba przed tunelem.

Tablica 1



TL-24/51-R8.

Rys. 8. Wpływ warstwy granicznej na rozkład prędkości powietrza przy wlocie do tunelu.

Wpływ stopnia gładkości pokrycia, jego pofałdowanie, połączenia arkuszy, nitów, wzierników itp. wynika z dwóch przyczyn:

- a) oporu własnego nierówności,
- b) zmiany położenia punktu przejścia warstwy laminarnej w turbulentną.

Często opór własny nierówności jest bardzo mały, a mimo to wpływ jej na opór jest pokaźny, gdyż sprzyja ona istnieniu turbulentnej warstwy granicznej i niszczy jej odcinek laminarny. W wypadku chłodnic tunelowych zagadnienie przemieszczenia punktu przejścia nie jest istotne, gdyż i tak chcąc uzyskać dobre warunki chłodzenia przy starcie, kołowaniu i wznoszeniu, umieszczamy chłodnicę w strumieniu zaśmigłowym, skazując ją z góry na pracę w przepływie turbulentnym.

III. 4. Klasyfikacja tuneli

W zależności od położenia tunelu i jego kształtu, można określić różne wielkości współczynnika zewnętrznego oporu czołowego:

$$c_{xo} = \frac{P_{xo\ chł}}{\frac{\rho V^2}{2} \cdot F_t}$$

gdzie V = prędkość lotu

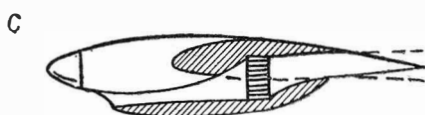
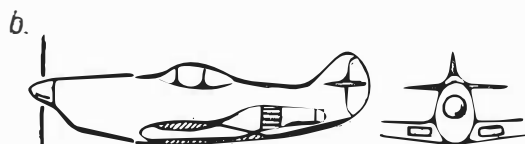
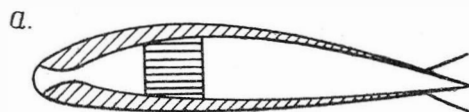
$P_{xo\ chł}$ — opór zewnętrzny tunelu z chłodnicą

F_t — powierzchnia czołowa tunelu.

Przy współczesnych prędkościach lotu przy optymalnych rozmiarach chłodnicy, opór wewnętrzny, jak już wspomnieliśmy, jest mały a nawet ujemny, wskutek nagrzewania powietrza w chłodnicy. Dlatego współczynnik całkowitego oporu chłodnicy ma wartość bliską c_{xp} .

Doświadczenia wykazały, że chłodnice w tunelach podobnie umieszczonych mają zbliżone wartości c_{xo} . W związku z tym dzielimy tunele na cztery klasy [4]:

I. Chłodnice w tunelach umieszczonych wewnątrz konturów samolotu z otworem wlotowym w części czołowej skrzydła, kadłuba lub gondoli, a z otworem wylotowym w krawędzi spływu.

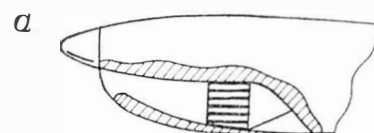
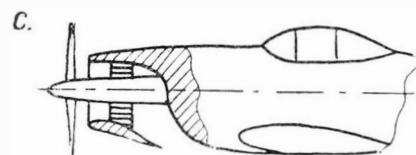
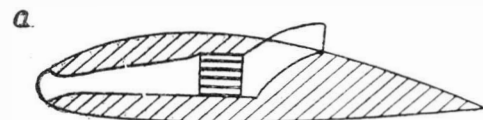


TL-24/51-T1

Rys. T 1.

Lp.	typ tunelu	rys.	c_{xo}
1	W skrzydle z wylotem w krawędzi spływu (trudno umieścić kłapy)	T.1.a	0,02 ÷ 0,04
2	Wlot w skrzydle, wylot w tylnej części kadłuba (można zamocować duże chłodnice dla silników o dużej mocy.)	T.1.b	0,03 ÷ 0,05
3	Wlot w przedniej części gondoli wylot w tylnej. Stosuje się przy długim wałe silnika.	T.1.c	0,04 ÷ 0,07

II. Chłodnice w tunelach umieszczonych wewnątrz konturów samolotu z otworami wlotowymi w jego częściach czołowych lecz z otworami wylotowymi na powierzchniach bocznych. Wpływa to ujemnie na opływ tych części samolotu



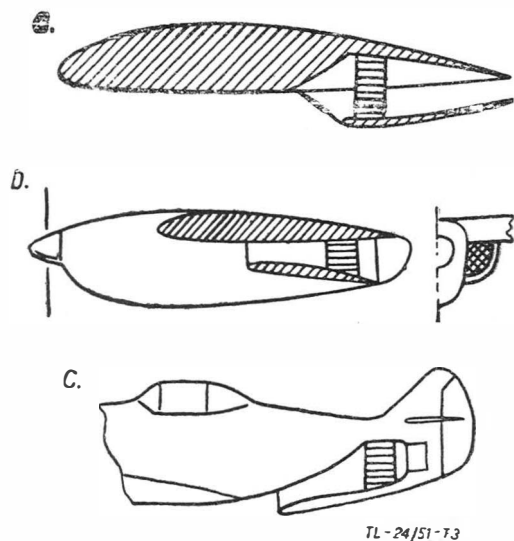
TL-24/51-T2

Rys. T 2.

Tablica 2

Lp.	typ tunelu	rys.	c_{xo}
1	W skrzydle z wylotem na górnej powierzchni	T.2.a	0,04 ÷ 0,08
2	Wlot w skrzydle, wylot pod kadłubem	T.2.b	0,04 ÷ 0,06
3	Całkowicie czołowe ustawienie	T.2.c	0,05 ÷ 0,10
4	Wlot w czołowej części kadłuba, wylot pod kadłubem	T.2.d	0,08 ÷ 0,15

III. Otwór wlotowy a częściowo i sam tunel, występują poza obrys samolotu, a otwór wylotowy znajduje się w tylnej części skrzydła lub kadłuba.

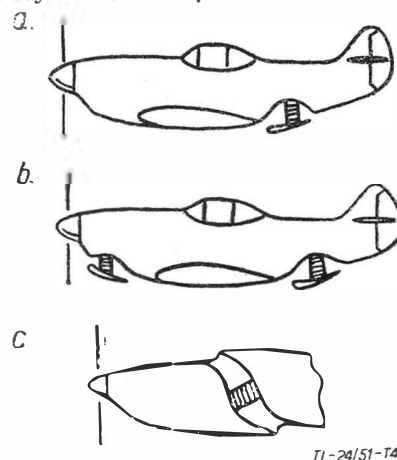


Rys. T 3.

Tablica 3

Lp.	typ tunelu	rys.	c_{x0}
1	Wlot w tylnej części skrzydła	T. 3. a	$0,08 \div 0,15$
2	Wlot po bokach gondoli, wylot w tylnej części skrzydła	T. 3. b	$0,06 \div 0,12$
3	Wlot pod kadłubem, wylot w tylnej części kadłuba	T. 3. c	$0,04 \div 0,1$

IV. Wlot, wylot i część tunelu występują poza obrys samolotu, c_{x0} zależy w tym wypadku od stopnia zagłębienia chłodnicy w kadłubie.



Tablica 4

Lp.	typ tunelu	rys.	c_{x0}
1	Chłodnice podwieszone pod kadłubem	T. 4. a	$0,06 \div 0,12$
2	Chłodnice podwieszone pod kadłubem	T. 4. b	$0,08 \div 0,12$
3	Wlot w górnej części kadłuba, wylot pod kadłubem	T. 4. c	$0,12 \div 0,18$

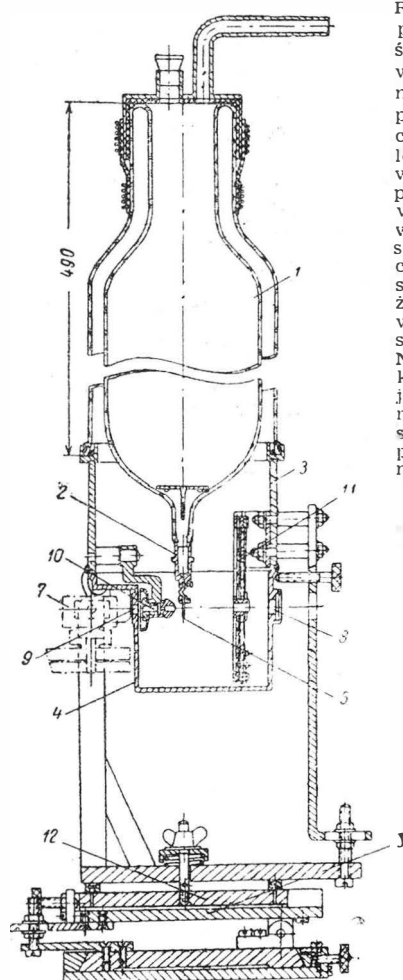
Nowości techniczne

Rentgenograficzne badanie starzenia stopów aluminiowych przy niskich temperaturach *)

Jedną z najlepszych metod badania starzenia stopów zachodzących przy tym zmian strukturalnych jest zastosowanie analizy rentgenograficznej. Konwencjonalne postępowanie przy zastosowaniu promieniowania monochromatycznego powoduje pokrywanie się obrazu zmian strukturalnych z obrazem rozpraszania ciepła i intensywność obrazu zależy będzie od temperatury próbki. Ta niedogodność występuje silnie zwłaszcza przy stopach aluminiowych. W miarę obniżania temperatury obraz cieplny słabnie, a strukturalny ulega wzmocnieniu. Dlatego też zdjęcia przy niskich temperaturach pozwalają wykryć dopełniające szczegóły zmian strukturalnych.

W celu przeprowadzenia badań rentgenograficznych przy niskiej temperaturze, skonstruowano specjalną rozbierną próżniową kamerę, podaną na rys. 1.

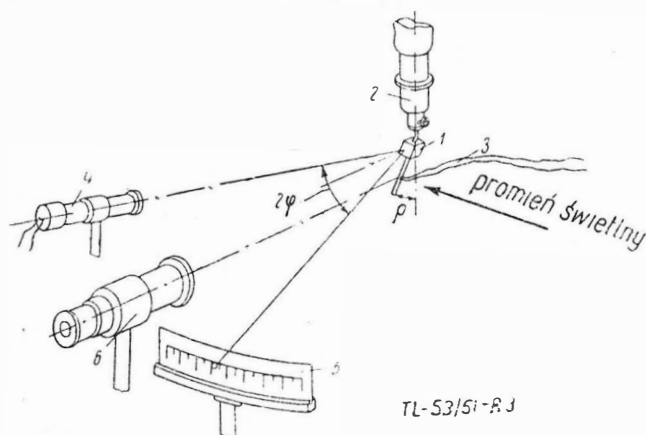
Zasadniczą część kamery stanowi naczynie Dewara; w części próżniowej znajduje się próbka i pozioma kłisza rentgenowska. Oziębienie próbki osiąga się przy pomocy gazu chłodzącego. W przestrzeni pomiędzy ściankami, przez nieprzerwane działanie pompy, osiąga się próżnię rzędu 10^{-4} mm Hg, zmniejszając do minimum wymianę ciepła pomiędzy wewnętrzną a zewnętrzną ścianką.



Rys. 1. Kamera niskotemperaturowa. Zasadnicze części kamery: naczynie Dewara 1, ze szkła molibdenowego (objętość 3 l) z wtopionym miedzianym zakończeniem 2; oporowy metalowy pierścień 3 i odejmowane dno 4. Pierścień 3 jest połączony z naczyniem Dewara i spoiwem próżniowym i umocowany na podstawie specjalnej konstrukcji 5. Kamera łączy się elastycznym metalicznym węzłem z systemem próżniowym za pośrednictwem uszczelnień kołnierzowych. Niższa odejmowana część komory 4 przytrzymywana jest śrubami, a przestrzeń między częściami 3 i 4 uszczelniona przy pomocy próżniowego lepiszcza. W niższej części kamery znajdują się okienka 8 i 9 dla przepuszczenia promieni rentgenowskich, zakryte aluminiowym staniolem i uszczelnione. Położenie i budowa diafragmy kamery 10 widoczne na rysunku. Na przodzie diafragmy mieści się ołowiana zastawka zabezpieczająca od rozpraszanych promieni rentgenowskich. Kasetę 11 wstawia się z dołu w odpowiednie wodzikło i utrzymuje się w położeniu roboczym przy pomocy zatrzasku. W środku kasety znajduje się otwór dla pierwotnej wiązki. Kasetę pozwala wykonać zdjęcie z wzmocniającym ekranem. Próbkę badaną 6 umocowana jest w miedzianej końcówce 2.

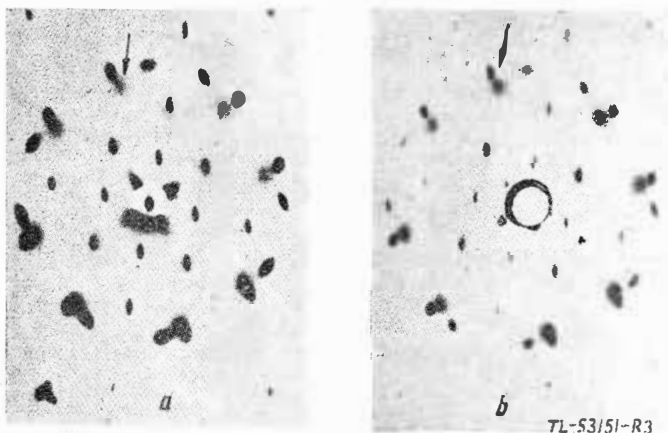
*) J. A. Bagariackij, E. K. Kołoncewa i N. W. Rusakowa - Łukowskaja: Rentgenograficzne issledowanie starenija aliuminiowych spławow. Żurnał Tiejchničeskoj Fiziki, T. XXI, czerwiec 1951, zes. 6, str. 658-662.

Ponieważ przy danej konstrukcji użycie zwykłej goniometrycznej główki do zorientowania próbki jest niemożliwe, zastosowano specjalny sposób umocowania i ułożenia próbki, podany na rys. 2.



Rys. 2. Schemat umocowania i ustawienia próbki oraz kontrolnego pomiaru temperatury.
1 — miedziana kostka ze zwierciadlanymi krawędziami, 2 — miedziana końcówka naczynia Dewara, 3 — termopara, zaprasowana w próbkę kontrolną, 4 — oświetlacz, 5 — skala, 6 — kątomierz okularowy; φ — kąt azymutalny; ψ — kąt nachylenia próbki.

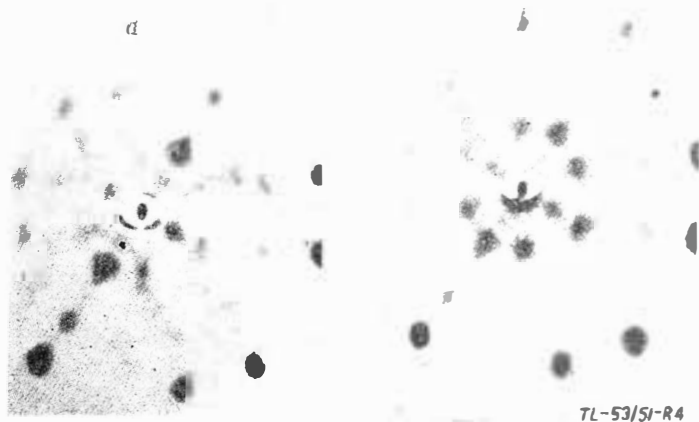
Przy pracy w ciekłym azocie dla prześwietlanej części próbki uzyskiwano temperaturę rzędu 82—83°K. Zapewniono także zwiększenie siły światła kamery i niezawodne nastawienie na wiązkę monochromatyczną. W tym ostatnim celu użyto metaliczną podstawę specjalnej konstrukcji, która pozwala na obrót kamery wokół osi pionowej, przesuwanie w trzech wzajemnie prostopadłych kierunkach i nachylanie całej kamery.



Rys. 3. Rentgenogramy monokryształu stopu Al-Cu po naturalnym starzeniu, wzdłuż osi [100] przy monochromatycznym promieniowaniu Rh.
a) przy temperaturze 83°K (ekspozycja 7 godzin).
b) przy temperaturze pokojowej (ekspozycja 2 godziny).

Dogodna konstrukcja kamery oraz odpowiedni dobór materiałów pomocniczych pozwoliły trzykrotnie skrócić czas ekspozycji zdjęć, z ok. 25 do 7 godzin. Stosowano ciekły azot, którego zużycie wynosi ok. 0,15 l na godzinę.

Przytoczono kilka przykładów rentgenogramów, uzyskanych przy dwóch temperaturach: 290 i 83°K, na monochromatycznej emanacji. Rys. 3 podaje rentgenogram monokryształu stopu Al-Cu (4% Cu) po naturalnym starzeniu, wykonany wzdłuż osi kryształu [100]. Zdjęcie a, otrzymane przy temperaturze 83°K, wykazuje na tle słabych cieplnych maksimum (strzałka), dobrze widoczne maksima strukturalne; te ostatnie na zdjęciu b, wykonanym przy temp. pokojowej są ekranowane intensywnymi plamami cieplnymi.



Rys. 4. Rentgenogramy monokryształu stopu Al-Cu-Mg po naturalnym starzeniu, wzdłuż osi [100].
a) przy temperaturze 83°K,
b) przy temperaturze pokojowej.

Na rys. 4 przytoczono rentgenogramy stopu Al - Cu - Mg (3% Cu i 1,15% Mg), wykonane wzdłuż osi [110] po naturalnym starzeniu. W tym przypadku oba obrazy: przy niskiej temperaturze 83°K (a) i przy pokojowej (b) są podobne, lecz pozwalają na rozdzielenie zjawisk starzenia i rozproszenia cieplnego. Zdjęcie przy niskiej temperaturze jest wyraźniejsze i obraz bardziej dokładny.

Udowodniono więc, że porównawcze badania przy dwóch temperaturach: niskiej i pokojowej pozwalają na rozdzielenie rentgenowskiego obrazu stopu na dwie części: strukturalną i cieplną, ujawniając przez to uzupełniające szczegóły, związane ze zmianami strukturalnymi.

B. K.

Do PT Prenumeratorów!

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

Na półkach księgarskich

Chemia i Technika, Cykl wykładów dla inżynierów i techników chemików, Tom I — Atom i Cząsteczka, Tom II — Chemia syntetycznych środków lekarskich, Tom III — Chemia enzymów i procesów fermentacyjnych, Tom IV — Nowoczesne metody badań fizyko-chemicznych, Tom V — Współczesne problemy inżynierii chemicznej, Tom VI — Witaminy i hormony, Tom VII — Związki wielkocząsteczkowe, Tom VIII — Nowoczesne metody przerobu węgla kamiennego i synteza paliw płynnych, Tom IX — Nowoczesne kierunki w chemii barwników, Tom X — Osiągnięcia i problemy współczesnej chemii i technologii, Opracowanie zbiorowe pod redakcją Komitetu Redakcyjnego, Tomy I — IV i X — nakł. Centralnego Zarządu Przemysłu Chemicznego, Wyd. Oddziału Warszawskiego Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Przemysłu Chemicznego w Polsce, 1948 — 1949 r., Tomy V — IX — Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1950 — 1951 r., stron 176 + 136 + 12 + 410 + 184 + 424 + 250 + 472 + 404 + 193

Dziesięciotomowa praca, napisana przez czołowych fachowców z poszczególnych dziedzin nauki i przemysłu chemicznego stanowi bogaty materiał źródłowy, informujący o najnowszym stanie tej wiedzy. Opracowanie to jest cenne nie tylko dla pracowników przemysłu chemicznego i pokrewnych, ale i dla zainteresowanych poszczególnymi tylko fragmentami tej potężnej gałęzi wiedzy, jaką stała się dzisiaj nowoczesna chemia, inżynierów i techników, fachowców z innych zupełnie dziedzin techniki i nauki. Dla czytelników „Techniki Lotniczej”, pracowników nauki i przemysłu lotniczego mogą być szczególnie ważne i przydatne w pracy zawodowej omówienia następujących zagadnień: w tomie pierwszym — przemiany jądra atomowego; w tomie czwartym — pomiary temperatur, pomiary ciśnienia; w tomie piątym — wymienniki ciepła, zasady techniki próżni, pompy próżniowe, pomiary próżni; w tomie siódmym — nowoczesne metody otrzymywania mas celulozowych, kauczuki naturalne i kauczuki wytwarzane syntetycznie, nowe kierunki w dziedzinie mas plastycznych, własności fizyczne mas plastycznych, w tomie ósmym — otrzymywanie paliw na drodze uwodorniania, otrzymywanie paliw wysokooktanowych.

S. M.

Chimija i tehnologija iskusstwiennogo židkogo topliwa, I. M. Golchrach i N. B. Piniagin, Gostoptechizdat, 1950 r., stron 468.

W książce omawiane są chemiczne i technologiczne procesy wytwarzania sztucznych płynnych paliw z przeróbki paliw stałych. Dane są krótkie wiadomości o terenach wydobycia paliw w Związku Radzieckim i o mechanicznej przeróbce węgla jak łupanie, rozdrabnianie, wzbogacanie i brykietowanie. Rozpatrywane są procesy: wstępnego przygotowania surowca, suchej destylacji twardych paliw, gazyfikacji paliw i otrzymywanie wodoru, synteza płynnych paliw z gazów, uwodornianie paliw, otrzymywanie wysokowartościowych benzyn i przeróbka fabrycznych wód ściekowych. Całość zawarta jest w siedmiu rozdziałach. Książka przeznaczona jest dla słuchaczy szkół technicznych, może być jednak z korzyścią używana przez techników i pracowników o średnim wykształceniu w fabrykach produkujących sztuczne płynne paliwo oraz przez użytkowników.

L. S.

Stopy cynowe i ich stopy zamienne, A. Smiriagin i A. Szpagin, tłum. z ros. inż. Bogusław Dobrzyński, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 96.

Książka omawiana jest tłumaczeniem pracy „Ołowianistye bronzy, babbity, pripoi i ich zamieniteli”, która w oryginale znajduje się jeszcze na naszych półkach księgarskich. Książka podaje zwięzłe dane o składach, własnościach i zastosowaniu stopów cynowych i o ich stopach zamiennych. W treści zawarta: brązy cynowe i ich stopy zamienne, stopy żółtkowe o podstawie cynowej i ołowiovej i ich stopy zamienne, spoiwa cynowo-ołowiowe i ich stopy zamienne. Na zakończenie zestawienie oznaczeń polskich i radzieckich na brązy, spoiwa, mosiądze i stopy żółtkowe. Książka jest głównie przeznaczona dla mistrzów, techników i inżynierów przemysłu hutniczego i maszynowego.

S. M.

Instrukcja o stosowaniu żółtkowych stopów cynowych o podstawie cynowej i ołowiovej oraz wylewaniu nim panewek żółtkowych, Komisja stopów żółtkowych powołana przez Ministerstwo Przemysłu Ciężkiego, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 60.

Instrukcja podaje informacje potrzebne pracownikom przemysłu stosującym żółtka ślizgowe o rodzajach żółtkowych stopów cynowych o podstawie cynowej i ołowiovej produkowanych w kraju. Zawiera ponadto wskazówki co do doboru odpowiedniego stopu dla danego typu żółtka, ponieważ potrzeba oszczędnej gospodarki cyną stawia wymagania odnośnie szerokiego stosowania stopów niskocynowych. Broszura zawiera ogólne wiadomości o stopach cynowych i o podstawie cynowej i ołowiovej, spis żółtkowych stopów cynowych zaleconych do użytku w przemyśle, instrukcję co do zakresu stosowania żółtkowych stopów cynowych, instrukcję wylewania panewek żółtkowych stopami cynowymi oraz wyniki badań przeprowadzonych przez Zakład Metalurgii technicznych metali Akademii Górniczo-Hutniczej w Krakowie.

S. M.

Części maszyn, mgr inż. Tadeusz Lewicki, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 126.

Książka omawia w bardzo przystępnej postaci, w zakresie dostępnym dla rzemieślnika, zagadnienia związane z częściami maszyn i ich obliczeniami. Na treść książki składa się: wiadomości wstępne; połączenia nitowe; spawane, zgrzewane i lutowane; włączane, skurczowe i rozprężne; klinowe, sworzniowe i kołkowe; gwintowe; sprężyste; rurowe; zawory; żółtkowanie

z omówieniem tarcia, smarów i smarowania, łożysk ślizgowych i tocznych, osi i wałów, łączenia wałów, sprzęgła i hamulce. Dalej omówiono napędy cierne, zębate, cięgnowe, korbowe, jarzmowe i krzywkowe, oraz zamienność części.

S. M.

Elektryczeskaja kontaktная swarka, F. I. Kisljuk, Oboon-giz, 1950 r., stron 396.

W książce są przedstawione zagadnienia teorii spawania elektrycznego stykowego, opisane jest nowoczesne oprzyrządowanie spawania elektrycznego i technologia spawania stykowego stali konstrukcyjnych, nierdzewnych i ognioodpornych. Szczegółowo jest przedstawiona technologia spawania stykowego stopów lekkich zapewniająca przeciwdroźność wytrzymałość spawanych połączeń, ponadto sprawy kontroli jakości spawania i prawidłowego projektowania spawanych konstrukcji. Książka może służyć jako praktyczny podręcznik dla inżynierów i techników pracujących w dziedzinie spawania, jak również dla studiujących na wyższych uczelniach technicznych.

L. S.

Sprawocnyje materiały dla swarszczikow, opracowanie zbiorowe pod redakcją prof. G. A. Nikołajewa, Maszgiz, 1951 r., stron 584.

Książka zawiera obszerny materiał z dziedziny techniki spawalniczej opracowany w formie zwartej, gotowej do praktycznego wykorzystania. Całość podzielona jest na sześć rozdziałów zawierających: typy i wytrzymałość spawanych połączeń i podstawy ich konstruowania, aparatura i oprzyrządowanie dla wszelkich sposobów spawania, technologia spawania stali, cięcie tlenem, przrządy i mechanizmy spawalniczo-montażowe, opis spawania żeliwa, spawanie narzędzi, spawanie pod ciśnieniem, termitowe i argono-lukowe, projektowanie oddziałów spawalniczych i kontrola połączeń spawanych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników pracujących w dziedzinie spawalnictwa.

L. S.

Łożyska toczne, dr inż. Arvid Palmgren, tłum. z ang. inż. mech. Janusz Babiński, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 236.

Omawiana książka jest źródłowym dziełem z dziedziny łożysk tocznych; zawiera obfity materiał teoretyczny i praktyczny dotyczący konstrukcji łożysk tocznych i ich użytkowania. Na treść książki składają się następujące tematy: opis łożysk tocznych i ich budowa, dokładność wykonania, siły występujące w łożyskach oraz ruchy części łożysk, nośność ruchowa i spoczynkowa łożysk kulkowych i wałeczkowych oraz obciążenie zastępcze, wybór łożyska, wytyczne stosowania łożysk tocznych, zakładanie i zdejmowanie łożysk tocznych, smarowanie i konserwacja łożysk, uszkodzenia łożysk, tablice zasadniczych wymiarów łożysk tocznych, odchyłki oraz wymaganej dokładności, zestawienie oznaczeń i skróty rzeczowy. Praca przeznaczona jest dla inżynierów i techników konstruktorów maszyn oraz użytkowników łożysk tocznych.

S. M.

Surowce i produkty lakiernicze, Tom I: Część I — Surowce lakiernicze, Cz. II — Pokosty i lakiery, Cz. III — Farby i emalie, Tom II, Część IV — Analiza, inż. Lucjan Nowak, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1950 r., stron 448+176.

Książka zawiera opis i zastosowanie surowców, dane technologiczne, przykładową recepturę produktów lakierniczych oraz zbiór metod jakościowej i ilościowej analizy surowców lakierniczych. W treści autor omawia: w pierwszym tomie, w części pierwszej surowce lakiernicze: oleje, żywice naturalne i syntetyczne, asfalty, kauczuk chlorowany i gutaperkę, estry i eter celulozy, rozpuszczalniki i rozcieńczalniki, zmiekczacze (plastyfikatory), pigmenty, suszki (sykatywy). W części drugiej pokosty i lakiery: lakiery olejne, celulozowe, spirytusowe; w części trzeciej — farby i emalie oraz skrowidz. W drugim tomie zawierającym czwartą część omówione są metody badania materiałów opisanych w tomie pierwszym. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników przemysłu lakierniczego.

S. M.

Nowoczesne metody technologii lakierów, dr inż. Zygmunt Klonowski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 212.

Praca niniejsza daje omówienie teoretycznych podstaw produkcji farb i lakierów, przy czym podzielona jest na pięć części. W pierwszej części autor omawia podstawowe wiadomości chemii koloidów z odniesieniem do lakierów, cząsteczkową strukturę wymalowań, rolę sił powierzchniowych itp. Część druga objaśnia właściwości spoiw, polimeryzację i kondensację, typy wysychania olejów roślinnych oraz spoiwo żywiczne. Część trzecia zawiera opracowanie rozpuszczalników, plastifikatorów, sykatyw oraz inhibitorów. Na treść części czwartej składają się: barwidła, ich właściwości i wpływ na jakość powłoki. Część piąta omawia pokrótce koroze żelaza i środki zapobiegawcze przez powlekanie lakierami. Praca przeznaczona jest w zasadzie dla techników i inżynierów przemysłu farb i lakierów — może być wykorzystana w pracy zawodowej przez inżynierów innych specjalności.

S. M.

Iskusstwiennoe židkoje toplivo, Czast I — Gidrogenizacija topliw, Czast II — Sintez motornych topliw iz okisi ugleroda i wodoroda, I. B. Rapoport, Gostoptechizdat, 1949 i 1950 r., stron 332+252.

W tomie pierwszym, składającym się z dwóch części podane są chemiczne podstawy procesu uwodorniania, w sześciu rozdziałach omawiających: uwodornianie rozpadowe i związków pojedynczych, obróbkę węgla rozpuszczalnikami, mechanizm proce-

su uwodorniania kopalin, wpływ różnych czynników na przebieg procesu. Część druga podaje technologię procesu uwodorniania w dziesięciu rozdziałach zawierających: otrzymywanie wodoru, przygotowanie surowców, uwodornianie w fazie ciekłej, uwodornianie szerokiej frakcji w fazie parowej, bilans materiałowy procesu, charakterystyka produktów uwodorniania, temperatura reakcji, aromatyzacja benzyn i otrzymywanie wysokooktanowych dodatków. W tomie drugim, który zawiera jedenaście rozdziałów są omawiane: wpływ tlenu węgla na syntezę, mechanizm syntezy węglowodorów, katalizatory, oddziaływanie wzajemne alkenów w mieszaninie tlenu węgla i wodoru, produkcja i oczyszczanie gazu syntetycznego, synteza węglowodorów, produkty syntezy i ich przeróbka oraz najnowsze metody syntezy. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych uczelni przemysłu naftowego, może być również wykorzystywana przez inżynierów pracujących przy przeróbce paliw.

L. S.

Generacja i stabilizacja częstotliwości, dr inż. Janusz Groszowski, Państwowe Wydawnictwo Techniczne, 1950 r., stron 450.

Praca omawiana stanowi podręcznik dla studentów szkół wyższych oraz inżynierów i techników pracujących w dziedzinie telekomunikacji. Autor szczegółowo omawia generatory maszynowe, iskrowe oraz oscylacyjne prądu nietłumionego, opory ujemne, teorię liniową i nieliniową generacji, stabilizację częstotliwości generatorów lampowych, generatory elektromechaniczne (zwłaszcza piezoelektryczne — kwarcowe), elektonowe i relaksacyjne.

S. M.

Metalizacja natryskowa (Instrukcja), Część I — Urządzenia i organizacja warsztatu, mgr inż. mech. Józef Łapiński, Państwowe Wydawnictwo Techniczne, 1951 r., stron 60.

Omawiana książka stanowi część pierwszą obszerniejszej instrukcji o metalizacji natryskowej. Autor podaje szereg przykładów stosowania metalizacji w różnych gałęziach przemysłu Związku Radzieckiego i wskazuje korzyści z jej użycia. Omawia urządzenia do przygotowania powierzchni do metalizowania (piaskownice, filtry itp.), objaśnia szczegółowo aparaturę i urządzenia do metalizowania oraz materiały zestawione w tablicach liczbowych, wreszcie porusza zagadnienie projektowania warsztatów i stoisk metalizacyjnych. Książka jest cenną pomocą dla pracowników przemysłu maszynowego, zatrudnionych przy projektowaniu oraz użytkowaniu urządzeń metalizacyjnych i pomocniczych.

S. M.

Techniczne normowanie czasów obróbki skrawaniem i robót ślusarsko — montażowych, T. Tolczonow, tłum. z ros. L. Ter-Ogania, Państwowe Wydawnictwo Techniczne, 1950 r., stron 240.

Omawiana książka jest podręcznikiem kalkulacji robót obrabiarkowych oraz ślusarsko — montażowych. Zawiera ona kalkulację konkretnych procesów produkcyjnych. Zaopatrzona jest w szereg tablic, materiałów przewodnich oraz wyciągów z norm. Treść dzieli się na trzy części omawiające: podstawy technicznego normowania czasu, techniczne normowanie czasu robót obrabiarkowych oraz techniczne normowanie czasu robót ślusarskich i montażowych. Książka zawiera dużą ilość przykładów pozwalających na łatwe przyswojenie omówionych zagadnień. Książka jest przeznaczona dla kalkulatorów zatrudnionych w przemyśle o wysokoseryjnej produkcji.

S. M.

Arytmetyka tolerancji i jej zastosowanie przy planowaniu obróbki skrawaniem, Jerzy Drażkiewicz, Państwowe Wydawnictwo Techniczne, 1950 r., stron 66.

Autor omawianej broszury podaje zasady tolerowania wymiarów elementów maszyn przy produkcji wielkoseryjnej w odniesieniu do rysunków konstrukcyjnych oraz do obliczeń przy planowaniu obróbki skrawaniem. Praca jest przeznaczona zarówno dla konstruktorów jak i warsztatowców, przez których może być z dużym pożytkiem wykorzystana w pracy zawodowej.

S. M.

Śladem inżyniera Kowalowa, Sprawozdanie z narady inżynierów i techników w Katowicach, Komitet Redakcyjny NOT, Państwowe Wydawnictwo Techniczne, 1951 r., stron 68.

Książka jest szczegółowym sprawozdaniem z Konferencji poświęconej upowszechnieniu w Polsce metody inżyniera ra-

dzieckiego Kowalowa, zorganizowanej przez Katowicki Oddział NOT wspólnie z Redakcją „Trybuny Robotniczej” w lutym 1951 r. Na treść książki składają się: przedmowa wprowadzająca, apel inż. Kowalowa, referaty o metodzie inżyniera Kowalowa oraz o doświadczeniach przy stosowaniu tej metody w przemyśle polskim, następnie wypowiedzi w dyskusji szeregu przedstawicieli nauki oraz różnych gałęzi przemysłu, referat podsumowujący dyskusję oraz apel do inżynierów i techników polskich. Książka powinna zainteresować techników lotniczych ze względu na możliwość wykorzystania na ich oddziały pracy tej metody, która przez analizę poszczególnych wybitnych osiągnięć pozwala na opracowanie przodującej metody pracy.

S. M.

Organizacja stanowiska roboczego w fabrykach budowy maszyn, G. Gulajew, tłum. z ros. inż. H. Kaliszer, Państwowe Wydawnictwo Techniczne, 1951 r., stron 118.

Autor podaje zasady prawidłowego zorganizowania stanowiska roboczego przy produkcji seryjnej, posługuje się przy tym licznymi przykładami wziętymi z codziennej praktyki warsztatu. Daje analizę ruchów roboczych pracownika, omawia chwyt właściwy i najmniej męczący, pracę obrotową oraz rozmieszczenie na stanowisku roboczym przedmiotów do obróbki, narzędzi, przyrządów pomiarowych itp., porusza zagadnienie zmniejszenia ilości ruchów roboczych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów, techników i mistrzów fabryk przemysłu metalowego.

S. M.

Szybkościowe metody pracy tokarza H. Bortkiewicza, E. Terman i M. Turin, tłum. z ros. mgr inż. mech. Stanisław Grzymałowski, Państwowe Wydawnictwo Techniczne, 1950 r., stron 64.

Książeczka zawiera opis osiągnięć czołowego tokarza radzieckiego H. S. Bortkiewicza w dziedzinie szybkościowego toczenia metali. W treści porusza zagadnienia: obrabiarki i ich przystosowanie do szybkościowego skrawania, charakterystyka obrabianych przedmiotów, noże Bortkiewicza i ich ustawienie, przyrządy do toczenia i gwintowania, metody szybkościowego skrawania, przykłady obróbki przedmiotów według metody Bortkiewicza, organizacja miejsca pracy i przygotowanie do pracy. Książka może być z pożytkiem wykorzystana przez warsztatowców oraz członków Klubów Racjonalizatorskich przemysłu lotniczego.

S. M.

Katalog wyrobów z węglików spiekanych (tymczasowy), Henryk Krajczok, Państwowe Wydawnictwo Techniczne, 1951 r., stron 68.

Omawiany katalog (tymczasowy) zawiera dane wyrobów permanentnych produkcji niemieckiej oraz importowanych obecnie i służyć ma dla celowego wykorzystania posiadanych zapasów płytek z węglików spiekanych, niezbędnych dla pomyślnego wprowadzenia i rozszerzenia zasady szybkościowego skrawania. Autor omawia na wstępie charakterystykę węglików spiekanych i porównuje z narzędziami ze stali szybko tnących, dalej porusza sprawę kątów i szybkości skrawania dla narzędzi z węglików spiekanych, następnie podaje zestawienia wymiarowe płytek do noży tokarskich, wiertel i rozwiertaków, oczek ciągadeł do drutów, gotowych noży tokarskich, wiertel oraz frezów.

S. M.

Podstawowe wiadomości dla ustawiaczy tłoczników, I. Winoogradow, tłum. z ros. mgr inż. Roman Baranowicz, Państwowe Wydawnictwo Techniczne, 1951 r., stron 60.

Książeczka przeznaczona jest dla ustawiaczy tłoczników i omawia wyposażenie warsztatu tłocznego, tłoczники i ustawianie ich na prasach, tłoczenie wyrobów, tolerancje i pasowania oraz organizację pracy i podstawowe obowiązki ustawiacza.

S. M.

Przygotowanie rękopisu do druku, L. Bogusławski, Polskie Wydawnictwo Gospodarcze, 1951 r., stron 88.

Omawiana książeczka jest tomem trzecim „Biblioteki Wydawcy”. Stanowi ona podręcznik dla lektorów oraz redaktorów technicznych, dając szczegółowe omówienie zakresu ich pracy oraz metod jej wykonania. Treść książeczki jest więc podzielona na dwie części poświęcone metodycznemu opracowaniu elementów pracy lektora i redaktora technicznego. Książeczka może być bardzo cenną pomocą dla wielu Zespołów Redakcyjnych w pracy nad „wychowaniem” autorów.

S. M.

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 Paczowski, 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.

Drukarnia im. Rewolucji Październikowej, Warszawa, Mińska 65. Zam. nr 913/51, 3-B-10098. Nakł. 1100. Papier druk. sat. 86x122, V kl., 60 gr.

Rękopis otrzymano dn. 28.XI.51. Podpisano do druku 25.II.52. Druk ukończono 28.II.52 r.

Mgr inż. Jerzy Borkowski

Urządzenie elektronowe do pomiaru ciśnień, cz. II.

d. Wzmacniacz i dyskryminator na modulację częstotliwości.

Schemat wzmacniacza i dyskryminatora podany jest na rys. 5. Przychodzący z oscylatora sygnał z modulacją częstotliwości dostaje się na siatkę lampy 6J7. Opór $5\text{ K}\Omega$ załączony równolegle na autotransformator L_1 ma na celu zapobiec wzbudzeniu się układu wzmacniacza. Po wzmocnieniu i przejściu przez ogranicznik amplitudy, sygnał z obwodu anodowego lampy 6V6 poprzez transformatory L_3 i L_5 ulega prostowaniu w układzie dyskryminatora przeciwsobnego na modulację częstotliwości.

Dwa obwody rezonansowe sprzężone indukcyjnie z cewkami L_3 i L_5 a rozstrojone względem siebie, są załączone na diody lampy 6H6. Każdy z tych obwodów rezonansowych składa się z cewki L_4 względnie L_6 , stałego kondensatora o pojemności 500 pF oraz dwóch zmiennych kondensatorów 300 pF i 20 pF . Kondensator 300 pF służy do kompensacji czyli dostrojenia obwodu dyskryminatora do częstotliwości podstawowej 2 Mc sygnału przychodzącego.

Jest to jednoznaczne z ustaleniem punktu pracy w środku prostoliniowej części charakterystyki krzywej dyskryminatora, co wyrazi się zerem napięcia na zaciskach wyjściowych wzmacniacza na modulację częstotliwości, a w ostatecznym rezultacie, po przejściu przez wzmacniacz prądu stałego — ustawieniem plamki świetlnej lampy oscyloskopowej w środku ekranu.

Kondensator zmienny 20 pF służy do wyskalowania zmian pojemności czujnika w funkcji ciśnienia. Znajdujący się w jednym z obwodów rezonansowych trymer o pojemności 100 pF służy do regulacji rozstępu szczytów krzywej dyskryminatora, a tłumiący potencjometr $20\text{ K}\Omega$ daje możliwość osiągnięcia możliwie idealnej prostoliniowości odcinka pracy pomiędzy szczytami tejże krzywej. Raz ustalone w laboratorium położenie tryme-

ra i potencjometru nie ulega przestrajaniu w dalszych pracach urządzenia indykatorowego.

Napięcie wyjściowe z dyskryminatora, stałe przy statycznych zmianach ciśnienia a zmienne z częstotliwością zachodzącego zjawiska przy przebiegach dynamicznych, pobierane jest z katod duodiody połączonych w szereg i jest różnicą napięć wyprostowanych. Napięcie to wynosi około $0,4$ wolta na 1 pF zmiany pojemności czujnika na zakresie 20 pF — i $0,3$ wolta na 1 pF na zakresie 5 pF . Wyjście z dyskryminatora może być załączone wprost na zaciski wyjściowe wzmacniacza (połączenie 0 przełącznika K), lub przez obwód różniczkujący (pozycje od 1 do 5 przełącznika K).

Celem obwodu różniczkującego jest uwidocznienie szybkości zmian zjawiska mierzonego. Położenie 1 przełącznika K, daje najdłuższą stałą czasu, położenie 5 — najkrótszą.

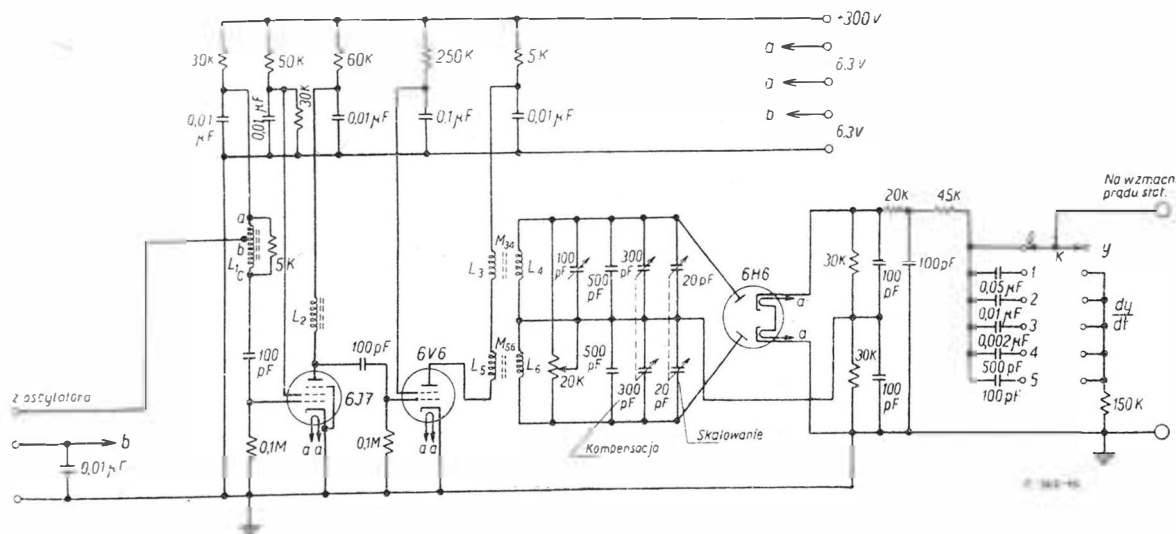
Dla otrzymania najlepszych warunków różniczkowania należy używać jaknajkrótszej stałej czasu, dającej dostateczną jeszcze czułość.

e. Wzmacniacz prądu stałego.

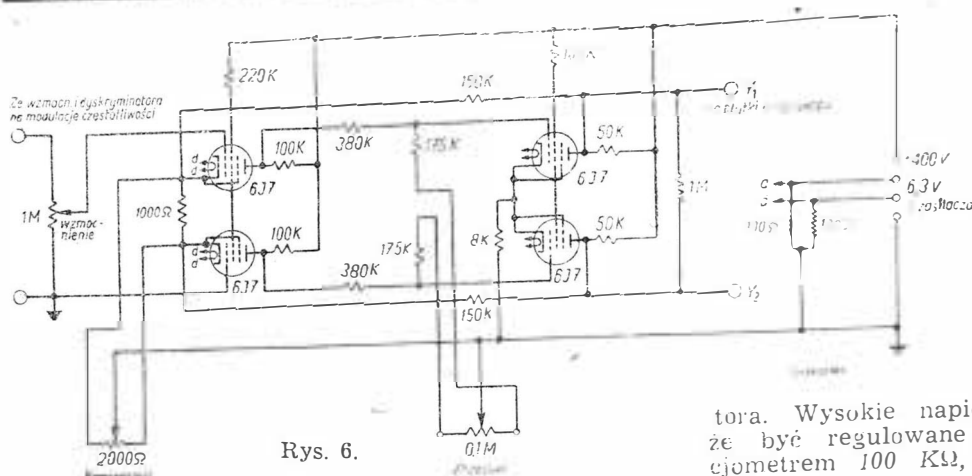
Wzmacniacz prądu stałego składa się z dwóch identycznych, niezależnych kanałów, jak pokazany na rys. 6.

Jeden z nich jest przeznaczony do wzmacniania napięcia sygnału wychodzącego z dyskryminatora na modulację częstotliwości do odpowiedniej wielkości, potrzebnej do sterowania poziomymi płytkami odchylającymi oscyloskopu. Drugi może służyć w razie potrzeby do wzmacniania napięcia podstawy czasu — sterującego pionowymi płytkami odchylającymi lampy oscyloskopowej.

Każdy kanał składa się z dwustopniowego symetrycznego czterolampowego wzmacniacza ze sprzężeniami zwrotnymi dla otrzymania stabilnej i prostoliniowej charakterystyki. W obwodzie wejściowym po-



Rys. 5

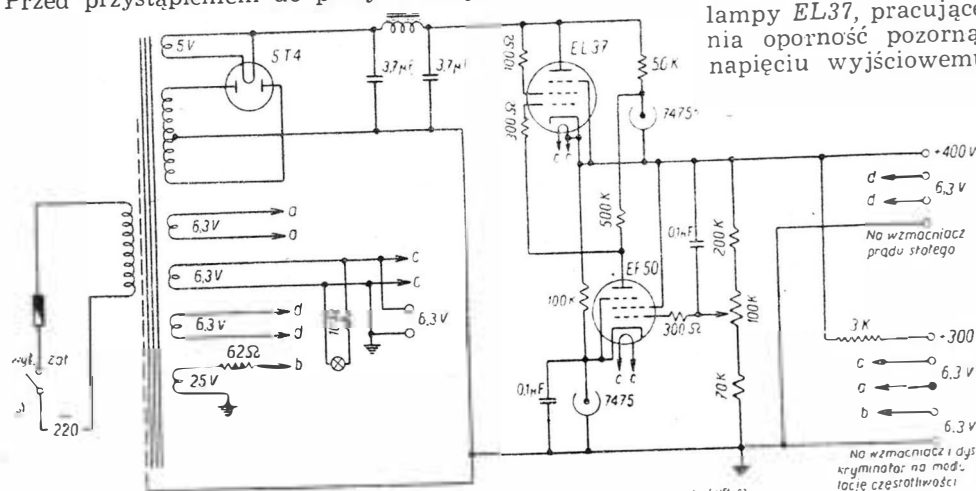


Rys. 6.

tencjometr $1M\Omega$ służy do regulacji przykładanego napięcia wyjściowego ze wzmacniacza — na płytki lampy oscyloskopowej. Potencjometr 2000Ω , oznaczony napisem „kompensacja”, znajdujący się w katodach pierwszych lamp, jak i potencjometr $0,1M\Omega$ oznaczony napisem „przesuw” — w katodach dwóch ostatnich lamp zmienia symetrię napięć siatek sterujących.

Niesymetria powoduje powstawanie różnicy potencjałów na zaciskach wyjściowych wzmacniacza, oznaczonych Y_1 i Y_2 .

W ten sposób, zmieniając położenie ślizgaczy tych potencjometrów, powodujemy przesuwanie punktu świetlnego na ekranie lampy oscyloskopowej w górę i dół. Przed przystąpieniem do pracy z urządzeniem indyka-



Rys. 7.

torowym należy przy zwartych zaciskach wejściowych wzmacniacza prądu stałego ustalić takie położenie ślizgacza potencjometru „kompensacja”, aby przy środkowym położeniu ślizgacza potencjometru „przesuw” — plamka świetlna lampy oscyloskopowej znalazła się w środku ekranu.

Wzmocnienie wzmacniacza prądu stałego jest rzędu 750. Charakterystyka częstotliwości jest płaska od kilkunastu do 100000 c/sek .

Znajdujący się na płycie czołowej dwukanałowego zestawu wzmacniacza wyłącznik, zezwala w miarę potrzeby na włączanie napięcia anodowego na lampy jednego lub obu kanałów.

Dla uniknięcia oddziaływania zmiennego napięcia żarzenia lamp na pracę wzmacniacza jest ono symetryzowane na wejściu oporami 100Ω .

f. Zasilacz stabilizowany.

Zasilacz stabilizowany (rys. 7) zasilany z sieci 220 V z lampą $5T4$ w normalnym układzie dwupołko-

wego prostownika z filtrem dwukondensatorowym - pojemnościowym daje na wyjściu poprzez układ stabilizacyjny dwa napięcia wysokie, 400 V na wzmacniacz prądu stałego i poprzez szeregowy opór $3\text{ K}\Omega$ napięcie 300 V na wzmacniacz na modulację częstotliwości. Poza tym z wtórnego uzwojenia transformatora sieciowego wychodzi szereg napięć po $6,3\text{ V}$ na żarzenie lamp. Powód zasilania żarzenia lampy oscylatora z 25-cio woltowego napięcia poprzez opór 62Ω został wyjaśniony przy opisie tego oscylatora.

Wysokie napięcie wyjściowe z zasilacza może być regulowane w szerokich granicach potencjometrem $100\text{ K}\Omega$, umieszczonym na płycie czołowej, a zabezpieczonym przykrywką przed mimowolnym przestawieniem. Dla utrzymania stałości wysokiego napięcia podczas wahań napięcia sieci i przy zmianach prądu wyjściowego — jest ono stabilizowane układem lampowym.

Zasada działania układu stabilizacyjnego jest następująca. Na katodzie lampy $EF50$ jest utrzymywany stały potencjał przez jeden stabilizator neonowy 7475 , podczas gdy drugi stabilizator neonowy utrzymuje stałe napięcie na anodzie tejże lampy. Na siatce lampy $EF50$ panuje ustalony przez potencjometr $100\text{ K}\Omega$ potencjał, który jest częścią napięcia wyjściowego.

Każda zmiana wartości napięcia pomiędzy katodą a siatką tej lampy po wzmocnieniu, sterując siatką lampy $EL37$, pracującej jako szeregowy regulator, zmienia oporność pozorną tej lampy tak, aby przywrócić napięciu wyjściowemu właściwą wartość.

g. Oscyloskop.

Do pomiaru i zdejmowania wykresów indykatorowych stosujemy w Głównym Instytucie Lotnictwa najczęściej oscyloskop $GM3156$ Firmy Philips, z lampą oscyloskopową $DN\ 9-3$ o średnicy ekranu 9 cm i czułości odchylających płytek poziomych $0,31\text{ mm/V}$ a płytek pionowych $0,4\text{ mm/V}$.

Przy zastosowaniu tego oscyloskopu i naszego urządzenia indykatorowego zmiana pojemności czujnika o $0,6\text{ pF}$ powoduje

je przy pełnym wzmocnieniu wzmacniacza prądu stałego przesunięcie punktu świetlnego na oscyloskopie przez pół ekranu. Wbudowany w oscyloskopie generator podstawy czasu o regulowanej częstotliwości od

$0,25\text{ do }2000\frac{\text{c}}{\text{sek}}$ daje możliwość dokładnej obserwacji

zjawisk przebiegających z częstotliwością $20\frac{\text{Kc}}{\text{sek}}$.

LITERATURA

- 1) De Juhasz, K. J. E. Geiger: Der Indikator. Seine Theorie und seine mechanische, optische und elektrische Ausführung. J. Springer.
- 2) Meurer S. Indikation für schnelllaufende Verbrennungsmotoren Z. V. D. I. Bd 80.
- 3) Schnauffer K.: Messung oscillierender Drucke Indizieren raschlaufender Motoren nach der Kondensatormethode. A. T. M. T83.
- 4) Dodds: Recent developments in engine indicators J. I. A. E. Bd6.
- 5) Anonym: Verbrennungsmotor und Druckindikator. Philips Messgeräte. Heft 51D.
- 6) Praca zbiorowa: Untersuchung von Druckerscheinungen mit elektrischen Druckindikatoren. Philips Eindhoven.

PRZEGLĄD BIBLIOGRAFICZNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ DZIAŁ DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW GŁÓWNEGO INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK II

WARSZAWA, STYCZEŃ-LUTY 1952

ZESZYT 1

W Przeglądzie Bibliograficznym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna

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

1* 621.43.01 C4—1.52
SHOEMAKER F. G.: **Korzyści cieplne przewagą silnika Diesla nad silnikiem benzynowym.** „Thermal gains seen as diesel edge over gasoline engine”. SAE J., t. 58, Nr 11, list. 50, s. 56; A4, 4 str., 6 wyk. —

Podstawową zaletą silnika wysokoprężnego jest jego wyższa sprawność cieplna wpływająca nie tylko z wysokiego stopnia sprężenia, lecz również ze zdolności do prawidłowej pracy przy dużym współczynniku nadmiaru powietrza. Zalety te i doskonałe właściwości trakcyjne podkreślono w rozważaniach dotyczących zastosowania Diesla dla celów transportu drogowego.

2* 621.43.04 C4—1.52
Wskazówki f-my Champion dotyczące montażu lotniczych świec zapłonowych. „Points on plug care given by Champion”. Aviat. Week, t. 53, Nr 26, 25 grud. 50, s. 32; A4, 0,3 str. —

Zadawalająca praca świecy iskrowej może być zapewniona jedynie pod warunkiem dokładnego założenia nowej uszczelki, oczyszczenia gwintu i dokręcenia świecy odpowiednim momentem. Przestrzeganie tych trzech zasad zabezpiecza świecę przed defektami, przede wszystkim wskutek przegrzania.

3* 621.43.04 C4—1.52
Urządzenie do rozruchu silników Diesla przy niskiej temperaturze. „Cold-starting equipment for Diesel engines”. Engineering, t. 171, Nr 4437, 9 lut. 51, s. 169; 36 × 26 cm, 1 str., 1 fot., 1 rys. —

W czasie wojny stosowano do silników Diesla w pojazdach urządzenia, ułatwiające rozruch podczas mrozu. Obecnie ulepszono taki przyrząd. Do rury ssącej wstawiono jest przepustnica oraz wylot przyrządu, do którego wkłada się kapsułkę z eterem. Urządzenie doprowadza eter do powietrza zasysanego, zapewnia powstanie łatwo zapalnej mieszanki i odpowiedni jej skład aż do nagrzania się silnika. Opis — szczegółowy.

4* 621.43.05 C4—1.52
Doładowanie turbiny. „Turbo-supercharging”. Flight, t. 59, Nr 2194, 8 lut. 51, s. 153; A4, 2 str., 1 fot., 3 rys., 1 wyk. —

General Electric wykonało sprężarkę CH9 do silnika Wasp Major, napędzane turbiną na gazy wydechowe. Zmianą w stosunku do rozwiązania poprzedniego jest brak drugiej sprężarki pędzonej mechanicznie i wtrysk bezpośredni paliwa. Zysk mocy 500 KM. Schematy instalacji, rys. poglądowy sprężarki, na której wzorowano CH9.

5* 621.43.06:543/545 C4—1.52
ZIJDEN M. J. van der, HINTE J. E. van, ENDE J. C. van den: **Określenie zawartości SO₂ i SO₃ w gazach wydechowych silników spalinowych:** „SO₂ and SO₃ in exhaust gases of internal-combustion engines”. J. Inst. Petrol., t. 36, Nr 321, wrześ. 50, s. 561; 23 × 15 cm., 13 str., 3 rys., 1 wyk., 14 poz. bibl. —

Podano nową metodę oznaczenia SO₃ w gazach wydechowych silników spalinowych. Metoda ta wg podanych wyników daje dokładniejsze wyniki od starej metody B.C.U.R.A. Stosuje się specjalne filtry szklane zwilżone wodą, które oddzielają SO₂ od SO₃. Pozwala to na dokładniejsze oznaczenie wagowe SO₃, a zatem i czynnika korozyjnego części silnika.

6* 621.431.75 C4—1.52
FIELDMAN W. I.: **Niektóre cechy powojennego rozwoju tłokowych silników lotniczych.** „Niektóre osobliwości poslewojennowo rozwija porszniewych awiadwigatielej”. Tiechn. wozd. Flota, t. 21, Nr 7(232), 1947, s. 18; A4, 3,1 str., 2 fot., 1 tab., 7 poz. bibl. — Krótkie omówienie: dróg jakimi dąży powojenna produkcja tłokowych silników lotniczych do osiągnięcia jak największej ekonomiczności w ich eksploatacji.

— zmian charakterystycznych mocy.
— dyskusji nad celowością dalszych badań nad tłok. silnikami lotn. w związku z rozwojem silników odrzutowych.

7* 621.431.75:621.43.01 C4—1.52
RIEWO W. D. i GINZBURG Ł. Je.: **Wewnętrzne chłodzenie specjalnymi paliwami i cieczami silników lotniczych przy ich przeciążeniu.** „Wnutriennije ochładżenie awiacionnych dwigatielej specialnymi topliwami i židkostami pri forsirowanji moszcznosti. Tiechn. wozd. Flota, t. 21, Nr 4(229), 1947, s. 17; A4, 10 str., 2 fot., 6 rys., 11 wyk., 1 tabl. —

Przedyskutowano sposoby chłodzenia wewnętrznego silników lotniczych (bogata mieszanka, zmiana paliwa, wtrysk dodatkowej cieczy chłodzącej). Omówiono wpływ wtrysku cieczy chłodzącej na przebieg spalania (zwiększenie L.O. paliwa), sposoby i miejsca wtrysku oraz urządzenia wtryskowe.

8* 621.431.75:621.43.018 C4—1.52
MASLENNIKOW M. M.: **Określenie współczynnika sprawności indykowanej oraz mocy tarcia silników lotniczych.** „Opriedelenije indikatornowo k.p.d. i moszcznosti trienja awiacionnych dwigatielej”. Trudy CIAM Nr 132, Oborongiz, 1947; D., A4, 22 str., 17 wyk., 2 tab., 69 poz. bibl. — Autor przeprowadza rozważania teoretyczne i wyprowadza wzory na zależność sprawności indykowanej i mocy tarcia od ciśnienia na wlocie i wylocie z cylindra, temperatury wlotowej powietrza, stopnia sprężania i średniej prędkości tłokowej, w oparciu o wyniki badań. Pó-dano wzory uproszczone i metody przybliżonego określenia sprawności indykowanej i mocy tarcia. Praca zawiera wykresy i tablice z wynikami prób i danymi statystycznymi różnych silników lotniczych.

9* 621.431.75:629.13.05 C4—1.52
SZEJNDLIN A. Je., SZPOLANSKI G. I.: **Przyrząd do pomiaru w locie średniego ciśnienia indykowanego silnika lotniczego.** „Pribor dla zamiera sriedniewo indkatornowo dawlenja awiadwigatiela w poletie”. Tiechn. wozd. Flota, t. 21, Nr 4(229), 1947 s. 27; A4, 2 str., 1 fot., 3 rys., 2 wyk. —

Komora sprężania cylindra połączona przez labiryntowy dławik (krążki z otworkami) z zamkniętą przestrzenią (manometr), w której podczas pracy silnika ustala się ciśnienie proporcjonalne do średniego ciśnienia indykowanego. Dokładność wg prób ± 5. Artykuł zawiera schemat urządzenia i wykresy z wynikami prób.

10* 621.438 C4—1.52
KELLER C.: **Turbina gazowa o obiegu zamkniętym.** „Closed-cycle gas turbine”. Trans. amer. Soc. mech. engrs., t. 72, Nr 6, sier. 50, s. 835; A4, 16 str., 15 fot., 10 rys., 5 wyk., 11 poz. bibl. —

Opis najnowszych instalacji przemysłowych, które zostaną uruchomione w najbliższej przyszłości oraz dyskusja ich możliwości. Poszczególne części artykułu: Badanie instalacji doświadczalnej. Pierwsze instalacje dla siłowni.

Opis głównych części. Konstrukcja grzejników powietrza. Turbina o obiegu zamkniętym dla celów przemysłowych i jako mała jednostka. Na końcu — dyskusja.

11* 621.438 C4—1.52
BROWN T. W. F.: **Niektóre czynniki wpływające na stosowanie wysokich temperatur w turbinach gazowych.** „Some factors in the use of high temperatures in gas turbines“. Instn. mech. Engrs. Proc., t. 162, Nr 2, 1950, s. 167; A4, 14 str., 12 wykr., 2 rys., 1 tabl., 9 poz. bibl. — Cykle o temperaturach 1250 i 2200°F. Wysokie temperatury wymagają chłodzenia. Wpływ chłodzenia powietrznego i wodnego zilustrowany jest na przykładzie obiegu o temperaturze 2200°F. Rozważane jest zastosowanie pary wodnej wytworzonej przy chłodzeniu — do zwiększenia mocy lub obniżenia temperatury powietrza wlotowego. Pierwsza możliwość zwiększa sprawność instalacji. Podano również proponowany schemat instalacji okrętowej. Dyskusja.

12* 621.51 C4—1.52
PANETTI M.: **Hipoteza dla obliczenia charakterystyki sprężarek osiowych.** „Una ipotesi limite per il calcolo della caratteristica dei compressori assiali“. Aerotecnica, t. 31, Nr 1, 15 luty 51, s. 5; A4, 5 str., 4 rys. — Hipoteza tą jest założenie, że kierunek spływu z kaskady jest niezależny od kierunku powietrza wlotowego. Słuszność hipotezy udowodniona jest na podstawie teorii indukcji, jak również na podstawie danych doświadczalnych. W dalszej części artykułu autor konstruuje wykres charakterystyki, a w zakończeniu dyskutuje wpływ warstwy powierzchniowej.

13* 621.61 C4—1.52
KRAJEWSKI B.: **Przepływ cieczy nieściśliwej przez stopień maszyny wirnikowej osiowej w świetle równań aero i hydrodynamicznych.** Techn. lotn. t. 4, Nr 4(11), grud. 50, s. 128; A4, 9,5 str., 6 wykr., 4 tab., 5 poz. bibl. — Analiza procesu przepływu przez stopień maszyny osiowej w oparciu o ogólne prawa ruchu cieczy Eulera oraz na związkach aerodynamicznych jest nowością w przeciwstawieniu do klasycznej teorii jednowymiarowej. Stosowanie w obliczeniach metody trójwymiarowej pozwala z dużą dokładnością określić warunki przepływu niewirowego.

14* 621.671 C4—1.52
RUTSCHI K.: **Badania nad spiralnymi korpusami pomp o różnej szybkości.** „Untersuchungen an Spiralgehäusepumpen verschiedener Schnellläufigkeit“. Schweiz. Arch. angew. Wiss. Techn., t. 17, Nr 2, luty 51, s. 33; A4, 13 str., 2 rys., 25 wykr., 12 poz. bibl. — Wpływ następujących czynników na pracę pompy, w szczególności jej spirali: 1) Wysokość tłoczenia, zapotrzebowanie mocy i sprawność przy różnych częściowych obciążeniach. 2) Powtórzenie badań punktu 1) przy odwrotnym kierunku obrotów wirników o średnicy zmniejszonej w stosunku do pierwszej. 3) Badanie kawitacji przy normalnym wirniku. Badania z wirnikiem o ściankach równoległych pracującym w korpusie spiralnym. Zachowanie się współczynnika sprawności dla pomp geometrycznie podobnych.

15* 621.74 C4—1.52
Odlewy woskowe. „Investment-Waxes“. Aircr. Prod. t. 12, Nr 145, list. 50, s. 313; A4, 1 str., 1 fot. — Opisana pneumatyczna maszyna do produkcji odlewów woskowych, spełniających rolę modelu w metodzie odlewania „lost-wax“, stosowanej do produkcji łopatek turbin gazowych. Opis ofertowy, szereg danych, brak opisu konstrukcji wnętrza.

16* 621.825 C4—1.52
ANASTASI A.: **Elementarna teoria i obliczenie sprzęgła hydraulicznego.** „Vulcan“. „Teoria elementare e calcolo del giunto idraulico „Vulcan“. Aerotecnica, t. 51, Nr 1, 15 luty 51, s. 20; A4, 4,5 str., 2 rys. — Teoria ta wprowadzona jest z równania Eulera dla turbin. Ponieważ sprzęgło składa się wyłącznie z dwu rzędów łopatek, nie może ono służyć jako przekładnia. Szereg dopuszczalnych technicznie uproszczeń doprowadza do prostych wzorów obliczeniowych pozwalających na zaprojektowanie sprzęgła. W ważniejszych przypadkach należy uciec się do doświadczeń z modelem.

17* 621.9 C4—1.52
Małe wrzeciona napędzane mechanicznie. „Small power-spindles“. Aircr. Prod. t. 12, Nr 145, list. 50, s. 314; A4, 2,7 str., 8 fot., 2 rys. — Podano kilka zastosowań pneumatycznych narzędzi w przemyśle lotniczym jak: wiercenie całych zespołów, szlifowanie przy wyważaniu wirników i wałów turbin gazowych i in. Zilustrowano niezbędne przy tych operacjach przyrządy.

18* 629.13:37 C4—1.52
Głob obszarem szkolenia. Sześć gigantycznych lotów ćwiczebnych wykonanych przez personel i uczniów szkoły lotniczej R.A.F. „Global classroom. Six longrange exercises by staff and students of the R.A.F. Flying College.“ Flight, t. 58, Nr 2183, 23 list. 50, s. 456; A4, 2 str., 7 fot. — Artykuł omawia cel, znaczenie i korzyści długodystansowych lotów wykonanych w różnych warunkach geograficznych i atmosferycznych jako ćwiczenia na samolotach typu Lincoln i Hastings przez 32 oficerów szkoły lotniczej R.A.F.-u.

19* 629.13:61 C4—1.52
Zdolność do służby (lotniczej). „Fitness for duty“. Flight, t. 59, Nr 2192, 25 stycz. 51, s. 104; A4, 4 str., 10 fot. — Omówienie pracy instytutu medycyny lotniczej. W związku z coraz to większymi wymaganiami stawianymi przez nowoczesny sprzęt lotniczy organizmowi ludzkiemu badania medyczne nabierają obecnie specjalnego znaczenia. Instytut zajmuje się badaniami wpływu na człowieka wielkich wysokości i przyspieszeń. Również dużo miejsca poświęca się przygotowaniom człowieka do pracy na obszarach podbiegunowych i tropikalnych.

20* 629.13:388.9 C4—1.52
SMITH M. A.: **Samolot „Heron“ w powietrzu. Codzienna praca samolotu dowożącego — de Havilland.** „Heron in the air. A typical day's work for de Havilland's new feeder-liner“. Flight, t. 60, Nr 2219, 3 sierpn. 51, s. 128; A4, 2 str., 4 fot. —

21* 629.13-7 C4—1.52
KATIENIN: **Właściwości obsługi technicznej i użytkowania sprzętu lotniczego w okresie letnim.** Wojsk. Prz. lotn., t. 5, Nr 3, marz. 51, s. 118; A5, 5 str. — Autor omawia sprawę konserwacji sprzętu lotniczego w lecie w warunkach polowych. Podaje sposoby konserwacji poszczególnych elementów samolotu i przytacza, przykładowo, fakty z tej konserwacji.

22* 629.13(063) C4—1.52
ZAND S. J.: **Dziwiętnasty zjazd doroczny I.A.S.** — Wrażenia i komentarze. „I.A.S. nineteenth annual meeting. Impressions and comments“. Aero. Engng. Rev., t. 10, Nr 4, kw. 51, s. 35; A4, 14 str., 13 fot., 1 wykr.

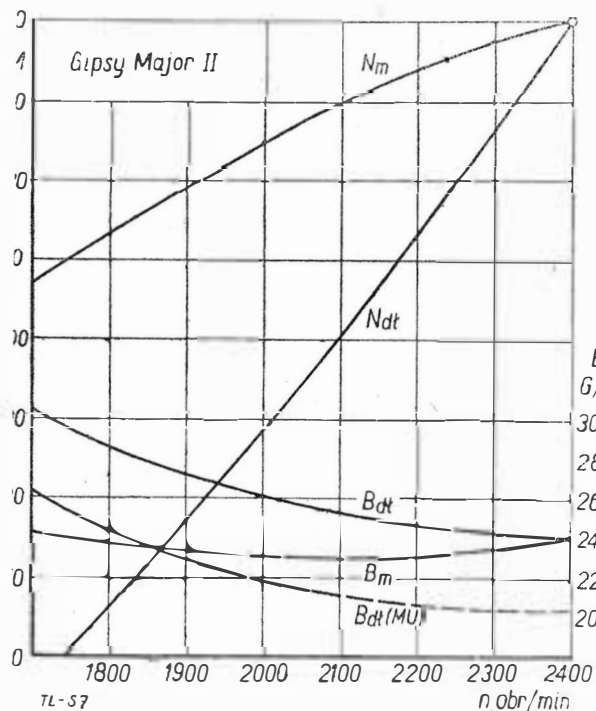
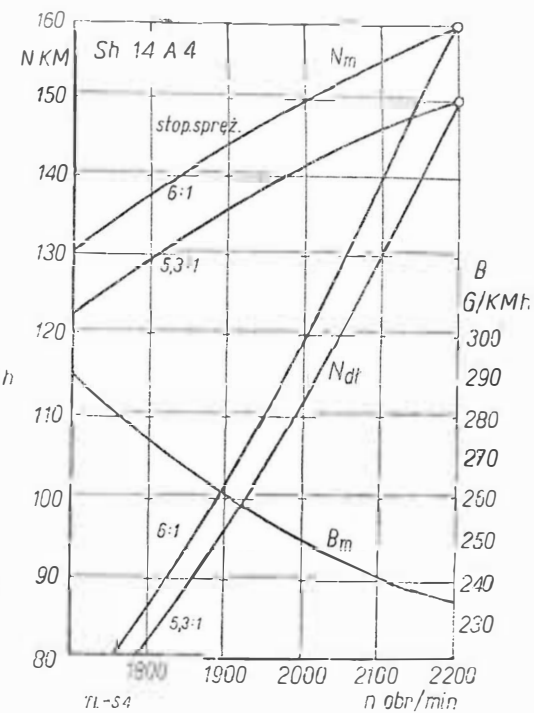
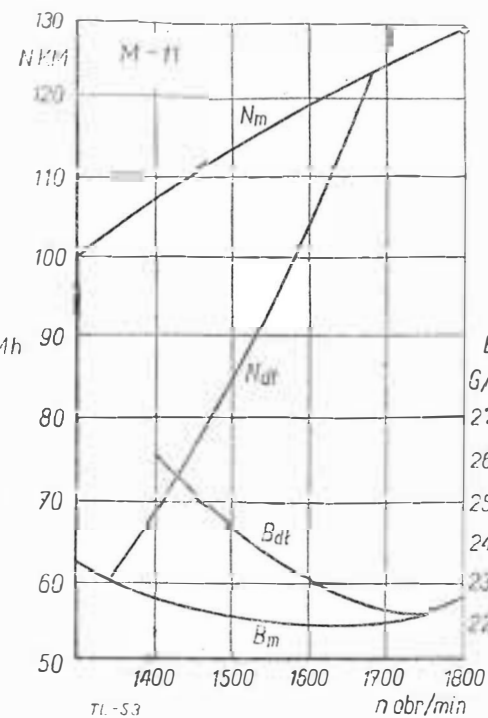
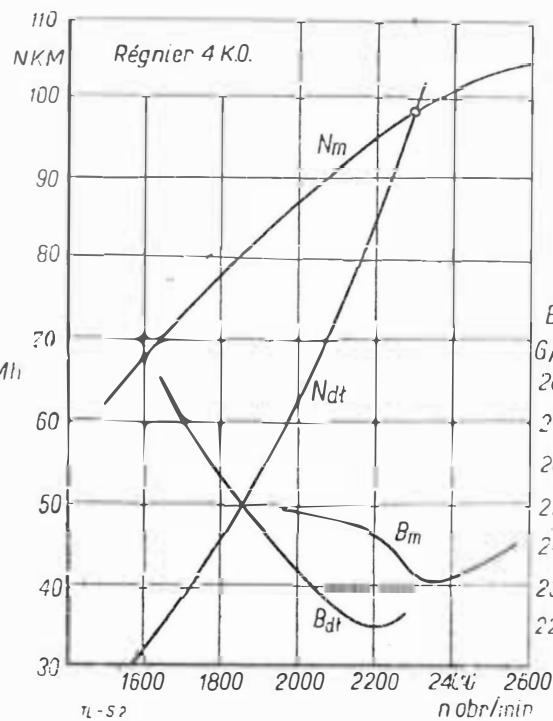
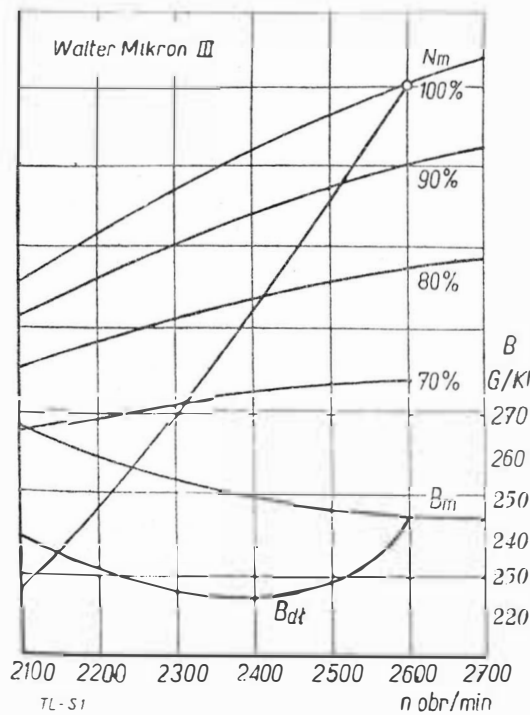
23* 629.13.012 C4—1.52
RUZHA Z.: **Urządzenie rozpylające na samolocie.** „Vyvoj a konstrukce poprasovaciho zarizeni z letadel“. Praha, 1951, Letecký Vyzkumný Ústav, Zpráva č. 8; Dł. 21 × 29 cm., 16 str., 4 fot., 3 rys., 2 wykr. —

24* 629.13.014 C4—1.52
Nowy układ (skrzydeł) delta f. „Avro“ „Avro's new delta“. Aeroplane, t. 81, Nr 2089, 3 sierpn. 51, s. 125; A4, 1 str., 4 fot. —

25* 629.13.07 C4—1.52
BERTRANDIAS V. E.: **Badanie bezpieczeństwa lotu.** „Flight safety research“. Aero. Engng. Rev., t. 10, Nr 4, kw. 51, s. 31; A4, 3,5 str.

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, Ligocka 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.

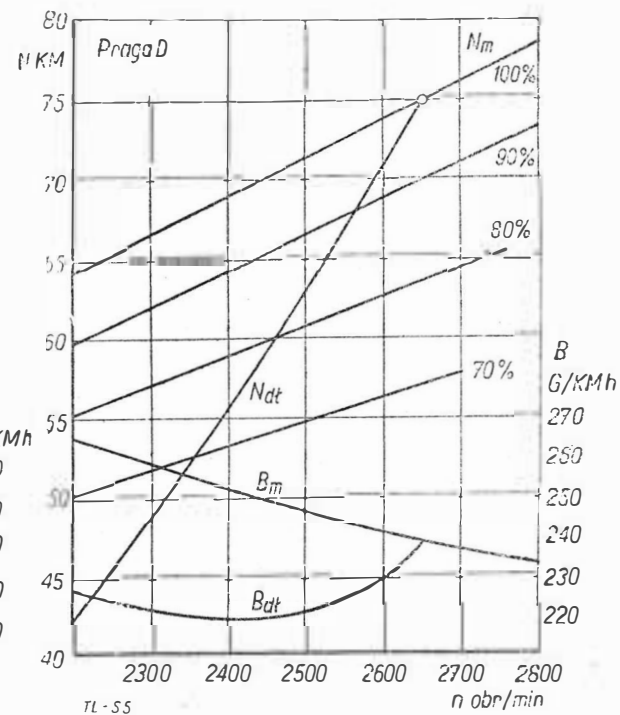
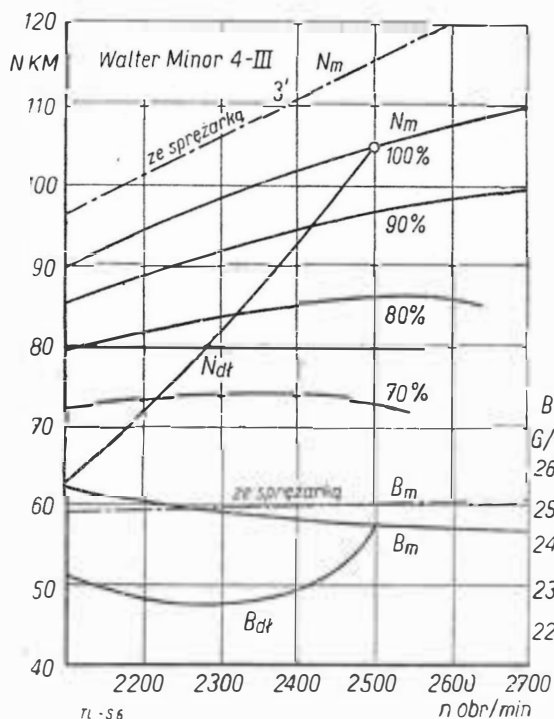


Oznaczenia na wykresach

N (KM) — moc
 B (G/KM.h) — jedn. zużycie paliwa
 n (obr/min) — obroty silnika
 MB — mieszanka bogata
 MU — mieszanka uboga
 h (m) — wysokość
 ⊕ — punkt odpow. warunkom nominalnym

Indeksy

m — warunki dla mocy pełnej
 dt — warunki dla mocy dławionej



Cena zł 9.—

