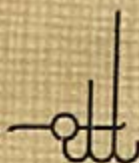


INSTYTUT TECHNICZNY LOTNICTWA
BIBLIOTEKA PODRĘCZNIKÓW TECHNICZNYCH

LOTNICZE PRZYRZĄDY POKŁADOWE

JÓZEF PAWLIKOWSKI

DOKTÓR NAUK TECHNICZNYCH, INŻYNIER
ELEKTRYK, KANDYDAT NAUK MATEMA-
TYCZNYCH, KIEROWNIK DZIAŁU PRZYRZĄ-
DÓW POKŁADOWYCH ITL



WYDANE Z ZASIŁKU ZARZĄDU GŁÓWNEGO LOPP
WARSZAWA 1936

CENTRALNA
BIBLIOTEKA
WOJSKOWA

26.254 /

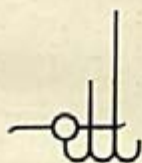


INSTYTUT TECHNICZNY LOTNICTWA
BIBLIOTEKA PODRĘCZNIKÓW TECHNICZNYCH

LOTNICZE PRYZRZĄDY POKŁADOWE

JÓZEF PAWLIKOWSKI

DOKTÓR NAUK TECHNICZNYCH, INŻYNIER
ELEKTRYK, KANDYDAT NAUK MATEMA-
TYCZNYCH, KIEROWNIK DZIAŁU PRYZRZĄ-
DÓW POKŁADOWYCH I.T.L.



WYDANE Z ZASILKU ZARZĄDU GŁÓWNEGO LOPP

WARSZAWA 1936

Str.	wie
1	
4	
7	
13	
19	
21	
25	
33	
35	
59	
42	
45	
50	
54	
58	
61	
65	
69	
71	
73	
77	
81	
84	
86	

T



26.254.

Wydawnictwo BPT Nr 1.
I.T.L. 3772/C/36 — 3200.

ZBIORY ZDIGITALIZOWANE

CBW

629.13.011/012

SPIS RZECZY

ROZDZIAŁ I

Ogólne wiadomości o przyrządach pokładowych w lotnictwie

	Str.
§ 1. Historia rozwoju	1
§ 2. Podział przyrządów pokładowych	4
§ 3. Zasadnicze cechy	7
§ 4. Badanie	15
§ 5. Normalizacja przyrządów pokładowych	19
§ 6. Rozmieszczenie przyrządów pokładowych	21
§ 7. Wbudowywanie, obsługa i konserwacja	25

ROZDZIAŁ II

Przyrządy silnikowe

§ 8. Obrotomierze, podział obrotomierzy. Przekładnia	35
§ 9. Obrotomierze różniczkujące	35
§ 10. Obrotomierze całkujące. Obrotomierz tarciový G. Gerlach	39
§ 11. Obrotomierze odśrodkowe i magnetyczne	42
§ 12. Obrotomierze odległościowe	45
§ 13. Badanie obrotomierzy	50
§ 14. Manometry. Zastosowanie. Rodzaje manometrów. Wskaźniki nastawialne	54
§ 15. Badanie manometrów	58
§ 16. Termometry. Typy i przeznaczenie	61
§ 17. Termometry ciśnieniowe i elektryczne	65
§ 18. Badanie termometrów	69
§ 19. Pomiar ilości paliwa na samolocie	71
§ 20. Paliwomierze pływakowe i elektryczne	75
§ 21. Paliwomierze ciśnieniowe	77
§ 22. Badanie paliwomierzy	81
§ 23. Mierniki przepływu paliwa	84
§ 24. Łączenie przyrządów silnikowych	86

ROZDZIAŁ III

Przyrządy pilotażowo-nawigacyjne

	Str.
§ 25. Mierzenie wysokości. Atmosfera wzorcowa	91
§ 26. Wysokościomierze barometryczne. Barografy	98
§ 27. Statoskopy i variometry	108
§ 28. Badanie przyrządów barometrycznych	112
§ 29. Wysokościomierze dźwiękowe	115
§ 30. Inne sposoby mierzenia wysokości	120
§ 31. Mierzenie szybkości na samolocie. Przyrządy wiatraczkowe	122
§ 32. Szybkościomierze ciśnieniowe	125
§ 33. Badanie szybkościomierzy	133
§ 34. Logi powietrzne	136
§ 35. Busole samolotowe. Ziemskie pole magnetyczne	137
§ 36. Dewiacja busol magnetycznych	143
§ 37. Zasady budowy lotniczych busol magnetycznych	146
§ 38. Błąd północny busoli. Rezonans wahań busoli	149
§ 39. Przykłady konstrukcji busol samolotowych. Busole balonowe	151
§ 40. Busole odległościowe. Busole indukcyjne	160
§ 41. Badanie busol magnetycznych	164
§ 42. Kompensacja busol	168

ROZDZIAŁ IV

Przyrządy pilotażowe

§ 43. Chyłomierze podłużne i poprzeczne	175
§ 44. Podstawy teorii żyroskopów	178
§ 45. Skrętomierze. Kontroler lotu Badiu	183
§ 46. Sztuczny horyzont Sperry	189
§ 47. Sztuczny horyzont Cerini. Gyroclinometry	193
§ 48. Elektryczny sztuczny horyzont Alkan	198
§ 49. Żyroskopowy wskaźnik kursu. Cloudring	202
§ 50. Układy przyrządów pilotażowych	206

ROZDZIAŁ V

Przyrządy nawigacyjne

§ 51. Trójkąt szybkości samolotu	213
§ 52. Derywomierze. Przyrządy do mierzenia szybkości względem ziemi. Geoskopy	215

	Str.
§ 53. Przyrządy do rozwiązywania trójkąta szybkości. Suwaki lotnicze. Nawigrafy	222
§ 54. Autoestimograf Mengden. Quo vadis	234
§ 55. Mapniki. Torby na mapy	239
§ 56. Zegary czasowe	242
§ 57. Sekstanse	245

ROZDZIAŁ VI

Przyrządy bezpieczeństwa

§ 58. Gaśnice. Podział gaśnic	250
§ 59. Gaśnice centralne	251
§ 60. Gaśnice indywidualne	256
§ 61. Podstawy stosowania inhalatorów	258
§ 62. Typy inhalatorów. Rodzaje tlenu. Zużycie tlenu. Maski inhalatorowe	262
§ 63. Inhalatory samoczynne o ciągłym przepływie tlenu	266
§ 64. Inhalatory ręczne. Zamarzanie tlenu. Inhalatory na tlen płynny	270
§ 65. Inhalatory o przepływie tlenu tylko w czasie wdechu. Inhalatory o zamkniętym obwodzie oddechowym	275
§ 66. Badanie i konserwacja inhalatorów	279
§ 67. Lusterka zwrotne	281

ROZDZIAŁ VII

Przyrządy i urządzenia specjalne

§ 68. Wskaźniki kąta natarcia i ślizgu samolotu	285
§ 69. Przyśpieszeniomierze. Wibromierze. Optografy	286
§ 70. Urządzenia samoczynne na samolocie. Obserwator samoczynny. Pilot samoczynny. Urządzenia endomechaniczne	290
§ 71. Pilot automatyczny Sperry	295
§ 72. Pilot automatyczny Smith	300
§ 73. Pilot automatyczny Siemens	305
§ 74. Zakończenie	310

BIBLIOGRAFIA

- J. Andrade* — Horlogerie. et Chronométrie. Paris, 1924.
- K. Bennewitz* — Flugzeuginstrumente. Berlin, 1922.
- H. N. Eaton* — Aircraft Instruments. New York, 1926.
- Flugtechnisches Handbuch* — (Red. R. Einseinlohr) — Bd. III — Berlin-Leipzig 1936.
- General Instr. Equipment for Aircraft* — Air Ministry. London, 1934.
- Hoffman & Helwig* — Elektrische Messgeräte im Flugzeug. Deutsche Luftwacht Luftwissen № 2, 1936.
- F. L. Hunt* — Aeronautic Instruments. Washington, 1923.
- W. Immler* — Leitfaden d. Flugzeugnavigation. München, 1928, u. Auflage Grundlagen der Flugzeugnavigation München. 1934.
- N. F. Kudriawcew* — Uczebnik po aeronawigacji. Moskwa. 1932.
- F. Linke* — Meteorologisches Taschenbuch. Leipzig, 1931.
- W. G. Niemczynow* — Awiacjonnyje pribory. Moskwa, 1926.
- L. C. Ramsey* — Navigation of Aircraft. New York, 1929.
- K. Rehder* — Flugzeuginstrumente. Berlin, 1935.
- S. T. Spiryn* — Wozdusznaja nawigacja. Moskwa, 1931.
- C. J. Stewart* — Aircraft Instruments. London, 1930.
- R. Thebis. & G. Römler* — Instrumentenkunde d. Fliegers. Berlin, 1919.
- O. Tuskiwicz* — Nawigacja powietrzna. Warszawa, 1932.
- P. F. H. Weems* — Air Navigation. New York - London, 1931.

W S T Ę P

Rozwój przyrządów pokładowych postępuje obecnie w tak szybkim tempie, że wydanie całkowicie aktualnej książki o przyrządach staje się zadaniem nadzwyczajnie trudnym, a nawet prawie niewykonalnym. Z tego względu w chwili, gdy kończy się druk mej książki z tej dziedziny, muszę się z tym pogodzić, że przedstawia ona stan rozwoju przyrządów pokładowych i moje poglądy na tę sprawę już tylko z roku 1935 i początku 1936, czyli z okresu w którym ta książka była pisana.

Możliwe, że uda mi się książkę bardziej zaktualizować w jednym z następnych jej wydań — będę tam mógł również usunąć wiele usterek, które wkradły się do mej pracy mimo mojej woli i czujnego oka komisji redakcyjnej. Postaram się także uwzględnić wówczas wszystkie uwagi, będące wynikiem rzeczowej krytyki, którą powitam z największą wdzięcznością, uważając ją za chęć rzeczywistej współpracy w dziedzinie naprawdę bardzo ubogiego piśmiennictwa, dotyczącego przyrządów pokładowych. Należy bowiem podkreślić, że nie tylko w krajowej, ale i w zagranicznej literaturze nie ma w tej chwili ani jednej książki, która ujmowałaby całokształt obecnego stanu tej gałęzi techniki lotniczej. Dlatego też mam nadzieję, że pomimo wad które wymieniłem, książka moja będzie bądź co bądź pożytecznym wydawnictwem.

Przeznaczam ją głównie dla ludzi pracujących w lotnictwie i pragnących zapoznać się z przyrządami pokładowymi w szerszym zakresie, niż to mogą oni uczynić w swej pracy codziennej. Starałem się więc podać możliwie szczegółowo opisy wszystkich najczęściej spotykanych w lotnictwie krajowym i zagranicznym przyrządów pokładowych, teorię i zasady ich działania z podkreśleniem ogólnej linii rozwoju w tej dziedzinie oraz próbą stworzenia podstawowej klasyfikacji. Czytając tę książkę można będzie zorientować się co już zostało zrobione, a czego jeszcze brak, jakimi drogami powinna kroczyć wyznalczczość; można będzie również wywnioskować nad jakimi zagadnieniami nie należy pracować ze względu na to, iż są one bądź już dawno opracowane, bądź też należą do zagadnień w ogóle nieziszczalnych.

W końcu książki dałem skorowidz nazw, nazwisk i firm, dotyczących przyrządów pokładowych — jest to, jak gdyby mała encyklopedia z tej dziedziny, w której tekst objaśniający zastępują liczby podające numery stron w książce.

Książka niniejsza może również zainteresować ludzi, pragnących bliżej zapoznać się z lotnictwem, nie mających jednak jeszcze do niego bezpośredniego dostępu; przyrządy pokładowe stanowią już dziś poważny dział techniki lotniczej, zajmujący powoli równorzędne miejsce z nauką o płatawcu i silniku — bez znajomości tego działu niemożliwe jest wyrobienie sobie pojęcia o całokształcie lotnictwa.

Mając na względzie tych ludzi z poza lotnictwa, w niektórych miejscach książki wstawiłem uwagi, dotyczące bardziej ogólnych zagadnień lotniczych. Mam wrażenie, że uwagi te nie przeszkodzą doświadczonym lotnikom w czytaniu mej pracy, chciałbym tylko, aby właśnie u nich niektóre moje określenia użyte w tych uwagach jak np. „szybkość techniczna samolotu“, „wiatromierz“ itp. zyskały uznanie i były dzięki temu cegiełkami w zakresie polskiego słownictwa technicznego.

Wydając książkę pozwalałam sobie podziękować przede wszystkim tym, którzy mię do pisania tej książki namówili oraz Władzom Lotniczym za umożliwienie jej wydania.

Dziękuję również pp. kpt.-pil. inż. R. Putiatycz-Surynowi i inż. W. Challier za trud przejrzania książki w rękopisie i cenne uwagi. Dziękuję także wszystkim innym osobom, które w ten czy inny sposób pomogły mi w mej, naprawdę trudnej, pracy, a więc pracownikom Komisji Redakcyjnej, pracownikom Działów Przyrządów pokładowych, Foto-lotniczego i Graficznego I TL, — brak miejsca nie pozwala mi na wyliczenie tu wszystkich nazwisk, utrwaliły się one jednak głęboko w mojej pamięci — muszę tu jedynie zrobić wyjątek wymieniając p. Janusza Kallera, dla którego żywię specjalną wdzięczność.

Bardzo wiele rysunków podanych w książce wzięłem z katalogów firm, wyrabiających przyrządy — nazwy tych firm znajdzie czytelnik w końcowym skorowidzu — względnie w samej książce pod odpowiednimi rysunkami — w tym miejscu chciałbym tylko podziękować tym wszystkim firmom oraz ich przedstawicielom za pozwolenie umieszczenia rysunków oraz za pomoc okazaną w tym względzie, wyrażającą się w nadsyłaniu mi odpowiednich dodatkowych fotografii, klisz itp.

J. Pawlikowski

Warszawa, listopad 1956 r..

ROZDZIAŁ I

Ogólne wiadomości o przyrządach pokładowych w lotnictwie

§ 1. **Historia rozwoju.** Podczas pierwszych lotów na statkach powietrznych cięższych od powietrza nie znano prawie przyrządów pomiarowych. Jedynym celem tych lotów było oderwanie się od ziemi i utrzymanie się bodaj przez pewien czas w powietrzu. Loty te odbywały się zazwyczaj w najbardziej sprzyjających warunkach atmosferycznych, zasięg lotów był znikomo mały. Lotnik nie miał potrzeby rozstrzygnięcia nawet najprostszych zadań aeronawigacyjnych, a własne zmysły umożliwiały mu w dostateczny sposób kierowanie samolotem. Słuch dawał pojęcie o pracy silnika i częściowo o szybkości samolotu w powietrzu, wzrok pozwalał na określenie wysokości i kierunku lotu, poczucie równowagi dopomagało do kierowania sterami.

Najistotniejszą sprawą przy pierwszych próbach latania było możliwe zmniejszenie ciężaru samolotu, przyrządy pomiarowe na pokładzie samolotu były w tych warunkach tylko niepotrzebnym balastem, nie zwiększającym w żadnym stosunku do swego ciężaru bezpieczeństwa lotu. Gdy jednak mija okres pierwszych prób i samolot staje się powoli niezastąpionym środkiem komunikacyjnym, potężnym narzędziem walki i rozległą dziedziną sportu, okazuje się, że stare powiedzenie głoszące, że „człowiek nie jest stworzony do latania” ma w rzeczywistości więcej słuszności, niżby to się na pozór wydawało^{*)}. Należy je tylko właściwie rozumieć. Człowiek potrafił wyłamać się z pod praw natury by umożliwić sobie znajdowanie się w powietrzu, wymyślił odpowiednie maszyny, ale nie ma dostatecznie wyczulonych zmysłów, które pozwoliłyby mu bezpośrednio tymi maszynami kierować. Pomiędzy maszyną i człowiekiem muszą stać jeszcze przyrządy, jak gdyby uzupełniające braki zmysłów człowieka. Trzeba więc zgodzić się z tym, że człowiek nie jest latającym stworzeniem jak ptak, że tak zwane „czucie” człowieka nie daje mu ani całkowitego opanowania zbudowanego przez niego statku powietrznego, ani też bezpie-

^{*)} H. Koppe. D.V.L. Jahrbuch, 1929.

czeństwa lotu, człowiek zmuszony jest uczyć się latać przy pomocy przyrządów lub jak się obecnie mówi „na przyrządy” i, gdy one odmówią posłuszeństwa, jest w wielu wypadkach prawie bezsilny w walce z powietrzem.

Oczywiście rozwój przyrządów pokładowych nie nastąpił od razu, szedł on równoległe z całokształtem postępu w lotnictwie. Każdemu nowemu krokowi naprzód w tej dziedzinie odpowiadał zwykle jakiś nowy przyrząd lub też nowe udoskonalenie zastosowanego już przed tym przyrządu. W ten sposób np. gdy lotnik metr za metrem zwalczał wysokość i oddalał się coraz więcej od ziemi zjawiała się potrzeba mierzenia wysokości. Początkowo potrzebę tę zaspakajał zwyczajny barometr-aneroid, zapożyczony z meteorologii, prototyp dzisiejszego precyzyjnego wysokościomierza. Kontrolę pracy całej instalacji silnikowej wypełniał początkowo na samolocie zupełnie zadawałajaco skromny benzynowskaz, jeszcze dziś można zobaczyć w jednym z muzeów lotniczych taki „jednoprzyrządowy” samolot, dopóki nie zjawiała się potrzeba użycia dla nowoczesnego silnika samolotowego całego systemu obrotomierzy, aerotermometrów, manometrów, jakie widzimy dziś na tablicach przyrządów ostatnich samolotów.

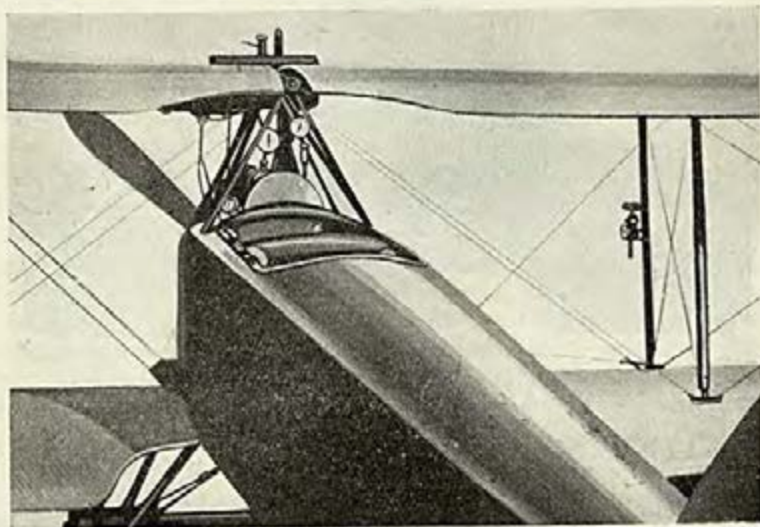
Lotnictwo, jako jedna z najmłodszych gałęzi techniki, korzysta w znacznej mierze z doświadczeń pokrewnych jej dziedzin; bierze np. obrotomierz i termometr z techniki samochodowej i tylko odpowiednio dla siebie te przyrządy przekształca, bierze też wiele z techniki morskiej. Gdy pilot zaczyna się oddalać coraz więcej od swego lotniska i zaczyna myśleć o lotach długodystansowych, montuje on na swym samolocie busolę lotniczą, zaczyna używać sekstans, konstruuje log powietrzny, dla którego za wzór służy log morski. Dla określenia wysokości próbuje używać sondę dźwiękową stosowaną od wielu lat dla badań dna morskiego. Bierze też niektóre przyrządy z hydrodynamiki. Należy sobie uprzytomnić, że np. pierwowzorem rurki aerodynamicznej, będącej składową częścią szybkościomierzy lotniczych, jest rurka Pitot użyta przez tego uczonego po raz pierwszy w roku 1732 do mierzenia szybkości przepływu rzek.

Poza przekształceniem istniejących już przed tym przyrządów, lotnictwo w miarę swego rozwoju zaczyna również opracowywać przyrządy zupełnie nowe nieznanne dotychczas w innych dziedzinach techniki. Przyrządy te przeznaczone są np. do mierzenia składowej pionowej szybkości samolotu lub też do umożliwienia pilotowi orientacji co do położenia przestrzennego samolotu, są to wszelkiego rodzaju chyłomierze, skrętomie-

rze, sztuczne horyzonty i tym podobne przyrządy zbudowane najczęściej na zasadzie wykorzystania ruchów żyroskopu (bąka).

Powstaje też cały szereg specjalnych przyrządów pomiarowych i urządzeń samoczynnych, służących bądź do rejestracji poszczególnych stanów (położeń) samolotu względnie jego organów, bądź też do ułatwienia pilotażu i nawigacji.

W tej zwłaszcza dziedzinie mamy do czynienia z ciągłymi wynalazkami, zmierzającymi już do bardzo wyraźnego lecz jeszcze bardzo dalekiego celu, po osiągnięciu którego zakończyłby się ostatecznie rozwój przyrządów pokładowych: stworzenie idealnego „roboty”, który umiałby wystartować i bez względu na warunki atmosferyczne dolecieć na samolocie do



(Katalog f. Askania)

Rys. 1. Układ przyrządów pokładowych na samolocie z pierwszego okresu wielkiej wojny
(manometr benzyny, wysokościomierz, obrotomierz, termometr wody — przed pilotem, szybkościomierz na zastrzale)

wyznaczonego lotniska, zamieniając w ten sposób, do dziś dnia jeszcze pomimo wszystko tak cenne i niezastąpione doświadczenie i wycucie pilota-człowieka, odpowiednio skonstruowaną niezawodną maszyną.

Jako ciekawa ilustracja historii rozwoju przyrządów pokładowych, pokazany jest na rys. 1 samolot niemiecki z oznaczeniem przyrządów pokładowych. Zwraca tu uwagę nie tylko mała ilość przyrządów, ale także ich nieprzejryste i bardzo niewygodne dla lotnika rozmie-

szczenie. Nie ma tu zupełnie centralizacji wskaźników wszystkich przyrządów pokładowych, jakie ma miejsce obecnie na tak zwanych tablicach przyrządów pokładowych, umieszczonych bezpośrednio przed miejscem pilota w jego kabinie.

Jakże się różni ten samolot pod względem bogactwa wyposażenia od samolotów nowoczesnych! W celu uwidocznienia tego, dla przykładu podano na rys. 2 tablicę przyrządów pokładowych dwusilnikowego samolotu amerykańskiego Curtiss „Condor”, typ 1935 r.



(Zand a. Switcher, Anti-Vibration Mounting)

Rys. 2. Tablica przyrządów pokładowych samolotu Curtiss „Condor” (1933) (sztuczny horyzont, busola, żyroskopowy wskaźnik kursu, wysokościomierz do lądowania, szybkościomierz, skrótnomierz z chylomierzem poprzecznym, variometr, obrotomierz, manometry oleju, paliwomierze, wysokościomierz zwykły, zegar czasowy, manometry paliwa, termometry oleju, termometry powietrza otaczającego samolot, termometry powietrza w kabinie, termometry głowie silnika).

§ 2. Podział przyrządów pokładowych. Ogólne określenie przyrządów pokładowych mających zastosowanie w lotnictwie może być ujęte w sposób następujący^{*)}:

„Przyrządami pokładowymi nazywane są przyrządy, które służą do umożliwienia obsługującemu personelowi technicznemu i latającemu wykonywanie wszystkich prac i zabiegów, związanych z obsługą i lotem oraz sprawdzeniem samolotu i jego części składowych w czasie lotu lub na ziemi. Oprócz tego przyrządy pokładowe umożliwiają stałą kontrolę położenia samolotu w locie i kierunku lotu, jak również zapewniają bezpieczeństwo lotu”.

Wszystkie przyrządy pokładowe tak ujęte mogą być podzielone na następujące cztery grupy:

^{*)} Instrukcja o obsłudze materiału aeronautyki. Dep. Aer. M. S. Wojsk. Warszawa, lipiec 1932

Przyrządy silnikowe — przeznaczone do obsługi silników. Są to: obrotomierze, manometry ciśnienia oleju, manometry ciśnienia paliwa, manometry ciśnienia ładowania, termometry wody i oleju, mierniki paliwa — paliwomierze, mające za zadanie wskazywanie ilości paliwa znajdującego się w zbiornikach na samolocie lub też wskaźniki przepływu, podające pilotowi ilość paliwa zużywanego przez silnik na jednostkę czasu. Do grupy tej mogą być zaliczone również bezpośrednie organy silnika samolotowego, których opis podawany jest zwykle łącznie z opisem samych silników, jak pompy wtryskowe, iskrowniki rozruchowe, przełączniki iskrowników itp.

Przyrządy pilotażowo-nawigacyjne. Przyrządy te służą do umożliwienia względnie ułatwienia załodze kierowania samolotem; mogą być one podzielone na trzy podgrupy:

- a) przyrządy pilotażowo-nawigacyjne, wykorzystywane i przy pilotażu i przy nawigacji,
- b) przyrządy wyłącznie pilotażowe i
- c) przyrządy wyłącznie nawigacyjne.

Do podgrupy a) należą: szybkościomierze, wysokościomierze, busole, zegary czasowe. Do podgrupy b) — chyłomierze poprzeczne i podłużne, skrętomierze, sztuczne horyzonty, żyroskopowe wskaźniki kursu, wskaźniki szybkości pionowej (variometry), wskaźniki utrzymania stałej wysokości (statoskopy). Do podgrupy c) — wskaźniki znoszenia samolotu przez wiatr (derywomierze), nawigafy, sekstansy, logi powietrzne, przyrządy do rozwiązywania trójkąta szybkości, mapniki itp.

Do grupy tej mogą być również zaliczone urządzenia radiowe, włączane zwykle do ogólnego opisu urządzeń elektrycznych na samolocie, wiążące się jednak ściśle z pojęciem przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych, jak np. busole stroboskopowe, odbiorniki sygnałów radiolatarń i stacyj goniometrycznych, urządzenia do ślepego lądowania itp.

Przyrządy tej grupy dzielone są często tylko na dwie podgrupy, a mianowicie przyrządów pilotażowych i przyrządów nawigacyjnych. Podział ten nie daje się jednak ściśle przeprowadzić. W rzeczywistości mamy do czynienia z przyrządami służącymi wyłącznie do użytku pilota, ujętymi w podgrupie b) jak np. skrętomierz z chyłomierzem poprzecznym oraz z przyrządami wyłącznie nawigacyjnymi ujętymi w podgrupie c) jak np. sekstans, wiele jednak przyrządów w równej mierze obsługuje pilota i obserwatora, względnie służy do celów pilotażowych i nawigacyjnych jak np. szybkościomierz i przynależność ich do tej lub innej grupy uwarunkowana jest bądź szczegółami

konstrukcyjnymi, jak to ma miejsce np. z busolą, lub też zależy po prostu od miejsca ich zamontowania np. w kabinie pilota lub obserwatora, jak to ma miejsce np. z wysokościomierzem. Podział więc na dwie podgrupy przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych może mieć miejsce tylko w odpowiednich instrukcjach lub przepisach nie zaś przy opisie ogólnym przyrządów, gdzie niezbędne było stworzenie dodatkowej podgrupy a).

Przyrządy bezpieczeństwa. Są to inhalatory, gaśnice i lusterka zwrotne. Do grupy tej czasami włączane bywają spadochrony, stanowiące właściwie część tak zwanego ekwipunku załogi samolotów. Oczywiście, określenie tej grupy jest umowne, gdyż do przyrządów bezpieczeństwa we właściwym znaczeniu tego słowa można zaliczyć prawie wszystkie przyrządy silnikowe i poniekąd pilotażowe.

Przyrządy specjalne. Do tej grupy należy zaliczyć wszystkie przyrządy, które nie mogą być ujęte w trzech pierwszych grupach. Są to przyrządy przeznaczone najczęściej do pomiarów w instytucjach badawczych lub też do odnotowania pewnych zjawisk na samolocie, jak np. barografy, liczniki samopiszące, przyspieszeniomierze, wibrografy, fotoaparaty, notujące co pewien czas wskazania przyrządów itp. Do tej grupy mogą być też włączone urządzenia do samoczynnego utrzymywania równowagi i kierunku samolotu.

Poza wyżej wymienionym podziałem, którego podstawą jest zastosowanie przyrządów pokładowych, możliwy jest podział przyrządów ze względu na ich konstrukcję. W ten sposób np. można przyrządy dzielić na przyrządy membranowe, w których głównym organem jest membrana odkształcająca się pod wpływem zmiany ciśnienia, przyrządy żyroskopowe, których działanie opiera się na zasadzie ruchów żyroskopu, przyrządy elektryczne, wykorzystujące zjawiska prądu elektrycznego, przyrządy magnetyczne itp. Podział ten jest miarodajny z punktu widzenia wytwórczego.

W niniejszej książce podstawowym podziałem będzie podział przyrządów na zasadzie ich zastosowania, w poszczególnych tylko wypadkach, w celu niepowtarzania opisów niektórych konstrukcyj i zasad działania, jak również dla bardziej jednolitej treści nastąpi odstępstwo od tego podziału, tak np. do przyrządów silnikowych będą dołączone samopiszące obrotomierze, będące właściwie przyrządami specjalnymi. Przy opisie wysokościomierzy barometrycznych (przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych) będzie podany opis barografów (przyrządów specjalnych) oraz variometrów i statoskopów (przyrządów ściśle pilotażowych). Przy szybkościomierzach podany będzie

opis logów powietrznych, zegary czasowe będą dołączone do sekstansów itp.

§ 3. Zasadnicze cechy. Wszystkie przyrządy pokładowe mają cały szereg cech wspólnych. Cechy te wyodrębniają je z pośród pokrewnych przyrządów z innych gałęzi techniki i są tak charakterystyczne, że wszelkie próby doraźnego zastosowania w lotnictwie przyrządów, nie będących wynikiem specjalnej produkcji lotniczej muszą się kończyć zwykle niepowodzeniem^{*)}. Cechy te są:

Mocna budowa ze specjalnym uwzględnieniem odporności przyrządów na drgania powstające na samolocie.

Budowa ta nie może być uzyskana w żadnym wypadku przez zwiększenie ciężaru przyrządu. Przyrządy pokładowe dla celów lotniczych muszą być wymiarowane jak najoszczędniej, zaś mocną ich budowę należy stwarzać za pośrednictwem sztywnych konstrukcyj z jaknajmniejszą ilością części składowych zawieszonych lub też wogóle oddzielnych. Należy starać się unikać połączeń, projektując w odpowiedni sposób same kształty ramy lub puszki przyrządów.

Bardzo ważnym zagadnieniem jest tu statyczne zrównoważenie mechanizmu przyrządów — jakakolwiek masa niezrównoważona w mechanizmie przyrządu po zainstalowaniu go na samolocie zostaje wprowadzona z powodu istniejących podczas lotu wibracyj w ruch wahadłowy, który prędzej czy później musi wywołać zmęczenie tej części mechanizmu, na której wisi ta niezrównoważona masa, powodując mniej lub więcej poważne uszkodzenie całego przyrządu. Poza zrównoważeniem statycznym niedozwolone jest również zrównoważenie dynamiczne. Zrównoważenie dynamiczne wymaga, by np. przy wstrząsach siły działające na ząbieniu poszczególnych sprzężonych ze sobą kół zębatach były równe. Jest to możliwe tylko w tym wypadku, gdy momenty bezwładności tych kół J_1 i J_2 będą w tym samym do siebie stosunku, co i promienie tych kół r_1 i r_2 . Istotnie koła pozostaną w spokoju, gdy momenty obrotowe tych kół M_1 i M_2 będą sobie równe:

$$M_1 = J_1 \frac{d\omega}{dt}, \quad M_2 = J_2 \frac{d\omega}{dt},$$

gdzie $\frac{d\omega}{dt}$ szybkość obrotowa. Siły F_1 i F_2 na ząbieniu kół będą się wyrażać:

^{*)} Mjr. Stewart. Aircraft Engineering, July 1930. p. 175.

$$F_1 = \frac{M_1}{r_1}, \quad F_2 = \frac{M_2}{r_2}$$

skąd

$$\frac{J_1}{J_2} = \frac{r_1}{r_2}$$

Dokładność wskazań przyrządów w granicach ściśle określonych rzeczywistymi potrzebami lotnictwa.

Nie wskazana jest zupełnie budowa przyrządów zbyt czułych np. byłoby zupełnie bezcelowe doprowadzanie, oczywiście dużym kosztem, dokładności wskazań mechanizmów szybkościomierzy do dziesiątych części *km/godz*, gdy wiadome jest, iż błąd spowodowany niewielkim odchyleniem od kierunku lotu rurek aerodynamicznych, będących odbiornikami szybkościomierza na samolocie, jest rzędu dziesięciu *km/godz*.

W ten sposób np. w zwyczajnych wysokościach dopuszczalny jest błąd dochodzący do 50 *m* przy mierzeniu wysokości powyżej 1000 *m*, natomiast dla wysokościomierzy do lądowania służących do określenia wysokości, na której należy wyrównywać samolot nad ziemią, błąd nie może wynosić więcej niż parę metrów.

Jedną z największych wad przyrządów lotniczych zwłaszcza membranowych, wpływającą na zmniejszenie dokładności ich wskazań, jest bezwład mechanizmów czyli tak zwana histereza przyrządów.

W celu zmniejszenia tej wady niezbędne jest użycie do przyrządów lotniczych wysokowartościowych tworzyw poddanych specjalnej obróbce mechanicznej i termicznej, np. do otrzymania odpowiednich membran barometrycznych bierze się srebrnoniklowe blachy najwyższego gatunku. Blachę taką walcuje się do grubości $\frac{7}{6}$ wymiaru minimalnego, potem wyżarza się ją i walcuje dalej wolno i stopniowo do wymiarów ostatecznych, zmieniając kierunek walcowania, tak by nie wywołać efektu gruboziarnistości. Przy wytłaczaniu kształtu falistego membrany zakłada się często między matrycę i blachę gumowe podkładki. Bardzo ważna jest sprawa osiągnięcia tu również równomiernego nacisku na całą blachę. Zmontowanie membrany powinno następować przy użyciu minimalnej ilości lutowia, przy czym miejsce lutowania powinno być dobrane w taki sposób, aby lutowanie jaknajmniej oddziaływało na elastyczność membrany.

W celu zwiększenia dokładności pomiarów nie należy w przyrządach lotniczych nadużywać środków tłumiących stosowanych

normalnie w lotnictwie, by usunąć wpływ drgań i wibracji na wskazania przyrządu. Może się zdarzyć, że wskutek nadmiernego tłumienia przyrząd wskazuje mylnie właśnie w chwili, gdy pilot na ten przyrząd spogląda.

Odporność przyrządów na wpływ przyspieszeń. Należy pamiętać o tym, że przyspieszenia na samolotach mogą dochodzić do wartości kilku g (g - wartość przyspieszenia ziemskiego). Dla zmniejszenia wpływu przyspieszeń należy dążyć do jak-najdalej idącego zredukowania ciężaru części ruchomych związanych ze wskaźnikami przyrządów oraz wzajemnego zrównoważenia ciężarów tych części. O ile względ ten będzie przy konstrukcji przyrządów pominięty, to przyrząd może się minąć z celem, dla którego został stworzony, a więc przyrząd przeznaczony do mierzenia ilości paliwa zacznie odgrywać rolę przyspieszeniomierza czyli miernika powstających na samolocie przyspieszeń.

Niewrażliwość przyrządów na temperaturę. Praca przyrządów pokładowych odbywa się w bardzo różnych warunkach temperatury. Samolot wznoszący się w upalny dzień na wysokość rzędu 10.000 m podlega w przeciągu pół godziny zmianie temperatury o blisko 90° C.

Nic też dziwnego, że nowoczesne wytwórnie przyrządów pokładowych posiadają całe laboratoria, w których bada się zachowanie przyrządów lotniczych i ich części składowych podczas zmian temperatury, aby później w praktyce błędy przyrządów w żadnym wypadku nie przekroczyły dozwolonych granic. W związku z tym przy budowie przyrządów pokładowych zaczęto zwracać uwagę, aby w pewnych wypadkach stykające się ze sobą tworzywa miały ten sam współczynnik rozszerzalności, w innych zaś, aby reakcje na temperatury poszczególnych tworzyw wzajemnie się kompensowały w odniesieniu do wskazań przyrządu.

Możliwie małe wymiary i ciężar. Należy pamiętać o tym, że tablica przyrządów pokładowych na samolocie posiada bardzo ograniczone wymiary oraz, że większość przyrządów pokładowych powinna być widoczna z siedzenia pilota. Tym czasem ilość przyrządów pokładowych, które pilot ma pod swoją obserwacją, stale wzrasta, wobec czego musi istnieć dążenie do jak najdalej idącej oszczędności przy wymiarowaniu poszczególnych przyrządów przy jednoczesnym zmniejszeniu ich ciężaru, który staje się poważnym obciążeniem nawet dla nowoczesnego samolotu^{*)}.

^{*)} Ostatnio wiele firm zagranicznych w celu zmniejszenia ciężaru przyrządów zamiast puszek metalowych zaczęło stosować puszki z materiałów syntetycznych, jak bakelitu, katalinu, płaskonu itd.

Sprawa ta znajduje często pomyślnie rozwiązanie przez łączenie wskazań paru przyrządów na jednej wspólnej tarczy, oszczędzając w ten sposób miejsce i ciężar i powiększając często przejrzystość wskazań tych przyrządów, zwłaszcza w tych wypadkach gdy chodzi o wskazania przyrządów, które muszą być przez pilota jednocześnie obserwowane.

Maly opór aerodynamiczny. Jeżeli przyrząd względnie jego część, jak np. rurka aerodynamiczna szybkościomierza, znajduje się w strumieniu powietrza podczas lotu, to niezbędną jest taka konstrukcja przyrządu, aby szkodliwy opór wystającej na zewnątrz części zmniejszony był do minimum. Sprawa ta jest bardzo ważna i często należy dać jej pierwszeństwo nawet przed zagadnieniem redukcji ciężaru przyrządu (oprofilowanie wystających części przyrządów).

Przejrzystość wskazań. Wskazania przyrządu powinny być tak wyraźne, aby jeden rzut oka wystarczał pilotowi do dokonania odczytu. Przyrząd bardziej dokładny, nie dający jednak przejrzystych wskazań, jest dla pilota często zupełnie bezużyteczny a nawet w niektórych wypadkach szkodliwy. Ponadto pilot musi od razu widzieć z jakim przyrządem ma do czynienia. W celu ułatwienia odczytów tarcze poszczególnych przyrządów pokrywa się różnymi kolorami, na skalach nie robi się zbyt wielu podziałek a sposób wykonania tych skal i podziałek jest podciągnięty pod pewne normy. Sprawą ułatwiającą odczyty jest również równomierność skali na całej długości. Przejrzystość odczytów podnosi często możność ustawiania wskazówek przyrządów w taki sposób, by tworzyły one łącznie pewne określone figury geometryczne. W tym celu mechanizmy przyrządów mogą być obracane razem z tarczą i wskazówką w stosunku do tablicy przyrządów. Pomocą w tej sprawie jest umieszczenie na przyrządach dodatkowych wskaźników, pokazujących normalne położenie wskazówek bądź też te wartości na skali, które nie mogą być przekroczone. Należy zaznaczyć, że w wielu wypadkach, zwłaszcza jeżeli chodzi o przyrządy silnikowe, zaznacza się tendencja przejścia od odczytów ilościowych (związanych z pewną liczbą na skali) do odczytów wyłączone lub też prawie wyłącznie jakościowych czyli takich odczytów, przy których pilot widzi bezpośrednio stan (zły, dobry) mierzonego zjawiska. Dla uzyskania widoczności w nocy przyrządy oświetla się najczęściej światłem pośrednim. Światłem pośrednim nazywa się takie światło, którego źródło nie jest widoczne dla oka obserwatora. Światło to bywa często kolorowe: pomarańczowe lub niebieskie. Pośredniość i zabarwienie światła ma na celu usunięcie szkodliwych refleksów oraz

zmniejszenie olśnienia pilota. Natężenie światła użytego do przyrządów pokładowych powinno być regulowane, co wobec stosowania elektrycznego światła na samolotach osiąga się za pomocą oporników nastawianych przez pilota. Lampy światła przyrządów rozstawia się bądź na samej tablicy przyrządów, bądź też w jej pobliżu. W niektórych wypadkach światło przyrządowe może być umieszczone na drążku pilota.

Niezależnie od oświetlenia obcym źródłem światła, skale i wskazówki przyrządów pokrywa się zwykle masą świecąca.

Ostatnio jedna z firm niemieckich wypuściła przyrządy pokładowe z lampkami związanymi z poszczególnymi przyrządami, są to lampki-rurki wygięte w kształcie koła umieszczonego na obrzeżu tarczy przyrządu i osłoniętego od strony pilota. Lampy te oświetlają tarcze przyrządu w bardzo przyjemny dla pilota sposób. Podobne lampki indywidualne dla przyrządów pokładowych wykonała jedna z firm amerykańskich. Lampki te w odróżnieniu od niemieckich mieszczą się po środku tarczy w szkłe pod niewielkim ekranikiem. Średnica takich lampek wynosi około 3 mm.

Spokój i ciągłość wskazań. Sprawa ta wiąże się z łatwością odczytów wskazań przyrządów i jest tak ważna, iż często daje się jej pierwszeństwo przed kwestją dokładności wskazań przyrządów, jak to ma miejsce np. z bardzo dokładnymi obrotomierzami, tak zwanymi różniczkującymi, ze stale drgającą wskazówką, które są obecnie prawie zupełnie wycofane z użycia na korzyść innych mniej dokładnych obrotomierzy, tak zwanych całkujących, które dają wskazania spokojne i ciągłe. W celu uzyskania bardzo spokojnych wskazań zaleca się stosować odpowiednie środki tłumiące, uwzględniając jednak uwagi podane w końcu punktu dotyczącego dokładności wskazań, oraz bardzo dokładne wyważenie wszystkich części mechanizmu przyrządów.

Należy również unikać przyrządów, w których dla uzyskania odczytów należy wykonać pewne czynności chociażby najprostsze. Przyrząd taki chociażby był najdokładniejszy zawsze będzie musiał ustąpić miejsce przyrządowi dającemu wskazania mniej dokładne, ale za to bez przerwy, stale i bez potrzeby czynności dodatkowych.

Nierównomierność wskazań może wypływać nie tylko z samej zasady konstrukcji przyrządu ale również być spowodowana niedokładnością wykonania. W wyniku takiej niedokładności może mieć miejsce tak zwane zacinananie się przyrządów, naruszające ciągłość ich pracy. Za ilustrację precyzji, z jaką muszą być wykonywane przyrządy pokładowe, może służyć załączona fotografia (rys. 3), przedstawiająca, jak w jednej

z wytwórni zagranicznych sprawdzane są zębate kółka, stanowiące składową część mechanizmu wielu przyrządów pokładowych za pomocą mikroskopu Zeissa. Zacinanie się przyrządów



(Katalog I. Kollsman)

Rys. 3. Badania kół zębatych do przyrządów pokładowych

może zachodzić również na skutek użycia niewłaściwych smarów w trących się częściach przyrządów oraz zastosowaniem w ich mechanizmach zbyt małych luzów, zwłaszcza, jeżeli chodzi o pracę tych przyrządów przy dużych różnicach temperatur.

Odporność na korozję. Ciężkie warunki atmosferyczne, w których pracują przyrządy pokładowe wysuwają ten punkt na jedno z pierwszych miejsc przy konstrukcji przyrządów pokładowych. Należy pamiętać o tym, że przyrządy pokrywane się rosą wewnątrz i zewnątrz po powrocie z lotów wysokościowych, mogą obmarzać, zasypywane są często śniegiem i zalewane deszczem. Wymaga to uodpornienia tych przyrządów na wpływ wilgoci zewnątrz i wewnątrz. Uskutecznia się to przez uszczelnienie puszek, stosowanie odpowiednich tworzyw, pokrywanie

nie tworzyw nieodpornych ochronnymi farbami, lakierami lub emalią.

Amagnetyczność przyrządów. Wobec tego, że jak wiadomo jednym z najważniejszych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych jest busola magnetyczna, należy dążyć do tego, aby przy budowie przyrządów używane były wyłącznie lub też prawie wyłącznie tworzywa amagnetyczne, które z jednej strony nie wpływałyby na wskazania busoli, z drugiej zaś strony same nie podlegały wpływom pól magnetycznych na samolocie. Sprawa ta ma szczególne znaczenie w związku z rozwojem elektryfikacji poszczególnych przyrządów pokładowych, zwłaszcza na samolotach wielosilnikowych. Prądy elektryczne stwarzają pola magnetyczne, które mogą zupełnie zniekształcać wskazania busoli. Wobec tego, że w niektórych wypadkach przyrządy elektryczne są niezastąpione, niezbędne są w tej mierze środki

zaradcze: odpowiednie ekranowanie, zamiana prądów stałych prądami zmiennymi itp.

Eatwość montażu oraz wymiennność. Pod tym ostatnim względem wielkie ułatwienie wniosły prace Komisji Normalizacyjnych, dotyczące znormalizowania kształtów przyrządów, sposobów wykonania złącz, umocowań itp. Równoległe z tym prowadzone są prace nad ulepszeniem przyrządów w kierunku ułatwienia ich montażu. Tak np. jedna z firm amerykańskich zamiast montowania przyrządów do tablicy za pomocą śrub zastosowała zatrzaski.

Oczywiste jest, że nie wszystkie przyrządy pokładowe mogą odpowiadać jednocześnie wszystkim podanym wyżej warunkom, tym bardziej że niektóre warunki nie są możliwe do jednoczesnego całkowitego wypełnienia. Decyzja, w jakiej mierze poszczególne warunki muszą mieć zastosowanie do tego lub innego typu przyrządów, należy do konstruktora tych przyrządów, który w tym względzie musi najczęściej opierać się na doświadczeniu, zdobytym przez niego samego lub przez wytwórnię w której pracuje. Tym się też przede wszystkim tłumaczy wielka wartość przyrządów pokładowych pochodzących ze starych firm, mających już swoją historię w dziedzinie fabrykacji sprzętu lotniczego.

§ 4. Badanie. Wszystkie przyrządy pokładowe przed dopuszczeniem ich do pracy na samolocie muszą być poddane odpowiednim badaniom. Badania te dzielą się na badania ogólne oraz badania specjalne.

Do badań ogólnych należą:

- a) oględziny zewnętrzne, sprawdzenie wymiarów i ciężarów przyrządów,
- b) sprawdzenie działania i dokładności wskazań przyrządów,
- c) sprawdzenie trwałości świecenia mas świetlnych, użytych przy wykonaniu skal i wskaźników przyrządów.

Do badań specjalnych należą:

- a) sprawdzenie wytrzymałości mechanizmu przyrządów (sprawa przeciążeń, sprawa zmęczenia przyrządów),
- b) sprawdzenie dokładności wyważenia (odporność na wibracje),
- c) sprawdzenie amagnetyczności (oczywiście za wyjątkiem busol),
- d) sprawdzenie działania przyrządu i dokładności jego wskazań przy temperaturach granicznych oraz w pewnych szczególnych wypadkach, jak np. w zależności od położenia przestrzennego,
- e) sprawdzenie szczelności puszki przyrządów.

Badaniom ogólnym podlegają wszystkie przyrządy. Badaniom specjalnym, jeżeli przyrządy odbierane są partiami, mogą podlegać tylko niektóre przyrządy z danej partii w ilości nie mniejszej jednak od 10⁰/₀ wszystkich przyrządów.

Dla busol badania specjalne uzupełniają badania czułości busoli przy zmniejszonej sile pola magnetycznego, badania tłumienia, pociągania oraz badania systemu kompensacyjnego. Sprawy te będą szczegółowo poruszone przy opisie samych busol. Dla przyrządów żyroskopowych badania specjalne uzupełnione muszą być próbą rozbiegu i dobiegu, zaś dla przyrządów posiadających instalację elektryczną — sprawdzenie tej instalacji pod względem przepisów elektrycznych obowiązujących w danym kraju.

Ogłędziny zewnętrzne polegają głównie na zwróceniu uwagi, czy wygląd przyrządów odpowiada opisowi ustalonemu dla danego typu przyrządów.

Sprawdzenie dokładności wskazań ma na celu przekonanie się, czy odchylenia wskazań przyrządów od rzeczywistej wartości nie przekraczają wartości podanych w warunkach technicznych.

W poszczególnych wypadkach może zająć konieczność ustalenia dla przyrządów pokładowych tablic lub wykresów poprawek czyli tych wielkości, które powinny być dodane lub odjęte od poszczególnych wskazań przyrządów dla otrzymania wartości rzeczywistych.

Oczywiste jest, że poprawki te które nazwiemy poprawkami samego przyrządu, związane są z danym przyrządem i stopniem precyzji wykonania jego mechanizmu i nie dotyczą poprawek, ujmujących błędy z samej zasady badania zjawisk za pomocą danego typu przyrządów. Poprawki tej ostatniej kategorii, nazywane poprawkami systematycznymi, odnoszą się do wszystkich przyrządów danego typu i są ustalone przy opracowaniu ogólnej teorii pomiarów z przyrządami tego typu.

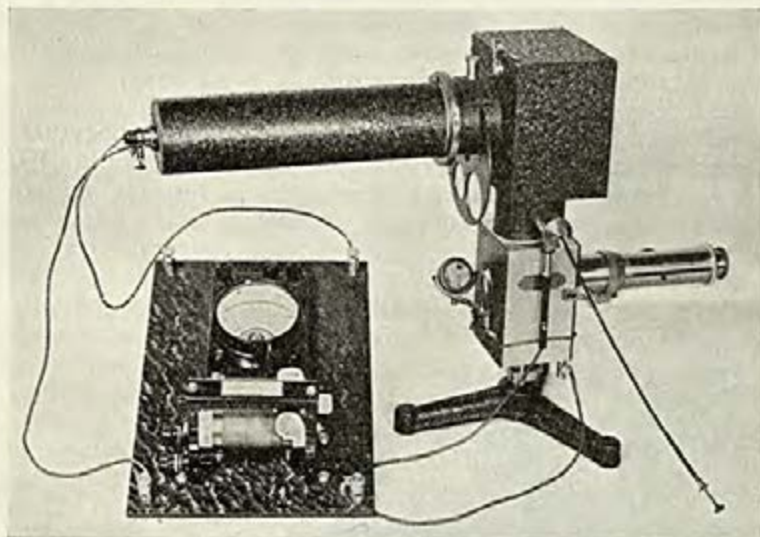
Określenie poprawek samego przyrządu osiąga się przez porównanie wskazań tego przyrządu ze wskazaniem przyrządu wzorcowego przy zwiększających się i zmniejszających wartościach wskazywanych przez przyrząd.

Przyrządy wzorcowe są to przyrządy wykonywane specjalnie precyzyjnie i przechowywane starannie w warunkach eliminujących wpływy temperatur, wilgoci, wstrząsów itp. przyczyn mogących wpłynąć na zmniejszenie ich dokładności.

W celu sprawdzenia działania przyrządów wzorcowych istnieją urządzenia, pozwalające na skutecznienie pomiaru zjawisk, mierzonych przez te przyrządy przy pomocy podstawowych

metod pomiaru zasadniczych jednostek fizycznych (długości, masy i czasu). W ten sposób ustalenie i utrzymanie w porządku wzorców w granicach dokładności techniki pomiarów lotniczych nie przedstawia żadnej trudności. Opis tych pomiarów będzie podany przy opisie badań poszczególnych przyrządów.

Sprawdzenie trwałości świecenia mas świetlnych, którymi pokrywa się skale, napisy i wskazówki przyrządów, może odbywać się w sposób następujący: badany przyrząd trzymany jest w ciemni w ciągu określonego czasu, odpowiadającego



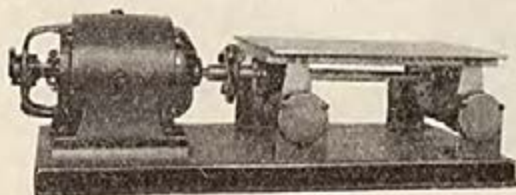
Rys. 4. Fotometr do badania mas świetlnych

czasowi najdłuższego lotu w nocy, po czym poddaje się go obserwacji. Obserwator o normalnym wzroku, znajdujący się również w ciemności powinien mieć możliwość z określonej odległości np. 1 m po upływie określonego czasu np. 15 sek odróżnić napisy na przyrządzie i ustalić położenie jego wskazówki, nie posługując się jakimkolwiek obcym źródłem światła.

Masy świetlne wykonywane są zwykle z mieszaniny substancyj fluoryzujących z solami radowymi. Te ostatnie, bardzo drogie, praktycznie nie tracą swej siły świetlnej z biegiem czasu, podczas gdy pierwsze, znacznie tańsze, świecą tylko pewien czas po naświetleniu ich obcym światłem. W celu podtrzymania świecenia przyrządów, na których napisy wykonane są za pomocą tańszych mas świetlnych, stosuje się często stale

naświetlanie tablicy przyrządów pokładowych za pośrednictwem źródeł światła wysyłających promienie pozafioletowe. W laboratorjach istnieją specjalne fotometry dla ustalenia gatunku mas świetlnych użytych do przyrządów oraz ustalenia procentu światła pochodzącego od soli radowej. Na rys. 4 pokazany jest taki fotometr w wykonaniu holenderskiej firmy Kraan. Przyrząd ten posiada komórkę fotoelektryczną włączoną w obwód z miernikiem prądu. Odpowiednia ilość masy świetlnej oddziaływanie na tę komórkę z początku bezpośrednio, następnie zaś za pośrednictwem filtru, który przepuszcza tylko promienie wysyłane przez sole radowe. Przed pomiarem przyrząd musi być wyskalowany przy pomocy wzorców światła w celu otrzymania wyników pomiaru w jednostkach absolutnych.

Z prób specjalnych próba wytrzymałości mechanizmów na drgania oraz sprawdzenie statycznego wyważenia przyrządów odbywa się na urządzeniu noszącym nazwę trzęsionki. Przyrządy umocowuje się na specjalnej tablicy lub też na stole, wprawionym w ruch wibracyjny najczęściej przez silnik elektryczny. Częstotliwość drgań w takim urządzeniu waha się w granicach 400—5000 drgań na minutę, amplituda zaś drgań waha się w granicach 0,1—1,5 mm. Są to wartości jaknajbardziej zbliżone do wartości, otrzymywanych w rzeczywistych



Rys. 5. Trzęsionka

warunkach na samolocie. Badania wibracyj na samolocie stanowią z wielu względów bardzo ciekawy przedmiot dla techniki przyrządów pokładowych^{*)}. Sprawa ta będzie jeszcze raz poruszona przy omówieniu sposobu amortyzacji przyrządów. Po zmontowaniu przyrządu na trzęsionce poddaje się go wibracjom w przeciągu od 2 do 4 godzin. Równocześnie można trzymać badany przyrząd pod obciążeniem. W tym wypadku próba wytrzymałości mechanizmu przyrządu połączona jest z próbą na zmęczenie. Przyrząd po odbyciu próby na trzęsionce uznany jest za dobry, o ile amplitudy wahań jego ruchomych wskaźników nie przekraczały zasadniczo amplitudy drgań samej trzęsionki. Na rys. 5 przedstawiona jest trzęsionka wykonana przez niemiecki Instytut Badań Lotnictwa (DVL). Ruch wibracyjny otrzymuje się tam

^{*)} Zand, Study of Airplane and Instr. Board Vibration, 1915.
Zand u. Switcher, Anti-Vibration mounting.

dzięki mimośrodom osadzonym w 4-ch podstawach płyty przyrządu. Ruch obrotowy tych mimośrodków osiąga się za pomocą przekładni stożkowych kół zębatach, dzięki pokazanemu na rysunku silniczkowi elektrycznemu, którego obroty mogą być zmieniane w dość szerokich granicach. Zmiana amplitudy drgań osiąga się w tym przyrządzie przez przestawienie kół zębatach zmieniających mimośrodkowość podstaw płyt.

Po próbie na zmęczenie i przeciążenie przyrząd porównuje się powtórnie z przyrządem wzorcowym w celu stwierdzenia czy wskazania przyrządu nie uległy jakimkolwiek zmianom.

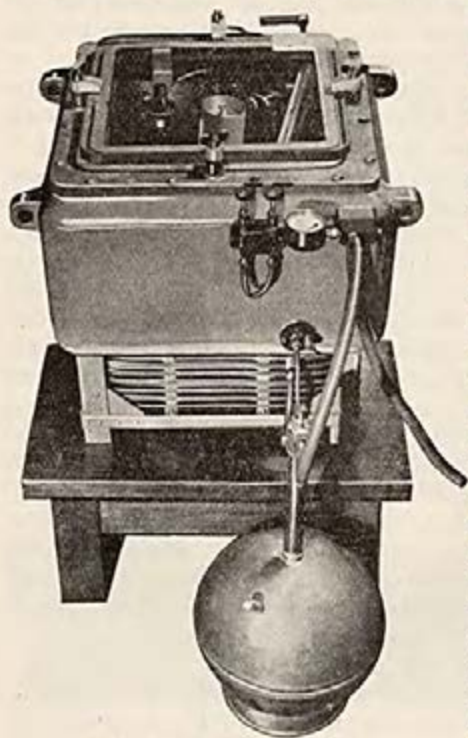
W niektórych nowoczesnych laboratoriach przeznaczonych do badań przyrządów pokładowych istnieje cały szereg specjalnych instalacyj w celu badania przyrządów pokładowych na zmęczenie. Instalacje te wykonane są w ten sposób, iż istnieje możliwość stałego samoczynnego obciążania i odciążania do czasu mechanicznego uszkodzenia badanego przyrządu, przy czym odpowiedni licznik rejestruje ilość obciążeń, które przebył przyrząd. Co pewien czas przyrządy poddawane takiej próbie na zmęczenie są porównywane z przyrządem wzorcowym. Badania te dają czasami bardzo ciekawe wyniki, np. jeżeli chodzi o przyrządy wysokiej wartości, to początkowo pracują one z pewnymi błędami (docieranie się mechanizmów, stopniowe ułożenie się smarów), następnie utrzymują przez dłuższy okres czasu całkowitą poprawność wskazań. Okres ten odpowiada normalnie paroletniej pracy przyrządu na samolocie. Całkowite uszkodzenie przyrządu poprzedzone jest zwykle stosunkowo krótkim okresem, w czasie którego daje się zauważyć wzrost błędów przyrządu.

Przyrządy tańsze pracują stale ze zwiększającymi się błędami, powodowanymi zniekształcaniem się membran, wyrobieniem się łożysk, rozluźnieniem przekładni zębatach itp. przyczynami charakterystycznymi dla tej kategorii przyrządów.

Próba na amagnetyczność dokonywana jest zwykle w ten sposób, iż w pewnej określonej odległości od przyrządu np. 20 cm układa się pewna ilość np. 4 magnesy iskrownika silnikowego. Próbę uważa się za odbytą z dodatnim wynikiem, o ile wskazania przyrządu nie uległy w czasie niej żadnej zmianie. Następnie zbliża się sam badany przyrząd do czulej busoli (najlepiej do zwykłej suchej igły magnetycznej długości 5—6 cm) i stwierdza się czy przybliżenie tego przyrządu do busoli nie wywiera na nią żadnego wpływu. Najniebezpieczniejsze dla busol są te przyrządy, których wpływ powstaje dopiero podczas działania i wielkość jego nie jest stała.

Próba zachowania się przyrządu przy temperaturach granicz-

nych przeprowadza się przy pomocy specjalnych komór, w których możliwe są zmiany temperatury w szerokich granicach. Na rys. 6 podano fotografię takiej komory w wykonaniu angielskiej firmy Siebe Gorman w Londynie. Niskie temperatury otrzymuje się

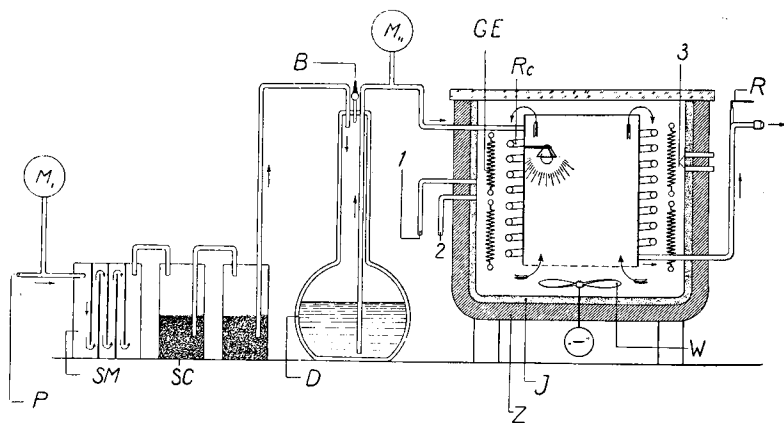


Rys. 6. Komora niskich i wysokich temperatur

tu za pomocą przepływu płynnego powietrza przez rurociągi przyrządu, temperatury wysokie — za pomocą grzejników elektrycznych. Na rys. 7 podany jest schemat działania tego urządzenia. Na rysunku tym *P* wskazuje miejsce ustawienia pompy, służącej do stworzenia nadciśnienia w naczyniu z płynnym powietrzem *D*. *M_I* manometr wykazujący ciśnienie w rurociągu tłoczącym. *SM* i *SC* suszarki mechaniczne i chemiczne, służące do oczyszczenia powietrza od wilgoci. *B* zawór bezpieczeństwa w naczyniu *D*. Musi on być otwarty, gdy urządzenie nie pracuje, by nadciśnienie stwarzane przez parujące płynne powietrze nie rozsądziło naczynia *D*. *M_{II}* manometr w rurociągu z płynnym powietrzem *Re*, *R* zawór regulacyjny w tym rurociągu. *GE* grzejniki elektryczne w komorze, *W* wentylator, *Z* żeliwne ścianki komory, *J* jej izolacje, 1, 2, 3 otwory w komorze, umożliwiające połączenie jej wnętrza z pompą próżniową, barometrem, oraz różnymi dodatkowymi przewodami, zależnymi od badanych w komorze przyrządów. W komorze może być w ciągu 30 do 40 min obniżona temperatura do -90°C względnie podwyższona do $+50^{\circ}\text{C}$, jednocześnie może być tam stworzona próżnia odpowiadająca wysokości dochodzącej do 12.000 m. Wiatraczek na dnie komory ma na celu wyrównywanie temperatury w całej komorze.

Badania na szczelność można dokonywać albo sposobem fran-

cuskim, polewając przyrząd wodą w określonej ilości, z określonej wysokości, gdy stoi on pod określonym kątem do strumienia wody albo też wykorzystując w tym celu komorę próżniową. Przy tym sposobie stosowanym np. dla wysokościomierzy do ładowania przyrząd ustawia się w komorze próżniowej, z której



Rys. 7. Schemat komory niskich i wysokich temperatur

wypompowuje się powietrze. Wnętrze puszek przyrządu łączy się z zewnętrzną atmosferą poza komorą, o ile puszka jest szczelna, przyrząd nie powinien reagować na tworzącą się w komorze próżnię.

§ 5. Normalizacja przyrządów pokładowych. Normalizacja przyrządów pokładowych dotyczy przede wszystkim ich kształtów zewnętrznych, a mianowicie średnic puszek, odpowiadających otworom w tablicy przyrządów pokładowych oraz rozstawienia i wielkości śrub mocujących przyrządy do tablicy. W ten sposób obecnie większość puszek przyrządów ma kształt okrągły. Należy zaznaczyć, że przez pewien czas bardzo wiele światowych wytwórni dążyło do budowy przyrządów o skalach podłużnych i kształtach prostokątnych; przyrządy takie w pewnych wypadkach zajmują na tablicy mniej miejsca. Obecnie jednak zaznaczył się całkowity powrót do przyrządów z tarczami okrągłymi, są one bardziej przejrzyste do obserwacji, pozwalają w razie potrzeby na podwójny obrót wskazówki i jednocześnie z tym są o wiele łatwiejsze w produkcji. Skale podłużne posiadają obecnie z zasady tylko chyłomierze podłużne, zbudowane na zasadzie hydrostatycznej.

W lotnictwie polskim i francuskim znormalizowane są trzy

typy puszek o średnicy 90, 80 i 60 mm. Puszki te posiadają z przodu ramki kwadratowe o bokach odpowiednio 95, 85 i 65 mm, służące do przymocowania przyrządów na tablicy za pomocą śrub^{*)}. Lotnictwo niemieckie przyjęło normy przyrządów amerykańskich. Posiada ono puszki dwu wymiarów: 79,4 i 57,5 mm, przy tym większość przyrządów posiada puszki mniejsze. Otwory w tablicy przyrządów pokładowych, odpowiadające przyrządom o puszcze 79,4 mm są przystosowane również do przymocowania seryjnych busol po wykonaniu dodatkowych wycięć podłużnych.

Normalizacji podlegają również barwy tarcz przyrządów pokładowych. Istnieją dwa zasadnicze sposoby barwienia tarcz: pierwszy polega na pokrywaniu określoną barwą całej tarczy i drugi — na barwieniu tylko pewnego określonego koła na tarczy, przy tym obwód tarczy ze skalą i liczbami przy tej skali dla lepszej widoczności jest zawsze czarny. Ten ostatni sposób znacznie bardziej skomplikowany w wykonaniu przyjęty jest częściowo w lotnictwie francuskim. Barwy tarcz stosowane do przyrządów w lotnictwie polskim są następujące:

- czarna do obrotomierzy, zegarów czasowych, busol,
- ciemno czerwona do paliwomierzy i manometrów ciśnienia paliwa oraz manometrów ciśnienia ładowania,
- ciemno brązowa do manometrów i aerotermometrów smaru,
- ciemno zielona do aerotermometrów wody,
- ciemno niebieska do wysokościomierzy i szybkościomierzy^{**)}.

Sprawa barwienia tarcz wiąże się bardzo ściśle z przeprowadzoną na gruncie międzynarodowym sprawą barwienia przewodów rurowych odróżniających przewody do paliwa, wody, powietrza, oleju, środków gaszących itp.

Ostatnio w lotnictwie włoskim zamiast malowania tarcz zaczęto stosować w celu odróżnienia poszczególnych przyrządów rysowanie na tarczach tych przyrządów liter o wielkości promienia tarczy, charakteryzujących dany przyrząd. Tak np. litera O (olio-olej) odpowiada manometrom oleju. Litery TO (temperatura oleju) odpowiadają termometrom oleju, litera B (benzina) odpowiada manometrom benzyny itp. W celu wykorzystania tych oznaczeń w nocy litery pokryte są masą świetlną.

Bardzo ważną dziedziną normalizacji jest uporządkowanie skal i napisów na tarczach przyrządów pokładowych. Kwestja ta poruszana była na terenie międzynarodowym w memorjale I.A.T.A. (International Air Traffic Association). Nie została

^{*)} Polskie Normy Wojskowe Aer. P.N.W./ic-1, Aer. P.N.W./ic-2, Aer. P.N.W./ic-3.

^{**)} Polskie Normy Wojskowe Aer. P.N.W./ip-6.

jednak całkowicie uzgodniona ze względu na rozbieżność zdań w tej mierze przedstawicieli poszczególnych krajów. W normach polskich^{*)} dotyczących tej sprawy należy zwrócić uwagę na ustalenie miejsca początku skali — lewa dolna ćwiartka tarczy, kierunku wzrostu wartości skali — zgodność z kierunkiem ruchu strzałki zegarka, oraz na to, iż główne podziałki skali winny odpowiadać setkom, dziesiątkom, jednostkom lub dziesiątym częściom zasadniczych jednostek, w których dokonuje się pomiar. Określone jest również ściśle co ma być pokryte na tarczy masą świetlną, a mianowicie liczby skali, główne podziałki skali odpowiadające tym liczbom, podziałki połowzące odstęp pomiędzy podziałkami oznaczonymi liczbami, napisy główne ujmujące stan badanego czynnika (np. wysokość, szybkość, temperatura, ciśnienie) oraz napisy dodatkowe podające samą nazwę tego czynnika (np. woda, olej), o ile napisy główne nie wystarczają do jednoznacznego określenia przyrządu. Następnie masą świetlną powinna być pokryta więcej niż połowa wskazującej części wskazówki i przestawialne dodatkowe wskaźniki.

Sama wskazówka jest również w wielu krajach znormalizowana. Zauważa się dążenie do wykonywania jednoramiennych wskazówek daleko bardziej przejrzystych. Jednoramienne wskazówki mają szczególne znaczenie w przyrządach dwuwskazówkowych, których prototypem jest zegar czasowy. W wypadku wskazówek dwuramiennych pożądane jest malowanie drugiego ramienia wskazówki na kolor tarczy lub też w celu ułatwienia zamienności wskazówek dla różnych przyrządów na kolor czarny.

Normalizacji podlegają także^{**)}, jak to już było zaznaczone przy omówieniu wymienności przyrządów, końcówki manometrów, paliwomierzy, obrotomierzy, nakrętki mierników termometrów itp. części służące do łączenia bądź poszczególnych wymiennych części przyrządów, bądź też łączenia danej części przyrządu z silnikiem lub też z płatowcem.

§ 6. Rozmieszczenie przyrządów pokładowych. Prawidłowe rozmieszczenie przyrządów pokładowych jest sprawą niezmiernie wagi. Początkowo w tej dziedzinie panowała zupełna dowolność i o umieszczeniu przyrządu w tym lub innym miejscu samolotu decydowały właściwości samego przyrządu oraz zasadnicze cechy jego konstrukcji w ten sposób np., jak to widoczne jest na rys. 1, termometr umieszczony był bezpośrednio na zbiorniku wodnym, szybkościomierz na zastrzale skrzydła itp.

^{*)} Polskie Normy Wojskowe Aer. P.N.W./ic-10, Aer. P.N.W./ic-11 i Aer. P.N.W./ic-12.

^{**)} Polskie Normy Wojskowe Aer. P.N.W./ic-4, Aer. P.N.W./ic-5, Aer. P.N.W./ic-6, Aer. P.N.W./ic-7, Aer. P.N.W./ic-9.

W miarę rozwoju przyrządów pokładowych zwłaszcza w dziedzinie umożliwienia przenoszenia wskazań na odległość odbiorniki wszystkich przyrządów pokładowych mogły być umieszczane na specjalnej tablicy przyrządów, znajdującej się bezpośrednio przed oczyma pilota, jednocześnie z tym zaczęto opracowywać zasady racjonalnego rozmieszczenia tych przyrządów.

Powstała kwestia normalizacji tych zasad, wychodząc z założenia, że znormalizowanie sposobu rozmieszczenia przyrządów pokładowych pozwoli pilotowi na szybsze opanowanie każdego nowego typu samolotu oraz wprowadzi jak najdalej idące zmechanizowanie obserwacji przyrządów pokładowych, co w rezultacie ułatwi pracę pilotowi i zmniejszy jego zmęczenie.

Należy pamiętać również o tym, że cały szereg przyrządów wymaga jednoczesnej obserwacji i przyrządy te muszą być z konieczności zawsze umieszczone obok siebie. Ma to miejsce w wypadku, gdy wskazania przyrządów wzajemnie się uzupełniają, jak np. przy skrzętomierzu i chyłomierzu poprzecznym. Następnie muszą być umieszczone obok siebie przyrządy, których wskazania całkowicie albo też częściowo dublują się w celu porównywania tych wskazań między sobą i jak najszybszego stwierdzenia wad i usterek w działaniu jednego z tych przyrządów.

Sprawa normalizacji rozmieszczenia przyrządów pokładowych, poruszana na terenie międzynarodowym, jest wogóle bardzo trudna do przeprowadzenia i natrafia na znaczny opór ze strony konstruktorów samolotów, gdyż zmusza ich do zmiany dotychczasowej dowolności rozmieszczenia przyrządów pokładowych bez żadnych dla nich bezpośrednio widocznych korzyści, podczas gdy wytwórca przyrządów pokładowych bardzo chętnie idzie na rękę wszelkim pomysłom normalizacyjnym dotyczącym samych przyrządów, gdyż ta normalizacja ma przede wszystkim na celu ułatwienie i potaniecie produkcji.

Ostatnio bardzo wiele zagranicznych wytwórni przyrządów wypuszcza poza oddzielnymi przyrządami całe gotowe zestawy przyrządów na tablicach, co niezwykle ułatwia celowe rozmieszczenie przyrządów, jak również normalizację tego rozmieszczenia.

Dotychczas obowiązujące zasady rozmieszczenia przyrządów pokładowych na samolocie jednosilnikowym z jednym miejscem pilota, przyjęte w lotnictwie polskim*) są następujące: miejsce na tablicy przyrządów pokładowych dzieli się na trzy części—część środkową, znajdującą się przed pilotem, oraz części boczne

*) Polskie normy wojskowe Aer. P.N.W./ip-2.

prawą i lewą, patrząc w kierunku lotu samolotu. W części środkowej umieszcza się busolę, tak zwany kontroler lotu (szybkościomierz, skrętomiernik, chyłomierz poprzeczny) oraz wszystkie inne przyrządy stanowiące podstawę lotu bez widoczności zewnętrznej, jak chyłomierz podłużny, horyzont sztuczny, żyroskopowy wskaźnik kursu, variometr, wysokościomierz do lądowania itp. Z lewej strony umieszcza się wszystkie przyrządy silnikowe w następującym porządku ich ważności, licząc od środka tablicy: obrotomiernik, aerotermometry, manometry, paliwomierz, uruchamiacz gaśnicy. Ze strony prawej: wysokościomierz, zegar czasowy, aparaturę inhalatora tlenowego, mapnik. Podobny rozkład przewidują normy francuskie. W normach niemieckich przyrządy silnikowe umieszcza się po stronie prawej. Przykład takiej tablicy z przyrządami firmy Askania podany jest na rys. 8. Na tablicy tej znajdują się z lewej strony dwa wysokościomierze do lądowania i zwykły zegar czasowy, szybkościomierz i variometr, pośrodku busola, wskaźnik busoli odległościowej, skrętomiernik z chyłomierzem poprzecznym; z prawej: paliwomierz, obrotomiernik, termometry, manometry, oraz nadajnik kursu busoli odległościowej.



(Foto Askania)

Rys. 8. Tablica przyrządów pokładowych firmy Askania

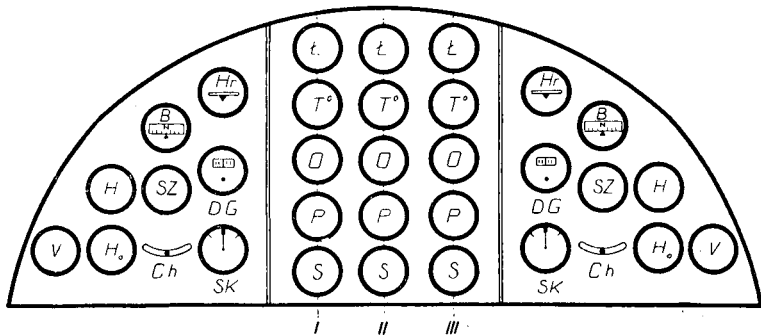
Rozmieszczenie przyrządów pokładowych o podwójnym sterowisku pilota normy francuskie rozstrzygają w sposób następujący: środek tablicy zajmują przyrządy silnikowe, przyrządy pilotażowe i nawigacyjne umieszczone są przed każdym z pilotów z lewej i prawej strony tablicy. Dodatkowe przyrządy pilotażowe ze względów oszczędnościowych umieszczono tylko przed lewym pilotem uważanym za głównego, jak np. wysokościomierz do lądowania itp.

Najbardziej skomplikowaną sprawą jest rozmieszczenie przyrządów na samolotach wielosilnikowych. Samoloty te są zwykle

samolotami o podwójnym stanowisku pilota. Przyrządy silnikowe zajmują tam zgodnie z poprzednimi założeniami środek tablicy, przy czym zauważyć się dają dwa zasadnicze dążenia:

- zgrupowanie przyrządów, dotyczących jednego silnika, przy czym układ zespołów przyrządów dla każdego z silników na tablicy powinien być jak najbardziej zbliżony do układu samych silników na samolocie,
- zgrupowanie w jednym i tym samym miejscu przyrządów tego samego typu, należących do różnych silników, jak np. obrotomierze, manometry ciśnienia ładowania itp.

Jako przykład bardzo przejrzystego rozmieszczenia przyrządów dla 3-silnikowego samolotu komunikacyjnego może służyć tablica amerykańskiej firmy Sperry podana na rys. 9. Na tablicy tej wszystkie przyrządy należące do jednego silnika umieszczone są pod sobą, przyrządy jednego i tego samego typu umieszczone są obok siebie, w ten sposób idą: manometry ciśnienia ładowania L , termometry oleju T^0 , obrotomierze O , manometry ciśnienia paliwa P , manometry ciśnienia oleju S .



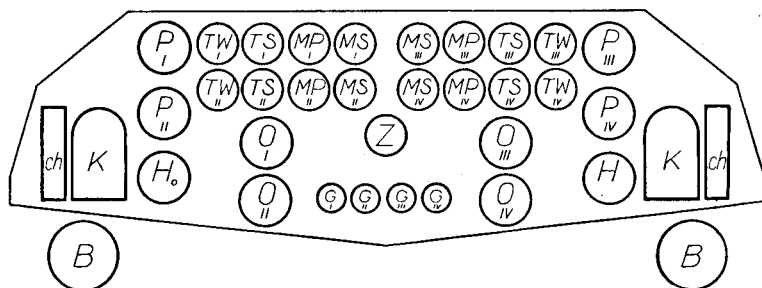
Rys. 9. Tablica przyrządów pokładowych firmy Sperry

Prawą i lewą stronę tablicy wykonano zupełnie symetrycznie. Mieszczą się tam: sztuczny horyzont Hr , żyroskopowy wskaźnik kursu DG , skrętomierz SK , busola B , szybkościomierz Sz , chyłomierz poprzeczny Ch , wysokościomierz zwykły H , wysokościomierz do ładowania H_0 oraz variometr V .

Na rys. 10 przedstawiona jest tablica firmy Aera dla 4-silnikowego samolotu, ułożona według norm francuskich. Silniki na tym samolocie są chłodzone wodą, układ tandem. Na rysunku P oznacza paliwomierz, TW termometr wody, TS termometr oleju, MP manometr paliwa, MS manometr oleju, O obroto-

mierz, *Z* zegar czasowy, *K* kontroler lotu (skrętomiernik, szybkościomierz i chyłomierz poprzeczny), *Ch* chyłomierz podłużny, *G* uruchamiacz gaśnicy, *B* busole, *H* wysokościomierz zwykły, *H₀* wysokościomierz do lądowania. Liczby rzymskie przy przyrządach silnikowych wskazują liczbę porządkową silnika, do którego te przyrządy się odnoszą. Poza tym przewidziane jest miejsce na tablicy dla przełączników iskrowników.

Rozmieszczenie przyrządów wiąże się bardzo ściśle z doбором przyrządów dla poszczególnych samolotów oraz z ustawieniem dodatkowych przyrządów w kabine obserwatora względnie innych członków załogi samolotu.



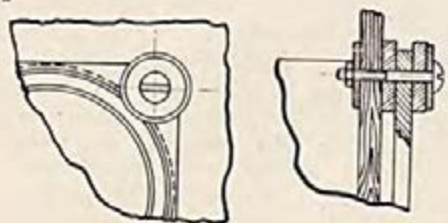
Rys. 10. Tablica przyrządów pokładowych firmy Aera

Sprawa doboru przyrządów silnikowych jest stosunkowo prosta, gdyż wymagania konstruktora silnika normują ostatecznie ilość i rodzaj przyrządów silnikowych, natomiast kwestia zaopatrzenia statku powietrznego w przyrządy pilotażowo-nawigacyjne jest bardziej skomplikowana i zależy z jednej strony od przeznaczenia samolotu (turystyka, komunikacja, wojsko), z drugiej zaś strony od sum, którymi rozporządza jego właściciel. Przepisy niektórych krajów ustalają dla niektórych typów samolotów określone minimum przyrządów pokładowych niezodownych dla zapewnienia bezpieczeństwa lotów.

Przy projektowaniu tablicy przyrządów pokładowych należy pamiętać o tym, że pomimo znaczenia jakie posiada każdy nowy przyrząd do powiększenia bezpieczeństwa lotu wpływa on jednocześnie na rozproszenie uwagi pilota i zwiększa trudność obserwacji całej tablicy, stąd też wynika, że nadmierne powiększanie ilości przyrządów na tablicy ma również i swoje złe strony.

§ 7. Wbudowywanie, obsługa i konserwacja przyrządów pokładowych. Najlepszy przyrząd pokładowy zbadany jak naj-

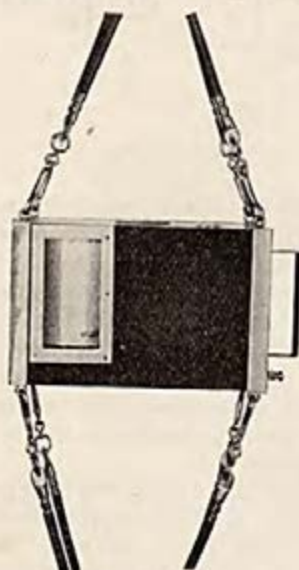
staranniej w laboratorium może nie oddać załodze żadnych usług, a przeciwnie być nawet przyczyną poważnych nieporozumień, mogących pociągnąć za sobą nieobliczalne skutki, o ile nie jest prawidłowo wbudowany, obsługiwany i konserwowany na samolocie.



Rys. 11. Amortyzacja seryjnych przyrządów pokładowych

Przed przystąpieniem do wbudowania i użytkowania przyrządów pokładowych konieczne jest zawsze dokładne zaznajomienie się ze wszystkimi instrukcjami istniejącymi w tej mierze i następnie ścisłe przestrzeganie tych instrukcyj nawet w drobiazgach mających

napozór bardzo małe znaczenie, gdyż bardzo często w tych drobiazgach mieści się zasadnicza treść instrukcji, stanowiąca o jej skuteczności.



Rys. 12. Amortyzacja barografu

Po wyborze miejsca dla przyrządu na samolocie wylania się niemniej ważna sprawa odpowiedniej amortyzacji tego przyrządu w celu uchronienia go od wstrząsów i drgań. Normalnie do amortyzacji przyrządów wystarcza zastosowanie podkładek gumowych po obu stronach ramki przyrządów przy śrubach mocujących przyrząd do tablicy. Amortyzacja tego rodzaju, pokazana na rys. 11, została nawet znormalizowana w lotnictwie polskim^{*)}. Normalizacji podlegała tu wielkość podkładki (\varnothing 5,20 mm, grubość około 5 mm) oraz schemat jej założenia.

Przy przyrządach wymagających specjalnej ochrony od drgań,

^{*)} Polskie Normy Wojskowe Aer. P.N.W., ip-1.

jak np. barografy, busole, przyrządy żyroskopowe itp. ten rodzaj amortyzacji nie wystarcza. Niezbędne jest całkowite oddzielenie przyrządu od samolotu za pomocą materiałów tłumiących drgania. W tym celu np. barografy zawieszają się na czterech amortyzatorach, wykonanych z linek gumowych oplecionych bawełnianymi nićmi lub też na czterech sprężynach. Amortyzatory te przyczepiane są do czterech rogów skrzynki przyrządu za pomocą karabinków (rys. 12).

Bardzo ciekawa jest amortyzacja w busolach lotniczych włoskiej firmy Omi (Otto Meccanica Italiano). Busola ta spoczywa na pierścieniu z gumy, przy tym podstawki, na których opiera się busola i podstawki na których opiera się

pierścieni, ustawione są na przemian w stosunku do siebie (rys. 13). Sposób tej amortyzacji znalazł obecnie wielu naśladowców. Niemiecka firma Askania w swoim czasie rozwiązała amortyzację busol za pomocą podwójnie odsprężynowanej podstawki.

Ostatnio firma Sperry zaczęła wprowadzać amortyzację nie tylko dla poszczególnych przyrządów, ale dla całych tablic przy pomocy specjalnych amortyzatorów systemu „Lord”. Amortyzatory te (rys. 14) wykonano w postaci krążków gumowych włożonych do blaszek metalowych. W środku krążka umocowano metalową tulejkę przeznaczoną dla śruby mocującej. Amortyzatory te używane są zwykle parami. Każdą parę łączy się za pomocą śruby przechodzącej przez środek amortyzatorów, przy czym jeden z amortyzatorów przykręca się do kadłuba samolotu, drugi zaś do amortyzowanej

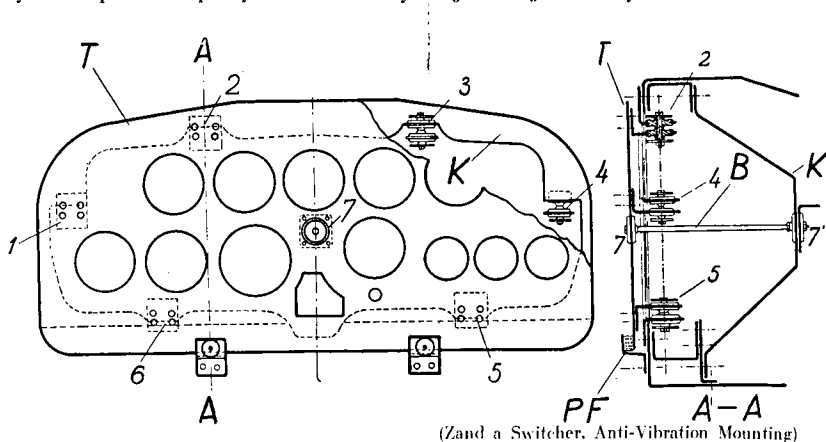


Rys. 13. Amortyzacja busoli O.M.I.



Rys. 14. Amortyzator „Lord”

tablicy przyrządów pokładowych. Przykręcanie odbywa się za pomocą śrub, dla których wykonane są specjalne otwory w zewnętrznych blaszkach amortyzatorków. Ilość i wielkość amortyzatorków uzależniono od ciężaru tablicy przyrządów pokładowych, względnie od poszczególnych przyrządów. Firma Sperry znormalizowała parę typów takich amortyzatorków. Amortyzację tablicy uznano za wystarczającą do umieszczenia na niej przyrządów żyroskopowych, o ile amplituda drgań tablicy nie przekracza 0,004 cala czyli około 0,1 mm. Na rys. 15 podano przykład amortyzacji całej tablicy *T* w stosunku



Rys. 15. Amortyzacja tablicy firmy Sperry

do kadłuba samolotu *K* za pomocą amortyzatorków syst. Lord. Tablica posiada amortyzację za pomocą siedmiu kompletów Lordów, z których sześć ma sworznie pionowe, zaś siódmy (7-7') posiada wydłużony specjalnie poziomy sworznie *B*. U dołu tablicy dodano dwie podkładki filcowe *PF*.

Przy amortyzacji całych tablic należy pamiętać o tym:

- aby tablica była dostatecznie mocna i sztywna. W tym celu należy wykonywać ją z blachy duralowej nie cieńszej niż 2 mm lub też z blachy aluminiowej nie cieńszej niż 3 mm. Pożądane jest by przy większych wymiarach blach posiadały one zagięcia wtył na szerokość 12-20 mm o promieniu zagięcia 5-7 mm. Zagięcia te można zastąpić przynitowaniami profilami (ożebrowaniem),
- aby wszystkie przyrządy rozmieszczone były symetrycznie, tak aby środek ciężkości tablicy z przyrządami odpowiadał mniej więcej środkowi jej zawieszenia,

- c) aby wszystkie połączenia przyrządów z ich częściami znajdującymi się na niezamortyzowanych częściach samolotu były dokonane giętkimi przewodami lub przy pomocy złącz gumowych wstawionych w przewody sztywne,
- d) aby amortyzatory były rozłożone w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny tablicy,
- e) aby, o ile ciężar nie jest równomiernie rozłożony na całej tablicy, umocowanie jej za pomocą amortyzatorów odbywało się w sposób symetryczny względem poziomej linii przechodzącej przez środek ciężkości tablicy.

Poniżej podane są uproszczone, częściowo empiryczne, wzory dla obliczenia amortyzatorów opracowane przez inż. J. Zanda. Pierwszym wzorem jest wzór na częstotliwość własną tablicy f

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{g}{d}},$$

gdzie g przyspieszenie ziemskie równe 981 cm/sek^2 , d wielkość statycznego ugięcia amortyzatorów w cm spowodowanego ciężarem tablicy wraz z przyrządami.

Częstotliwość własna tablicy nie może przekraczać 650 okr./sek .

Drugim wzorem jest wzór dla określenia współczynnika zmniejszenia amplitudy R

$$l = R \cdot l_0,$$

gdzie l amplituda wibracji samolotu, zaś l_0 amplituda tablicy po amortyzacji. Jak już było wyżej podane l waha się około $0,7 \text{ mm}$ i może być określone za pomocą specjalnych przyrządów nazywanych wibrometrami, wartość l_0 podaje firma, wytwarzająca przyrządy pokładowe podlegające amortyzacji.

Trzeci wzór daje zależność pomiędzy współczynnikiem R i częstotliwością własną tablicy f

$$R = \frac{1}{\left(\frac{F}{f}\right)^2 - 1},$$

gdzie F częstotliwość drgań samolotu, którą można przyjąć równą liczbie obrotów silnika samolotu (w bardzo rzadkich wypadkach F równa się podwójnej ilości obrotów silnika).

Posługując się tymi wzorami można znaleźć wartość d charakteryzującą amortyzatory odpowiednie dla danych warunków i w ten sposób obliczyć ich wielkość oraz sprawdzić materiał wybrany do ich wykonania.

Gdy amortyzatory umieszczone są niesymetrycznie i statyczne wygięcie tablicy nie jest wszędzie jednakowe, sprawdzenie już wykonanej amortyzacji należy przeprowadzać według naj-

mniejszego ugięcia amortyzatorów dających największą częstotliwość.

Niemniejsze znaczenie dla przyrządów ma również sprawa prawidłowego wykonania i montażu połączeń puszek tych przyrządów z ich miernikami znajdującymi się poza tablicą.

Pierwszą zasadniczą cechą wszystkich przewodów, istniejących przy przyrządach pokładowych, powinna być zupełna szczelność. By to osiągnąć należy zwrócić szczególną uwagę na miejsca wszystkich połączeń w przewodach. Najtrudniej wykonać połączenia rurek metalowych z rurkami gumowymi. Żeby skutecznie takie połączenie trzeba sfałować końcówki rurek metalowych lub też zastosować specjalne zgrubienia, przy jednoczesnym dodatkowym umocowaniu drutem mosiężnym. Należy również pamiętać o tym, że gumy z czasem ulegają starzeniu, przy czym benzyna i niektóre gatunki środków smarnych ten proces znacznie przyspieszają. Złącza gumowe muszą więc być okresowo wymieniane.

Żadnych przewodów nie należy zginać zbyt ostro. Promień krzywizny rurek, oczywiście zależny od ich średnicy, nie powinien jednak być nigdy mniejszy od 25—30 mm. Analogicznie promień krzywizny wałków giętkich stosowanych przy obrotomierzach nie powinien być nigdy mniejszy od 50—60 mm.

Przewody należy zamocowywać na wszystkich zagięciach na początku i na końcu każdego zagięcia, na odcinkach zaś prostych w taki sposób, aby odległość pomiędzy dwoma umocowaniami nie przekraczała 50 cm.

Umocowania powinny być wykonane z dostatecznie szerokich kawałków blachy i być zaopatrzone w podkładki fibrowe lub skórzane, tak aby nie zachodziła obawa przecierania się przewodów w miejscu tych umocowań. Mając do czynienia z wałkami giętkimi oczywiście przymocowuje się nie same wałki, ale ich elastyczne pochwy.

Gdy przewody metalowe łączą ze sobą części przyrządów, umieszczonych w miejscach samolotu posiadających drgania różnorodne, mogą one podlegać bardzo łatwo uszkodzeniom. Żeby zapobiec takim uszkodzeniom należy skręcać te przewody w spirale amortyzujące drgania. Ma to również na celu przeciwdziałanie przenoszeniu niebezpiecznych drgań za pomocą tych przewodów np. z kadłuba samolotu na zamortyzowaną tablicę; można to skutecznie przez zaopatrzenie tych przewodów w złącza gumowe w bezpośredniej bliskości tablic.

Specjalna uwaga powinna być zwrócona na miejsca, w których przewody mogą ocierać się o siebie, lub też stykać się

z częściami samolotu, jak to ma miejsce np. przy przejściu przewodów przez przegrodę ogniową, oddzielającą kabinę pilota od silnika. Miejsca te muszą być zaopatrzone w podkładki ochronne, które z kolei powinny być zabezpieczone drutem lub taśmą izolacyjną od przesuwania się.

Oczywiście, wszystkie przyrządy należy umieszczać na samolocie tak, aby nie przeszkadzały załodze samolotu w pracy, nie krępowały jej ruchów, zwłaszcza przy wsiadaniu i wysiadaniu, oraz tak, aby żaden przyrząd swoją obecnością nie zniekształcał wskazań innego przyrządu z nim sąsiadującego.

Rurki aerodynamiczne, stanowiące część składową niektórych przyrządów, wymagają dbałości o prawidłowe ich ustawienie. Możliwe są tu dwa zasadnicze wypadki. Pierwszy, gdy chodzi tylko o wyniki jakościowe np. stworzenie przy pomocy tych rurek podciśnienia dla uruchomienia skrzętomierza, podciśnienie może tu wahać się w pewnych granicach, należy tylko zapewnić określone minimum przepływu powietrza przy pewnym podciśnieniu i drugi, gdy chodzi o wyniki ilościowe, np. o określenie zmian ciśnienia dynamicznego dla stwierdzenia szybkości samolotu. W pierwszym wypadku główną rolę gra tylko pewność działania układu. W tym celu ustawia się rurkę przeważnie w obrębie śmigła na kadłubie samolotu, przy deflektorach silnika, a nawet w rurze gazów wydechowych silnika (syst. Schilowsky) i sprawa jest już najczęściej załatwiona, o ile nie chodzi o specjalne przyrządy, które będą opisane w swoim czasie. W drugim wypadku należy znaleźć miejsce dla rurki wolne od wszelkich zaburzeń aerodynamicznych, które mogłyby zniekształcić wartości otrzymywanych ciśnień dynamicznych, uzależniając je nie tylko od szybkości samolotu lecz np. od wirów powstających w otoczeniu samolotu.

Przechodząc teraz do konserwacji przyrządów należy zaznaczyć, że polega ona na czyszczeniu ich z kurzu, okresowym smarowaniu, o ile tego wymaga konstrukcja, a co najważniejsza na obchodzeniu się z tymi przyrządami zarówno podczas montażu, jak i przy pracy z jak największą pieczołowitością, pamiętając o tem, że od działania tych przyrządów zależy często bezpieczeństwo samolotu i jego załogi. Wszystkie przyrządy muszą być co pewien czas poddawane badaniom kontrolnym co do ich stanu zewnętrznego i sposobu działania.

Nieznaczne zacinać się przyrządów daje się w wielu wypadkach usunąć lekkim stuknięciem w szkło. O ile jednak przyrząd po tym nie zaczyna działać, należy poniechać tego rodzaju „naprawy” i oddać przyrząd w powołane ręce, gdyż tylko fachowa obsługa specjalistów może doprowadzić przyrząd

do należytego stanu i zagwarantować pewność jego dalszego działania.

Po każdej naprawie i regulacji przyrząd powinien przejść przewidziane dla danego typu przyrządów badania.

Należy również pamiętać o starannem przechowywaniu przyrządów w magazynach. Magazyny dla przyrządów pokładowych muszą być suche, dobrze przewietrzane, ale ochronione od bezpośredniego nasłonecznienia słońcem. Przyrządy należy przechowywać owinięte papierem bibułkowym lub pergaminowym. Wszystkie otwory przyrządów powinny być pozamykane metalowymi korkami lub poobwiązywane łatkami gumowymi, części zaś metalowe przyrządów (za wyjątkiem inhalatorów) podlegające rdzewieniu pokryte tłuszczem.

Przy przesyłaniu przyrządów należy zabezpieczyć je od wstrząsów i mechanicznych uszkodzeń. Pudełka w których przesyła się przyrządy, powinny być wyłożone poduszkami z wiórków drewnianych lub pasków papierowych. W niektórych wypadkach używa się w tym celu falistą fakturę. Z falistej faktury robi się specjalne amortyzatory różnych kształtów i takimi amortyzatorami okłada się przyrząd w jego pudełku. Żeby ochronić przyrządy od wilgoci stosuje się papier woskowany.

Rozpakowywanie przyrządów przyniesionych w zimie do pokładu powinno następować po upływie dostatecznego czasu, koniecznego dla ogrzania się tych przyrządów do temperatury pokojowej, w przeciwnym wypadku wilgoć osiadająca na przyrządach może zapoczątkować korozję metalowych części.

ROZDZIAŁ II

Przyrządy silnikowe

§ 8. **Obrotomierze. Podział obrotomierzy. Przekładnia.** Kontrola pracy silnika polega przede wszystkim na określeniu ilości obrotów na jednostkę czasu (minutę) jego głównego wału. Wielkość tę w przybliżeniu można ocenić słuchowo. Ścisłe określenie ilości obrotów silnika uskutecznia się przy pomocy przyrządów nazywanych „obrotomierzami”. W literaturze zagranicznej obrotomierze nazywają się tachymetrami od greckiego „tachys” szybkość i „metreo” mierzę. Nazwa ta podkreśla przeznaczenie przyrządu—mierzenie szybkości obrotowej wału silnika.

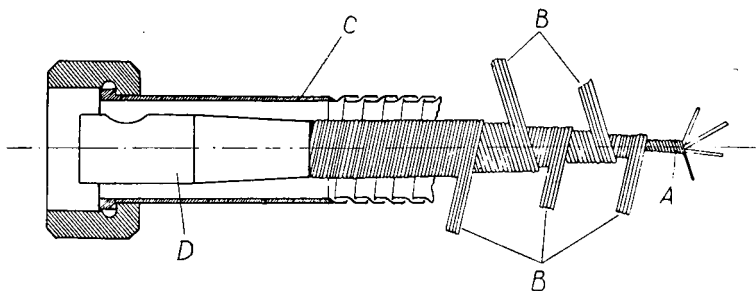
Wszystkie obrotomierze mogą być podzielone na obrotomierze zwykłe (mechaniczne), sprzężone bezpośrednio z silnikiem lub połączone z nim za pośrednictwem mechanicznej przekładni obrotów i tak zwanego giętkiego wálka oraz obrotomierze odległościowe, w których przekazywanie szybkości obrotów wału silnika na wskaźnik umieszczony na tablicy przyrządów pokładowych odbywa się przez wyzyskanie jakiegoś dodatkowego zjawiska fizycznego np. zmiany wielkości ciśnienia w pewnym obwodzie itp.

Użycie obrotomierzy zwykłych ogranicza się do wypadków, gdy odległość pomiędzy końcem wału głównego silnika i tablicą przyrządów pokładowych nie przekracza 1,5—2,0 m, w ten sposób np. na samolotach wielosilnikowych muszą być używane przeważnie obrotomierze odległościowe, podczas gdy na samolotach jednosilnikowych używane są wyłącznie obrotomierze zwykłe. Ograniczenie zasięgu działania obrotomierzy zwykłych spowodowane jest właściwościami giętkiego wálka łączącego ten obrotomierz z silnikiem. Przy większych odległościach wálki giętkie mają poślizg, zacierają się a nawet urywają. Walek giętki wykonany jest z drutów stalowych nawiniętych w różnych kierunkach bardzo ściśle. Otacza go zwykle giętka poehwa. Walek giętki zakończą się po obu stronach końcówkami dla połączenia go z silnikiem i mechanizmem obrotomierza.

Na rys. 16 pokazano walek giętki konstrukcji angielskiej. A oznacza rdzeń wálka w postaci trójżyłowego stalowego drutu,

rdzeń ten owinięty jest pięcioma warstwami cienkiego również stalowego drutu *B*. Dwie sąsiednie warstwy są nawinięte w przeciwnych do siebie kierunkach. *C* oznacza giętką pochwę (pancerz) wałka zakończoną nakrętką, *D* — jego końcówkę.

Puszka obrotomierza posiada tarczę ze skalą, po której przesuwa się wskazówka pokazująca ilość obrotów silnika na minutę. Wewnątrz puszek obrotomierzy zwykłych mieści się mechanizm, którego główna oś obraca się z szybkością odpowiadającą szybkości wału silnika, zaś w obrotomierzach odległościowych mieści się wskaźnik reagujący na dodatkowe zjawisko fizyczne uzyskane dla przekazywania szybkości wału silnika na odległość.



Rys. 16. Wałek giętki

W celu zwiększenia wytrzymałości wałka giętkiego łączącego silnik z obrotomierzem, ilość obrotów wałka giętkiego jest zwykle mniejsza od obrotów wału głównego silnika. Osiąga się to przy pomocy redukcji obrotów końcówek silnikowych lub przez napędzanie wałka giętkiego od wałka rozrządu silnika.

Jeżeli przez ω_1 oznaczymy szybkość obrotową głównego wału silnika, szybkość zaś wałka giętkiego przez ω_2 , to dla danego silnika będziemy mieli pewien stały współczynnik *M*

$$M = \frac{\omega_2}{\omega_1} = \text{const.},$$

który nazywa się współczynnikiem redukcji obrotów silnika.

Oznaczając szybkość głównego wału mechanizmu obrotomierza przez ω_3 , a przez ω_4 szybkość wskazywaną przez wskazówkę przyrządu otrzymamy dla obrotomierza pewien stały współczynnik *R*

$$R = \frac{\omega_3}{\omega_4} = \text{const.}$$

Żeby obrotomierz wskazywał rzeczywistą ilość obrotów wału silnika na minutę, nieodzowne jest by

$$R : M = 1.$$

W większości silników używanych w lotnictwie polskim M równa się $1/2$, wobec czego i współczynnik przekładni obrotomierza musi się równać również tej liczbie czyli wynosić

$$R = 1/2.$$

W nowoczesnych szybkobieżnych silnikach angielskich wielkość R przyjęta jako normalna równa się $1/4$.

Wielkość R jest podawana na tarczach obrotomierzy.

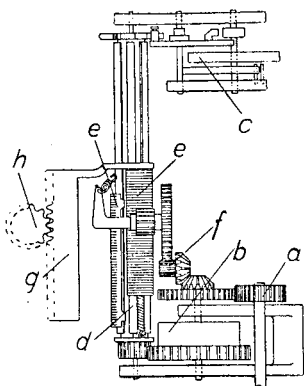
Obrotomierze mogą być podzielone również na obrotomierze różniczkujące i obrotomierze całkujące.

Pierwsze liczą obroty w ciągu poszczególnych okresów czasu, podając stałe wyniki tego obrachunku przeliczone w stosunku do jednostki czasu (minuty), drugie mierzą ilości obrotów na jednostkę czasu bezpośrednio.

Z powyższego wynika, że obrotomierze różniczkujące nie mogą dawać wskazań ciągłych, ciągłość wskazań możliwa jest tylko w obrotomierzach całkujących. Obrotomierze całkujące zwykle buduje się na zasadzie wyzyskania siły odśrodkowej, prądów wirowych, siły tarcia itp. Wszystkie obrotomierze odległościowe są obrotomierzami całkującymi. Obrotomierze te bywają elektryczne, pneumatyczne i hydrauliczne.

§ 9. Obrotomierze różniczkujące. Obrotomierze te noszą również nazwę chronometrycznych. Zasada ich działania strezcza się jak następuje:

Wał, którego szybkość należy zmierzyć, łączy się z mechanizmem liczącym obroty, czyli podającym wskazania zależne tylko od ilości obrotów i niezależne od czasu. Wskazówka tego mechanizmu jest wykonana tak, iż przesuwa się zawsze o pewien kąt proporcjonalny do kąta $d\varphi$, o który obrócił się wał silnika w czasie pomiaru. Połączenie wału z mechanizmem i wskazówką uskutecznia się jednak nie stale ale tylko okresowo, podczas jednakowych odstępów czasu dt następujących po sobie dzięki zegarowemu regulatorowi. W ten sposób wskazówka przyrządu w każdej chwili odchyła się o kąt, odpowiadający średniej szybkości wału w ciągu danego odstępu czasu. Mamy tu jak gdyby mechaniczne różniczkowanie ruchu obrotowego.



(Stewart, Aircraft Instruments)

Rys. 17. Schemat obrotomierza Tel

wego w stosunku do czasu. Wielkość podawana przez wskazówkę przyrządu będzie równa

$$\frac{d\varphi}{dt}$$

Im wartości będą mniejsze, tym wskazania przyrządu będą bardziej ciągłe. Dla uniknięcia stałego powracania wskazówki obrotomierza do zera w przyrządzie istnieje specjalne urządzenie zatrzymujące wskazówkę przyrządu po pomiarze, do chwili powtórnego włączenia wału silnika do mechanizmu obrotomierza. Urządzenie to zmniejsza drgania wskazówki. Przyrządy typu różniczkowego wyrabia francuska firma Jaeger, szwajcarska Tel, niemiecka Bruhn, oraz amerykańska Van Sicklen. Schemat działania przyrządu różniczkującego systemu Tel podany jest na rys. 17. Zębate kółko *a* kręci się z szybkością giętkiego



(Stewart, Aircraft Instruments)

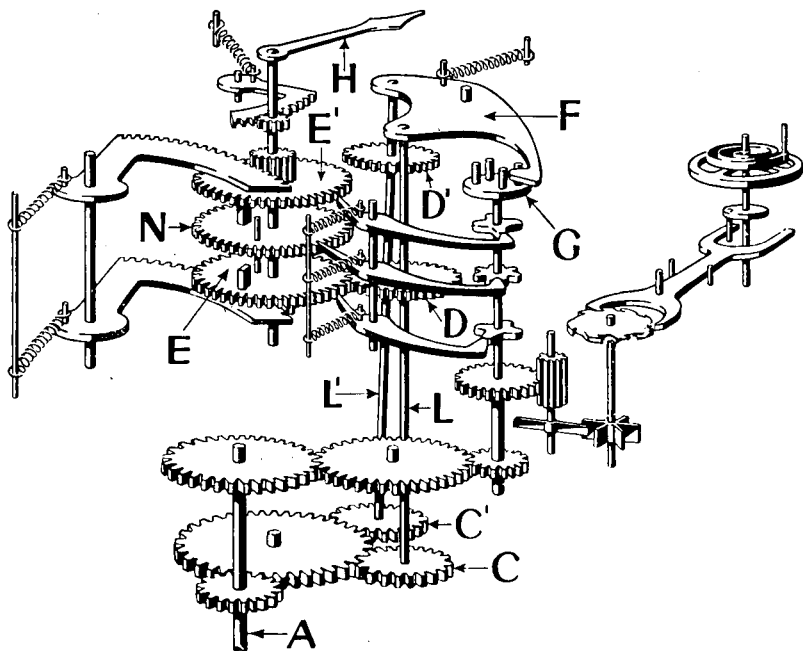
Rys. 18. Mechanizm obrotomierza Jaeger

walka, będąc z nim bezpośrednio sprzęgnięte. Zębate kółko *a* spełnia w przyrządzie dwa zadania: z jednej strony napędza ono, za pośrednictwem sprężyny zamkniętej w bębnie *b* oraz zegarowego regulatora *c*—ze stałą szybkością—wał *d*, na którym osadzone są trzy suwaczki *e* (trzeci suwaczek na rysunku nie jest widoczny); z drugiej strony kółko *a* za pomocą systemów stożkowych i zwykłych kół zębatach *f* przesuwa w ciągu zawsze jednakowego okresu czasu (równego $\frac{1}{3}$ pełnego obrotu wałka *d*) odpowiedni suwaczek *e* na odległość proporcjonalną do szybkości wału giętkiego w tym samym czasie. Suwaczek *e* przesuwa wówczas zębatkę *g*, obracającą z kolei kółko zębate *h*, na którego osi osadzona jest wskazówka przyrządu.

W obrotomierzu firmy Jaeger schemat mechanizmu jest nieco odmienny. Widok mechanizmu tego obrotomierza po wyjęciu z puszki przedstawia rys. 18, schemat zaś uwidoczniony jest na rys. 19. Rolę suwaczek spełniają tutaj dwa koła zębate *E*, uruchamiane przez określony przeciąg czasu przez kółka *DD'*, które wprowadza w stały ruch obrotowy za pośrednictwem kół *CC'* koło zębate *A*, wirujące z szybkością odpowiadającą szybkości wału silnika. Kółko *G* z nacięciami przesuwanymi

dźwignię F przeprowadza regulację włączenia w ruch kół EE' za pośrednictwem dźwigni F .

Kółko G obraca się ze stałą szybkością, dzięki mechanizmowi zegarowemu umieszczonego na prawej stronie rysunku. Mechanizm ten uruchamiany jest ruchem obrotowym podstawionego kółka A . Koła EE' przekazują swe ruchy za pomocą widocznych przy nich płytek na kółko N związane ze wskazówką H . Na rysunku uwidoczniło ponadto urządzenie do



Rys. 19. Schemat obrotomierza Jaeger

powracania mechanizmu do 0, oraz urządzenie służące do utrzymywania w danym położeniu do czasu rozpoczęcia pracy przez drugie z kolei koła zębata EE' , po zaprzestaniu pracy przez pierwsze z tych kół.

Zaletę różniczkujących obrotomierzy stanowi kinetyczne działanie przyrządu gwarantujące dokładność jego wskazań. Skala przyrządu zbudowana jest na zasadzie ściśle matematycznej, nie empirycznej, przyrząd działa poprawnie przy wszystkich szybkościach silnika.

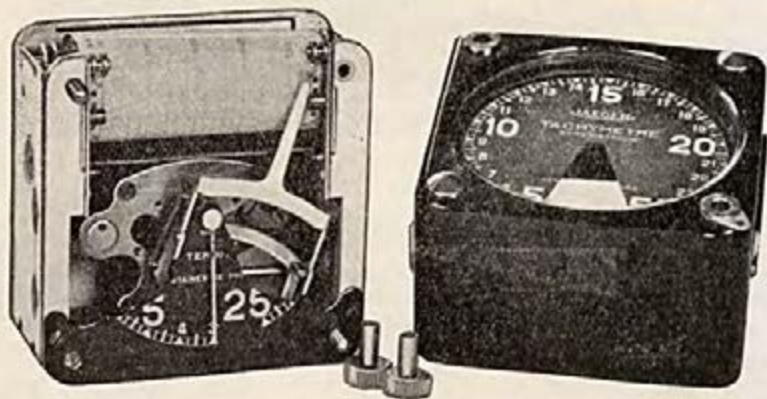
Wadą przyrządów tego typu jest już stwierdzona uprzednio nieciągłość wskazań. Z tego powodu przyrządy te używa się obecnie bardzo rzadko, jako przyrządy normalnego zaopatrzenia



Rys. 20. Obrotomierz samopiszzący Tel

na tablicy przyrządów pilotów, natomiast sama zasada różniczkujących obrotomierzy znajduje szerokie zastosowanie w tak zwanych obrotomierzach samopiszzących czyli urządzeniach przeznaczonych do notowania zmian obrotów silnika w funkcji czasu, gdyż przede wszystkim w tych urządzeniach występują dodatnie cechy systemu różniczkującego. Należy tu jeszcze podkreślić, że dzięki kinetycznej przekładni mechanizm przyrządu ma dostateczną siłę do poruszania rysika czy też piórka przyrządu bez obawy aby ta dodatkowa praca mogła w jakikolwiek sposób wpłynąć na wskazania przyrządu, ponadto urządzenie zegarowe wykorzystano do przeciągania taśmy służącej do zapisywania obrotów.

Na rys. 20 podany jest tego rodzaju obrotomierz samopiszzący firmy



Rys. 21. Obrotomierz samopiszzący Jaeger

Tel. Na rys. 21 pokazano ostatni typ samopiszzącego obrotomierza Jaeger. Posiada on normalne wymiary zwykłego obrotomierza z puszką o $\varnothing 80$ mm i dzięki temu nie zajmuje więcej miejsca

na tablicy przyrządów od zwykłego obrotomierza. Poza tym nie tylko zapisuje ilość obrotów w funkcji czasu, ale podaje ilość godzin pracy przyrządu a więc silnika, z którym ten przyrząd jest związany. Wartość ta podana jest na tarczy umieszczonej z boku przyrządu i uruchamianej za pomocą odpowiedniej przekładni przez mechanizm zegarowy. Ciężar tego samopiszącego obrotomierza wynosi zaledwie 0,712 kg.

§ 10. Obrotomierze całkujące.

Obrotomierz tarczyowy G. Gerlach.

Pośród obrotomierzy całkujących największą uwagę należy poświęcić obrotomierzom tarczyowym, stanowiącym normalne zaopatrzenie polskiego lotnictwa i wyrabianym w kraju przez firmę G. Gerlach. Na rys. 22 przedstawiony jest typ takiego obrotomierza z dodatkową tarczą przeznaczoną, jak w opisanym wyżej obrotomierzu Jaegera, do sumowania godzin pracy silnika. Tarcza ta posiada dwie skale. Jedną dla zakresu 0—10 godzin i drugą dla zakresu 0—400 godzin. Każda ze skal ma swoją wskazówkę. Urządzenie sumujące ilość godzin nazywa się często totalizatorem (francuskie totalisateur). Dawne typy obrotomierzy G. Gerlach nie posiadały urządzeń sumujących.

Przyrządy tarczyowe są dwu rodzajów: przyrządy oparte na równomiernym ruchu stożka i przyrządy oparte na równomiernym ruchu tarczy. Przyrządy firmy G. Gerlach należą do przyrządów „stożkowych” (lic. f. Aera), przyrządy „tarczowe” wyrabiane są między innymi przez francuską firmę Behrens.

W przyrządach stożkowych (rys. 23) dzięki mechanizmowi zegarowemu z regulatorem, napędzanemu przez wałek giętki, obraca się stożek ze stałą szybkością. Na osi równoległej do



Rys. 22. Obrotomierz G. Gerlach



Rys. 23. Mechanizm obrotomierza G. Gerlach

tworzącej stożka, obraca się z szybkością, proporcjonalną do szybkości wałka giętkiego, kółko widoczne na rysunku koło podstawy stożka, o który kółko ociera się. Korzystając ze spiralnego wyżłobienia na osi, kółko ma możliwość przesuwania się wzdłuż tej osi od wierzchołka do podstawy stożka.

O ile szybkość obwodowa kółka i stożka, do którego w danej chwili dotyka się kółko, są różne to kółko zostaje pociągnięte przez stożek i zaczyna się przesuwać wzdłuż swojej osi do czasu dopóki szybkości obwodowe kółka i stożka nie będą sobie równe. Kółko, przesuując się wzdłuż swej osi, pociąga za sobą zębatkę związaną z kółkiem, na którego osi osadzona jest wskazówka przyrządu, zrównoważona w swych ruchach przez sprężynę. W ten sposób położenie równowagi pomiędzy tarciovym kółkiem i stożkiem uzależnione od szybkości obrotowej giętkiego wałka będzie odpowiadać pewnemu określone-
mu położeniu wskazówki.

W obrotomierzach tarczowych kółko tarciove przesuwa się wzdłuż osi równoległej do średnicy tarczy pomiędzy środkiem tarczy, odpowiadającym wierzchołkowi stożka (zerowe położenie wskazówki) i jego obwodem odpowiadającym podstawie stożka (skrajne maksymalne położenie wskazówki).

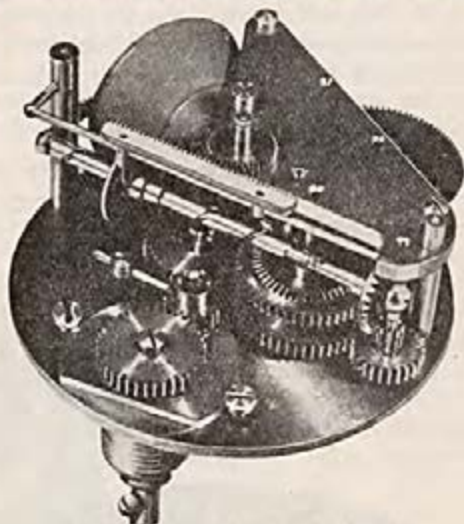
Zaletą obrotomierzy tarczowych jest stosunkowa prostota konstrukcji, równomierność i spokój wskazań. Wadą — opóźnienie wskazań wynikające z tej przyczyny, iż kółko przyrządu musi mieć zawsze pewien czas do zajęcia miejsca odpowiadającego nowej szybkości obrotowej silnika, co jednak nie ma praktycznego znaczenia.

Zasadniczo tarciove obrotomierze zarówno jak i opisane poprzednio obrotomierze różniczkujące są przeznaczone dla wałów o jednym tylko kierunku obrotów. W celu dostosowania obrotomierzy do obrotów dwukierunkowych muszą w tych obrotomierzach istnieć dodatkowe urządzenia.

W obrotomierzu G. Gerlach urządzenie to wykonano w sposób następujący (rys. 24).

Pierwszy tryb napędowy obrotomierza osadzony na głównej osi obrotomierza, sprzężony bezpośrednio z giętkim wałkiem idącym od silnika, napędza mały tryb tak zwany tryb przekładni zmiany kierunku. Tryb ten osadzony jest na osi wbudowanej do profilowej tarczy, umocowanej na głównej osi obrotomierza, ale poruszającej się wokół tej osi zupełnie swobodnie. Gdy tryb napędowy zaczyna się kręcić wraz z giętkim wałkiem, obraca on jednocześnie tryb zmiany kierunku, który pociąga za sobą profilową tarczę do chwili, dopóki ta tarcza nie zatrzyma się o ścianki puszkii obrotomierza. W tym poło-

zeniu tryb zmiany kierunku zaczyna obracać odpowiednie kółko zębate mechanizmu obrotomierza. Gdy kierunek obrotu giętkiego wałka zmienia się, profilowa tarcza pociągnięta zostaje przez tryb przekładni zmiany kierunku w stronę przeciwną i znów zatrzymuje się w pewnym skrajnym położeniu, opierając się o puszkę przyrządu. W tym nowym skrajnym położeniu tryb zmiany przekładni chwytuje inne opowiadające mu w tej chwili kółko zębate, które za pomocą dodatkowego systemu kół zębanych uruchamia mechanizm obrotomierza w tym samym kierunku, co i pierwsze kółko z tą tylko różnicą, że pierwsze kółko mechanizmu obrotomierza sprzężone z trybem zmiany kierunku napędu czyniło to bezpośrednio.



Rys. 24. Szczegół mechanizmu obrotomierza G. Gerlach

Obrotomierz tarciový G. Gerlach wymaga smarowania mechanizmu przy pomocy oleju i smaru grafitowego. Oliwą samochodową smaruje się wszystkie ośki i łożyska, smarem grafitowym należy smarować wszystkie tryby. Smarowanie winno być skuteczniejsze po złożeniu mechanizmu, następnie zaś po każdej naprawie. Smarowanie winno być dostateczne lecz nie nadmierne, gdyż pociąga to za sobą zanieczyszczenie mechanizmu. Poza tym należy pamiętać o tym, że stożek gumowy stanowiący zasadniczą część obrotomierza psuje się od oleju wyciekającego z nadmiernie posmarowanych łożysk.

Nieprawidłowe wskazania obrotomierza, wyrażające się w zbyt wielkich lub w zbyt małych wskazaniach przyrządu, powodowane są najczęściej rozregulowaniem się mechanizmu zegarowego obrotomierza, którego zadaniem jest utrzymywanie stałych obrotów stożka. W celu dokonania regulacji obrotomierza w tym wypadku należy zwolnić lub dokręcić sprężynę regulatora zegarowego za pomocą nakrętki przytrzymującej tę sprężynę. W ten sposób powoduje się mniejsze lub większe rozwarście ciężarków regulatora odśrodkowego, i co za tym idzie, przyspieszenie lub zwolnienie mechanizmu zegarowego.

Zacinięcie się obrotomierzy wywołane jest wyrobieniem się osiek, kół zębatych, względnie stożka gumowego przyrządu. Zatrzymanie działania obrotomierzy zachodzi bardzo często wskutek pęknięcia sprężyny uruchamiającej mechanizm zegarowy. W celu doprowadzenia przyrządu do porządku konieczna jest wymiana uszkodzonego elementu.

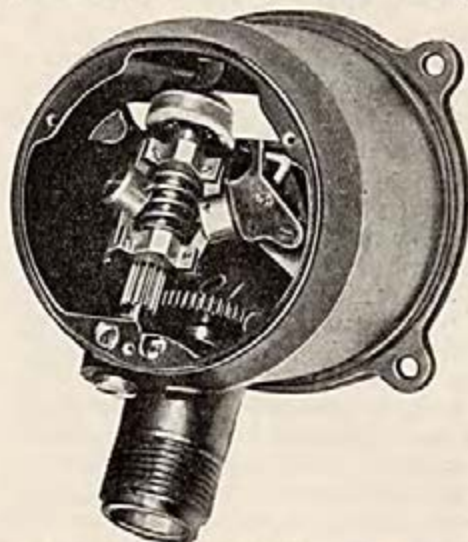
Obrotomierze G. Gerlach wyrabiane są ze skalami o zakresie 500—2500 obr/min i 400—3200 obr/min. Ciężar obrotomierzy G. Gerlach przy puszcze $\phi 85$ mm wynosi 0,420 kg.

§ 11. Obrotomierze odśrodkowe i magnetyczne. Z innych typów obrotomierzy całkowitych największe rozpowszechnienie uzyskały obrotomierze odśrodkowe. Obrotomierze odśrodkowe zbudowane są na zasadzie pomiaru odchylenia ciężarków od osi obracającej się z szybkością proporcjonalną do szybkości wału silnika. Ciężarki przymocowane do tej osi za pomocą umożliwiających im ruchy dźwigni są jednocześnie dociskane do tej osi sprężyną.

Warunkiem poprawnego działania lotniczych obrotomierzy odśrodkowych jest usunięcie wpływu przyspieszeń istniejących na samolocie. W tym celu należy konstruować obrotomierz

w ten sposób, by środek ciężkości ciężarków przy pracy obrotomierza możliwie nie zmieniał swego położenia, względnie by składowe szybkości tego środka ciężkości były minimalne w kierunku najczęściej spotykanych przyspieszeń na samolocie.

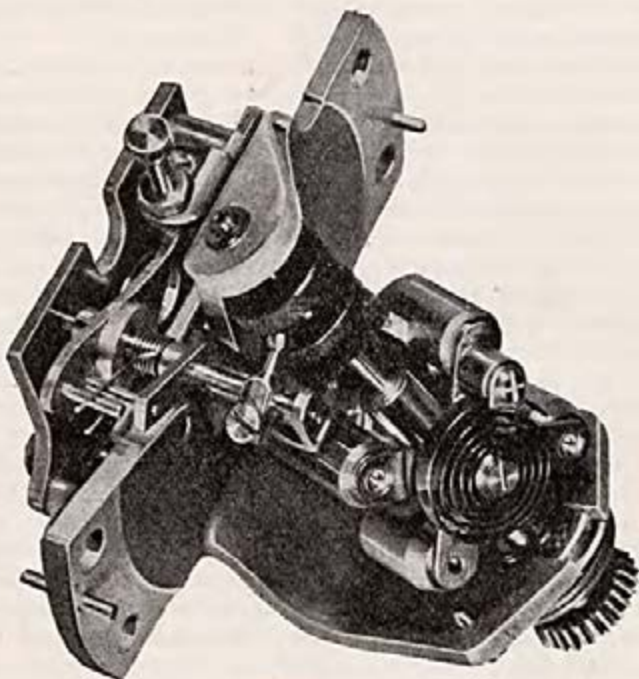
Obrotomierze odśrodkowe wyrabia bardzo wiele firm zagranicznych (Morell, Bruhn, Phylax, Pioneer itd). Na rys. 25 przedstawiono wnętrze obrotomierza firmy Pioneer. Widoczne są tu cztery ciężarki osadzone przegubowo na wspornikach połączonych pierścieniami. Jeden z tych pierścieni jest nieruchomy, drugi zaś przesuwany jest wzdłuż osi. Ruch tego pierścienia hamowany jest sprężyną umieszczoną na osi i znajdującą się pomiędzy pierścieniami.



Rys. 25. Obrotomierz odśrodkowy Pioneer

pierścieni jest nieruchomy, drugi zaś przesuwany jest wzdłuż osi. Ruch tego pierścienia hamowany jest sprężyną umieszczoną na osi i znajdującą się pomiędzy pierścieniami.

W celu zwiększenia siły odśrodkowej ilość obrotów osi mechanizmu obrotomierza jest zwiększona za pośrednictwem zębatej przekładni znajdującej się pod dolnym pierścieniem. Główna oś mechanizmu osadzona jest u góry i u dołu w łożyskach kulkowych. Kulki górnego łożyska widoczne są nawet na rysunku. Ruchomy dolny pierścień przesuwają dźwignie umieszczone wewnątrz osi, który z kolei za pomocą systemu dźwigni oddziałuje na wskazówkę przyrządu. Główna oś mechanizmu ustawiona jest pod kątem do linii poziomego lotu samolotu. Na rys. 26 wyobrażony jest obrotomierz odśrodkowy firmy



Rys. 26. Obrotomierz odśrodkowy Phylax

Phylax. Ciężarki w formie walców osadzone na ułożonych w formie krzyża dźwigniach tłumione są w swych ruchach płaską sprężyną. Ciężarki przy obrocie walca pociągają za sobą wyżłobiony pierścień. W wyżłobieniu tego pierścienia znajduje się główka dźwigni związana ze wskazówką przyrządu. Zaletami obrotomierzy odśrodkowych są:

- a) Prostota konstrukcji, brak mechanizmów zegarowych spotykanych w obrotomierzach różniczkujących i tarciovych.
- b) Pewność działania, odporność na wstrząsy i wibracje. Obrotomierze tego typu znoszą nawet bardzo brutalne obchodzenie się z nimi.
- c) Możliwość zastosowania do silników o różnych kierunkach obrotów, bez potrzeby dodatkowych mechanizmów.

Wady obrotomierzy odśrodkowych stanowią:

- a) Konieczność okresowego smarowania łożysk.
- b) Niewielka stosunkowo dokładność i nierównomierność skali.

Mechanizmy obrotomierzy odśrodkowych mogą być zastosowane do urządzeń samopiszących. Obrotomierze samopiszące odśrodkowe buduje firma Morell.

Obrotomierze magnetyczne zbudowane są na zasadzie pomiaru siły, z jaką obraca się przewodnik elektryczny znajdujący się w wirującym polu magnetycznym. Obrotomierze magnetyczne budowane są między innymi przez niemiecką firmę Deuta oraz amerykańską Warner. Oś napędowa w tych obrotomierzach porusza zwykle magnes w formie koła, wewnątrz tego koła znajduje się cylinder z aluminiowej lub miedzianej blachy. Obracający się magnes wywołuje w cylindrze tak zwane prądy wirowe, które dają moment kręący. Moment ten przekazywany jest na wskazówkę przyrządu utrzymywaną w położeniu zerowym przy pomocy sprężyny. Kąt, o który wychyla się wskazówka, będzie w ten sposób proporcjonalny do szybkości katowej magnesu. W celu zwiększenia działania magnesu, umieszcza się wewnątrz cylindra rdzeń z miękkiego żelaza wirujący razem z magnesem. Obrotomierze magnetyczne są proste w konstrukcji, dają wskazania równomierne, jednak użycie ich w lotnictwie jest ograniczone z następujących względów:

- a) Przyrząd zasadniczo oddziałuje na busołą samolotu.
- b) Wielkość strumienia magnetycznego zależy od wielkości szczeliny, w związku z czym przyrządy te w bardzo silnym stopniu reagują na zmiany temperatury powodujące rozszerzanie się lub kurczenie metalu, z którego wykonany jest magnes. Wpływ temperatury może być usunięty za pomocą odpowiednich urządzeń kompensacyjnych. Urządzenia te jednak znacznie podrażają przyrząd i przekreślają prostotę jego konstrukcji.

Poza tymi typami obrotomierzy całkowitych istnieją jeszcze obrotomierze zbudowane na zasadzie dyferencjału, obrotomierze rtęciowe (Lehmbeck, Atme), obrotomierze zbudowane na zasadzie lepkości powietrza (Waltham) itp. Obrotomierze te jednak spotyka się w praktyce bardzo rzadko.

§ 12. Obrotomierze odległościowe.

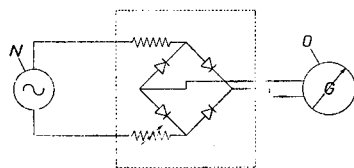
Obrotomierze elektryczne. Większość obrotomierzy elektrycznych zbudowana jest na następującej zasadzie. Na silniku osadzona jest prądniczka ze stałymi magnesami, galwanometr na tablicy przyrządów pokładowych połączony przewodami elektrycznymi z tą prądniczką wskazuje napięcie prądniczki. Napięcie to przy stałym strumieniu magnetycznym jest proporcjonalne do liczby obrotów wału silnika, uruchamiającego prądniczkę, w myśl znanego w elektrotechnice wzoru

$$E = Kn \quad \text{przy } \Phi = \text{const.},$$

gdzie E siła elektromotoryczna prądnicy, K stały współczynnik, n ilość obrotów, Φ strumień magnetyczny.

Odległość galwanometru od prądniczki przy dostatecznym przekroju drutów łączących nie gra praktycznie żadnej roli we wskazaniach przyrządu.

Początkowo stosowane były w obrotomierzach elektrycznych wyłącznie prądniczki prądu stałego (niemiecki obrotomierz Horn, angielski Record Electrical), ostatnio jednak zaczęto stosować z powodzeniem prądniczki prądu zmiennego. Prądniczki te mają tę wyższość nad prądniczkami prądu stałego, iż nie posiadają trudnych do fabrykacji kolektorów oraz dodatkowych trących się części (szczotek) komplikujących bardzo eksploatację przyrządu. W celu zastosowania do obrotomierzy z prądniczkami prądu zmiennego galwanometrów prądu stałego, znacznie czulszych od mierników prądu zmiennego, początkowo w obrotomierzach firmy Morell zastosowano prostowniki stykowe w układzie Graetza. Schemat takiego obrotomierza przedstawiony jest na rys. 27. Na rysunku tym N oznacza nadajnik (prądniczkę), O odbiornik (galwanometr). Przyrząd ten działa dobrze przy prawym i lewym biegu prądniczki. Ciężar prądniczki wynosi 0,750 kg, ciężar puszki z prostownikami 0,350 kg, odbiornika (galwanometru) 0,700 kg.



Rys. 27. Schemat obrotomierza Morell z układem prostowników

Ostatnio firmie Morell udało się uzyskać przyrząd pomiarowy prądu zmiennego dający dostateczną czułość wskazań dla obrotomierzy. Przyrząd taki pokazany jest na rys. 28. Widać tu prądniczkę prądu zmiennego w aluminiowym karterze, z prawej strony tego karteru widoczna jest końcówka służąca do połączenia prądniczki z wałem silnika za pomocą krótkiego, giętkiego wałka, pozwalającego na pewną swobodę w ustawie-

niu prądniczki przy silniku. U góry prądniczki mieści się gniazdko z pokazaną na rysunku wtyczką do włączenia przewodów idących do galwanometru. Sam galwanometr pokazany jest na dole rysunku. Ciężar przyrządu razem z przewodami wynosi około 1,9 kg.

Trudnością w konstrukcji obrotomierzy elektrycznych jest konieczność ekranowania ich w celu uniknięcia wpływu tych przyrządów na busole i radiostacje samolotów.

Obrotomierze elektryczne mogą mieć kilka wskaźników, w tym celu łączy się parę galwanometrów równolegle. Dla uniknięcia każdorazowego skalowania przyrządu, gdy ilość wskaźników się zmienia, przy prądnicze przewidziane są czasem dodatkowe oporniki, które włącza się lub wyciąga w zależności od ilości stosowanych odbiorników.

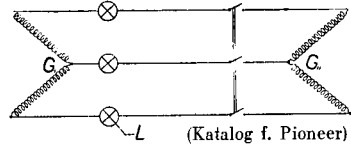
Do tego samego typu obrotomierzy elektrycznych należy



Rys. 28. Obrotomierz elektryczny Morell

obrotomierz firmy amerykańskiej Pioneer. Firma Pioneer wykonała obrotomierz elektryczny z dwufazową prądniczką prądu zmiennego z układem trójprzewodowym. Obrotomierze tego typu mają specjalne zastosowanie na samolotach wielosilnikowych. Dzięki lampkom fazowym, włączonym w poszczególne przewody, istnieje możliwość bardzo łatwej synchronizacji obrotów silników samolotowych. Schemat takich obrotomierzy zastosowanych do synchronizacji obrotów pokazano na rys. 29. Na rysunku tym G_I i G_{II} oznaczają nadajniki (prądniczki) osadzone na wałach poszczególnych silników, L lampki synchronizacyjne. Odbiorniki (galwanometry) nie są na rysunku pokazane.

Obecnie do synchronizacji silników zaczęto w Ameryce stosować urządzenie specjalne noszące nazwę synchronoskopów (Eclipse Aviation Corporation). Urządzenie to polega na połączeniu obwodów zapłonowych synchronizowanych silników. Na tablicy przyrządów umieszczony jest wskaźnik w puszcze o wymiarach normalnego przyrządu pokładowego. Gdy silniki są już zsynchronizowane wskaźnik przyjmuje skrajne położenie. W tym wypadku gdy ilość silników na samolocie przekracza dwa, pod wskaźnikiem dodany jest przełącznik, dzięki któremu istnieje możliwość stopniowego zsynchronizowania silników po dwa.



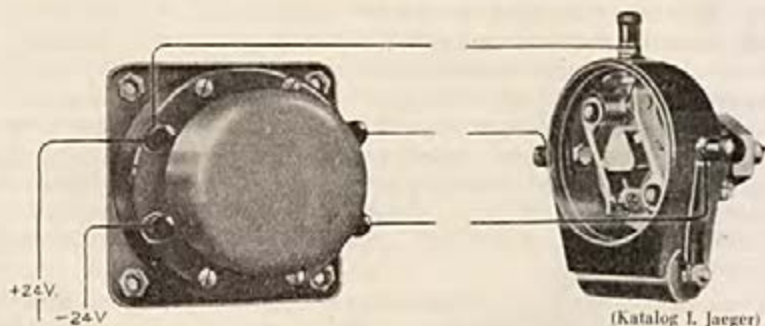
(Katalog f. Pioneer)

Rys. 29. Schemat obrotomierza elektrycznego Pioneer

Poza obrotomierzami zbudowanymi na zasadzie pomiaru siły elektromotorycznej nadajnika czyli takich obrotomierzy, w których nadajnik umieszczony przy silniku stanowi tego lub innego rodzaju prądniczkę, istnieją jeszcze odległościowe obrotomierze elektryczne zbudowane na innych zasadach. Tak np. zostały zbudowane obrotomierze elektryczne na zasadzie pomiaru napięcia samego odbiornika, który stanowi kondensator, nadajnik przy silniku służy tylko jako przerywacz prądu. Źródło prądu jest w tym układzie obce. Obrotomierze te nie zyskały wielkiego rozpowszechnienia ze względu na zależność ich wskazań od wahań napięcia źródła prądu zasilającego układ. Wymagają one bardzo czułych regulatorów napięcia.

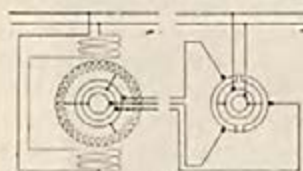
Obrotomierzem korzystającym z obcego źródła jest także seryjny obrotomierz elektryczny Jaegera. Zbudowano go na następującej zasadzie: w odbiorniku (w puszcze na tablicy przyrządów pilota) uruchomiony jest za pośrednictwem silniczka elektrycznego mechanizm zegarowy. Szybkość obrotów tego mechanizmu zegarowego reguluje się za pomocą kotwiczki umieszczonej pomiędzy dwoma elektromagnesami. Elektromagnesy te zasila prąd nie stale, ale za pośrednictwem przerywacza osadzonego na wale silnika. W ten sposób szybkość obrotu mechanizmu zegarowego związanego ze wskazówką przyrządu uzależniona jest od szybkości obrotów wału silnika. Obrotomierze tego rodzaju buduje się z przekładnią $R=1$ ze skalą 150 — 1000 obr/min i 150 — 1600 obr/min oraz z przekładnią $R=1/2$ ze skalą 300 — 2200, 300 — 3200 i 500 — 4000 obr/min. Na rys. 30 podany jest układ połączeń tego obrotomierza. W puszcze na prawej stronie rysunku widać przerywacze obrotomierza.

Bardzo ciekawe połączenie pod względem teleelektromechaniki daje tak zwany układ Chamont-Granat, przy pomocy którego można osiągnąć zgodne w czasie przesunięcie się dwu mechanizmów, znajdujących się w odległości jeden od drugiego.



Rys. 30. Schemat połączeń obrotomierza Jaeger

Połączenie Chamont-Granat może być wykorzystane nie tylko dla obrotomierzy ale i dla innych przyrządów pokładowych na samolocie. Schemat tego połączenia wskazuje rys. 31. Zasada połączenia jest następująca:



(Opis fabryczny PZO)

Rys. 31. Układ połączeń Chamont-Granat

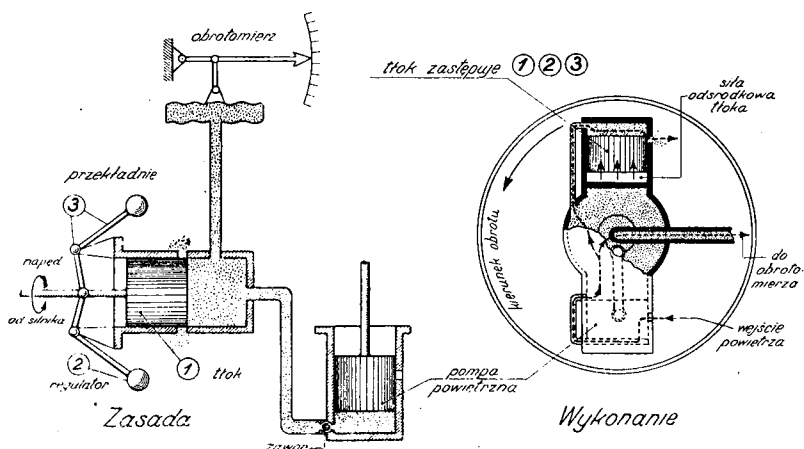
Nadajnik (osadzony na wale silnika) posiada na kole 2 segmenty, wirujące na tym kole razem z wałem silnika. Segmenty łączą się z dwoma pierścieniami, do których dotykają nieruchome w przestrzeni szczotki połączone z różnymi biegunami pewnego źródła prądu. Dzięki powyższemu urządzeniu oba segmenty mają

stale tę samą biegunowość. Segmenty dotykają przy swoim ruchu trzech szczotek oddalonych od siebie o 120° i połączonych przewodami z odbiornikiem na tablicy przyrządów.

Odbiornik składa się z wirnika, na którym znajduje się nierozcięte uzwojenie podobne do uzwojenia prądnicy elektrycznej. Uzwojenie to w trzech miejscach wzajemnie od siebie oddzielonych również o 120° , połączone jest trzema pierścieniami. Pierścienie te ocierają się o szczotki nieruchome w przestrzeni i połączone z przewodami idącymi od nadajnika. Odbiornik uzupełnia dwubiegunowa magnesnica zasilana przez to samo źródło prądu, co i segmenty nadajnika. Pokręcanie nadajnika powoduje zmianę położenia segmentu w przestrzeni

i tym samym biegunowości pod szczotkami w odbiorniku i nadajniku, wobec czego w odbiorniku w uzwojeniach jego wirnika powstają prądy o różnych układach. Prądy te wywołują moment obrotowy, pod wpływem którego wirnik zaczyna się obracać z szybkością, odpowiadającą szybkości obrotów nadajnika,

Obrotomierze hydrostatyczne. Obrotomierze tego typu buduje w Ameryce firma Veeder, zaś w Europie francuska firma Amyot le Prieur. Zasada działania tych obrotomierzy jest następująca. Pompa odśrodkowa umieszczona na wale silnika przepompowuje oliwę ze zbiornika mającego połączenie z atmosferą zewnętrzną do zbiornika szczelnego. Wzrost ciśnienia w tym ostatnim zbiorniku jest proporcjonalny do liczby obrotów pompy.



(Katalog f. Askania)

Rys. 32. Obrotomierz pneumatyczny Askania

Ciśnienie w zbiorniku szczelnym mierzy się przy pomocy manometrów ustawionych na tablicy przyrządów pilota. Ciśnienie może być mierzone jednocześnie za pomocą dwu manometrów w dwu oddalonych od siebie miejscach. Manometry wycechowane są bezpośrednio w obrotach na minutę. Przyrządy te działają poprawnie w granicach 500—2000 obr/min. Ciężar ich wynosi około 5 kg. Są one daleko mniej delikatne od obrotomierzy elektrycznych, które wymagają bardzo pieczołowitej i fachowej obsługi i konserwacji.

Obrotomierze pneumatyczne. Obrotomierze tego typu buduje niemiecka firma Askania. Na rys. 32 podany jest schemat działania obrotomierza tej firmy oraz sposób konstrukcyjnego wykonania tego schematu. W cylindrze, w którym ciśnienie

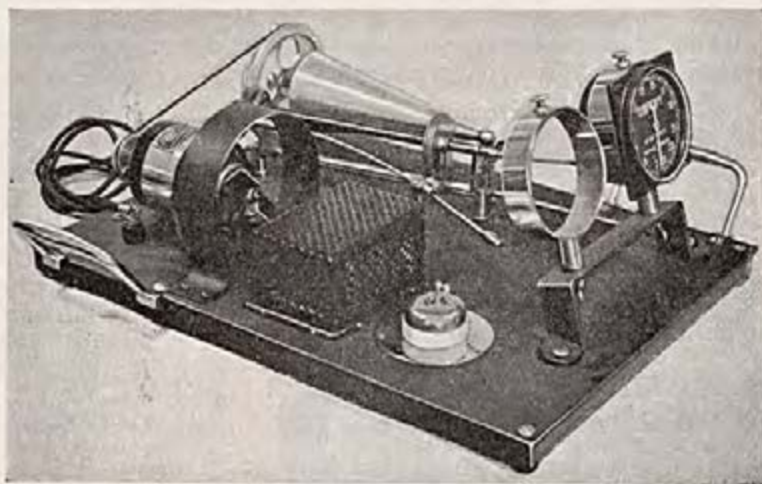
podtrzymuje niewielka pompa, przesuwają się tłoki 1, na pewnej wysokości cylindra umieszczone są szczeliny. Ciśnienie panujące w cylindrze mierzone jest za pomocą manometru, który na rysunku zaznaczony jest jako membrana poruszająca wskazówkę.

Jeśli tłok znajduje się pod działaniem pewnej siły równoległej do jego osi i skierowanej od zewnątrz cylindra, wówczas przesuwa się on w głąb tego cylindra i zamyka szczeliny. Wskutek jednoczesnego działania pompy powietrznej ciśnienie w cylindrze podnosi się dopóty, dopóki nie przekroczy siły działającej na tłok, wówczas tłok zacznie się przesuwać z powrotem, szczeliny się otworzą i ciśnienie zacznie spadać do czasu, dopóki pomiędzy dwiema siłami działającymi na tłok nie nastąpi równowaga. Ciśnienie zewnętrzne na tłok jest spowodowane działaniem sił odśrodkowych związanych z obrotem wału silnika, wobec czego ciśnienie w cylindrze będzie proporcjonalne do tych obrotów i manometr będzie mógł być wycechowany bezpośrednio w *obr/min*. Z prawej strony rysunku podano konstrukcyjne rozwiązanie obrotomierza firmy Askania. Ciężarek 1-2-3 pełni zadanie jednocześnie tłoka cylindra i odśrodkowego regulatora. Wirująca część przyrządu odbiornika służy jednocześnie jako pompa.

§ 13. Badanie obrotomierzy. Badanie prawidłowości wskazań obrotomierzy w praktyce skutecznia się przez porównanie jego wskazań ze wskazaniami obrotomierzy wzorcowych. Urządzenie do sprawdzania obrotomierzy polega na umożliwieniu zmiany obrotów badanego i wzorcowego obrotomierza w granicach skali obrotomierza badanego.

Jednym z takich urządzeń jest urządzenie firmy G. Gerlach, pokazane na rys. 53. Składa się ono z silniczka elektrycznego służącego do uruchamiania przyrządu, mechanizmu do zmiany obrotów oraz podstaw do ustawienia obrotomierzy badanego i wzorcowego. Całość zmontowana jest na przenośnej płycie metalowej. Silnik elektryczny posiada włączony z nim szeregowo opór. Zależnie od położenia wyłączników silnik może pracować sam lub też szeregowo z oporem. Dzięki temu istnieje możliwość utrzymania dwu zasadniczych szybkości silnika. Dwie zasadnicze szybkości przyrządu mogą być osiągnięte również przy pomocy zmiany przekładni mechanicznej. W tym wypadku silnik elektryczny biegnie zawsze z tą samą szybkością i w urządzeniu brak jest oporu dodatkowego w obwodzie silnika. Na osi silnika osadzony jest wiatraczek osłonięty blachą, służący do hamowania obrotów silnika przy biegu luzem. Prąd do silnika doprowadzany jest za pomocą sznura zakończonego wtyczką.

Urządzenie do ciągłej zmiany szybkości składa się z metalowego walka stożkowego, po którym biegnie ogumowane kółko. Zależnie od położenia kółka przesuwanego wzdłuż osi równoległej do tworzącej stożka, kółko może zmieniać obroty przy pierwszej szybkości silnika mniej więcej w granicach 0—500 obr/min i przy drugiej szybkości silnika 500—2600 obr/min. Silnik uruchamia wałek stożkowy za pomocą przekładni pasowej. Kółko przesuwane jest ręcznie prętym metalowym i nie może samo zmieniać położenia. Kółko wprawia w ruch za pomocą



Rys. 33. Przyrząd do badania obrotomierzy G. Gerlach

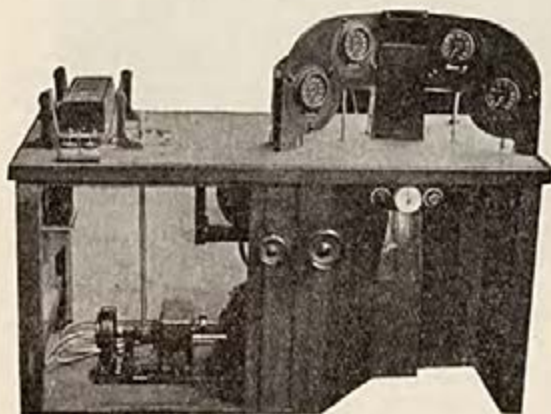
przekładni zębatej dwa giętkie wałki obracające się z jednakową szybkością w dwu przeciwnych kierunkach. Wałki te przyłączają oba obrotomierze, wzorcowy i badany do mechanizmu zmieniającego obroty. Wzorcowy obrotomierz jest zwykle dwukierunkowy, czyli pracuje przy dowolnym kierunku obrotu wałka. Przyrząd badany może być więc dołączony do wałka giętkiego obracającego się zgodnie z kierunkiem, dla którego badany obrotomierz jest zbudowany. Jeżeli badany obrotomierz jest również dwukierunkowy, to należy go badać przy pracy w obydwu kierunkach.

W lotnictwie niemieckim dla badania obrotomierzy używane są często liczniki obrotów związane z mechanizmami zegarowymi. Badany obrotomierz porusza silnik elektryczny o dużym zasięgu zmiany obrotów. Po ustaleniu szybkości, przy której

ma się zamiar badać obrotomierz, uruchamia się licznik obrotów związany również z silnikiem, włączając jednocześnie mechanizm zegarowy. Mechanizm zegarowy włącza się bądź automatycznie po przeciągu zawsze tego samego czasu, wówczas licznik obrotów może dać bezpośrednio wskazania przeliczone w *obr/min*, — bądź też włącza się ręcznie, oczywiście znowu jednocześnie z licznikiem, w tym ostatnim wypadku wartość *obr/min* oblicza się każdorazowo, dzieląc liczby obrotów pokazanych przez licznik przez ilość minut, w czasie których odbywał się pomiar.

Firma angielska Smith skonstruowała przyrząd do badania obrotomierzy zbudowany na zasadzie zjawiska stroboskopii. Przyrząd ten pokazany jest na rys. 34.

Na osi silnika osadzona jest prostopadle do tej osi tarcza, z całym szeregiem narysowanych na niej symetrycznych figur geometrycznych, jako to: czworobok, pięciobok itp. Silnik ma-



Rys. 34. Stroboskop f. Smith

jącej możliwość zmiany obrotów w bardzo szerokich granicach uruchamia jednocześnie kilka giętych wałów połączonych z badanymi obrotomierzami osadzonymi na podstawie przyrządu.

Tarczę przyrządu oświetla lampka neonowa, która nie ma jak wiadomo, bezwładu świetlnego czyli zapala się natychmiast, gdy prąd przez nią przejdzie

i gaśnie natychmiast po przerwaniu prądu zasilającego.

W obwód prądu zasilającego lampkę włączony jest kamerton, mający określoną częstotliwość drgań. Ten kamerton jest swego rodzaju wzorcem dla badania obrotomierzy w urządzeniu Smitha, gdyż przy określonej masie i niezmiennych kształtach zachowuje on zawsze stałą ilość drgań, do czasu mechanicznego uszkodzenia. Jeżeli zaczniemy obserwować tarczę obracaną przez silnik i oświetlaną lampą neonową, to normalnie wszystkie figury będą na niej wirować (będą zamazane) i tylko te z po-

śród figur będą wydawać się dla obserwatora nieruchome, dla których zależność

$$\frac{np}{c}$$

będzie liczbą całą, gdzie n — ilość obrotów silnika, p — ilość symetrycznych elementów figury (ilość boków figury), zaś c — ilość świeceń na jednostkę czasu, w stosunku do której obliczamy obroty silnika. Mając określoną ilość świeceń na jednostkę czasu czyli jeśli znane są nam dane co do ilości drgań kamertonu przy doborze odpowiednich figur geometrycznych, można ułożyć sobie table, w której na zasadzie widzianych nieruchomych figur można będzie określić ilość obrotów silnika i w ten sposób zbadać przy pomocy tego urządzenia ustawione na stoisku przyrządu obrotomierze.

Tak np. dla ilości 50 świeceń/sek, czyli 3000 świeceń/min będziemy mieli dla 1000 obr/min silnika nieruchomą gwiazdę 30-ramienną, piętnastokąt, dwunastokąt i sześciokąt. Dla 3000 obr/min silnika gwiazdę 30-ramienną, pięciokąt, sześciokąt i kwadrat.

Aby uniknąć rysowania zbyt wielkiej ilości figur można zatrzymać się tylko na figurach najprostszych. Wówczas np. zamiast efektu nieruchomego dwunastokąta otrzymamy trójący się kwadrat lub dwojący się sześciokąt itp.

Na rys. 34 widoczne są następujące szczegóły tego urządzenia. Na lewo na stole w szczelnej skrzynce ze szklanym wierzchem znajduje się kamerton. Skrzynka zawieszona jest na amortyzatorach. Przed skrzynką umieszczone są wyłączniki w obwodzie prądu zasilającego lampkę neonową. Lampkę neonową zasilą akumulator za pośrednictwem transformatora. Pulsację prądu po stronie niskiego napięcia tego transformatora uskutecznią właśnie wyżej opisany kamerton. Pod stołem widoczna jest skrzynka do przełączania wałków giętkich badanych obrotomierzy. W skrzynce tej mieszczą się przekładnie kół zębatych. Pomiędzy skrzynką i silnik wprowadzono dodatkową przekładnię, przy pomocy której mogą być zmieniane obroty silnika w pewnym określonym stosunku, odpowiadającym współczynnikowi reduktora obrotów M silnika samolotowego względnie współczynnikowi przekładni R badanych obrotomierzy.

Tarcza osadzona na wale silnika widoczna jest przez system luster w prostokątnym otworze umieszczonym w środku stoiska z badanymi obrotomierzami, po prawej stronie stołu. Na przedniej powierzchni stołu widoczne są kółka przeznaczone do regulacji obrotów silnika związane z opornikami, znajdującymi się w obwodzie silnika. Specjalny przełącznik służy do prze-

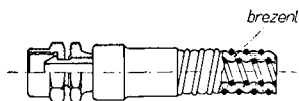
łączenia tych oporów. włączonych początkowo do głównego obwodu silnika, na jego obwód bocznikowy. Obok kółek znajduje się wyłącznik główny silnika oraz przełącznik do zmiany kierunku jego biegu.

Przyrząd Smitha daje możność określenia obrotów silnika z dokładnością 1—2 obr/min. Jest to dokładność zupełnie wystarczająca dla badania obrotomierzy lotniczych, których błąd nie może przekraczać $\pm 2\%$ ich wskazań.

§ 14. Manometry. Zastosowanie. Rodzaje manometrów. Wskaźniki nastawialne. Paliwo i oleje dostarczane są do silnika pod ciśnieniem. Co się tyczy paliwa to ciśnienie jego stwarza się bądź przez odpowiednie umieszczenie zbiornika paliwa w stosunku do gaźnika (zbiorniki opadowe), bądź też przy pomocy specjalnej pompy. W tym ostatnim wypadku ciśnienie musi być kontrolowane za pomocą manometrów. Ciśnienie to, a właściwie nadciśnienie w stosunku do otaczającej atmosfery, posiada wartość przeważnie zbliżoną do $0,5 \text{ kg/cm}^2$, w związku z czym skala manometrów paliwa wynosi zwykle 0 — $0,6 \text{ kg/cm}^2$.

Ciśnienie oleju w nowoczesnych samolotach wytwarzane zawsze przez pompę i wymagające ze względu na to stałej kontroli, ma większą wartość i jest rzędu paru kg/cm^2 , w niektórych zaś wypadkach dla pewnych typów silników może osiągnąć chwilowo nawet wartości dwudziestu paru kg/cm^2 . Skale manometrów oleju są wykonywane zwykle w zakresie 0 — 10 kg/cm^2 względnie 0 — 30 kg/cm^2 .

Przewody metalowe o $\varnothing 6 \times 4 \text{ mm}$ miedziane lub aluminiowe łączą zwykle manometry ciśnienia paliwa i oleju z odpowiednimi częściami silnika. Przewody te muszą być przed użyciem badane na ciśnienie. Ostatnio zaczęto stosować dla manometrów tak zwane przewody giętkie, zachodziły bowiem wypadki częstego pęknięcia przewodów metalowych od drgań i wstrząsów na samolocie, pomimo stosowania środków zaradczych, o których była mowa przy ogólnym opisie montażu przyrządów pokładowych. Typ przewodów giętkich Vipera krajowej produkcji firmy Avia przedstawiony jest na rys. 35. Przewody wykonane są



Rys. 35. Przewód giętki Vipera firmy Avia

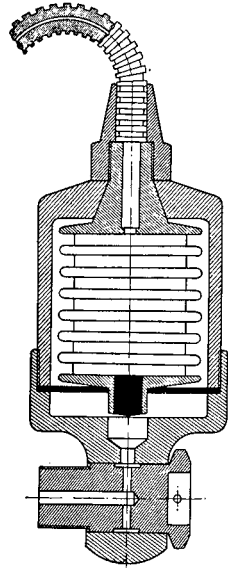
z płótna przesyconego odpowiednimi substancjami i wzmocnionego drutem aluminiowym.

W celu zabezpieczenia obwodu olejowego silnika od spadku ciśnienia w razie przerwania przewodów, łączących ten obwód z manometrem, bezpośrednio na tym obwodzie ustawiane bywają tak zwane przekaźniki ciśnieniowe. Jako przykład służyć

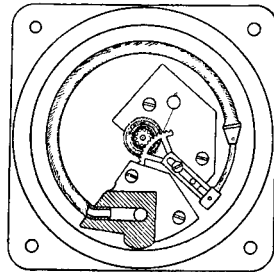
może przekaźnik firmy Amyot pokazany na rys. 36. Przekaźnik ten składa się z komory, do której dochodzi znajdujący się pod ciśnieniem olej. Wewnątrz komory umieszczona jest elastyczna membrana, połączona za pomocą przewodów z manometrem. Wewnątrz membrany i przewodów znajduje się dowolny nieściśliwy płyn np. gliceryna. Olej naciska na membranę, która następnie wywiera nacisk na płyn znajdujący się w jej wnętrzu, co z kolei powoduje przekazanie tego ciśnienia na mechanizm manometrów. Zastosowanie przekaźników ciśnieniowych ma również na celu uchronienie oleju, znajdującego się w przewodach idących do manometru od zamarzania nawet przy bardzo niskich temperaturach.

Przewody łączące manometry z silnikowymi przewodami paliwa lub oleju zakończone są zwykle nalutowanymi stożkowymi końcówkami lub też, jak to ma miejsce dla przewodów giętkich, przytwierdzonymi do tych przewodów za pomocą dodatkowych łączników. Nakrętka swobodnie nasadzona na przewód przed przylutowaniem końcówki, umożliwia szczelne dociśnięcie stożkowej końcówki do odpowiedniego gniazda umieszczonego na puszcze manometru lub też na odpowiednim przewodzie silnika.

Sam mechanizm manometru, pokazany na rys. 37, składa się zwykle z elastycznej metalowej rurki wygiętej w kształcie łuku, tak zwanej rurki Bourdona. Pod wpływem wzrostu ciśnienia w rurce w stosunku do otaczającej atmosfery rurka wyprostowuje się, gdy zaś ciśnienie spada rurka wraca do swego pierwotnego położenia. Jeden koniec rurki umocowany jest w puszcze na stałe w mocnej oprawie i przez nią łączy się z gniazdem służącym do przełączenia stożkowej końcówki przewodów. Drugi koniec rurki za pomocą układu dźwigni pokręca zębatkę, sprzężoną z zębatym kółkiem osadzonym na osi wskazówki.



Rys. 36. Przekaźnik Amyot



Rys. 37. Mechanizm manometru z rurką Bourdona

Taka konstrukcja uzależnia ruchy wskazówki od zmiany ciśnienia w przewodach. Stałość ruchów wskazówki osiąga się za pomocą płaskiej sprężyny, tak zwanego zegarmistrzowskiego włosa, osadzonej na osi strzałki i połączonej swobodnym końcem z nieruchomą podstawą mechanizmu.

Na rys. 38 podany jest seryjny manometr oleju^{*)} firmy G. Gerlach z puszką o \varnothing 60 mm i ramką o boku 65 mm. Nad przyrządem umieszczona jest stożkowa końcówka przewodu wraz z nakrętką.



Rys. 38. Manometr ciśnienia oleju G. Gerlach

Zmieniając ramię w dźwigni, przekazującej ruch rurki Bourdona na zębatkę, można regulować wskazania manometru. Jeżeli badany manometr wskazuje za dużo należy po odkręceniu śrubki regulatora odsunąć suwak do środka, czyli wydłużyć jego ramię, jeżeli badany manometr wskazuje za mało — ramię suwaka należy skrócić. Zamiast rurki Bourdona w manometrach przeznaczonych dla niewielkich ciśnień można zastosować tak zwaną membranę, czyli pudełko z elastycznej falistej blachy, którego wewnątrz łączy się z odpowiednimi przewodami.

W samolotach z silnikami zaopatrzonymi w sprężarki należy kontrolować ciśnienie mieszanki zasilającej silnik. W tym celu ustawia się specjalny manometr noszący nazwę manometru ciśnienia ładowania. Manometry ciśnienia paliwa i oleju nie wymagają puszek koniecznych szczelnych i mierzą tylko nadciśnienie w stosunku do otaczającej atmosfery, natomiast manometry ciśnienia ładowania służą do pomiaru ciśnienia absolutnego. Aby ten pomiar umożliwić puszka przyrządu powinna być zupełnie szczelna i wypełniona takim czynnikiem, który nie ulegałby zmianom ciśnienia w zależności od zmian temperatury itp. W celu ułatwienia wykonania takich manometrów przewód łączący manometr z przestrzenią, której absolutne ciśnienie chcemy zmierzyć, łączy się z wnętrzem puszek, zaś rurkę Bourdona lub też membranę zamyka się szczelnie, wypompowując z tej rurki lub membrany powietrze. Zmiany ciśnienia wewnątrz puszek będą wpływały na ruchy membrany lub też rurki Bourdona, oczywiście odwrotnie niż to miało miejsce w manometrach pierwszego typu, mianowicie gdy ciśnienie będzie wzrastać rurka Bourdona będzie się kurczyć a membrana spłaszczać, gdy ciśnienie spada rurka Bourdona będzie się wy-

^{*)} Przyrządy te noszą jeszcze dawną nazwę manometrów *smara*. Określenie *smar* obecnie dotyczy środka smarowego tylko o stałej lub półstałej konsystencji.

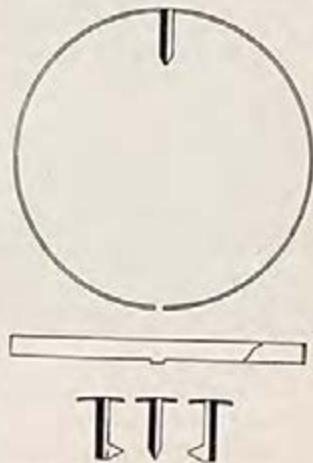
prostowywać, a membrana rozszerzać. W wypadku zastosowania membrany do jej środka w celu uchronienia jej od zgniecenia przy nadciśnieniu oraz w celu zwiększenia jej elastyczności wstawia się zwykle sprężynę. Skala manometru ciśnienia ładowania rozciąga się zwykle od $-0,4$ do $+0,4$ kg/cm^2 , przy czym 0 manometru odpowiada normalnemu ciśnieniu atmosferycznemu czyli ciśnieniu 760 mm słupa Hg ($1,037 \text{ kg/cm}^2$).

W manometrach ciśnienia ładowania ustawia się zwykle 2 lub 5 wskaźniki przesuwalne, odpowiadające normalnemu ciśnieniu ładowania oraz maksimum ciśnienia ładowania. W razie istnienia 5-ch wskaźników, pierwszy odpowiada normalnemu ciśnieniu ładowania, drugi maksimum podczas lotu, trzeci maksimum podczas startu. W manometrze do ładowania firmy Negretti i Zambra wszystkie trzy wskaźniki osadzone są na jednym wspólnym pierścieniu i odpowiadają określonemu typowi silnika. W manometrze ciśnienia ładowania firmy G. Gerlach, pokazanym na rys. 39, wskaźniki są niezależne od siebie i mogą przesuwać się wzdłuż wycięcia koncentrycznego względem obwodu tarczy.

Ostatnio zamiast wskaźników przestawialnych tego typu zastosowano wskaźniki zupełnie innej konstrukcji. Wskaźniki te mogą być oczywiście zastosowane nie tylko do manometrów ciśnienia ładowania ale i do innych przyrządów. Nowe wskaźniki wykonane są jako całość z taśmą metalową (rys. 40) zwiniętą do odpowiedniej średnicy i tworzącą sprężynujący pierścień, którego przeznaczeniem jest utrzymanie wskaźnika w określonym punkcie skali nad tarczą. Wskaźnik znajduje się w połowie długości taśmy i jest zgięty pod kątem prostym do niej. Kształt wskaźnika zależy od jego przeznaczenia, mianowicie:



Rys. 39. Manometr ciśnienia ładowania G. Gerlach



Rys. 40. Wskaźniki nastawialne

i jest zgięty pod kątem prostym do niej. Kształt wskaźnika zależy od jego przeznaczenia, mianowicie:

wskaźnik, przeznaczony do oznaczenia normalnych wskazań przyrządu, posiada ostrze skierowane ku środkowi tarczy;

wskaźnik, służący do oznaczenia wskazań minimalnych lub maksymalnych, posiada ostrze skierowane po stycznej do skali przyrządów, przy czym ostrze wskaźnika minimalnego skierowane jest w kierunku zwiększających się wskazań, zaś ostrze wskaźnika maksymalnego w kierunku zmniejszających się wskazań.

Wskaźniki są zwykle do połowy pokryte masą świetlną.

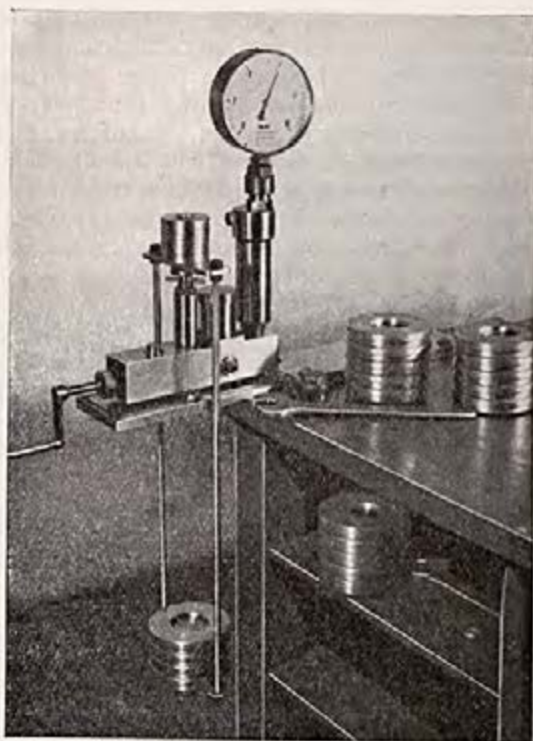
Poza wyszczególnionymi wyżej manometrami na samolocie mogą znajdować się manometry specjalne, a więc do mierzenia ciśnienia w butlach z tlenem, przeznaczonym do inhalatorów, ciśnienia w powietrznych przewodach hamulców itp. Manometry te odróżniają się od manometrów smaru i paliwa tylko zakresem skali, barwą tarczy i oczywiście odpowiednim wzmocnieniem konstrukcji, o ile np. chodzi o manometry tlenowe posiadające skale $0-250 \text{ kg/cm}^2$.

§ 15. Badanie manometrów. Manometry można badać jak i obrotomierze przez porównanie ich z manometrami uznanymi za wzorcowe. Przyrząd probierczy do tego rodzaju badania manometrów wywołuje różne ciśnienia w zakresie skali manometru badanego. Najczęściej przyrząd taki składa się z komory z tłokiem poruszającym za pomocą korby, połączonej ze śrubą naciskającą na tłok. Komora napełniona jest nieściśliwym płynem, przeważnie gliceryną lub olejem o ile nie chodzi o manometry do mierzenia ciśnienia tlenu, gdyż należy pamiętać o tym, że *nawet kropla tłuszczu przy zetknięciu się ze sprężonym tlenem może być przyczyną groźnego wybuchu*. Nieściśliwy płyn stwarza wewnątrz komory równomierne ciśnienie we wszystkich przewodach połączonych z tą komorą. Do tych przewodów włącza się odpowiednio manometry badane i wzorcowe.

Do sprawdzenia manometrów wzorcowych służą przyrządy umożliwiające pomiar ciśnienia bezpośrednio w kg/cm^2 . W tym celu u góry komory napełnionej cieczą i połączonej przewodem z badanym przyrządem wykonany jest otwór zamknięty tłoczkiem o znanym przekroju. Obciążając tłoczek określonymi odważnikami, można określić z dowolną dokładnością, zależną od dokładności wykonania odważników i tłoczka, ciśnienie panujące wewnątrz komory i w ten sposób sprawdzić wskazania badanego manometru połączonego z tą komorą. Oczywiście, że mając w praktyce do czynienia z cieczą, posiadającą własny ciężar, należy do pomiaru wprowadzić poprawki na wysokość słupa cieczy w rurce łączącej komorę z manometrem, na ciśnienie słupa cieczy pod tłoczkiem itp. Poprawki te zwykle się-

gają dziesiątków g/cm^2 . Nie mają one wielkiego znaczenia przy badaniu manometrów o skali powyżej $1 kg$, gdyż mogą być skompensowane na stałe pewnymi dodatkowymi ciężarkami przy jednoczesnym utrzymywaniu możliwie stałego poziomu płynu we wszystkich częściach przyrządu. Manometry ze skalą do $1 kg/cm^2$ należy badać na urządzeniu użytkującym sprężone powietrze. Wzorcem w tym wypadku jest słup rtęci (manometr rtęciowy).

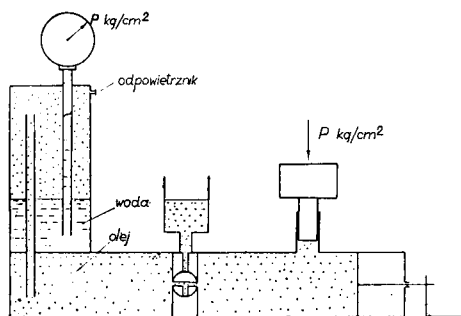
Na rys. 41 pokazany jest przyrząd do badania manometrów wzorcowych systemu firmy Amsler. Nad komorą leżącą poziomo w środkowej części przesuwają się pionowo tłoczek w cylindrycznym otworze. Przekrój tego tłoczka wynosi $2 cm^2$. Odważniki ważą po $200 g$ (nakładane z góry) oraz po $2 kg$ (zawieszane z dołu). W ten sposób można zmieniać w tym urządzeniu obciążenie badanego przyrządu co $100 g/cm^2$ względnie co $1 kg/cm^2$. W celu utrzymania tłoczka zawsze na tej samej wysokości, co jest konieczne, jak to było omówione wyżej, aby ułatwić kompensację ciśnienia poszczególnych słupów



Rys. 41. Przyrząd do badania manometrów
f. Amsler

płynów, przyrząd posiada dodatkowy tłok uruchamiany korbą. Tłok ten służy również do zasysania do komory płynu nalewanego do niej przez zbiorniczek umieszczony nad komorą obok tłoczka. Trójdrogowy kurek, znajdujący się pod zbiorniczkiem (na rysunku widoczna jest tylko oś tego kranu) łączy zbiorniczek z komorą względnie poszczególne części komory między sobą. Ciekawe jest urządzenie podstawy służącej do umieszczenia ba-

danych manometrów. Gliceryna albo olej mineralny wysokiego gatunku wypełnia zwykle wnętrze komory w celu uniknięcia korozji wewnętrznych części urządzenia. Wobec tego, że z wielu względów nie jest pożądane dostawanie się tłuszczu do wnętrza badanych manometrów (nie tylko gdy chodzi o manometry do tlenu), podstawę urządzono w ten sposób, że ciśnienie gliceryny lub oleju przekazywane jest wodzie. Trudność rozwiązania konstrukcji podstawy polega na tym, że cięższa od tłuszczu woda musi dochodzić do manometru położonego nad komorą z tłuszczem. W podstawie tworzącej dodatkową komorę umieszczone są dwie rurki: jedna z nich łączy komorę podstawy z komorą główną i doprowadzona jest prawie do wierzchołka komory podstawy; druga, zakończona nakrętką do łączenia manometrów, dochodzi prawie do dna komory. W ten sposób woda dochodząca do wnętrza manometrów i znajdująca się w tej ostatniej rurce, zajmuje dół komory, podczas gdy gliceryna lub olej zajmują górę komory, nie dochodząc do



Rys. 42. Schemat przyrządu do badania manometrów f. Amsler

ujemnej przyrząd bada się w komorze próżniowej czyli takiej komorze, w której dzięki pompie powietrznej może być zmniejszane dowolnie ciśnienie. Wartość podciśnienia mierzy się barometrem. Komora taka pokazana jest na rys. 72 w § 28 dotyczącym badania przyrządów barometrycznych.

Wobec specjalnych warunków pracy manometrów ciśnienia ładowania konieczne jest sprawdzenie szczelności puszek przyrządów. To ostatnie badanie przeprowadza się podobnie, jak było opisane w końcu § 4 w stosunku do wysokościomierzy do ładowania: wnętrze puszek manometru umieszczonego w komorze próżniowej łączy się z zewnętrzną atmosferą, z komory zaś wypompowuje się powietrze do chwili, gdy ciśnienie w komorze będzie odpowiadać ciśnieniu panującemu na wysokości

manometru. Schemat tego urządzenia pokazany jest na rys. 42. U góry tłoczka widoczny jest na rysunku krążek, stanowiący ciężarek kompensujący różnicę ciśnień słupów płynów przy tłoczku i w rurkach komory podstawy. Sam tłoczek waży 200 g.

Przy badaniu manometrów ciśnienia ładowania w części skali

rzędu 10.000 m. Wskazówka przyrządu powinna wskazywać wtedy ciśnienie odpowiadające ciśnieniu zewnętrznej atmosfery czyli, gdy np. ciśnienie atmosferyczne w dniu pomiaru jest mniejsze od 760 mm słupa Hg, odchyłać się stale na lewo od 0, gdy zaś ciśnienie zewnętrznej atmosfery jest większe od 760 mm słupa Hg — na prawo od 0. Skala na lewo od 0, jak to widoczne było na rysunku przyrządu, odpowiada podciśnieniom, skala zaś na prawo od 0 — nadciśnieniom.

Błąd dopuszczalny manometrów oleju wynosi $\pm 125 \text{ g/cm}^2$, manometrów benzyny i manometrów ciśnienia ładowania $\pm 10 \text{ g/cm}^2$, manometrów tlenu $\pm 2,5 \text{ kg/cm}^2$.

§ 16. Termometry*. Typy i przeznaczenie. Poza szybkością obrotów wału silnika decydujące znaczenie dla pracy silnika ma temperatura jego części pracujących. Temperatura ta musi wahać się w ściśle określonej granicy: w zbyt niskich temperaturach mamy do czynienia ze zbyt gęstymi olejami, które mogą nie przechodzić przez wszystkie przewody olejowe silnika, przy zbyt wysokich temperaturach oleje są zbyt ciekłe, tracą swoją smarność i jak w pierwszym wypadku przy zbyt niskich temperaturach, mogą być przyczyną uszkodzeń poszczególnych części silnika.

Sprawa temperatury własnej silnika komplikuje się jeszcze tym, że silnik zmuszony jest pracować przy bardzo różniących się od siebie temperaturach otoczenia. W związku z powyższym konieczna jest kontrola temperatury silnika, którą uskutecznia się za pomocą mierzenia temperatury olejów oraz gdy silniki są chłodzone wodą — temperatury wody.

Zwykle mierzy się temperaturę wody wychodzącej z chłodnicy silnika, temperaturę oleju natomiast mierzy się przy wchodzeniu do silnika, względnie w zbiorniku, w którym miesza się olej wchodzący z olejem wychodzącym. W silnikach chłodzonych powietrzem o mocy powyżej 400 KM mierzy się zasadniczo temperaturę oleju wychodzącego i wchodzącego.

Górna granica temperatury wody wychodzącej z silnika powinna być niższa od temperatury jej wrzenia o około 10—25°C. Należy pamiętać o tym, że z wysokością temperatura wrzenia wody w związku ze spadkiem ciśnienia atmosferycznego, obniża się znacznie. W ten sposób na wysokości 6.000 m woda wrze już przy 80° zaś na wysokości 12.000 m przy 60°C.

Normalnie temperaturę wody należy utrzymać w granicach 50° — 75° C. Temperaturę oleju wchodzącego ustala się zwykle w granicach 25° — 80° C. Różnica pomiędzy temperaturą oleju wchodzącego i wychodzącego powinna wahać się od 20° do 50°C.

* Termometry stosowane w lotnictwie noszą często nazwę aerotermometrów. Nazwa ta stosuje się specjalnie do termometrów ciśnieniowych opisanych w § 17.

Niezależnie od tego przy badaniu silników lotniczych przeprowadza się pomiary temperatury głowic silników, gaźników itp. Pomiary te wykonywują zwykle tylko instytucje naukowo-badawcze, wytwórcie silników i płatowców. Ostatnio jednak termometry temperatury powietrza w gaźniku zaczynają już stanowić normalne wyposażenie samolotu.

Poza tym przy badaniu wyczynów samolotów zachodzi konieczność mierzenia temperatury atmosfery otaczającej samolot. W tym celu używa się często termometry samopiszące. Należy zaznaczyć, że sprawa mierzenia temperatury powietrza jest na ogół bardzo trudna ze względu na jego bardzo złą przewodność cieplną. Sprawę komplikuje jeszcze szybkość samolotu oraz histereza przyrządów mierniczych. W związku z walką z obmarzaniem samolotów termometry do mierzenia temperatury zewnętrznej zaczynają również stanowić normalne wyposażenie samolotów. Termometry te noszą w języku angielskim nawet specjalną nazwę „ice warning indicator” (ostrzegacz tworzenia się lodu). Termometry używane w walce z obmarzaniem powinny mieć najdokładniejszą skalę w pobliżu 0° C.

Najczęściej spotykanymi w technice termometrami są termometry zbudowane na zasadzie pomiaru długości słupa rtęci lub spirytusu, rozszerzającego się pod wpływem ciepła. W lotnictwie używane są głównie termometry ciśnieniowe. Termometry te noszą nazwę aerotermometrów. Poza termometrami ciśnieniowymi spotyka się w lotnictwie termometry elektryczne.

Termometry pierwszego rodzaju wykonywane zwykle ze szklanych rurek mają tę wadę, iż są łamliwe i wymagają bliskiej i bezpośredniej obserwacji. W celu zaradzenia tej ostatniej wadzie próbowano na samolocie związać zwykły rtęciowy termometr z odpowiednią elektryczną sygnalizacją (termometr Schlegemilcha). Rtęć dochodząca do pewnego miejsca zwierała obwód elektryczny, w którym znajdowała się sygnalizacyjna lampka umieszczona na tablicy pilota oraz jakiegokolwiek źródło prądu.

Sprawa ta jednak bardzo komplikowała przyrząd i nie dawała pilotowi ani stałej kontroli pracy silnika, ani też pewności działania.

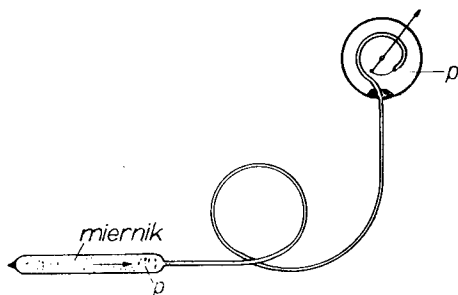
W swoim czasie w Niemczech były wykonywane próby przekazywania bezpośredniego wskazań tego typu termometrów na tablicy przyrządów pilota. Termometr rtęciowy odpowiednio wydłużano, przy czym zbiorniczek z rtęcią umieszczano w przestrzeni, której temperaturę chciano mierzyć np. w przewodzie oleju, koniec zaś termometru wyprowadzano na tablicę przyrządów przy czym poziom rtęci ustawiano w polu widzenia pi-

lota. Równoległe do tego termometru umieszczano drugi termometr, którego zbiorniczek z rtęcią umocowywano przed samym przewodem oleju. Drugi termometr miał na celu kompensację wpływu środowiska otaczającego przedłużenia termometru. Temperaturę panującą w przewodzie oleju odczytywano, jako różnicę poziomów rtęci obu termometrów na specjalnej ruchomej skali. Sposób ten nie znalazł jednak szerszego zastosowania ze względu na delikatność całego urządzenia, trudność połączeń i konieczność manipulacji przy odczytach.

Obecnie termometry rtęciowe i spirytusowe oparte na zasadzie pomiarów liniowych rozszerzających się słupów płynu nie są zupełnie używane na samolotach jako przyrządy silnikowe, mogą być one używane tylko do pomiarów temperatur w kabinach samolotów, lub do pomiaru temperatury zewnętrznej; w tym ostatnim wypadku są one, celem ułatwienia obserwacji, bardzo wielkich wymiarów.

§ 17. Termometry ciśnieniowe i elektryczne. Termometry ciśnieniowe składają się z trzech zasadniczych części:

z miernika (nadajnika), przewodu i odbiornika. Schemat takiego przyrządu pokazany jest na rys. 43. W mierniku ustawionym w ośrodku, którego temperaturę chcemy mierzyć powstaje zmiana ciśnienia. Zmiana ta za pośrednictwem przewodu przekazywana jest do odbiornika, który jest zwykłym manometrem najczęściej z rurką Bourdona.



Rys. 43. Schemat termometru eterowego

Wnętrze miernika, przewodu i rurki Bourdona w odbiorniku musi stanowić szczelnie zamkniętą przestrzeń.

Zmianę ciśnienia zależnie od temperatury można wywołać różnymi sposobami.

Jednym ze sposobów, najczęściej stosowanym w lotnictwie, jest napełnianie miernika termometru płynem o bardzo niskiej temperaturze wrzenia np. jakąś mieszaniną eterową. Temperatura wrzenia każdego płynu zależy jak wiadomo od ciśnienia, pod którym ten płyn się znajduje, gdyż prężność pary powstającej w postaci pęcherzyków wewnątrz płynu przewyższy nieco ciśnienie zewnętrzne. Gdy w zamkniętym naczyniu płyn znajduje się pod ciśnieniem własnej pary, temperatura wrzenia będzie rosłać

w miarę nagrzewania się naczynia od zewnątrz. Gdy temperatura otaczająca naczynie jest wyższa od temperatury wrzenia płynu w naczyniu, to płyn zacznie wrzeć lecz w bardzo prędkim czasie wrzenie się przerwie i nastąpi pewna „ruchoma równowaga” odpowiadająca pewnej prężności pary. Zwiększając temperaturę otaczającego środowiska tym samym zwiększamy prężność pary wypełniającej przestrzeń w naczyniu nad płynem.

W zależności od użytego w zamkniętym naczyniu płynu można otrzymać różne wartości ciśnienia przy tych samych temperaturach.

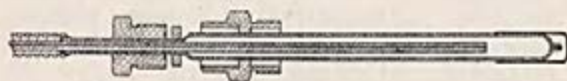
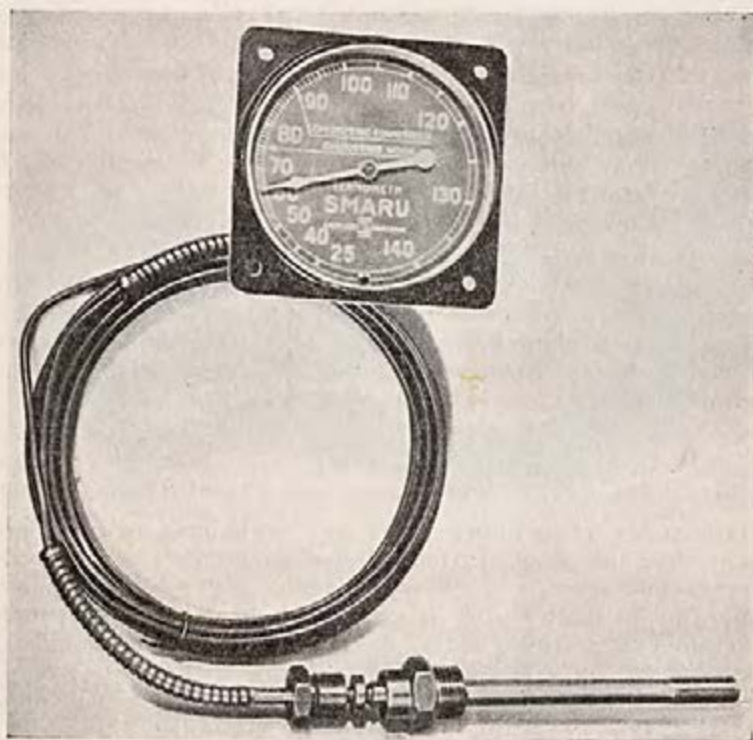
Poniżej podana jest tablica prężności pary przy różnych temperaturach chlorku metylu CH_3Cl , chlorku etylu $\text{C}_2\text{H}_5\text{Cl}$ oraz etyleteru $(\text{C}_2\text{H}_5)_2\text{O}$.

Temperatura w °C	Ci ś n i e n i e w kg/cm^2		
	Chlorek metylu	Chlorek etylu	Etyleter
— 30	0,762	0,22	—
— 20	1,16	0,25	—
— 10	1,72	0,31	0,155
0	2,49	0,61	0,255
20	4,85	1,31	0,600
40	9,00	2,55	1,250
60	15,00	4,47	2,560
80	22,00	7,59	4,070
100	30,00	11,50	6,600
120	45,00	—	—

Pragnąc otrzymać ciśnienia absolutne nie zaś nadciśnienia należałoby umieścić rurkę Bourdona w zupełnie szczelnej próżnej puszcze lub też, podobnie jak w manometrach ciśnienia ładowania, obwód ciśnieniowy połączyć z wnętrzem szczelnej puszeki, rurkę zaś Bourdona zamknąć, wypompowując z niej uprzednio powietrze. Zwykle jednak puszeki termometrów nie są uszczelniane i ciśnienie mierzy się jak w zwykłych manometrach, powstaje od tego pewien błąd pomiarów, który np. przy chlorku metylu nie przekracza ze zmianą wysokości 5° — 6° C. Błąd ten jest tym bardziej dopuszczalny, iż zwiększa on zawsze wskazania przyrządu. W razie stosowania mieszaniny eterowej przewody termometru napełnia się nieściśliwą cieczą np. gliceryną.

Miernik termometru używanego w lotnictwie polskim firmy G. Gerlach składa się z rurki (rys. 44) wykonanej z nowego srebra i zakończonej przylutowaną do niej mosiężną końcówką. Do wnętrza tej rurki wchodzi cienka rurka stanowiąca przedłużenie przewodu łączącego. Mieszanina eterowa

wprowadza się do rurki przez specjalny otwór, który następnie po napełnieniu rurki zalutowuje się. Końcówka nalutowana na rurkę ochronną przykrywa właśnie zalutowany otwór miernika. Charakterystyczną cechą tych przyrządów jest fakt, iż para mieszaniny eterowej, ciśnąc na glicerynę w przewodzie łączącym, nigdy nie przenika do tej gliceryny i nie łączy się z nią chemicznie.



Rys. 44. Termometr G. Gerlach

Nieczynność termometrów najczęściej spowodowana jest niestarannym zalutowaniem otworu. Płyn eterowy w tym wypadku ulatnia się po upływie pewnego czasu i termometr musi być odesłany do wytwórni celem ponownego naładowania. Miernik

termometru posiada zwykle dwie sześciokątne nakrętki, służące do zamocowania miernika w przewodach smarowych lub wodnych. Pierwsza z tych nakrętek (większa) służy do wkręcania w otwór, znajdujący się w przewodzie smarowym lub wodnym. Druga (mniejsza) służy do zamocowania miernika, co osiąga się przez wkręcanie jej do nakrętki pierwszej. Przy tym dokręcaniu przyciska się jednocześnie miernik za pomocą podkładki mosiężnej. W celu zapewnienia szczelności złącza, część miernika znajdującego się wewnątrz nakrętki pierwszej owija się sznurem azbestowym, który przy montażu zostaje ściśnięty.

Przewód termometrów wykonany jest zwykle z rurki miedzianej o wewnętrznej ϕ 0,35 mm, o długości około 5 m. Jeden koniec tej rurki lutuje się do miernika, drugi zaś do nasady rurki Bourdona lub membrany przy puszcze. Przewód rurkowy ochroniony jest giętkim pancierzem przy mierniku i przy puszcze na długości od 80 — 100 mm.

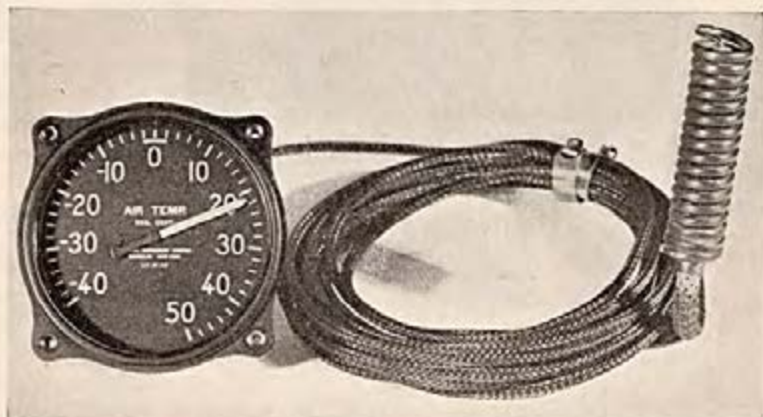
Temperatura otoczenia przewodów rurkowych ma pewien wpływ na wskazania termometru, gdyż przy wysokiej temperaturze miedź się rozszerza i pojemność przewodów wzrasta, co pociąga za sobą spadek ciśnienia. Wpływ ten jednak jest bardzo mały i przy różnicy temperatury otaczającej przewody w granicach 100°C wyraża się w $0,5^{\circ}$ — $1,5^{\circ}\text{C}$.

Skale termometrów G. Gerlach są następujące: dla wody 25° — 115°C , dla smaru 25° — 140°C oraz 0 — 100°C . Ciężar termometru G. Gerlach przy puszcze o ϕ 65 mm wynosi 0,520 kg.

Termometry ciśnieniowe mogą być wykonane również przy użyciu rtęci lub gazu. Termometry ciśnieniowe i gazowe używane są zwłaszcza w tych wypadkach, gdy chodzi o pomiar temperatur bliskich do 0° , gdyż w tych granicach termometry ciśnieniowe eterowe są mniej dokładne. W tych termometrach wykorzystuje się zjawisko, że rozszerzony płyn lub gaz pod wpływem zewnętrznej temperatury powoduje wzrost ciśnienia w zamkniętym naczyniu, w którym się znajduje.

Termometry ciśnieniowe, rtęciowe lub gazowe, składają się również jak i termometry ciśnieniowe eterowe z trzech części: miernika, przewodów rurkowych i odbiornika. Różnica pomiędzy termometrami eterowymi i rtęciowymi lub gazowymi polega na tym, że w wypadku tych ostatnich cała przestrzeń pomiarowa czyli miernik, przewody i rurka Bourdona w manometrze, wypełnione są jednym i tym samym czynnikiem np. rtęcią lub gazem. Przewody rurkowe w tym ostatnim wypadku mają bardzo małą wewnętrzną średnicę (są włoskowate). W termometrach gazowych używa się najczęściej tlenu sprężonego do rzędu

100 kg/cm². W celu kompensacji wpływu temperatury na rurkę Bourdona i na przewody, częściowo zmniejszonego dzięki ich włoskowatości, swobodny koniec rurki Bourdona związany jest z bimetalową sprężyną, wykonaną z mosiądzu i inwaru. Przy przewodach dłuższych od 6 m należy wykonać specjalne kompensatory w postaci dodatkowych zbiorników, umieszczonych w połowie długości przewodów. Przewody rurkowe w tych termometrach wykonywane są najczęściej z wysokowartościowej stali. Termometry rtęciowe i gazowe dzięki wysokim ciśnieniom, panującym w ich przewodach, mają przy nieuszczelnij puszcze



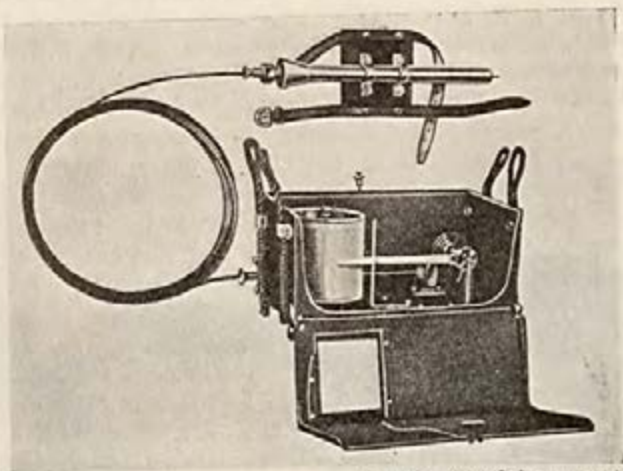
Rys. 45. Termometr f. Kollsman

znacznie mniejszą poprawkę wysokościową. Termometry tlenowe używa się specjalnie dla pomiaru niskich temperatur, poniżej temperatury zamarzania rtęci. W lotnictwie tego typu termometry stosuje się do pomiarów temperatury zewnętrznej powietrza. Na rys. 45 pokazany jest termometr gazowo-ciśnieniowy amerykańskiej firmy Kollsman. W termometrze tym zwraca uwagę kształt miernika, ułatwiający opływ powietrza oraz oplecenie pancerzem ochronnym przewodu rurkowego na całej jego długości. Na rys. 46, uwidocznił termometr samopiszący firmy Negretti i Zambra z miernikiem w kształcie tak zwanej anteny do mierzenia temperatury zewnętrznej.

Poza termometrami ciśnieniowymi, jako termometry odległościowe używa się termometry elektryczne.

Termometry elektryczne bywają budowane na zasadzie pomiaru siły elektromotorycznej powstającej w termoparze lub

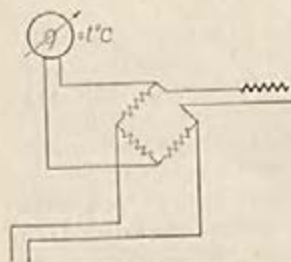
na zasadzie zmiany oporu przewodnika pod wpływem temperatury. Pierwsza zasada stosuje się przy mierzeniu temperatur wysokich, np. temperatur głowic silników itp. Druga zasada stosuje się do pomiaru temperatur niższych w granicach do 150°C , ma ona zastosowanie w przyrządach pokładowych sil-



(Stewart, Aircraft Instruments)

Rys. 46. Termometr samopiszący Negretti i Zambra

nikowych. Element, którego oporność względnie którego zmiany oporności, chcemy mierzyć włącza się najczęściej w jedną z gałęzi układu elektrycznego, znanego pod nazwą mostku



Rys. 47. Schemat termometru elektrycznego (Mostek Wheatstone'a)

Wheatstone'a (rys. 47) i wystawia się na działanie zmian temperatury. Wychylenia galwanometru mostku wykażą najmniejszą różnicę temperatur, powodującą zmianę oporności elementu. Galwanometr może być wycechowany bezpośrednio w stopniach skali C. W pozostałych gałęziach umieszczone są oporniki wykonane ze stopów, praktycznie zupełnie nie zmieniających swej oporności pod wpływem temperatury. Wszystkie te trzy elementy mieszczą się zwykle w samej puszcze przyrządu.

Na rys. 48 przedstawiony jest termometr elektryczny amerykańskiej firmy Weston. Termometry elektryczne mają bardzo poważną zaletę, wyrażającą się w tym, iż pozwalają za po-

mocą jednego wskaźnika, przy zastosowaniu odpowiedniego przełącznika, mierzyć temperatury w różnych miejscach. Osiąga się w ten sposób znaczną oszczędność miejsca na tablicy przyrządów pokładowych, co jest szczególnie ważne zwłaszcza przy wielosilnikowych samolotach. Firma Cambridge Instrument Co. wykonała termometr elektryczny z jednym odbiornikiem (wskaźnikiem) do mierzenia temperatur w 72 miejscach. Przyrząd ten został zastosowany na jednym z większych statków morskich.

Wadą elektrycznych mostkowych termometrów oporowych jest konieczność posiadania obcego źródła prądu zasilającego taki termometr.

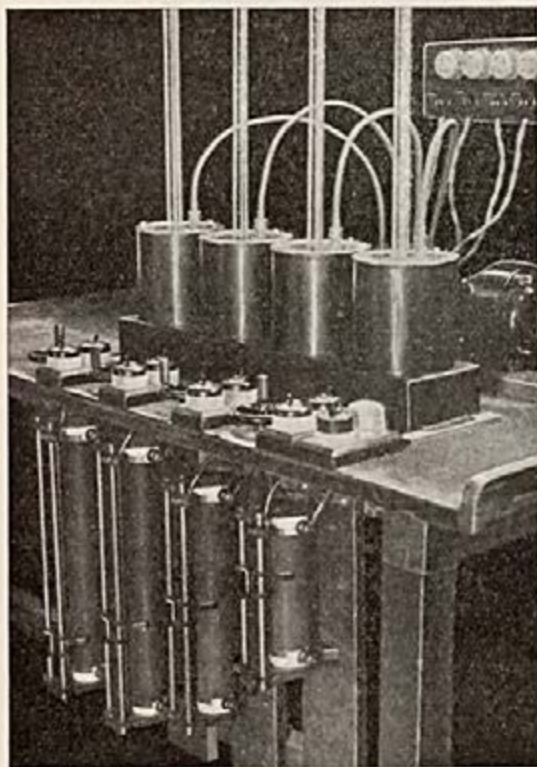


Rys. 48. Termometr elektryczny Westona

§ 18. Badanie termometrów. Badanie termometrów przeprowadza się najczęściej przez porównanie ich ze zwykłymi termometrami rtęciowymi. Oczywiście termometry te muszą być odpowiednio precyzyjnie wykonane: chodzi tu o ścisłe ustalenie punktu 0° i 100° oraz ustalenie podziałki, przy uwzględnieniu poprawek na rozszerzalność naczynia (rurki szklanej termometru).

Zasadniczą sprawą przy cechowaniu termometrów jest wyeliminowanie histerezy przyrządów wzorcowych. Eliminację tę można wykonać np. w ten sposób, iż w naczyniu napelnionym płynem, którego temperaturę się mierzy przy pomocy termometru wzorcowego i badanego, utrzymuje się podczas całego pomiaru pewną stałą temperaturę, przy czym dla otrzymania większej ilości punktów na skali korzysta się z większej ilości probierczych naczyń. Na rys. 49 przedstawiony jest taki przyrząd do badania termometrów z czterema naczyniami w wykonaniu firmy Smith. Naczynia te napelnia się wodą lub oliwą. Każde z naczyń posiada grzejnik elektryczny, po-

zwalający doprowadzić temperaturę płynu w naczyniu odpowiadającą czterem punktom wybranym dowolnie na skali termometru. Każdy z grzejników dzięki włączonym szeregowo z nim precyzyjnym opornikom, widocznym pod stołem, może być regulowany w bardzo szerokich granicach. Dzięki tej regulacji



Rys. 49. Przyrząd do badania termometrów
f. Smith

odplyw ciepła przez naczynie może być zrównoważony ilością ciepła dostarczonego, a zatem będzie istniała możliwość utrzymania w naczyniu stałej temperatury. W przyrządzie Smitha temperatury w poszczególnych naczyniach ustalają się około 40°, 70°, 90° i 110° C.

Z tyłu naczyń umieszczony jest niewielki silnik elektryczny przeznaczony do uruchamiania mieszadeł w naczyniach, które mają na celu utrzymanie w tych naczyniach stałej temperatury we wszystkich punktach. Na rysunku widać giętkie wały w pancierzach, łączące silnik z mieszadłami w poszczególnych naczyniach.

Oczywiście podgrzewanie naczyń może być uskuteczniane za pomocą palników gazowych lub naftowych, a mieszanie płynu w naczyniach — ręcznie.

Miernik badanego termometru wkłada się po kolei do wszystkich czterech naczyń, zaczynając z początku od naczynia z temperaturą najmniejszą, następnie zaś w porządku odwrotnym.

Jako przyrządy wzorcowe użyte są w urządzeniach Smitha

precyzyjne termometry rtęciowe firmy Negretti i Zambra z podziałką co $0,2^{\circ}$ C.

Dopuszczalna nieścisłość wskazań seryjnych termometrów lotniczych wynosi $\pm 2^{\circ}$ C. Jeżeli przy badaniu stwierdza się większą niedokładność, należy termometr wyregulować.

W termometrach G. Gerlach, regulację skutecznia odpowiednio przesunięcie suwaka regulatora po zwolnieniu śrubki mocującej ten regulator. W niektórych termometrach np. termometrach Fourniera przesuwanie suwaka skutecznia się za pomocą specjalnego klucza.

Przy badaniu termometrów należy mieć dodatkowe większe naczynia z płynem o temperaturze 0° (woda z lodem) oraz o temperaturze około 100° C. Posiadanie takich naczyń ma na celu zbadanie wpływu temperatury otoczenia przewodów na wskazania termometru oraz czas odchylenia wskazówki termometru od 0° do 100° i z powrotem. Dla przeprowadzenia pierwszych z tych badań miernik termometru pogrąża się po kolei do wszystkich naczyń probierczych, wskaźnik (puszkę) trzyma się w rękę, zaś przewody zwinięte wkłada się do dodatkowych naczyń i sprawdza się, jak się zmienia wychylenie termometru przy zmianie temperatury otoczenia przewodów.

Badanie czasu wychyleń przeprowadza się przy pomocy sekundomierza.

Czas wychylenia seryjnych termometrów lotniczych od 0 do 100° wynosi około pół minuty. Czas wychylenia od 100° do 0 nie przekracza zwykle $\frac{1}{3}$ minuty.

§ 19. Pomiary ilości paliwa na samolocie. W celu ustalenia pozostałego do rozporządzenia czasu lotu niezbędna jest możliwość zdania sobie w każdej chwili sprawy z ilości posiadanego na samolocie paliwa.

W przybliżeniu sprawa ta może być rozstrzygnięta za pomocą zegaru czasowego przez określenie czasu trwania lotu. Należy tylko znać ilość pobranego paliwa przy starcie oraz ilość paliwa zużywanego przez silnik na jednostkę czasu. Praktycznie sprawa ta jest często dość trudna do rozwiązania przy pomocy zegarka, gdyż zużycie paliwa nie jest stałe, prócz tego ustalenie ilości paliwa przy starcie jest często niemożliwe np. jeśli chodzi o loty następujące po sobie w krótkim czasie. Poza tym należy brać pod uwagę ewentualne wyciekanie paliwa ze zbiornika pod wpływem jego uszkodzeń. Ta okoliczność ma szczególne znaczenie w lotnictwie wojskowym (np. przedziurawienie zbiornika nieprzyjacielską kulą).

Należy pamiętać o tym, że ilość posiadanego paliwa decyduje bardzo często o tym czy innym posunięciu pilota: powrót na

własne lotnisko, międzylądowanie przed lotniskiem docelowym, przedłużenie walki itp. Sprawa więc ustalenia ilości paliwa wiąże się bezpośrednio ze sprawą wykonania zadania którego powodem jest lot oraz z bezpieczeństwem załogi i samolotu i powinna być zawsze jak najbardziej dokładnie rozstrzygnięta, wobec czego urządzenia przeznaczone do pomiaru ilości paliwa należą do najważniejszych silnikowych przyrządów pokładowych. Umieszczenie przyrządów tych w skrajnym miejscu na tablicy, licząc od jej środka, przewidziane np. przez polskie normy, nie ma na celu zmniejszenia znaczenia tych przyrządów i usprawiedliwione jest tym, że pilot nie potrzebuje obserwować stale tych wskaźników, lecz tylko od czasu do czasu. Urządzenia do mierzenia ilości paliwa powinny odpowiadać następującym warunkom:

- a) dawać wskazania dokładne, niezależne od przestrzennego położenia samolotu oraz od jego wysokości nad ziemią,
- b) posiadać możliwość zastosowania do różnych typów zbiorników, bez potrzeby całkowitego przeskalowania przyrządu.

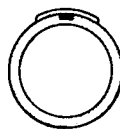
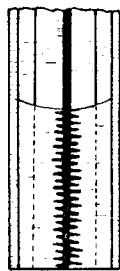
Poza tym, oczywiście, urządzenie do określenia ilości paliwa musi odpowiadać możliwie wszystkim warunkom wymaganym od pozostałych przyrządów pokładowych: dawać wskazania ciągle, uniezależnione od drgań i przyśpieszeń na samolocie, zmniejszyć ilość czynności przy pomiarze do minimum itp.

Niestety technika przyrządów lotniczych dotychczas nie potrafiła rozwiązać całkowicie zagadnienia określenia ilości paliwa, wskazania przyrządów uniezależnione zostało tylko od zmian ciśnienia atmosferycznego czyli od wysokości. Wszystkie przyrządy określające ilość paliwa na samolocie mierzą dotąd tylko ilość paliwa w jednostkach pojemności, opierając ten pomiar w ten czy inny sposób na pomiarze wysokości słupa paliwa w zbiornikach. Poziom zaś paliwa w zbiorniku będzie zawsze zależał od kształtu zbiornika, od jego położenia w przestrzeni i będzie się zmieniał w zależności od przyśpieszeń i wstrząsów na samolocie.

Urządzenia do obliczania ilości paliwa na samolocie dzielą się według zasad, służących za podstawę do określenia poziomu płynu w zbiorniku.

W ten sposób urządzenia te mogą składać się np. ze zwyczajnych płynowskazów czyli rurek przezroczystych, połączonych ze zbiornikami, w których, z uwzględnieniem oczywiście błędu włoskowatości, ustali się poziom równy poziomowi płynu w zbiorniku, o ile te rurki są odpowiednio ze zbiornikiem połączone. Paliwowskazy są wycechowane bezpośrednio w litrach lub też w częściach zbiornika np. $\frac{1}{4}$, $\frac{2}{4}$, $\frac{3}{4}$, $\frac{4}{4}$.

W celu lepszej widoczności płynu w rurce, który jak to ma miejsce np. w wypadku benzyny lotniczej, w niewielkich ilościach jest zupełnie bezbarwny, rurki te wyrabia się w sposób specjalny. Rurka z tyłu otrzymuje wąski pasek (rys. 50) kolorowej emalii czerwonej lub niebieskiej. Pasek ten umieszcza się na tle szerszego paska z emalii białej. W pustej części rurki widoczny jest tylko wąski pasek kolorowej emalii, w części rurki napełnionej płynem, dzięki przelamywaniu się promieni przez płyn otrzymuje się wrażenie, że pasek kolorowy się rozszerza względnie, że płyn się zabarwia. Rurki tego rodzaju noszą nazwę fotofór. Wadą tych rurek jest ich niedostateczna wytrzymałość mechaniczna, wobec czego pożądane jest zaopatrywanie ich w siatkowe ochrony oraz ustawianie na przewodach, łączących fotofory ze zbiornikiem, kurków zamykających na wypadek rozbicia rurki. Fotoforę można zamienić zwykłą rurką szklaną dając z tyłu jej kolorowy drut, za nim zaś szersze pasmo jasnej blachy.



Rys. 50
Fotofora

Wskazania tego typu urządzeń mają tę wielką zaletę, iż dają wskazania bezpośrednie, nie nasuwające żadnej wątpliwości. Zakres ich zastosowania ograniczony jest jednak przez położenie zbiornika w stosunku do siedzenia pilota oraz względami bezpieczeństwa pożarowego.

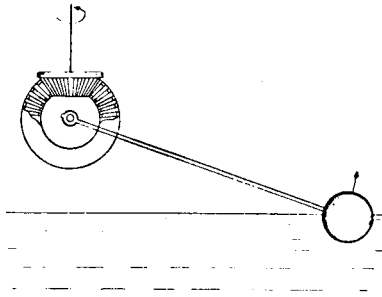
Ze względu na niebezpieczeństwo rozbicia, paliwowskazy z rurek szklanych są w niektórych krajach zakazane do użytku na samolotach.

Pozostałe paliwomierze dzielą się na pływakowe, elektryczne i ciśnieniowe. W pierwszych z nich częścią zasadniczą jest pływak. Paliwomierze pływakowe odróżniają się jeden od drugiego przekazywaniem ruchów pływaka w sposób widoczny dla pilota. W paliwomierzach ciśnieniowych w celu określenia ilości paliwa, mierzy się ciśnienie hydrostatyczne płynu w zbiorniku. Istota paliwomierzy elektrycznych będzie podana przy opisie ich konstrukcji.

§ 20. Paliwomierze pływakowe i elektryczne. Poniżej podane są krótkie opisy najbardziej znanych i typowych paliwomierzy pływakowych.

Paliwomierz magnetyczny Simms. Pływak umieszczony jest przegubowo lub też bezpośrednio na ramieniu dźwigni. Ruch pływaka porusza dźwignię związaną z przekładnią stożkowych kół zębatych. Na pionowym kole zębatym umieszczony jest silny magnes, który ruchem swym wpływa na wskaźnik, umie-

szczony na zewnątrz zbiornika. Wadą tego rodzaju paliwomierzy jest oddziaływanie ich na busole samolotowe tym niebezpieczniejsze, że uzależnione od poziomu płynu, gdyż poziom ten wpływa na położenie magnesu przyrządu w stosunku do busoli.

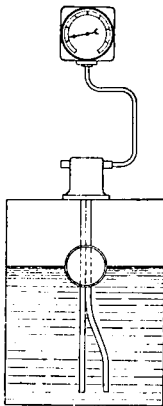


Rys. 51. Paliwomierz pływakowy przegubowy

Podobnego typu paliwomierz, jednak bez magnesu (przekazywanie ruchów koła (zębatego bezpośrednio na strzałkę przyrządu) wykonany był przez firmę francuską Dumas oraz firmę angielską Smith. Schemat takiego przyrządu przedstawiony jest na rys. 51. W paliwomierzach tego rodzaju właściwie ruchoma jest zwykle skala przyrządu wykonana na bocznej powierzchni ściętego stożka, obracającego się nad zbiornikiem, nieruchoma zaś wskazówka ustawiona w polu

widzenia pilota na zbiorniku koło skali.

Paliwomierz Corset (rys. 52). Pływak tego paliwomierza ma kształt kuli z wycięciem po środku. Kula może przesuwając się wzdłuż prowadnicy, umocowanej na stałe w zbiorniku w kierunku pionowym. Obok tej prowadnicy mieści się dźwignia wygięta w pewien określony sposób, nadający tej dźwigni kształt szabli. Punkt oparcia tej dźwigni umieszczony jest przy pokrywie zbiornika, gdy kula opada razem z płynem przesuwająca ona ze sobą ramię dźwigni, związanej bądź bezpośrednio ze wskazówką przyrządu, bądź też za pomocą sterowniczych przewodów giętkich.

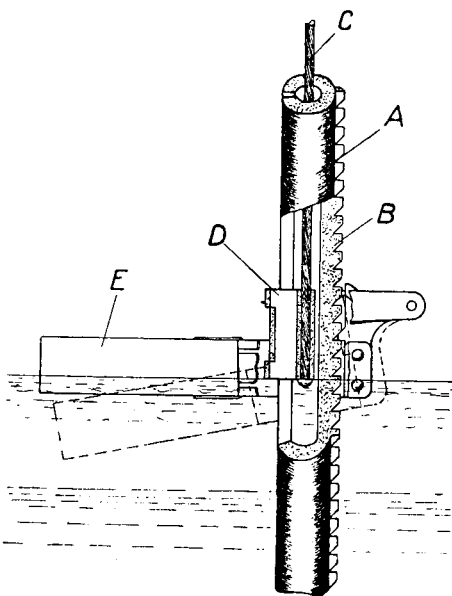


(Katalog f. Corsett)

Rys. 52. Paliwomierz pływakowy Corset

Paliwomierz Huttenlocker i Crogman. Pływak paliwomierza może się przesuwając w zbiorniku w prowadnicy wykonanej w kształcie cylindra z siatki. Pływak ten za pomocą jedwabnego sznura przywiązany jest do ramienia wskazówki przyrządu. Ramie to odciąga się sprężyną, przy czym siła tej sprężyny skompensowana jest całkowicie ciężarem pogrążonego w paliwie pływaka. Z chwilą wypompowania zbiornika pływak idzie na dno, odciągając za sobą wskazówkę. Paliwomierze tego typu nie są praktyczne, gdyż sznur może się łatwo zaciąć lub nawet rozerwać, wprowadzając w błąd pilota sygnałem o wyczerpaniu się paliwa.

Paliwomierz Televel stosowany w lotnictwie angielskim (rys. 53). Do zbiornika paliwa wpuszczona jest rura *A* zaopatrzona z boku w zębatkę *B*. Po rurze przesuwają się suwak *D* z doczepionym przegubowo pływakiem *E*. Suwak *D* zawieszony jest na linie *C*, znajdującej się wewnątrz rury *A* i doprowadzonej następnie do stanowiska pilota. Suwak znajduje się zwykle u góry zbiornika. Gdy pilot chce dokonać pomiaru, zwalnia sznur, suwak *D* zaczyna się opuszczać. W chwili, gdy pływak *E* dotknie płynu, palec osadzony na ramieniu dźwigni, na której zawieszony jest pływak zaciska się, między zęby zębatki *B* i zatrzymuje suwak. Wskazówka na tablicy przyrządów pokładowych pilota związana z linką, zatrzymuje się w tej chwili na pewnym określonym miejscu skali, odpowiadającym ilości paliwa w zbiorniku. Dostosowanie paliwomierza do poszczególnych zbiorników odbywa się przez odpowiednie skrócenie względnie przedłużenie linki.

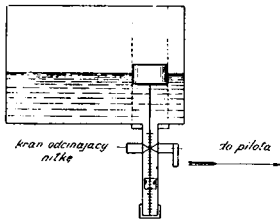


Rys. 53. Paliwomierz pływakowy Televel

Paliwomierz francuski Spirobloc. Paliwomierze te były w swoim czasie używane w lotnictwie polskim. Pływak umieszczony jest w rurze z dziurkowanej blachy. Pływak posiada palec, który może się przesuwać w spiralnym wycięciu wykonanym w ścianie rury. Wysokość skoku spirali odpowiada wysokości rury a tym samym wysokości zbiornika. Gdy pływak przesuwa się razem ze zmianą poziomu paliwa, palec wprawia go w ruch wirowy, przekazywany za pośrednictwem osi, znajdującej się wewnątrz rury na kółko osadzone nad zbiornikiem, a następnie przy pomocy jedwabnego sznura na oś ze wskazówką, poruszającą się wzdłuż skali przyrządu na tablicy pilota. Każdemu położeniu pływaka odpowiada określone położenie wskazówki na tarczy przyrządów.

Przyrząd posiada wszystkie wady linkowych benzynomierzy, omówionych przy paliwomierzu Huttenlocker i Crogman.

Paliwomierz dwupływakowy. Paliwomierze tego typu możliwe są do zastosowania w zbiornikach umieszczonych w górnym skrzydle samolotu. Do dna zbiornika przymocowuje się szklaną rurkę wychodzącą na zewnątrz. Pływak, znajdujący się w zbiorniku, dzięki przewodnicom może poruszać się tylko nad rurką, w której umieszczony jest ciężarek związany z pływakiem za pomocą nitki. W ten sposób pilot może obserwować ruchy pływaka. Paliwomierze tego typu podobnie jak paliwowskazy są



Rys. 54. Paliwomierz dwupływakowy

niebezpieczne ze względu na możliwość rozbicia się rurki. Jedna z wytwórni samolotów w Polsce w celu zabezpieczenia zbiornika od wycieku benzyny w razie rozbicia rurki, umieściła przy rurce kranik. Przy zamykaniu kranika musi być jednocześnie przecinana nitka łącząca pływak z ciężarkiem. Oczywiście, kranik musi być odpowiednio oplombowany, gdyż poruszenie takiego kranika np. przez obsługę nalewającą paliwo do samolotu może spowodować zacięcie się nitki i tym samym całkowite unieruchomienie paliwomierza. Na rys. 54 pokazany jest schemat takiego paliwomierza.

Paliwomierz pływakowo-elektryczny Smith. Ruchy pływaka tego paliwomierza przekazywane są na suwak opornika znajdującego się poza zbiornikiem. W ten sposób zmienia się wartość prądu elektrycznego w pewnym obwodzie, posiadającym niezależne źródło prądu. Miernik prądu wycechowany bezpośrednio w litrach znajduje się na tablicy przyrządów pokładowych pilota.

W swoim czasie próbowano stosować paliwomierze, w których pływak bezpośrednio przesuwiał się po przewodnicy, będącej jednocześnie opornikiem elektrycznym. Paliwomierze tego rodzaju nie znalazły jednak szerszego zastosowania ze względu na trudności utrzymania stałego kontaktu pomiędzy pływakiem i przewodnicą oraz z powodu obawy powstania w zbiorniku iskry elektrycznej, niebezpiecznej zwłaszcza w przestrzeni nad paliwem.

Paliwomierz elektryczny. Ostatnio w Niemczech pokazały się paliwomierze elektryczne bezpływakowe.

Są to paliwomierze firmy Veigel. W paliwomierzach tych wyzyskane jest zjawisko ochładzania za pośrednictwem paliwa przewodów elektrycznych uzależnione od stopnia pograżenia tych przewodów w paliwie. Pod wpływem tego ochłodzenia

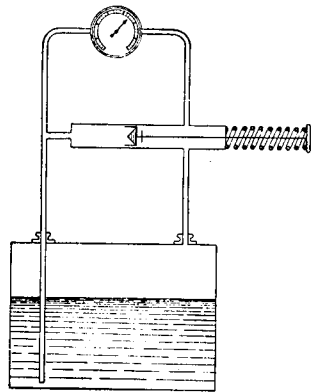
oporność przewodów nagrzewanych jednocześnie prądem zmienia się. Oporność jest mierzona układem mostkowym lub różnicowym przy pomocy miernika elektrycznego wyskalowanego bezpośrednio w jednostkach pojemności paliwa.

Same przewody mają kształt drutów metalowych wprowadzonych pionowo do zbiornika przez jego otwór górny. Przez druty przechodzi prąd ze źródła o napięciu 6–12 woltów. Drut metalowy, stale suchy, grający rolę oporu porównawczego, dopełnia układ mierniczy.

§ 21. Paliwomierze ciśnieniowe. Paliwomierze ciśnieniowe określające ilość paliwa na zasadzie pomiaru ciśnienia słupa paliwa, odpowiadającego wysokości poziomu płynu w zbiorniku, dzielą się na paliwomierze ciśnieniowe z pompkami i paliwomierze ciśnieniowe bez pompek.

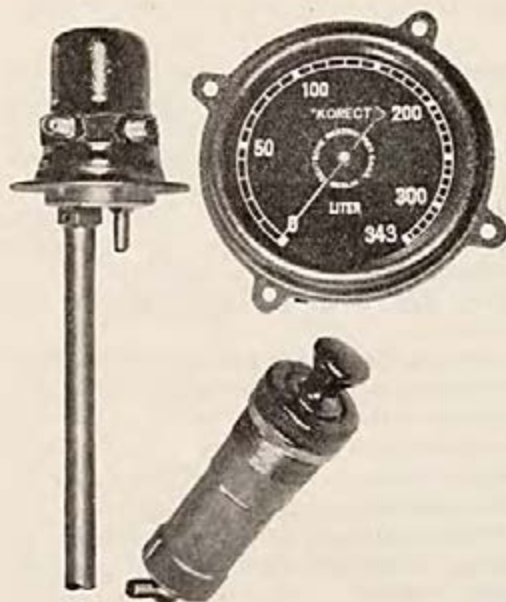
Pierwsze z nich typu G. Gerlach, Nivex i Korect wprowadzone zostały do lotnictwa dość dawno. Drugie są wytworem nowszym i stosowane są głównie w lotnictwie polskim. Są to tak zwane paliwomierze Ż I i Ż II, pomysłu kpt. pilota Żardeckiego.

Działanie paliwomierzy z pompkami może być przedstawione najlepiej na schemacie pokazanym na rys. 55. Do zbiornika wprowadzona jest od góry rurka dochodząca prawie do dna tego zbiornika. Normalnie w rurce tej znajduje się płyn, przy czym poziom tego płynu przy pominięciu zjawiska włoskowości odpowiada poziomowi płynu w zbiorniku. Jeżeli przy pomocy pompki zaczniemy do rurki pompować z góry powietrze, to ciśnienie tego powietrza w rurce będzie wzrastać do chwili, dopóki cały płyn nie wyjdzie z rurki, gdyż wtedy ciśnienie będzie zrównoważone słupem płynu i dalsze pompowanie da tylko serię baniek powietrznych, ale w żadnym wypadku nie podniesie ciśnienia, o ile oczywiście zbiornik paliwa nie będzie szczelnie zamkniętym naczyniem. Od czytując na manometrze włączonym do obwodu pompki ciśnienie można zmierzyć wysokość poziomu płynu w zbiorniku a więc ilość paliwa. W celu uniknięcia tworzenia się nadciśnienia nad płynem istnieje, jak pokazano na schemacie, specjalny obwód służący do wyrównywania ciśnień. Dokładny opis paliwomierzy



Rys. 55. Schemat paliwomierza ciśnieniowego z pompką

Nivex i Korect można znaleźć w książce Stewart, „Aircraft Instruments” str. 133. W opisie tym podane są szczegóły konstrukcyjne obydwu typów paliwomierzy. Okazuje się, że wykonanie tych paliwomierzy jest dość skomplikowane ze względu na konieczność przeciwdziałania przedostawaniu się płynu do obwodu pompki, co zawsze może się zdarzyć przy pewnych ruchach samolotu.



Rys. 56. Paliwomierz Korect

Na rys. 56 podana jest fotografia poszczególnych części paliwomierza Korect.

Paliwomierze ŻI i ŻII zbudowane są w następujący sposób: dno zbiornika łączy się za pomocą rurki z dodatkową komorą ustawioną na tym samym poziomie, tak zwanym odbiornikiem dolnym, gdzie powstaje ciśnienie zależne od poziomu płynu w zbiorniku. Ciśnienie to mierzone jest przy pomocy manometru, umieszczonego na tablicy przyrządów pokładowych w kabinie pilota.

Różnica pomiędzy paliwomierzem ŻI i ŻII polega na wykonaniu

odbiornika dolnego. W paliwomierzu ŻI odbiornik dolny ma we środku membranę. Płyn naciska na tę membranę podobnie jak w przekaźniku ciśnienia systemu Amyot, pokazanym na rys. 56. Wnętrze membrany połączone jest przewodem rurkowym z manometrem, tworząc podczas pomiaru zamknięty obwód napełniony powietrzem. W celu kompensacji ciśnienia powietrza w tym obwodzie w stosunku do zewnętrznej atmosfery, w zależności od zmiany temperatury i zmiany wysokości, przed każdym pomiarem obwód zostaje połączony z atmosferą. W ten sposób paliwomierz daje wskazania niezależnie od wysokości samolotu nad ziemią.

Paliwomierz ŻII upraszcza znacznie sprawę przekazywania ciśnienia. Odbiornik dolny tego paliwomierza jest pozbawiony

membrany dającej zawsze pewien dodatkowy błąd przy pomiarze; plyn dochodzący ze zbiornika oddziałuje bezpośrednio na powietrze, znajdujące się w komorze dolnego odbiornika, w przewodzie rurkowym i w odbiorniku górnym, czyli w membranie manometru przyrządu. Ciśnienie, pod którym znajduje się powietrze, będzie odpowiadało ciśnieniu płynu w zbiorniku samolotowym, które jest zależne od wysokości płynu w zbiorniku a więc od ilości tego płynu. Wykonanie odbiornika dolnego paliwomierza komplikuje tylko konieczność urządzenia zaworu zwrotnego w celu zapobieżenia przedostaniu się paliwa do obwodu powietrznego, a nawet do membrany manometru. Oczywiście w paliwomierzach Ż II konieczne jest także łączenie przed pomiarem obwodu powietrznego z zewnętrzną atmosferą, odcinając jednocześnie zbiornik z paliwem od odbiornika dolnego.

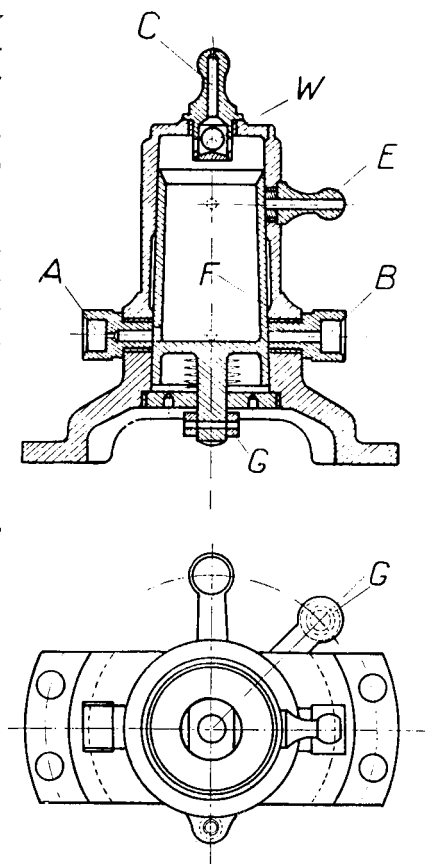
Odbiornik dolny zarówno w paliwomierzu Ż I, jak i Ż II powinien być wmontowany ściśle na poziomie dna zbiornika, którego zawartość jest mierzona przy pomocy paliwomierza. Gdy warunek ten nie jest zachowany, manometr będzie wskazywał zamiast ciśnienia, odpowiadającego ciśnieniu słupa paliwa o wysokości równej poziomowi płynu w zbiorniku, sumę względnie różnicę ciśnień tego słupa oraz słupa płynu, odpowiadającego różnicy wysokości odbiornika dolnego i dna zbiornika. Paliwomierze Ż II mają tę wadę, że są zbyt czule na wszystkie ruchy płynu w zbiorniku i wymagają stosowania dławików.



Rys. 57. Paliwomierz Ż I

Sam mechanizm paliwomierzy Ż mieszczący się w puszcze odbiornika górnego (w puszcze przyrządu) jest zupełnie podobny do mechanizmu zwykłego manometru z membraną z tą tylko różnicą, iż z tyłu puszek znajduje się śrubka, przy pomocy

której można dociskać membranę, przeprowadzając dodatkową regulację ustawienia wskazówki. Na rys. 57 przedstawiony jest paliwomierz Ż I, zaś na rys. 58 pokazano przekrój dolnego odbiornika paliwomierza Ż II. Na tym rysunku *A* oznacza wlew paliwa, *B* wylew paliwa, *C* połączenie komory dolnego odbiornika z manometrem, *W* zawór zwrotny w formie kulki, unoszonej przez płyn i zamykającej w ten sposób połączenie odbiornika dolnego z manometrem, *E* odpowietrznik, umożliwiający wylew płynu przez otwór *B*, *F* cylinder, poruszający się wewnątrz odbiornika dolnego przy pomocy dźwigni *G*, związanej za pomocą giętkich przewodów sterowniczych z rączką na tablicy przyrządów pilota. Taki przewód giętki pokazany był na rys. 57. Cylinder *F* posiada szereg otworów, odpowiadających otworom odbiornika dolnego. Cylinder *F* ma dwa zasadnicze położenia: dzięki odpowiedniemu układowi swoich otworów, w pierwszym wypadku łączy on zbiornik główny z komorą odbiornika dolnego, zamykając jednocześnie odpowietrznik i otwór wylewu paliwa na zewnątrz — położenie to odpowiada chwili pomiaru; w drugim wypadku cylinder *F* odcina otwór z wlewem paliwa, otwierając otwór odpowietrzający oraz otwór wylewu paliwa.



Rys. 58. Komora paliwomierza Ż II

W miejscu przyłączenia rurki paliwomierza do zbiornika paliwa ustawia się filtr, który musi być okresowo czyszczony. Znaczenie filtra jest dla działania paliwomierza bardzo wielkie, gdyż nawet drobne zanieczyszczenia zawarte w paliwie mogą bardzo łatwo zatkać przewód łączący zbiornik samolotu z odbiornikiem dolnym, unieruchamiając paliwomierz.

Wylew paliwa z odbiornika dolnego musi być dokonany za

pomocą specjalnej rurki, wyprowadzającej paliwo poza kadłub samolotu. W paliwomierzu Ż I ważne jest odpowiednie osłonięcie miejsca wypływu w tym celu, by w rurce wypływowej nie powstało wypadkiem nadciśnienie ani też podciśnienie spowodowane prądem powietrza przy ruchu samolotu.

Gdy w rurce powstanie podciśnienie, membrana w odbiorniku dolnym skurczy się i gdy następnie będzie odcięta od atmosfery, a odbiornik dolny będzie połączony ze zbiornikiem, ciśnienie przekazywane przez płyn w zbiorniku będzie oddziaływało na membranę ze zwiększoną ilością powietrza w otaczającej komorze i z tego powodu powstanie pozorny paradoks: podciśnienie w rurce wypływowej będzie powodować zwiększone ciśnienie w przyrządzie. Przy nadciśnieniu zajdzie zjawisko odwrotne. Zjawisko to oczywiście nie będzie miało miejsca w paliwomierzu Ż II, gdzie wobec tego sposób wyprowadzenia rurki wypływowej może być dowolny.

Przy wyborze miejsca na ustawienie filtru w zbiorniku samolotowym należy pamiętać o tym, aby miejsce to, będące początkiem przewodu paliwowego przyrządu, było oddalone od miejsca przyłączenia przewodu łączącego ten zbiornik z silnikiem. O ile ta odległość nie będzie należycie ustalona, wskazania paliwomierza mogą być całkowicie zniekształcone, gdyż manometr przyrządu będzie mierzył nie tylko ciśnienie statyczne, ale również i ciśnienie dynamiczne, którego wielkość nie da się ująć żadnymi z góry przewidzianymi poprawkami. Oprócz tego należy miejsce ustawienia filtru wybrać możliwie blisko środka zbiornika, by zmniejszyć wpływ wychyleń samolotu przy pomiarze.

Należy stwierdzić, że paliwomierze Ż przy odpowiedniej obsłudze i dobrym montażu są najlepszymi przyrządami tego rodzaju dotychczas wynalezionymi.

Ostatnio ukazały się paliwomierze francuskie „G. M”. oraz angielskie Korect (typ Nutsford) zbudowane podobnie do paliwomierzy Ż I. Różnią się one od tych ostatnich zamknięciem na stałe przewodów przekazujących ciśnienie. Według opisów katalogowych mogą one dawać wskazania niezależne od zmian temperatury i ciśnienia.

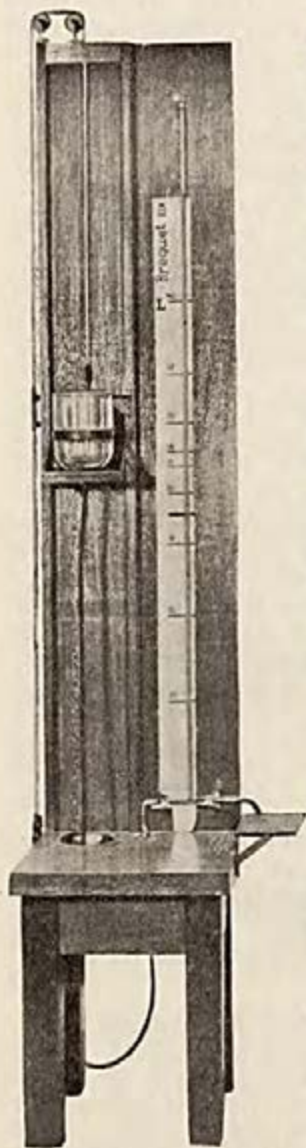
§ 22. Badanie paliwomierzy. Laboratoryjne badanie paliwomierzy pływakowych ogranicza się do zewnętrznych oględzin przyrządu i zbadania poszczególnych części tego przyrządu pod względem mechanicznym np. wytrzymałości nitki, łączącej pływak z puszką przyrządu itp. Badanie wskazań paliwomierzy pływakowych musi odbywać się każdorazowo na samolocie, względnie na danym typie zbiornika samolotowego.

Paliwomierze ciśnieniowe z pompkami muszą być badane również łącznie ze zbiornikami, dla których są przeznaczone.

Natomiast benzynomierze typu \dot{Z} mogą być całkowicie zadawalająco sprawdzane w warunkach laboratoryjnych, co znacznie upraszcza użycie tych przyrządów. Paliwomierze seryjne porównywuje się z paliwomierzami wzorcowymi. Wzorcem dla sprawdzania paliwomierzy wzorcowych będzie rurka wyskalowana w litrach pojemności odpowiedniego zbiornika. Długości tej rurki, ustawionej pionowo, oznaczone litrami muszą odpowiadać odnośnym wysokościami poziomu płynu w danym typie zbiornika. Urządzenie dla badania paliwomierzy składa się z takiego wzorca oraz z urządzenia, przy pomocy którego można zmieniać wysokość słupa paliwa w rurce. Na rys. 59 podany jest przykład całej instalacji dla badania paliwomierzy typu \dot{Z} . Urządzenie do zmiany wysokości słupa paliwa w rurce składa się ze zbiorniczka paliwa, który może być przesuwany w kierunku pionowym wzdłuż deski i umocowany w dowolnym miejscu za pomocą linki przerzuconej przez blok i odpowiedniej przeciwwagi. Urządzenie uzupełnia półeczka do ustawiania odbiornika dolnego badanego paliwomierza.

Przed pierwszym pomiarem należy, o ile ma się do czynienia z paliwomierzem $\dot{Z}I$, powtórzyć kilkakrotnie wypuszczanie paliwa z dolnego odbiornika, by usunąć z przewodów benzynowych pęcherzyki powietrzne, które mogą wywoływać niedokładności w pomiarach.

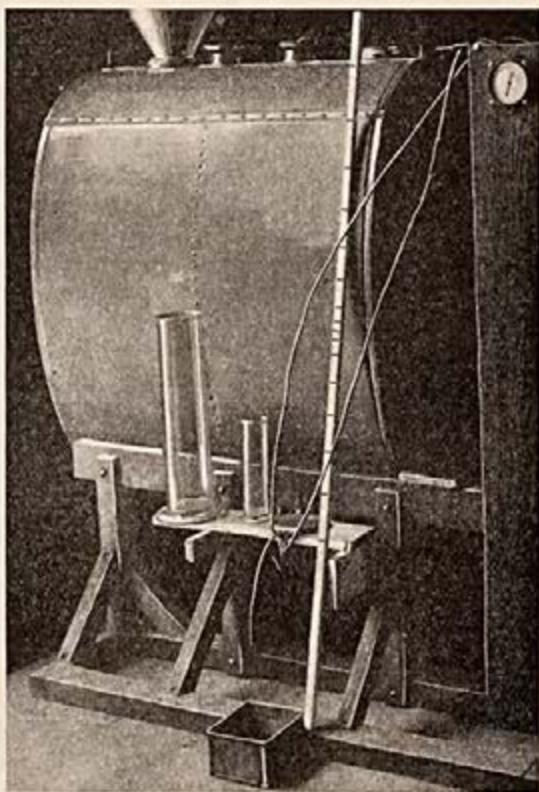
Regulację benzynomierzy przeprowadza się, podobnie jak w manometrach, a ustawienie wskazówki na 0 może być uskutecznione przy pomocy tylnej śrubki, opisanej w poprzednim paragrafie.



Rys. 59. Przyrząd do badania paliwomierzy

Na rys. 60 podany jest przebieg ustalania ilości litrów paliwa, mieszczących się w danym zbiorniku, jako funkcji wysokości poziomu tego paliwa w zbiorniku czyli przebieg przygotowania wzorca do badania paliwomierzy. Do zbiornika nalewa się w ściśle określonych ilościach paliwo, a następnie mierzy się wysokość poziomu paliwa w zbiorniku.

Jednocześnie na tym rysunku wskazano sposób włączenia paliwomierza ŻI do zbiornika. Przy tym paliwomierzu istnieją jeszcze przewody, służące do wyrównania ciśnienia pomiędzy puszką przyrządu czyli otoczeniem membrany przyrządu i przestrzenią nad płynem w zbiorniku paliwa, jak również komora dolnego odbiornika przyrządu. Przewody wyrównawcze były zastosowane w paliwomierzach Ż w celu usunięcia różnic ciśnień, panujących w różnych miejscach samolotu i zniekształcających wskazania przyrządu. Przewody te okazały się jednak nie tylko



Rys. 60. Skalowanie wzorca do badań paliwomierzy

niepotrzebne, ale nawet wręcz szkodliwe. Jak tego dowiodły pomiary przeprowadzane w locie, różnice ciśnień w puszcze przyrządu, połączonej bezpośrednio z kabiną samolotu i przestrzenią nad paliwem w zbiorniku, nie przekraczają milimetrów słupa paliwa czyli mieszczą się w granicach błędów pomiaru mechanizmu przyrządu. Natomiast, jak dowiodły tego liczne

wypadki, za pośrednictwem tych przewodów podczas akrobacji paliwo ze zbiornika samolotu może przedostać się do puszkii paliwomierza, jak również do komory dolnego odbiornika przyrządu, co może stać się przyczyną całkowitego unieruchomienia działania paliwomierza. W związku z powyższym obecnie przewody wyrównawcze nie są więcej w paliwomierzach \dot{Z} stosowane.

Niezależnie od zbadania laboratoryjnego paliwomierza \dot{Z} I lub \dot{Z} II, sprawdzenie działania tych przyrządów musi odbyć się na samolocie. Właściwie podlega tu sprawdzeniu nie tyle sam paliwomierz, co sposób jego wbudowania. W celu zbadania paliwomierza na samolocie należy wlać do zbiornika samolotu niewielką lecz ściśle określoną ilość paliwa i sprawdzić wskazania przyrządu. Przed badaniem samolot musi być ustawiony w tak zwanej linii lotu, gdyż tylko przy tym położeniu wskazania paliwomierza będą wiarogodne. Należy bowiem pamiętać, że wskazania wszystkich istniejących paliwomierzy odnoszą się wyłącznie do ściśle określonego położenia samolotu. Wskutek tego, im zbiorniki samolotu są bardziej płaskie, tym wskazania paliwomierzy są mniej dokładne, gdyż poziom paliwa w tych zbiornikach jest bardziej uzależniony od ich położenia przestrzennego. W celu otrzymania najbardziej dokładnych wskazań paliwomierzy typu \dot{Z} , miejsce ich przyłączenia poza oddaleniem od rurociągów odpływowych powinno znajdować się, jak to już było zaznaczone wyżej, możliwie po środku zbiornika.

§ 23. Mierniki przepływu paliwa. Poza paliwomierzami, określającymi w każdej chwili ilość posiadanego paliwa na samolocie, są w użyciu mierniki przepływu paliwa, wskazujące ilości zużywanego paliwa w jednostkach ciężaru na jednostkę czasu ($kg/godz$).

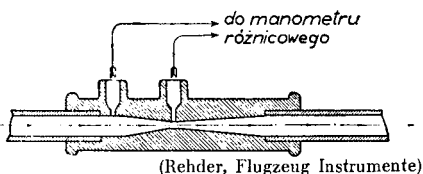
Stała obserwacja zużycia paliwa przez silnik jest sprawą znacznej wagi w tych wypadkach, gdy chodzi o możliwą oszczędność w użyciu paliwa przy lotach długodystansowych. Odpowiedniej liczbie obrotów silnika odpowiada pewna szybkość samolotu oraz pewna określona norma zużycia paliwa. Gdy zmienia się liczba obrotów silnika, to natychmiast zmienia się szybkość oraz zużycie paliwa.

Sprawa oszczędzania paliwa polega na dobraniu nastawienia gaźnika w taki sposób, aby utrzymać największą szybkość przy największym współczynniku sprawności silnika. Jeśli zużycie paliwa jest większe niż przy normalnym locie, to szybkość nie wzrasta proporcjonalnie do wzrostu zużycia paliwa a więc nie wzrasta również przestrzeń, która może być przebyta przy zużyciu określonej ilości paliwa.

Wskaźniki przepływu paliwa bywają różnych systemów. Pierwszy z tych systemów, system amerykańskiej firmy Pioneer, polega na wprowadzeniu do przewodu paliwa miernika w kształcie rurki zwężonej po środku.

Paliwo, przepływając przez tę rurkę, wywołuje różnicę ciśnień pomiędzy miejscem rurki rozszerzonym i zwężonym. Różnica ta będzie tym większa, im większa jest szybkość przepływu płynu. Różnica ciśnień mierzy się za pomocą manometru różnicowego.

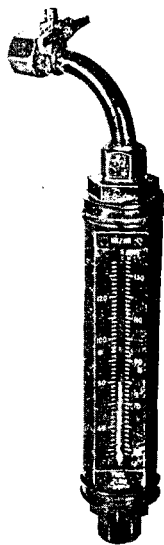
Manometr ten zbudowany jest w ten sposób, iż wnętrze membrany manometru połączone jest ze zwężonym miejscem rurki, zaś puszką, w której mieści się membrana — z pozostałą częścią rurki. Oczywiście puszką przyrządu, w której umieszczona jest membrana musi być całkowicie szczelna. Schemat takiego miernika pokazany jest na rys. 61.



Rys. 61. Schemat miernika przepływu Pioneer

Drugi system mierników przepływu systemu Elliot polega na zastosowaniu w obwodzie paliwa rurki ustawionej pionowo i posiadającej po środku kształt zlekką stożkowaty. W rurce tej mieści się pływak, podnoszony przez płyn przepływający przez miernik przepływu. Mierniki tego typu używają się również do pomiaru przepływu gazów i noszą często nazwę wziętą z języka angielskiego, a mianowicie flowmetrów.

Pływak miernika znajduje się pod wpływem dwu sił: własnego ciężaru, zmniejszonego o ciężar wypieranego przez płyn oraz dynamicznego ciśnienia, powstającego z powodu ruchu płynu. Pływak znajdzie się w równowadze, o ile te dwie siły będą sobie równe. Ze względu na stożkowatość rurki szybkość przepływu będzie wzdłuż niej wartością zmienną, jak i ciśnienie dynamiczne zależne od tej szybkości. Po odpowiednim dostosowaniu kształtów rurki, kształtów i ciężaru pływaka do warunków pomiaru (ilości przepływającego płynu) można zawsze znaleźć miejsce w rurce, w którym nastąpi równowaga sił oddziaływujących na pływak. Skala przy rurce pecherzowana jest bezpośrednio w $kg/godz.$ W celu usunięcia



Rys. 62. Miernik przepływu Elliot

nia przyrządu, przy rurce istnieje kranik, służący do jej odpowietrzania.

Mierniki przepływu tego typu wskazują poprawnie jeszcze przy odchyleniach 20° od pionu. Na rys. 62 pokazany jest miernik przepływu paliwa w granicach $50 - 150 \text{ kg/godz.}$ Miernik ten przeznaczony jest do użytku w laboratorium. Przy zastąpieniu benzyny przez mieszanekę o innym ciężarze właściwym miernik przepływu paliwa powinien być oczywiście na nowo wyskalowany.

Do kategorii mierników przepływu można zaliczyć przyrządy dające wskazania tylko w ilościach płynu, który przechodzi przez przewód niezależnie od czasu. Jako przykład takiego miernika może służyć miernik „wiatraczkowy” podobny do tego, jaki stosuje się często w wodomierzach. System wiatraczkowy wykorzystany jest we francuskich miernikach przepływu paliwa I.F.H. Wiatraczek tego przyrządu jest sprzężony za pomocą mechanicznej przekładni ze wskazówką, poruszającą się wzdłuż skali wycechowanej w litrach. Cechą charakterystyczną tego przyrządu jest to, że wskazówka jego może mieć dowolnie prawy lub lewy bieg. Przy biegu w prawą stronę czyli zgodnie ze wskazówką zegara przyrząd wskazuje ilość litrów zużytego paliwa. Przy biegu odwrotnym przyrząd wskazuje ilość litrów pozostałych w zbiorniku. Oczywiście przyrząd taki nie może zastąpić zwykłego paliwomierza, gdyż nie będzie reagował na straty paliwa powstałe na skutek wyciekania paliwa ze zbiornika.

Użycie tych przyrządów wymaga pewnej energii. Strata ciśnienia w przewodach paliwa spowodowana tym przyrządem wynosi około 100 mm słupa paliwa. Nie ma to jednak wielkiego znaczenia, gdyż pompa paliwowa może pokryć tę stratę bez żadnej dla siebie szkody.

Istnieją również wskaźniki przepływu paliwa typu wiatraczkowego (turbinkowego), przekazujące wskazania na tablicę przyrządów pokładowych za pomocą silników „autosyn”, opisanych w § 24 i pokazanych na rys. 65.

Wskaźniki takie wyrabia firma Eclipse Aviation Corp.

Badanie mierników przepływu przeprowadza się w urządzeniach umożliwiających dokładne odważanie płynu, który przepłynął w określonym przeciągu czasu przez przewód z miernikiem. Sprawa ta nie nastęrcza żadnych trudności.

§ 24. Łączenie przyrządów silnikowych. Wobec stale wzrastającej liczby przyrządów pokładowych, zwłaszcza na samolotach wielosilnikowych, powstała tendencja łączenia przyrządów ze sobą. Ma to na celu w wielu wypadkach nie tylko

zaoszczędzenie miejsca na tablicy, ale i zwiększenie przejrzystości wskazań. W ten sposób powstały np. trzy i dwuwskazówkowe przyrządy Kollsmanna. Na rys. 63 przedstawiony jest dla przykładu jeden z przyrządów tego typu, nosi on nazwę Engine Gage Unit; jest to jak gdyby ogólny przyrząd silnikowy. Przyrząd ten posiada trzy skale i trzy wskazówki, związane z trzema niezależnymi mechanizmami umieszczonymi w jednej puszcze. Pierwsza skala (górną) dotyczy temperatury oleju, druga skala (boczna z lewej strony) dotyczy ciśnienia oleju, trzecia skala (boczna z prawej strony) dotyczy ciśnienia paliwa. W celu zwiększenia przejrzystości wskazań, zamiast użycia przestawialnych wskaźników, zakres w którym przyrząd działa na poszczególnej skali bez niebezpieczeństwa dla silnika, oznaczony jest bez linii ciągłej na obwodzie skali. Przyrząd posiada znormalizowane wymiary amerykańskich lotniczych przyrządów pokładowych. Z tyłu puszki znajdują się dwa otwory dla dołączenia przewodów ciśnieniowych oraz przewodów, łączący mechanizm termometru z jego miernikiem. Ciężar przyrządu wynosi łącznie z 5 m przewodem termometrycznym około 2 kg.

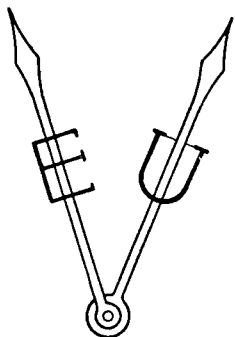


Rys. 63. Trzywskazówkowy przyrząd f. Kollman

Podobne przyrządy, tylko o znacznie większych wymiarach, wykonała francuska firma Jaeger. Przyrząd silnikowy Jaeger o średnicy puszki około 200 mm zawiera pięć skal. Pierwsza skala główna, znajdująca się na obwodzie tarczy ze skalami, jest skalą obrotomierza, druga i trzecia skala umieszczone po lewej i prawej stronie tarczy i wykonane na obwodzie koła o promieniu równym $\frac{1}{4}$ promienia głównej tarczy — są to skale dwu termometrów. Skala czwarta wykonana u góry tarczy i posiadająca te same wymiary, co i skale boczne, jest skalą manometru, poza tym u dołu tarczy mieści się dodatkowo tarczka zegara czasowego.

Firmy włoskie zaczęły teraz budować przyrządy podwójne, korzystające z jednej skali, ale posiadające dwie niezależne wskazówki. Przykładem takich przyrządów są termometry dla oleju wchodzącego i wychodzącego. W celu rozróżnienia pomiędzy sobą wskazówek należących do poszczególnych termometrów, na każdej z tych wskazówek umieszczona jest litera, określająca tę wskazówkę w wystarczający sposób.

W wypadku podwójnego termometru dla oleju wchodzącego i wychodzącego na jednej ze wskazówek ustawiona jest litera *E* (entrata — wejście), na drugiej zaś *U* (uscita — wyjście). Na termometrze podwójnym dla oleju i wody umieszcza się litery *O* (olio — olej) i *A* (aqua — woda). Wygoda użycia tych przyrządów jest oczywista, gdyż pilot może określać nie tylko każdą z zaobserwowanych przez niego temperatur, ale widzieć również wzajemne ustosunkowanie się tych temperatur, co jest daleko trudniejsze do wykonania przy obserwacji temperatury na dwu niezależnych przyrządach. Na rys. 64 pokazane są dwie wskazówki podwójnego włoskiego termometru oleju.



Rys. 64. Wskazówki podwójnego termometru

Bardzo ciekawy przyrząd do obserwacji pracy silnika wykonała firma Pioneer. Przyrząd ten składa się z tabliczki z tarczą ze skalami, przełącznika, lampek sygnalizacyjnych oraz odpowiednich mierników, powiązanych z tabliczką elektrycznymi urządzeniami telemechanicznymi. Na tarczy ze skalami znajdują się dwie wskazówki, duża i mała. Normalnie wskazówki te stoją w położeniu zerowym, co odpowiada neutralnemu położeniu przełącznika. Wszystkie skale na tarczy przyrządów znajdują się na obwodzie tarczy i są ułożone równoległe do siebie. Są to skale temperatur i ciśnienia w dwu zakresach. Może tu być też dołączona skala obrotomierza, jednak zwykle obrotomierz zbudowany jest jako przyrząd oddzielny. Każda z lampek sygnalizacyjnych odpowiada pewnemu położeniu przełącznika, pewnej skali na tarczy przyrządu i pewnemu miernikowi.

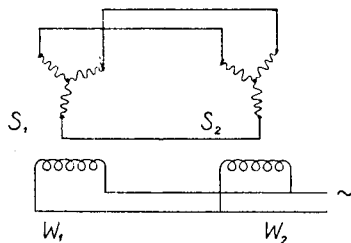
Gdy podczas pracy silnika wzrasta ponad normę np. temperatura smaru wchodzącego, ruch rurki Bourdona ciśnieniowego termometru umieszczonego tuż przy przewodzie tego oleju włącza obwód elektryczny, dzięki czemu natychmiast zapala się odpowiednia lampka na tabliczce przyrządów. Pilot nastawia przełącznik w położenie odpowiadające zapalającej się lampce. Z chwilą przestawienia przełącznika urządzenie telemechaniczne miernika temperatury oleju wchodzącego łączy się ze wskazówkami przyrządu, które zaczynają działać, przy czym jedna z nich (mniejsza) wskazuje wielkość, odpowiadającą normalnemu stanowi mierzonej wartości, druga zaś (większa) — stan rzeczywisty tej wartości. Pilot na odpowiedniej skali może tę wartość dokładnie określić, ale właściwie nie jest mu to potrzebne,

gdyż wystarczy mu obserwacja wzajemnego położenia wskaźówek. W ten sposób wskazania ilościowe są tu prawie całkowicie zastąpione jakościowymi.

Gdy temperatura oleju dzięki odpowiednim czynnościom pilota wróci do normy, obie wskazówki wzajemnie się pokryją, zaś lampka sygnalizacyjna zgaśnie. Przełącznik należy wówczas postawić znowu na położenie neutralne.

Badanie temperatury lub ciśnienia można oczywiście przeprowadzić bez oczekiwania na zapalenie się lampki sygnalizacyjnej przez proste nastawienie przełącznika na odpowiednie położenie.

Jako urządzenie telemechaniczne zastosowano tu układ noszący nazwę „autosyn”. Układ „autosyn” pokazany jest na rys. 65, gdzie W_1 i W_2 oznaczają wirniki silników, zasilane jednofazowym prądem zmiennym z obcego źródła, zaś S_1 i S_2 stojany tych silników, wzajemnie ze sobą połączone i posiadające sieć trójfazową. Określone mu położeniu wirników odpowiada określony układ pól, wywołanych poszczególnymi częściami stojanów i odwrotnie. O ile więc jeden z wirników obróci się o pewien kąt, wywoła to odpowiednie przesunięcie się pól w obu związanych ze sobą stojanach i zmusi drugi wirnik do obrócenia się o ten sam kąt, co i wirnik pierwszy.



Rys. 65. Układ „autosyn”

Pierwszy wirnik (nadajnik) związany jest z ruchem miernika np. rurki Bourdona, drugi wirnik (odbiornik) z ruchem wskazówki na tarczy przyrządu na tablicy.

Różnice przesunięć obu wirników nie przekraczają zasadniczo 1° . Za źródło prądu zmiennego służy specjalna jednofazowa prądniczka. Lampki sygnalizacyjne zasilane są prądem stałym z sieci normalnie istniejącej na samolocie.

Wadą tego urządzenia jest skomplikowana instalacja teleelektryczna i pewne utrudnienie w stałej kontroli pracy silnika. Urządzenie takie mogłoby mieć zastosowanie tylko na wielosilnikowych samolotach. Należy jednak pamiętać o tym, że w każdym wypadku istnieje pewna granica zdolności człowieka objęcia jednocześnie obserwacji i kontroli działania pewnej ilości urządzeń. Z tego względu na dużych samolotach wielosilnikowych pilot prowadzący samolot, podobnie jak kapitan na okręcie morskim, obejmuje tylko ogólne kierownictwo ru-

chów samolotu, zaś obserwację i kontrolę silników przeprowadzają przy pomocy normalnych przyrządów specjaliści mechanicy samolotowi. Zespół przyrządów silnikowych, poza obrotomierzami, wydzielony jest całkowicie z tablicy przyrządów pilota i umieszczony w specjalnej kabine. Podobnego rodzaju wydzielenie przyrządów silnikowych ma miejsce na wielosilnikowych samolotach Junkersa.

ROZDZIAŁ III

Przyrządy pilotażowo-nawigacyjne

§ 25. **Mierzenie wysokości. Atmosfera wzorcowa.** Przystępując do opisu metod i przyrządów do mierzenia wysokości lotu samolotów, należy przede wszystkim ustalić samo pojęcie wysokości lotu. Przy mierzeniu wysokości możliwe jest określenie tej wartości od pewnego stałego, ogólnie przyjętego poziomu — zwykle poziomu powierzchni morza, możliwe jest również określenie wysokości nad powierzchnią ziemi w tym miejscu, gdzie się pomiar przeprowadza. W pierwszym wypadku wartość mierzona nazywa się zwykle wysokością bezwzględną, w drugim wypadku wysokością względną. Oczywiście, znając bezwzględną wysokość powierzchni ziemi w miejscu pomiaru czyli jej wysokość nad powierzchnią morza, można zawsze na mocy bezwzględnej wysokości danego przedmiotu np. samolotu określić jego wysokość względną i odwrotnie.

Znajomość wysokości względnej ma dla ogółu lotników większe znaczenie praktyczne i niezbędna jest dla załogi samolotu przy lądowaniu, przy określaniu szybkości względem ziemi, przy bombardowaniu, przy zdjęciach fotograficznych z samolotu itp.

Znajomość wysokości bezwzględnej staje się nieodzowną w niektórych wypadkach przy lotach długodystansowych, następnie zaś przy porównaniu rekordów wysokościowych oraz przy określeniu wogóle wyczynów samolotu, aczkolwiek często ważne jest znać nie tyle samą bezwzględną wysokość lotu, ile wartość ciśnienia atmosferycznego, przy którym dany wyczyn się odbywał.

Istnieje cały szereg sposobów mierzenia wysokości.

Wysokość można mierzyć metodą barometryczną, akustyczną, mechaniczną, elektryczną, grawitacyjną balistyczną i optyczną.

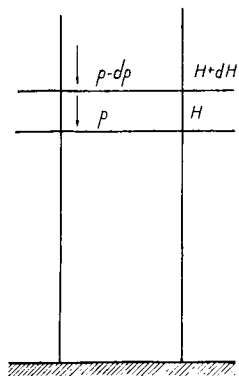
Najbardziej rozpowszechnionym sposobem mierzenia wysokości jest metoda barometryczna, oparta na znanym zjawisku zmniejszania się ciśnienia atmosferycznego wraz z wysokością. Na podstawie tej metody buduje się prawie wszystkie seryjne wysokościomierze lotnicze oraz przyrządy do zapisywania wysokości, tak zwane barografy. Z innych metod praktyczne znaczenie mają metody: akustyczna, mechaniczna, balistyczna

i optyczna. Metody: elektryczna i grawitacyjna mają na razie tylko teoretyczne znaczenie. Wszystkie metody, poza metodą barometryczną, mają na celu bezpośrednie określenie wysokości względnej samolotu i z tego powodu budzą takie zainteresowanie w lotnictwie. Obszerniejsze wyjaśnienie tych metod będzie podane w następnych paragrafach.

Przy pomocy metody barometrycznej zasadniczo znajduje się bezpośrednio wysokość bezwzględna, gdyż metoda ta daje możliwość określenia właściwie tylko ciśnienia atmosferycznego panującego w danej chwili wokół samolotu. O ile więc istniałby stały rozkład ciśnień w atmosferze, to z wartości określonego ciśnienia można byłoby za pomocą odpowiednich tablic lub odpowiedniego wyskalowania barometru otrzymać pewną wartość wysokości nad miejscem przyjętym za zero tej wysokości. W ogólnym wypadku może to być oczywiście nie tylko wysokość powierzchni morza, ale np. wysokość miejsca startu lub też wysokość lotniska docelowego.

Zagadnienie pomiarów wysokości przy pomocy metody barometrycznej komplikuje zjawisko, polegające na tym, że rozkład ciśnień w atmosferze nie jest stały. W celu ujednostajnienia poszczególnych pomiarów i wprowadzenia jednolitego skalowania wszystkich wysokościomierzy i barografów oraz umożliwienia w ten sposób porównania ich między sobą zasza konieczność ustalenia pewnego średniego rozkładu ciśnień, to jest

stworzenia pewnej idealnej atmosfery, która została nazwana atmosferą wzorcową. Najbardziej proste ustalenie zależności pomiędzy ciśnieniem i wysokością może być przeprowadzone za pomocą ogólnego wzoru barometrycznego. Wzór ten wyprowadza się w sposób następujący.



Rys. 66. Schemat rozkładu ciśnień

Wyobraźmy sobie pionowy słup powietrza (rys. 66) o przekroju równym jednostce powierzchni (np. $1 m^2$) i załóżmy, że na wysokości H tego słupa wartość ciśnienia wynosi p , zaś na wysokości $H + dH$ wartość ciśnienia wynosi $p - dp$. Równowaga w tym słupie powietrza będzie istnieć tylko w tym wypadku, o ile ciężar powietrza w części słupa oddzielonej poziomymi płaszczyznami na wysokości H i $H + dH$

będzie równał się różnicy ciśnień pomiędzy p i $p - dp$. Załóżmy iż ciężar właściwy powietrza na wysokości H wynosi γ wówczas

$$\gamma dH = - dp.$$

Na zasadzie prawa Boyle — Mariotta możemy napisać, zakładając stałą temperaturę powietrza w słupie, iż

$$\frac{\gamma_0}{\gamma} = \frac{p_0}{p},$$

gdzie p_0 i γ_0 ciśnienie i ciężar właściwy powietrza na poziomie przyjętym za zero wysokości.

Zestawiając wzór pierwszy z drugim otrzymamy

$$\frac{\gamma_0}{p_0} p dH = - dp.$$

Całkując wyraz dH w granicach H_1 i H_2 i pamiętając o tym, że stosunek $\frac{\gamma_0}{p_0}$ jest stały, można napisać

$$\int_{H_1}^{H_2} dH = - \frac{p_0}{\gamma_0} \int_{p_1}^{p_2} \frac{dp}{p}$$

albo

$$H_2 - H_1 = \frac{p_0}{\gamma_0} \ln \frac{p_1}{p_2}.$$

Ciśnienie przyjęte jako normalne na poziomie morza wynosi 760 mm słupa Hg przy temperaturze 0° C, co daje ciśnienie na poziomie zerowym równe 10,535 kg/m². Ciężar właściwy suchego powietrza przy ciśnieniu 760 mm słupa Hg i temperaturze 0° C wynosi 1,295 kg/m³, wobec czego

$$\frac{p_0}{\gamma_0} = 7,992.$$

Podstawiając tę wartość do poprzedniego wzoru i zastępując logarytm naturalny logarytmem dziesiętnym, wzór ten możemy napisać w następującej formie

$$H_2 - H_1 = 18400 \lg \frac{760}{p}$$

albo przy $H_1 = 0$ i $H_2 = H$

$$H = 18400 \lg \frac{760}{p_H},$$

gdzie ciśnienie oznaczone p_H odpowiada wysokości H .

Wzór ten będzie prawidłowy oczywiście tylko przy założeniu przyjętym wyżej, że temperatura całego słupa powietrza jest stała, w danym wypadku równa 0° C oraz, że powietrze jest wszędzie suche.

W celu przybliżenia tego wzoru do rzeczywistych warunków należy wprowadzić odpowiednie poprawki. Wprowadzając poprawkę na temperaturę, wilgotność powietrza oraz szerokość geograficzną miejsca pomiaru, otrzymamy tak zwany wzór Laplace'a. Wzór ten ma wygląd jak następuje:

$$H = 18400 \left(1 + \frac{t}{273}\right) \left(1 + 0,578 \frac{w}{p}\right) \left(1 - 0,00259 \cos 2\varphi\right) \cdot \lg \frac{760}{p}.$$

Bureau of Standards U.S.A. nadało wzorowi barometrycznemu formę następującą, w której odpowiednia zmiana stałych współczynników przybliży ten wzór do warunków rzeczywistych

$$H = 19172 \lg \frac{756,6}{p_H}.$$

Ogólnie znany jest również wzór barometryczny zmieniony przez francuza Sorau. Wzór ten został przyjęty dla obliczania wysokości przez wszystkich członków F.A.I., a tym samym przez Aeroklub Rzeczypospolitej Polskiej i obowiązuje przy określaniu międzynarodowych rekordów wysokościowych. Wzór Sorau przedstawia się jak następuje

$$H = 5 (5064 + 1,75 p_H - 0,0011 p_H^2) \lg \frac{760}{p_H}.$$

Ostatnio dla kontroli wysokości ponad 10000 m F.A.I. przyjęła wzór Laplace'a tylko bez poprawki na wilgotność i z wprowadzeniem poprawki na zmianę przyspieszenia ziemskiego zależnie od wysokości. W granicach 0 — 12 km wartość tej poprawki wynosi od 0 do 52 m.

Poprawkę temperatury oblicza się w tym wypadku dla poszczególnych warstw atmosfery. W ten sposób wzór F.A.I. dla kontroli wysokości przed 10000 m przedstawia się obecnie jak następuje:

$$H = \sum_1^n h = 18400 (1 - 0,00259 \cos 2\varphi) \sum_1^n \left(1 + \frac{t_m}{273}\right) \lg \frac{p_i}{p_s} + A,$$

gdzie Σ znak sumy, n ilość warstw, h wysokość poszczególnej warstwy, φ szerokość geograficzna, t_m średnia temperatura poszczególnej warstwy powietrza, p_i ciśnienie u spodu tej warstwy, p_s ciśnienie u jej wierzchołka, A poprawka na zmianę przyspieszenia ziemskiego.

Poza tym istnieją jeszcze mniej rozpowszechnione wzory Radeau'a, Gouliera, Babineta itp.

Izotermiczna atmosfera czyli atmosfera o stałej temperaturze przyjęta jest do obliczeń wysokości w Anglii. Jako stałą temperaturę tej atmosfery przyjęto tam $-1 \cdot 10^0$ C. Ciśnienie poziomu zerowego przyjęte jest jako równe 760 mm słupa Hg.

Obecnie międzynarodowo przyjęta jest atmosfera wzorcowa oparta na następujących założeniach:

- że powietrze jest suche na całej wysokości.
- że temperatura powietrza zmienia się od 0 — 11.000 m wysokości, przy czym temperatura poziomu zerowego równa się $+15^{\circ}\text{C}$, zaś gradient temperatury (spadek temperatury) na każdy 1 m wysokości wynosi $0,0065^{\circ}\text{C}$. Powyżej 11.000 m temperatura powietrza jest stała i równa się $-56,5^{\circ}\text{C}$,
- że ciśnienie na wysokości 0 wynosi 760 mm słupa Hg, poza tym przyjęte są następujące wartości:

$$g \text{ — przyśpieszenie ziemskie} = 9,8665 \text{ m/sek}^2,$$

$$\delta \text{ — gęstość powietrza} = 0,12497 \frac{\text{kg} \cdot \text{sek}^2}{\text{m}^4},$$

$$p_0 \text{ — ciśnienie na poziomie 0} = 0,76 \times 15595,9 \text{ kg/m}^2.$$

Atmosfera ta obowiązuje w Polsce przy cechowaniu wszystkich wysokościomierzy oraz przy ustalaniu wszystkich wyników samolotowych*). Obliczenie zależności pomiędzy wysokością i ciśnieniem na zasadzie tych założeń jest następujące.

Podobnie, jak w wypadku wzoru barometrycznego można napisać

$$\gamma dH = -dp,$$

gdzie p ciśnienie atmosferyczne odpowiadające wysokości H zaś γ ciężar właściwy suchego powietrza, skąd

$$dH = -\frac{dp}{\gamma} = -\frac{dp}{g\delta}.$$

Z teorii gazów można napisać

$$p = R g \delta T,$$

gdzie R stała dla danego gazu, T temperatura bezwzględna.

Na zasadzie tych wzorów mamy

$$\frac{dp}{p} = -\frac{dH}{RT}.$$

Oznaczając gradient temperatury przez a zamiast temperatury T możemy napisać

$$T = T_0 - aH,$$

gdzie T_0 temperatura poziomu przyjętego za zero, wobec czego

$$\frac{dp}{p} = -\frac{dH}{R(T_0 - aH)}.$$

*) Polskie Normy Wojskowe Aer P.N.W. pt-1.

Całkując obie części równania w granicach od p_0 do p_H względnie w granicach od 0 do H , po pewnych przekształceniach otrzymamy zależność pomiędzy p_H i H , jak następuje

$$\int_{p_0}^{p_H} \frac{dp}{p} = - \int_0^H \frac{dH}{R(T_0 - aH)} = \frac{1}{R} \int_0^H \frac{dH}{aH - T_0},$$

$$\int_{p_0}^{p_H} \frac{dp}{p} = \frac{1}{aR} \int_0^H \frac{d(aH - T_0)}{aH - T_0},$$

$$\ln \frac{p_H}{p_0} = \frac{1}{aR} \ln \frac{aH - T_0}{T_0}$$

$$\frac{p_H}{p_0} = \left(\frac{T_0 - aH}{T_0} \right)^{\frac{1}{aR}}.$$

Podstawiając w powyższy wzór wartości liczbowe otrzymamy

$$R = \frac{p_0}{\delta_g T_0} = 29,27627,$$

ostatecznie

$$p_H = p_0 \left(\frac{288 - 0,0065H}{288} \right)^{3,256}$$

dla H mniejszych lub równych 11.000 m.

Dla wysokości powyżej 11.000 m wyprowadzenie wzoru będzie zbliżone — wobec stałości temperatury — do wyprowadzenia wzoru barometrycznego. Ostatecznie dla H powyżej 11.000 m otrzymamy

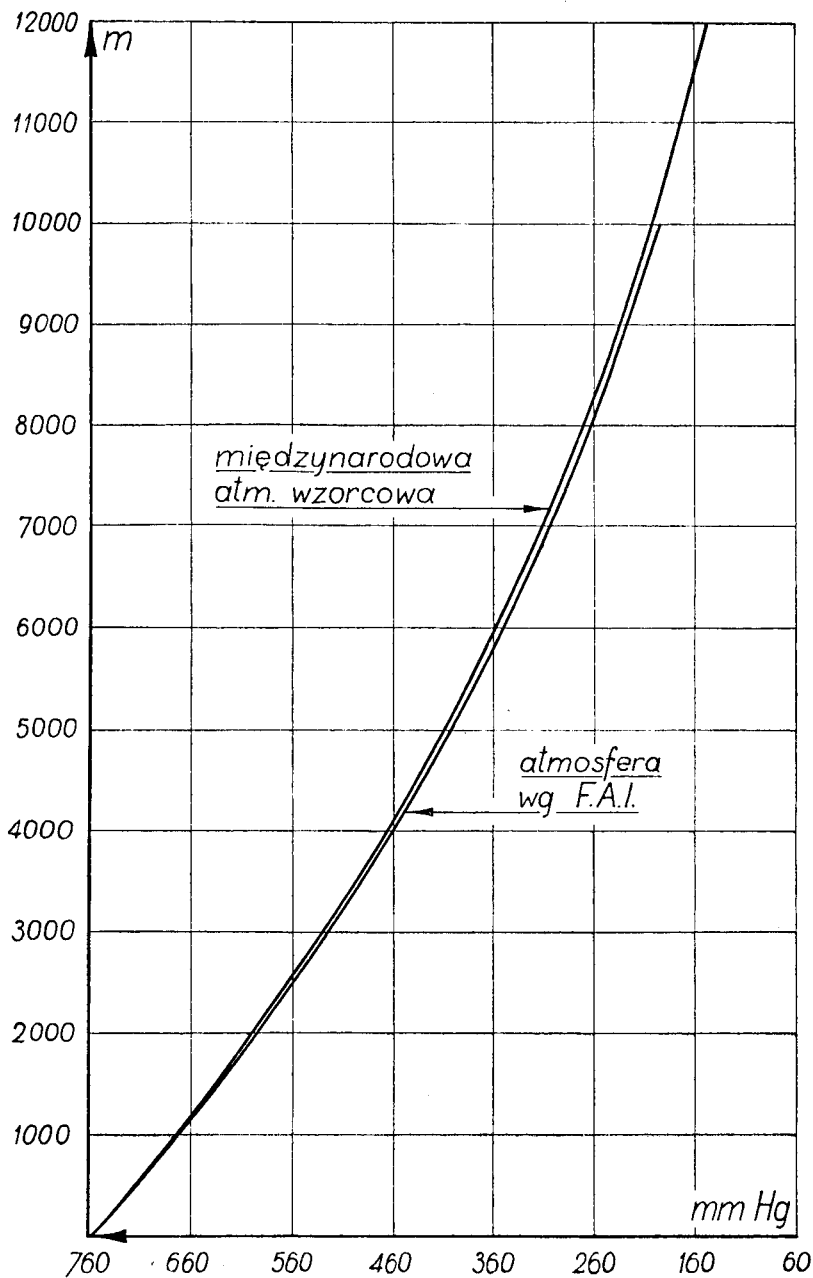
$$\lg \frac{p_{11}}{p} = \frac{H - 11000}{14595},$$

gdzie p_{11} oznacza ciśnienie na wysokości 11.000 m. Analogicznie można obliczyć dla dowolnej wysokości ciężar właściwy powietrza γ oraz jego gęstość δ . Wzory do określania ciężaru właściwego powietrza i gęstości będą przedstawiały się jak następuje:

dla wysokości do 11.000 m i równej 11.000 m

$$\gamma_H = 1,2255 \left(\frac{288 - 0,0065H}{288} \right)^{4,256},$$

$$\delta_H = 0,12497 \left(\frac{288 - 0,0065H}{288} \right)^{4,256},$$



Rys. 67. Wykres atmosfery wzorcowej i atmosfery F.A.I.

dla wysokości ponad 11.000 m

$$\lg \frac{\gamma_{11}}{\gamma_H} = \lg \frac{\delta_{11}}{\delta_H} = \frac{H-11000}{14595},$$

gdzie γ_{11} i δ_{11} ciężar właściwy i gęstość powietrza na wysokości 11.000 m.

Atmosfera wzorcowa obliczona na mocy powyższych wzorów

Ciśnienie w mm słupa Hg	Wysokość w m w/g atmosfery	
	wzorcowej	F.A.I.
760	0	0
715,2	500	489
674,1	1000	965
634,2	1500	1461
596,2	2000	1952
560,1	2500	2445
525,8	3000	2934
495,2	3500	3428
462,5	4000	3917
432,9	4500	4408
405,1	5000	4897
378,7	5500	5387
355,7	6000	5877
330,2	6500	6364
307,9	7000	6852
286,8	7500	7345
266,9	8000	7834
248,2	8500	8325
230,4	9000	8822
215,8	9500	9318
198,2	10000	9817
185,4	10500	
169,6	11000	
156,8	11500	
144,9	12000	

Wysokość powyżej 10000 m określona została się ze wzoru podanego na str. 94

jest najbardziej zbliżona do średnich wyników obliczeń otrzymanych w czasie długoletnich pomiarów, dokonywanych na samolotach, balonach oraz za pośrednictwem sond (baloników) powietrznych. W rzeczywistości gradient temperatury waha się w granicach od 0,004°C do 0,008°C. Sprawa określania wysokości rzeczywistej na mocy danych otrzymanych ze wskazań przyrządów barometrycznych, wycechowanych według atmosfery wzorcowej będzie omówiona przy opisie błędów systematycznych wysokościomierzy barometrycznych.

Na niniejszej tabelce oraz na wykresie (rys. 67) podana jest zależność pomiędzy ciśnieniem i wysokością, obliczona dla atmosfery wzorcowej i atmosfery F.A.I.

§ 26. Wysokościomierze barometryczne. Barografy. Wysokościomierz barometryczny składa się z membrany barometrycznej czyli szczelnej elastycznej puszkki, wykonanej z falistej blachy, z której wnętrza zostało wypompowane powietrze. Puszka ta w celu uchronienia jej od zgniecenia pod wpływem otaczającego ją ciśnienia atmosferycznego posiada najczęściej umieszczoną wewnątrz sprężynę.

Przy wznoszeniu się na wysokość, w miarę spadku ciśnienia otaczającego membranę, zaczyna się ona rozprężyć. Ruchy membrany są związane ze wskazówką, poruszającą się wzdłuż skali z podziałką w jednostkach wysokości. W ten sposób przyrząd służy do określania wysokości odpowiadającej z góry wybranej atmosferze wzorcowej. Pierwsze wysokościomierze w lotnictwie posiadały zawsze skale o podwójnej podziałce. Jedną z tych podziałek odpowiadała bezpośrednio mm słupa Hg , drugą jednostkom wysokości; następnie skala barometryczna w celu zwiększenia przejrzystości wskazań została usunięta. Obecnie dodatkowa skala barometryczna zjawiała się znowu w precyzyjnych wysokościomierzach a przede wszystkim w wysokościomierzach, służących specjalnie do lądowania, żeby ułatwić wprowadzenie poprawek ciśnienia na poziomie terenu, nad którym dokonywuje się pomiar wysokości.

W celu wykorzystania wysokościomierzy barometrycznych do pomiaru wysokości nie tylko nad poziomem morza, lecz nad dowolnie wybranym poziomem, ściśle mówiąc w celu odmierzenia spadku ciśnienia nie tylko od 760 mm słupa Hg , ale od dowolnej wielkości, zaczęto stosować wysokościomierze, w których mechanizm jest ruchomy w stosunku do tarczy przyrządu t. j. takie przyrządy, w których istnieje możliwość zmiany położenia 0 skali.

Gdyby ruch wskazówki wysokościomierza był związany z ruchem membrany za pomocą zwykłej przekładni mechanicznej, jak to miało miejsce w manometrach, to z powodu tego, iż pomiędzy ciśnieniem i wysokością zachodzi zależność logarytmiczna, skala wysokościomierza wykonana w jednostkach wysokości nie mogłaby być równomierna, lecz również musiałaby być logarytmiczna.

Okoliczność ta uniemożliwiłaby korzystanie z wysokościomierzy z przesuniętym położeniem zera skali, gdyż przesuwanie początek skali np. o 100 m skala ta w okolicach 4000 m przesuwałaby się przeszło o 200 m .

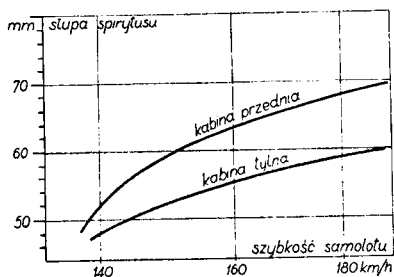
W celu usunięcia tego zjawiska zaczęto stosować we wszystkich wysokościomierzach takie przekładnie, które pozwalają na przekształcenie skali logarytmicznej na skalę równomierną. W ten sposób przesunięcie zera skali staje się całkowicie możliwe.

Wysokościomierze, jako przyrządy membranowe, posiadają wszystkie błędy charakterystyczne dla tego typu przyrządów, a mianowicie histerezę i odkształcenia szczątkowe. Należy również pamiętać o tym, że membrany ulegają starzeniu się oraz, że mogą zatracać swą sprężystość przy długim magazynowaniu.

Z tego względu np. pożądane jest, żeby przyrząd barometryczny po dłuższej bezczynności rozruszać sztucznie pod kloszem próżniowym przed zamontowaniem go na samolocie.

Systematyczne błędy wysokościomierzy pochodzą od:

Nieprawidłowego miejsca ustawienia przyrządu na samolocie. Z tego powodu przyrząd zamiast mierzyć ciśnienie



Rys. 68. Wykres podciśnień w kabinach samolotu

atmosferyczne otaczające samolot będzie mierzył np. podciśnienie panujące w kabiny samolotu. Na rys. 68 podano dla przykładu zależność pomiędzy szybkością samolotu i podciśnieniem powstającym w kabiny, obliczoną dla jednego z typów otwartych samolotów wojskowych. Jak widać z krzywych na rysunku, podciśnienia panujące zwłaszcza w przedniej kabiny samolotu w stosunku do atmosfery otaczającej samolot, są dość znaczne i mogą wpływać na zniekształcenie wskazań wysokościomierzy w granicach powyżej 50 m.

Temperatury przy ziemi. Błąd ten nie ma nic wspólnego z błędem, powstałym wskutek reakcji na zmianę temperatury materiałów, z których zbudowany jest wysokościomierz. Ten ostatni błąd może być w dostatecznej mierze określony w laboratorium w komorze niskich temperatur dla każdego poszczególnego przyrządu i nie jest systematycznym błędem wysokościomierzy. Systematyczny błąd przyrządu spowodowany wpływem zmian temperatury polega na tym, iż w zimie ciśnienie powietrza w atmosferze zmienia się w inny sposób niż w lecie.

Wilgoci w powietrzu. Wilgoć w powietrzu czyni je lżejszym, zmienia więc również rozkład ciśnień, przyjęty w atmosferze wzorcowej dla powietrza suchego.

Szerokości geograficznej. Ze względu na zmianę przyspieszenia ziemskiego w zależności od szerokości geograficznej zmienia się ciężar powietrza, a więc rozkład ciśnień tego powietrza z wysokością.

Zmiany przyspieszenia ziemskiego z wysokością. Sprawa ta omówiona była przy wzorze F.A.I. w § 25 na str. 94 dla ustalania rekordów wysokości ponad 10000 m.

Ogólnych meteorologicznych warunków danej miejscowości, a mianowicie układu ciśnień barometrycznych. Należy pamiętać o tym, że zmiany ciśnienia zaznaczają się najsilniej

przy ziemi, zaś na znacznych wysokościach zmiany ciśnień w czasie są na ogół bardzo niewielkie. Z tego względu przy tak zwanym niżu barometrycznym, gdy ciśnienie przy ziemi jest małe, spadek ciśnienia z wysokością jest mniejszy niż to ma miejsce w wypadku wyżu barometrycznego.

Z wyliczonych wyżej błędów, błąd pierwszy daje się częściowo usunąć przez połączenie wnętrza puszkki wysokościomierza z miejscem na samolocie (obwód statyczny na samolocie), w którym nie istniałaby zupełnie względnie istniała minimalna różnica ciśnień w stosunku do otaczającej samolot atmosfery. W tym wypadku puszkka przyrządu musi być zupełnie szczelna. Końcówka obwodu statycznego wykonywuje się zwykle, jako rurka zakończona okrągło z całym szeregiem otworków na bokach tej rurki.

Jak wykazały badania tunelowe otrzymanie idealnego ciśnienia statycznego czyli ciśnienia zupełnie równego ciśnieniu zewnętrznej atmosfery nie jest sprawą łatwą. Najbardziej odpowiednim miejscem ustawienia zakończenia rurki będzie miejsce przed krawędzią natarcia skrzydła w dostatecznej odległości od śmigła.

Poniżej podane są wartości błędu ciśnienia statycznego dp pewnego profilu płata wyrażone w częściach ciśnienia dynamicznego q , czyli ciśnienia, spowodowanego prądem powietrza przy ruchu samolotu dla kilku odległości a punktów pomiarowych; odległości są liczone od krawędzi natarcia płata i mierzone w jednostkach l długości cięciwy płata, w kierunku jego przedłużenia przy kącie natarcia i , równym 0 lub też bliskim do 0.

a	dp
0,4 l	0,050 q
0,7 l	0,015 q
1,0 l	0,000 q

Przy zmianie i dla odległości $a = l$, otrzymano następujące dane:

i	dp
0°	0,00 q
5°	0,01 q
10°	0,05 q

W ten sposób stwierdzono np. że przy szybkości samolotu rzędu 100 km/godz (wielkość odpowiadająca szybkości lądowania wielu samolotów) przy kącie natarcia bliskim do 0 w obwodzie statycznym powstanie przy odsunięciu odbiornika tego obwodu od krawędzi skrzydła o 0,15 l różnica ciśnień, odpowiadająca wysokości około 5 m.

Sprawa ta ma specjalne znaczenie dla wysokościomierzy do lądowania, które prawie zawsze dołącza się do obwodu statycznego ciśnienia na samolocie. Błąd spowodowany ogólnymi warunkami meteorologicznymi eliminowany jest częściowo przedstawieniem 0 skali wysokościomierza.

Z pozostałych błędów systematycznych przy wszystkich pomiarach musi być uwzględniony błąd systematyczny pochodzący od różnicy temperatury, w związku z czym do odczytów wysokościomierzy barometrycznych muszą być wprowadzone zasadniczo zawsze odpowiednie poprawki.

Wyjaśnienie błędu, pochodzącego od zmian temperatury przy ziemi przy obliczeniu wysokości, może być przeprowadzone przy pomocy wzoru Laplace'a po odrzuceniu w nim dla uproszczenia obliczeń mnożników dotyczących poprawek na wilgotność powietrza i na szerokość geograficzną.

Przypuśćmy, że ciśnienie przy ziemi wynosi p_1 mm słupa Hg a na wysokości lotu p_2 mm słupa Hg i niech rzeczywista średnia temperatura atmosfery pomiędzy ziemią i samolotem wynosi $t^\circ\text{C}$. W takim razie wysokość lotu na mocy wzoru Laplace'a wyrazi się jak następuje

$$H = 18400 \left(1 + \frac{t}{273} \right) \lg \frac{p_1}{p_2}.$$

Tym czasem wysokościomierz pokaże wysokość H_w odpowiadającą różnicy ciśnień p_2 i p_1 oraz średniej temperaturze $t_w^\circ\text{C}$ przyjętej dla danej atmosfery wzorcowej. Wysokość H_w wyrazi się jak następuje

$$H_w = 18400 \left(1 + \frac{t_w}{273} \right) \lg \frac{p_1}{p_2},$$

skąd

$$H = H_w \frac{T}{T_w},$$

gdzie T i T_w są to średnie temperatury liczone w stopniach C od 0 bezwzględnego. Do uproszczenia obliczeń poprawki $H - H_w$ wzór ten daje się przekształcić jak następuje.

Oznaczamy bezwzględną temperaturę powietrza, odpowiadającą zerowemu punktowi skali atmosfery wzorcowej, przez T_0 , różnicę pomiędzy tą temperaturą i temperaturą rzeczywistą przez τ , gradient zaś temperatury przez a , przyjmując go jako stały przy wszystkich temperaturach. Wówczas możemy napisać

$$H = H_w \frac{T_0 + \tau - a \frac{H}{2}}{T_0 - a \frac{H_w}{2}} = H_w \frac{2T_0 - aH}{2T_0 - aH_w} + H_w \frac{2\tau}{2T_0 - aH_w}.$$

Pomijając wartości aH i aH_w w stosunku do $2T_0$, jako bardzo małe, możemy napisać

$$H = H_w + H_w \frac{\tau}{T_0}$$

lub ostatecznie

$$H - H_w = H_w \frac{\tau}{T_0}$$

Pominięcie wartości wymienionych w rozwiniętym wzorze wprowadziło jednocześnie jak gdyby poprawkę do założenia o jednokowym gradiencie temperatury dla różnych pór roku, gdyż odrzucenie to było równoznaczne ze zmniejszeniem wartości a w czasie zimy i zwiększeniem jej w czasie lata, co ma miejsce w rzeczywistości.

Dla praktycznego użytku dla wysokościomierzy wyskalowanych według wzorcowej atmosfery może być użyta następująca tablica poprawek^{*)} otrzymana na podstawie powyższych wzorów przez pewne zaokrąglenie otrzymanych wyników.

Temperatura przy ziemi w °C	-15°	-10°	-5°	0°	+5°	+10°	+15°	+20°	+25°
Poprawka w m na każde 100m	- 9	-7,5	-6	-4,5	-3	-1,5	0	+1,5	+ 5

Jak widać tabliczka ta jest bardzo łatwa do zapamiętania, gdyż różnicy stopni wielkości 5 odpowiada poprawka w m równa 1,5 brana z tym samym znakiem. W lotnictwie zagranicznym w celu ułatwienia usunięcia poprawek na temperaturę używane są odpowiednie suwaki (nomogramy), które noszą nazwę z angielskiego computerów.

Oczywiście chcąc ściśle ustalić istotną wysokość za pomocą wysokościomierza barometrycznego, należy każdorazowo przeprowadzić ściśle pomiary temperatury, najlepiej przy pomocy barotermografów, zapisujących na tym samym bębnie (karcie) zmianę ciśnienia i zmianę temperatur (patrz rys. 73).

Ostatnio firma Kollsman skonstruowała wysokościomierz, gdzie poprawkę na temperaturę wprowadza się samoczynnie.

Jako przykład konstrukcji wysokościomierza barometrycznego podany będzie opis wysokościomierza firmy G. Gerlach (rys. 69 i 70). Wysokościomierz ten posiada zespół składający się z dwu membran. Nad membranami z obydwu stron umieszczone są łapki, ograniczające rozszerzalność membran w wypadku przekroczenia przez wysokościomierz wysokości, dla której ten przyrząd jest zbudowany. Ma to specjalne znaczenie dla wysokościomierzy do lądowania, posiadających dla

^{*)} Opracowane przez W. G. Niemczynowa.

większej precyzji pomiaru małych wysokości skale w granicach tylko 0—500 m względnie 0—1000 m. Wysokościomierze te, umieszczone na samolotach mających znacznie większy pułap, narażone są prawie zawsze na rozszerzanie się ich membran, przekraczające normalny zakres działania tych przyrządów. O ile



Rys. 69. Mechanizm wysokościomierza G. Gerlach

wysokościomierze te nie miałyby opisanych wyżej lapek, to w krótkim czasie czule membrany byłyby zniekształcone i niezdolne do pracy.

Ruchy membran przekazuje na segment zębatka, związana ze wskazówką przyrządu za pośrednictwem bolea, znajdującego się pośrodku membrany oraz układu dźwigni. Dzięki temu układowi ruchy membran, które zależą logarytmicznie od zmian wysokości zmieniają się na ruchy, znajdujące się od tych zmian w zależności liniowej. Na dodatkowej dźwigni przy zębatce osadzony jest ciężarek w kształcie cylinderka równoważący ciężar własny całej przekładni mechanizmu wysokościomierza. Pomiędzy talerzykiem, osadzonym na głównym bołcu mechanizmu i podstawką membran, znajduje się sprężyna chroniąca membranę przed zgnieceniem przez ciśnienie atmosferyczne. Sprężyna ta zastępuje stosowaną zwykle wewnętrzną sprężynę membrany. Nacisk tej sprężyny może być regulowany przez zmianę położenia talerzyka. Przy dźwigni wygiętej w formie litery U (jest to właśnie dźwignia zmieniająca ruch logarytmiczny na ruch liniowy) znajduje się śrubka przeznaczona do regulacji przekładni wysokościomierza.



Rys. 70. Wysokościomierz G. Gerlach

Wysokościomierze G. Gerlach budowane są w zakresie skal 0—1000 (wysokościomierz do lądowania), 0—7000, 0—8000,

Na rysunku przedstawiony jest wysokościomierz o skali 0—10000 m. Na wysokościomierzu tym widoczne jest wycięcie na tarczy dla dodatkowej skali barometrycznej. Skala ta jest wykonana na niewielkiej tarczy, znajdującej się z tyłu tarczy głównej. U dołu ramki przyrządu znajduje się moletowana główka, związana z przekładnią zębatą niepokazaną na rysunku, służąca do przesuwania całego mechanizmu przyrządu w stosunku do głównej tarczy ze skalą i w stosunku do puszkki przyrządu. Oczywiście jest, że tarczka mała z dodatkową skalą barometryczną musi się przesuwać razem z mechanizmem.

Wysokościomierz do lądowania ma puszkę uszczelnioną; z tyłu puszkki mieści się otwór, służący do przyłączenia wnętrza tej puszkki do obwodu statycznego na samolocie.

Skala barometryczna ma szczególne znaczenie na wysokościomierzach do lądowania na samolotach zaopatrzonych w instalacje radiowe. Przy pomocy tej instalacji pilot może bezpośrednio przed lądowaniem otrzymać wiadomość o rzeczywistym ciśnieniu panującym na lotnisku i odpowiednio nastawić wysokościomierz, tak by 0 jego skali odpowiadało ciśnieniu panującemu na tym lotnisku.

Ostatnio zjawily się w lotnictwie dwuwskazówkowe wysokościomierze. Na rys. 71 przedstawiony jest typ takiego przyrządu w wykonaniu firmy Kollsman. Pokazany na rysunku przyrząd posiada skalę 0—10000 stóp i dodatkową skalę barometryczną w calach słupa Hg. Układ wskazówek jest podobny do układu wskazówek w zegarku czasowym. Wskazówka mniejsza pokazuje tysiące i setki stóp w granicy 0—10000, zaś wskazówka większa dziesiątki i setki stóp w granicy 0—1000 stóp. Istnieje więc możliwość bardziej dokładnego określenia wysokości.



Rys. 71. Wysokościomierz dwuwskazówkowy f. Kollsman

Precyzja wskazań wysokościomierza nie zależy oczywiście tylko od sposobu układu wskazówek, lecz od jego mechanizmu a przede wszystkim od jego membrany. W ten sposób membrana normalnego wysokościomierza, posiadająca błędy dopuszczalne dla zakresu jej działania, w żadnym wypadku nie będzie mogła zapewnić dostatecznie dokładnych wskazań przy ziemi, gdy chodzi o różnicę wysokości paru metrów.

Wysokościomierze Kollsmanna budowane są również ze skalą metryczną (0—10000 m). W tym wypadku wskazówka mniejsza pokazuje setki i tysiące metrów, zaś wskazówka większa dziesiątki i setki metrów.

Na niektórych wysokościomierzach zagranicznych spotyka się urządzenia, przy pomocy których na dodatkowej skali podawana jest ilość metrów, jakiej odpowiada przesunięcie 0 skali. Ma to znaczenie w tym wypadku jeżeli pilot z jakichkolwiek względów chce ustawić 0 skali przyrządu w pierwotnym położeniu.

Przyrządy służące do zapisywania wysokości lotu w funkcji czasu nazywają się barografami. Jak wskazuje sama ich nazwa zbudowane są one na zasadzie barometrycznej. Do osiągnięcia jak największego efektu ruchu membran przy jednoczesnym zmniejszeniu deformacji tych membran w barografach używa się zwykle całe zespoły membran w odróżnieniu od wysokościomierzy, w których użycie większej ilości membran jest utrudnione ze względu na brak miejsca. W niektórych wypadkach zamiast zespołów oddzielnych membran używane są membrany połączone w kształcie harmonijki z elastycznymi ściankami bocznymi i niepodatnymi do odkształceń ściankami poprzecznymi. Im mniejsze są odkształcenia membran przy zmianie wysokości, tym mniejsza będzie ich histereza. W celu kompensacji wpływu temperatury na odkształcenia membrany często napełnia się je gazem.

Błąd barografów powodowany zmianami temperatury wyraża się wzorem

$$\partial p = -\Delta T (a - \alpha p),$$

gdzie ΔT różnica pomiędzy temperaturą skalowania i temperaturą w chwili pomiaru, p odpowiednie ciśnienie zaś a i α współczynniki dające się określić dla danego barografu z trzech skalowań przyrządu przy różnych temperaturach.

W barografach używanych w przyziemnych stacjach meteorologicznych ∂p przy 760 mm słupa Hg równe jest zwykle 0, jest to barograf skompensowany dla ciśnień przy ziemi. W barografach lotniczych tak zwane ciśnienie kompensujące czyli ciśnienie, przy którym ∂p równe jest zeru, powinno być możliwie bliskie do ciśnienia odpowiadającego wysokości maksymalnej, która ma być mierzona przy pomocy barografu.

Membrany za pomocą przekładni uruchamiają dźwignię z piórkim lub rysikiem, który wykreśla linię wysokości na obracającym się na bębnie formularzu nazywanym barogramką. Rysiki używane są do barografów pracujących na znacznych wysokościach. W tym wypadku zamiast barogramek papierowych

stosuje się kawałki blachy okopcone dymem nafty z benzyną. Po locie okopconą blachę utrwała się przez opryskiwanie specjalnym płynem (najczęściej szellakiem rozpuszczonym w spirytusie). Zamiast barogramek okopconych można również używać barogramki woskowe (pokryte woskiem) lub też barogramki wykonane z miękkiego aluminium. Barografy takie są lepsze w pracy, gdyż nie zachodzą tu wypadki wylewania się atramentu, znajdującego się w małym zbiorniczku przy piórze, względnie zamarzania tego atramentu.

Bęben wprawiany jest w ruch za pośrednictwem mechanizmu zegarowego. W zależności od zapotrzebowania obrót bębna trwa zwykle od pół godziny do dwunastu godzin. W barografach specjalnych spotykają się bębny z obrotem odbywającym się w czasie nawet siedemdziesięciu dwu godzin. Barografy takie jednak nie są wygodne, gdyż przy ograniczonych wymiarach bębna przepadają wszystkie charakterystyczne cechy wykresów na barogramach.

O ile chodzi o rejestrację dłuższych zjawisk, używa się barografy o dwu bębnach z przewijającą się taśmą (barograf Bosch u. Bosch). W tym wypadku długość taśmy nie jest ograniczona średnicą bębna.

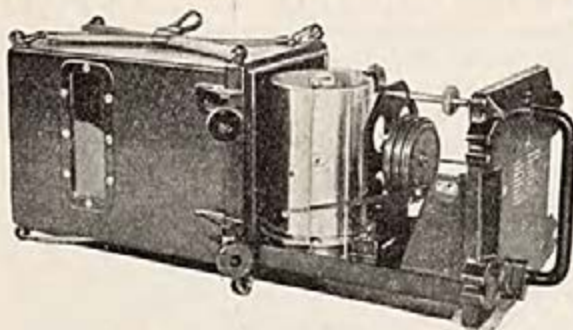
Każdy barograf zaopatrzony jest w dźwignię, za pomocą której można zatrzymywać mechanizm zegarowy z jednoczesnym odsunięciem pióra lub też rysika od bębna. Poza tym istnieje również urządzenie do przestawiania pióra barografu w kierunku pionowym równoległe do tworzącej cylindra bębna.

Cały mechanizm barografu zmontowany jest na płycie, stanowiącej często dno skrzynki (przykrywki) z szybą umożliwiającą obserwację wskazań przyrządu. Z tego względu, że barografy używa się bardzo często do kontroli pracy załogi samolotu, musi istnieć łatwość oplombowywania skrzynek barografu.

Barografy są bardzo czułe na wstrząsy, każdy wstrząs powoduje pociągnięcie pióra na barogramie i zniekształca wskazania przyrządu. Z tego względu barografy, jak to wskazuje rys. 11, muszą być specjalnie amortyzowane.

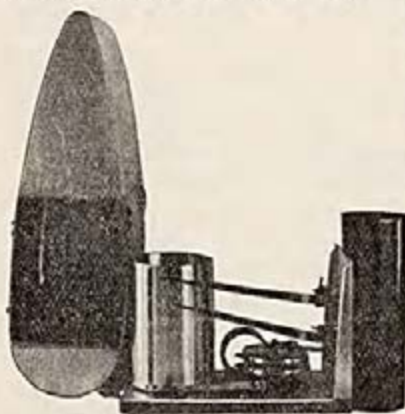
Na rys. 72 pokazany jest barograf firmy Askania na pół wysunięty ze skrzynki. Charakterystyczną cechą tego przyrządu jest szczelność skrzynki, uszczelniona za pomocą gumowego pierścienia dociskanego śrubami widocznymi na rysunku. Dzięki szczelności skrzynki istnieje możliwość ustawiania jej w dowolnym miejscu na samolocie i dołączania jej, jak w wypadku wysokościomierzy, do obwodu statycznego samolotu. Poza tym w skrzynce barografu umieszczone są grzejniki elektryczne

do podtrzymania w niej określonej temperatury. Ma to na celu otrzymanie większej równomierności wskazań przyrządu oraz zapewnienie jego działania przy niskich temperaturach.



Rys. 72. Barograf f. Askania

puszki przyrządu; kształt ten jest konieczny ze względu na to, iż termobarograf wg. przepisów F. A. I. powinien być zawieszony



Rys. 73. Barotermograf
f. Bosch u. Bosch

na specjalnej konstrukcji przed krawędzią natarcia skrzydła samolotu.

Membrany barometryczne widoczne są pośrodku przyrządu; działają one na środkowe piórko, zapisujące otrzymane w ten sposób ciśnienia.

Dla doprowadzenia do oporników prądu na skrzynce umieszczone są zaciski.

Na rys. 73 pokazany jest barograf połączony z termografem czyli tak zwany barotermograf firmy Bosch u. Bosch. Zwraca tu uwagę aerodynamiczny kształt

piórko górne, zapisujące temperatury uruchamiane jest sprężynoblaszką, rozginającą się pod wpływem zmian temperatury i umieszczoną w rurce, znajdującej się po prawej stronie przyrządu. Piórko dolne uruchamia się ręcznie dla odnotowania odpowiednich momentów czasu.

Używania takiego typu przyrządów wymagają ostatnie przepisy F.A.I. o kontroli wysokości na samolotach ponad 10000 m.

§ 27. Statoskopy i variometry. Do szeregu przyrządów barometrycznych należą również statoskopy i variometry. Statoskopem nazywa się przyrząd służący do wskazywania zmiany położenia samolotu w stosunku do pewnej zadanej wysokości; ściślej mówiąc, służący do wskazywania zmiany położenia w sto-

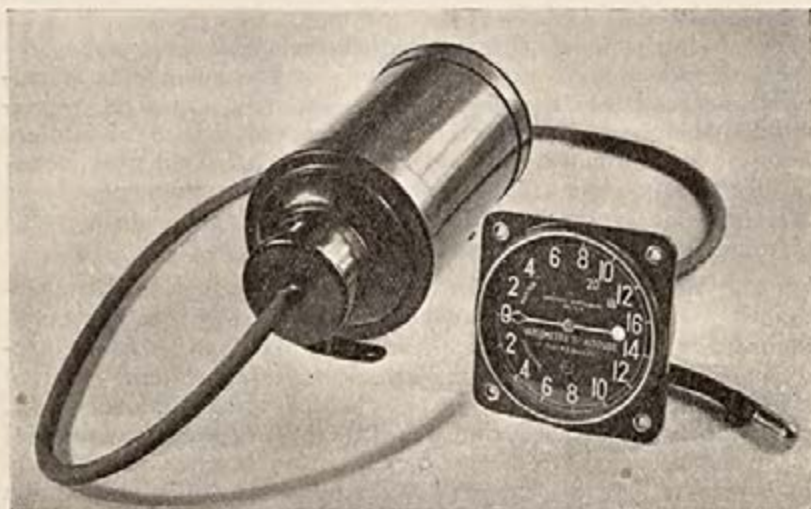
sunku do strefy, w której panuje pewne z góry założone ciśnienie. Specjalne znaczenie posiadają w lotnictwie statoskopy przy aerofotografii, gdy chodzi o utrzymanie jednakowej skali na następujących po sobie zdjęciach fotograficznych. Statoskopy są również bardzo pożyteczne przy określaniu poziomej szybkości samolotu.

Pierwsze statoskopy zastosowane w lotnictwie zbudowały firmy francuskie Richard oraz Aera. W statoskopach tych firm zasadniczą częścią był zbiornik powietrzny, który mógł być dowolnie łączony lub też odłączany od otaczającej go atmosfery.

W statoskopach firmy Richard takim zbiornikiem był woreczek gumowy. W celu przekonania się, czy samolot zachowuje przy locie daną wysokość należało zamknąć otwór, łączący woreczek gumowy z atmosferą. W zależności od tego, czy samolot zniżał czy też podwyższał swój lot, następowało podniesienie lub też obniżenie ciśnienia w woreczku gumowym w stosunku do atmosfery otaczającej. Pod wpływem tych zmian ciśnienia następowały ruchy ścianek woreczka. Ruchy te związane były ze wskazówką, odzwierciedlającą w ten sposób pionowe ruchy samolotu. W statoskopie firmy Aera syst. Badin rolę zbiornika odegrywa termos, do którego dołączony jest czuły manometr. O ile zamkniemy dostęp powietrza do termosu i zmienimy ciśnienie zewnętrzne, zmieniając wysokość samolotu, w obwodzie termos-manometr powstanie nadciśnienie lub też podciśnienie w stosunku do zewnętrznej atmosfery, które spowoduje wychylenie wskazówki manometru. Oczywiście membrana manometru musi być wystawiona na działanie zewnętrznego ciśnienia czyli nie może być umieszczona w szczelnej puszcze.

Bardzo rozpowszechniony jest typ statoskopu firmy Askania. Schemat tego przyrządu podany jest na rys. 74. Statoskop składa się z bardzo czulej membrany barometrycznej oraz sprężyny, której naciąg może być regulowany za pomocą śrubki. Wielkość naciągu sprężyny może być odczytana ze skali podanej na główce śrubki w *mm* słupa *Hg*. Wskazówka przyrządu zmienia swe położenie pod wpływem ruchów membrany i nacisków sprężyny a przy równowadze sił pochodzących z tych dwu źródeł wskazówka zajmuje położenie zerowe. Na skrzynce przyrządu podany jest wykres zależności pomiędzy ciśnieniem i wysokością. Z tego wykresu można dla każdej wysokości znaleźć odpowiednie ciśnienie. Naciąg sprężyny ustala się tak, aby odpowiadał on ciśnieniu wysokości, na której pilot chce utrzymać samolot. O ile takie nastawienie będzie wykonane na ziemi, to wskazówka przyrządu wykaże pewne maksymalne wychylenie

ciśnienia wewnątrz termosu w stosunku do atmosfery, o ile to ostatnie ciśnienie uległo zmianie, odbywa się bardzo powoli. Im prędzej samolot opuszcza się lub podnosi tym większa będzie różnica pomiędzy ciśnieniem w termosie i ciśnieniem zewnętrznym, tym większe będzie wychylenie strzałki przyrządu, związane z ruchem membrany mierzącej ciśnienie w termosie, w stosunku do ciśnienia atmosfery zewnętrznej. Skala przyrządu wyskalowana jest bezpośrednio w m/sec ; w ten sposób można na niej odczytywać szybkość pionową samolotu bez żadnych dodatkowych przeliczeń. Na rys. 75 podana jest fo-



Rys. 75. Variometr f. Aera

tografia variometru firmy Aera. Na fotografii tej znajduje się puszką ze skalą, zbiornik (termos) oraz rurka przeznaczona do otrzymania ciśnienia atmosferycznego (ciśnienia statycznego). Ostatnio f. Kollsman wypuściła variometry w których zbiornik mieści się w samej puszcze przyrządu. Noszą one nazwę „self contained”. Puszka takiego przyrządu ma długość 150 mm przy normalnej średnicy 79,5 mm. Teoretyczne ujęcie variometrów dał Friedlender. Empiryczny wzór Friedlendera dla variometrów przedstawia się jak następuje

$$v = \frac{(p_n - p) p \alpha d^4}{128 \eta l V} \text{ m/sec.}$$

gdzie v szybkość wznoszenia w m/sec , p_n ciśnienie w naczyniu w kg/m^2 , p ciśnienie zewnętrzne w kg/m^2 , α moduł logarytmów

dziesiątych, d średnica włoskowatej rurki w mm , η lepkość powietrza w kg/sek , l długość włoskowatej rurki w m , V objętość zbiornika w m^3 .

Ze wzoru tego wynika, co zresztą łatwo można było przewidzieć, że wskazania variometru zmieniają się z wysokością, gdyż zmiana ciśnienia przy ziemi nie odpowiada zmianie ciśnienia na wysokości, gdy samolot przebywa tę samą drogę w kierunku pionowym. Dla nowoczesnych variometrów różnice te nie są jednak znaczne i nie przekraczają $0,3 m/sek$. W ten sposób, przyjmując dodatkowo jeszcze błąd samego mechanizmu można określić, jako granice dopuszczalne błędów wskazań variometrów $0,5 m/sek$.

Dla balonów wskaźnikiem szybkości pionowej może być szybkościomierz wiatraczkowy ustawiony poziomo. Dla samolotów przyrząd taki z powodu znacznego pędu powietrza w kierunku poziomym daje zbyt wielkie błędy. Szybkościomierz pionowy dla balonów wykonała firma Precht. Próby wykonania tego typu variometrów dla samolotu z samoczynną poprawką uwzględniającą ruch poziomy statku powietrznego, robiła swego czasu niemiecka firma Goertz.

§ 28. Badanie przyrządów barometrycznych. Badanie przyrządów barometrycznych uskutecznia się w tak zwanych komorach niskiego ciśnienia, które stanowią bądź szklane klosze, bądź też skrzynie żeliwne ze szklanymi szybami. Wnętrze takiej komory połączone jest z jednej strony z próżniową, pompką oliwną, uruchamianą silnikiem elektrycznym, z drugiej zaś strony z barometrem rtęciowym, który łącznie z wykresem atmosfery wzorcowej stanowi wzorzec do badania wszystkich przyrządów barometrycznych. Przy badaniu variometrów konieczny jest jeszcze do pomiarów dokładny sekundomierz.

W nowoczesnych komorach próżniowych można również otrzymać nadciśnienia. W komorze wykonywane są zwykle dodatkowe otwory do wprowadzenia do tej komory specjalnych przewodów, łączących wnętrze komory z atmosferą, poza tym korzystne jest doprowadzenie do środka komory prądu elektrycznego w celu uruchomienia przyrządów elektrycznych lub też niewielkich trzęsionek.

W celu utrzymania bardziej równomiernego spadku ciśnienia w bardzo wielu komorach powietrze nie jest wypompowywane bezpośrednio z komory, lecz z dodatkowego zbiornika, który z kolei łączy się z komorą. Zbiornik ten gra w stosunku do komory rolę akumulatora próżniowego.

Zasadniczą cechą komory musi być jej szczelność. Komora powinna utrzymywać próżnię (w granicach podciśnień atmo-

sfery wzorcowej do wysokości przynajmniej 12.000 m) z dokładnością 0,1 mm słupa Hg w ciągu przynajmniej $\frac{1}{2}$ godziny. Zmieniające się ciśnienie w komorze spowodowane nieszczelnością tej komory uniemożliwia badanie przyrządów, gdyż w tych warunkach nie sposób wyeliminować błędu powstałego od bezwładu rtęciowych barometrów.

Przy korzystaniu z barometrów rtęciowych należy pamiętać o tym, że wszystkie wartości wysokości słupa Hg odnoszą się zawsze do temperatury 0°C czyli tej temperatury, do której odnoszą się zasadniczo wszystkie pomiary liniowe; o ile pomiar ciśnienia przeprowadza się przy temperaturach różnych od 0 należy wprowadzać do pomiaru poprawki. Zwykle tablice poprawek na temperaturę są dołączone do barometrów przez wytwórnictwo tych przyrządów, gdyż poprawki te muszą uwzględniać poszczególne typy barometru z powodu rozszerzalności pod wpływem wzrostu temperatury nie tylko rtęci, ale i naczyń w których ta rtęć się znajduje.

Przy skalowaniu wysokościomierzy należy uwzględnić ciśnienia atmosferyczne panujące w dniu cechowania. Aczkolwiek teoretycznie skala wysokościomierza na całej długości jest równomierna, to jednak praktycznie, z powodu nieuniknionej niedokładności wykonania mechanizmu przyrządu, odchylenia wskazań wysokościomierza od rzeczywistych są na całej skali różne. Wskutek tego nastawiając wysokościomierz na 0 przy różnych ciśnieniach atmosferycznych, panujących w czasie skalowania, otrzymalibyśmy każdorazowo inne poprawki dla tych samych wysokości na skali. W celu ujednostajnienia tych poprawek należy 0 skali nastawiać na ciśnienie odpowiadające 760 mm słupa Hg. Wobec tego, że nastawienie takie może wywołać w dniach niżu barometrycznego pewne trudności, gdy komora nie jest odpowiednia do stwarzania nadcisnień, można przyrząd nastawiać na 0 przy danym ciśnieniu ale następnie wszystkie wskazania barometru należy zmieniać w stosunku

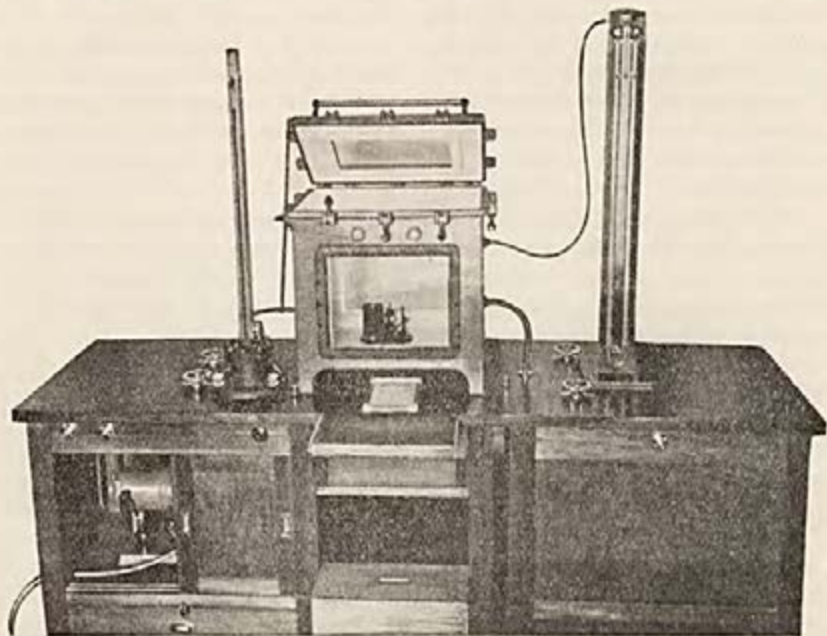
$$\frac{H_d}{760},$$

gdzie H_d — ciśnienie w dniu skalowania.

Dopuszczalne błędy wysokościomierzy zwykłych wynoszą:

przy wchodzeniu w górę	od 0 do 500 m	— 10 m,
	od 500 do 6500 m	— 50 m,
	od 6500 do 10000 m	— 100 m;
przy schodzeniu w dół	od 10000 do 5000 m	+ 200 m,
	od 5000 do 1000 m	+ 100 m,
	od 1000 do 0 m	+ 50 m.

Przy skalowaniu barografów, które dają nie tylko odczyt, ale i warunki lotu (wchodzenie w górę czy schodzenie w dół) poprzedzające ten odczyt, można zjawisko błędów histerezy teoretycznie całkowicie wyeliminować, stwarzając sztucznie takie same warunki pracy barografu, jakie w rzeczywistości miały miejsce. W tym celu należałoby, regulując odpowiednio próżnię w komorze, odtworzyć wznoszenie się i opadanie przyrządu według krzywej otrzymanej na przyrządzie w czasie lotu. Takiemu jednak rozwiązaniu stoi na przeszkodzie fakt, iż pilot



Rys. 76a. Komora próżniowa z dodatkowym zbiornikiem

w rzeczywistości wznosi się w sposób ciągły, wykonywanie zaś odczytów w tym czasie gdy ciśnienie w komorze zmienia się, nawet bardzo powoli jest niemożliwe ze względu na istnienie bezwładu w przyrządach wzorcowych. Nie mając możliwości wytworzenia całkowicie identycznych warunków pracy, należy stworzyć warunki możliwie najbardziej zbliżone do tych rzeczywistych warunków. W tym celu należy średnią szybkość wznoszenia się (zmniejszania podciśnienia) możliwie dostosować do rzeczywistej szybkości wznoszenia się linii lotu na baro-

gramie, uwzględniając zatrzymywanie się na okres od 2—3 min w punktach, dla których wykonuje się odczyt na barometrze.

Na rys. 76a pokazana jest fotografia nowoczesnej komory nad i podciśnięć; po lewej stronie komory pod stołem ustawiona jest, uruchamiana silnikiem elektrycznym, pompa ssąco-tłocząca; po prawej stronie komory umieszczony jest, niewidoczny na rysunku, schowany w stole dodatkowy zbiornik. Zbiornik ten służy jako „akumulator” podciśnienia do złagodzenia nierównomierności działania pompy i łatwiejszej regulacji ciśnienia w komorze. Na stole widoczne są kółka do regulacji wielodrogowych zaworów służących do przełączania pompy bezpośrednio na komorę, wyłączania pompy i regulacji ciśnienia w komorze tylko za pośrednictwem zbiornika itp. Instalację komory uzupełniają barometr rtęciowy z termometrem oraz manometr U-rurkowy. Pod



Rys .76b. Komora próżniowa firmy Askania

komorą na stole umieszczony jest w ramce dokładny schemat komory wraz z instrukcją jej uruchamiania.

Na rys. 76b pokazana jest inna komora, wykonana przez firmę Askania. W środku tej komory leży przeznaczony do badania vario-metr.

§ 29. Wysokościomierze dźwiękowe. Wysokościomierze dźwiękowe na samolotach

zbudowane są na zasadzie pomiaru czasu przejścia fali dźwiękowej, emitowanej z samolotu w kierunku ziemi i z powrotem na samolot po odbiciu się o ziemię. Wysokościomierze dźwiękowe, jak to już było zaznaczone, przeszły do lotnictwa z techniki morskiej, gdzie znajdują one zastosowanie

do badania dna morskiego na znacznej głębokości. Początkowo wszystkie wysokościomierze nie dawały wskazań ciągłych i musiały być przed każdym pomiarem specjalnie uruchamiane. Wysokościomierze takie nosiły nazwę sond dźwiękowych. Chcąc określić wysokość pilot uruchamiał sygnał dźwiękowy, następnie na sekundomierzu wycechowanym w jednostkach wysokości określał chwilę powrotu sygnału na samolot. Jako przykład sond dźwiękowych można podać przyrząd niemieckiej firmy Behm-Echolot oraz tak zwany Flugzeuglot również niemieckiej firmy AEG.

Wysokościomierze dźwiękowe posiadają wielkie znaczenie przy lotach bez widoczności zewnętrznej, gdy nie ma sposobu ustalenia danych co do ciśnienia na ziemi i tym samym wprowadzenia odpowiednich poprawek do istniejących na samolocie wysokościomierzy barometrycznych. Wysokościomierze dźwiękowe poza określeniem wysokości mogą również dawać pilotowi z charakteru dźwięku echa pojęcie o charakterze terenu, nad którym pilot się znajduje, gdyż przy odbiorze sygnałów dźwiękowych bezpośrednio na ucho można odróżnić sygnały np. z terenu pokrytego lasem, od terenu pokrytego wodą.

Zasadniczym wzorem dla mierzenia wysokości w wysokościomierzach dźwiękowych jest wzór

$$H = \frac{v t}{2},$$

gdzie H wysokość samolotu w m , t czas przebyty przez dźwięk w sek , v szybkość dźwięku w m/sek .

Przyjmując średnią szybkość dźwięku jako równą $340 m/sek$ widzimy, że przy wysokościach rzędu $10 m$ czyli w wypadku zastosowania wysokościomierzy dźwiękowych jako wysokościomierzy do lądowania, będziemy mieli do czynienia z pomiarem czasu równym $\frac{1}{30} sek$. Wynika z tego, że dobre techniczne rozwiązanie dźwiękowego wysokościomierza nie jest zadaniem łatwym, jak również, że stosowanie dla wysokościomierzy tego rodzaju fal szybszych jak np. fal elektrycznych nie jest zupełnie możliwe do skutecznienia*).

Trzeba pamiętać również o tym, że nie chodzi tu tylko o odczytanie czasu, lecz również o umiejętność nadania sygnału dostatecznie wyraźnego, którego długość trwania byłaby znacznie mniejsza od okresu czasu pomiędzy początkiem tego sygnału i początkiem jego echa.

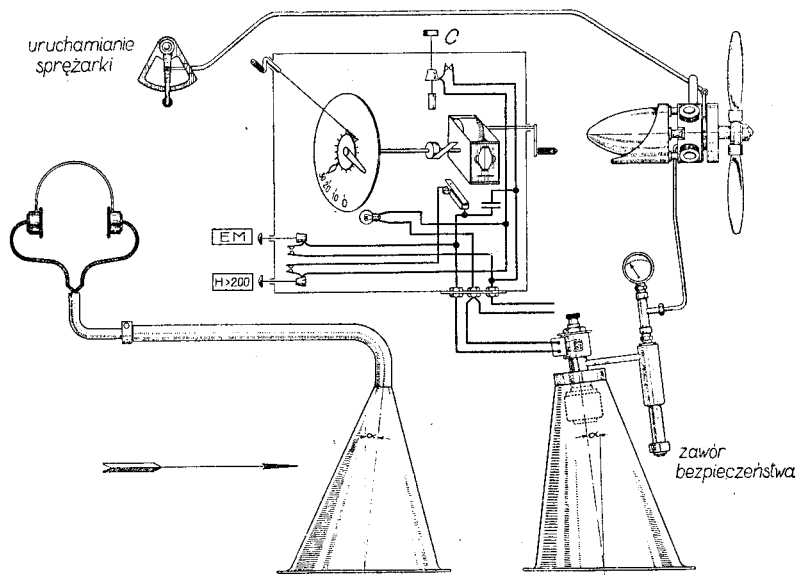
Jednym z systematycznych błędów wysokościomierzy dźwiękowych będzie błąd spowodowany zmianami temperatury po-

*) Możliwe jest tylko zbudowanie sondy wysokościowej opartej na obliczaniu wielkości amplitudy odbitej fali elektrycznej (Radio-Echo — wysokościomierz F. G. Pettersena, Journal of the Aeronautical Sciences VII — 1956, Nr 9, t. III, str. 316).

wietrza. Zmiany temperatury powietrza wpływają na zmianę szybkości rozchodzenia się fali głosowej. Błąd wywołany zmianą temperatury wynosi około 3%, przy zmianie temperatury $\pm 15^{\circ}\text{C}$. Drugim błędem jest błąd spowodowany ruchem samolotu. Błąd ten kompensuje się nastawieniem tuby obramującej nadajnik i odbiornik pod pewnym kątem do kierunku lotu. Kąt ten zależy od szybkości lotu. Przy szybkości rzędu 160 km/godz wielkość tego kąta dochodzi do 75° . Rząd wielkości błędu pochodzącego ze zmian szybkości samolotu w granicach ± 50 km/godz wynosi również około 3%.

W celu zapoznania się z wysokościomierzami dźwiękowymi dla przykładu podany będzie poniżej opis francuskich wysokościomierzy Florisson-SCAM oraz Dubois-Laboureur, które wykonywane są już seryjnie i znalazły praktyczne zastosowanie w lotnictwie, w szczególności w lotnictwie morskim.

Przyrząd Florisson-SCAM składa się z nadajnika dźwiękowego, odbiornika oraz skrzynki z chronografem i tarczą ze wskaźnikami. Schemat tego przyrządu podany jest na rys. 77.



(Katalog f. SCAM)

Rys. 77. Schemat wysokościomierza Florisson-SCAM

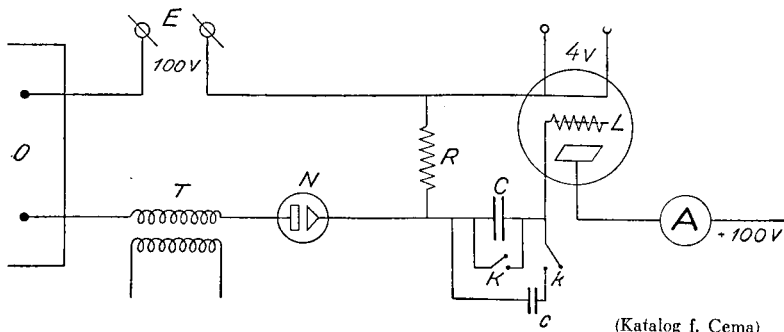
Nadajnik dźwiękowy tworzy gwizdek pneumatyczny umieszczony w tubie kierującej głos ku ziemi. Ciśnienie potrzebne do uruchomienia gwizdka daje niewielki kompresor, urucha-

miany śmigielkiem, widocznym po prawej stronie schematu. Odbiornik stanowi tuba z mikrofonem włączonym do słuchawek, które pilot nakłada sobie na uszy (lewa strona rysunku).

Głównym organem przyrządu jest chronograf. W skrzynce o niewielkich wymiarach, przystosowanej do zawieszenia w kabinie pilota, mechanizm zegarowy obraca ze stałą szybkością wskazówkę (przyjęta jest szybkość $\frac{6}{7}$ obr/sek). Wskazówka ta obraca się na tarczy wzdłuż podziałki w metrach wysokości. Przy przechodzeniu wskazówki przez 0 palec osadzony na osi wskazówki uruchamia przycisk zwierający obwód elektryczny. Do tego obwodu włączony jest elektromagnetyczny wentyl pneumatycznej gwizdawki nadajnika.

Przyrząd nakręca się przy pomocy ręczki widocznej przy skrzynce chronografu. Samo uruchomienie przyrządu następuje za pomocą kontaktu *C* łączącego obwód przyrządu z obcym źródłem prądu.

Pilot słyszy co pewien okres czasu, odpowiadający obrotowi wskazówki, sygnał nadajnika, następnie słyszy on echo, które się również powtarza. Miejsce, w którym znajduje się wskazówka



Rys. 78. Schemat wysokościomierza dźwiękowego Dubois-Laboureur

w czasie odbioru echa, odpowiada na skali tarczy chronografu wysokości samolotu w metrach nad ziemią. W celu ułatwienia znalezienia tego miejsca istnieje wskazówka pomocnicza, którą się nastawia początkowo w przybliżeniu w miejscu, w którym wskazówka obracająca się spotyka się z echem. Ustawienie dodatkowej wskazówki skuteczniejsza się przy pomocy niewielkiej korbki i przekładni ślimakowej widocznej na rysunku przy tarczy ze skalą. Przy późniejszych obserwacjach przestawianie wskazówki jest zbędne. Przy skrzynce istnieją jeszcze dodatkowe kontakty. Kontakt dla chwilowego wyłączenia przyrządu (przy wysokości ponad 200 m) oraz kontakt dla uruchomienia

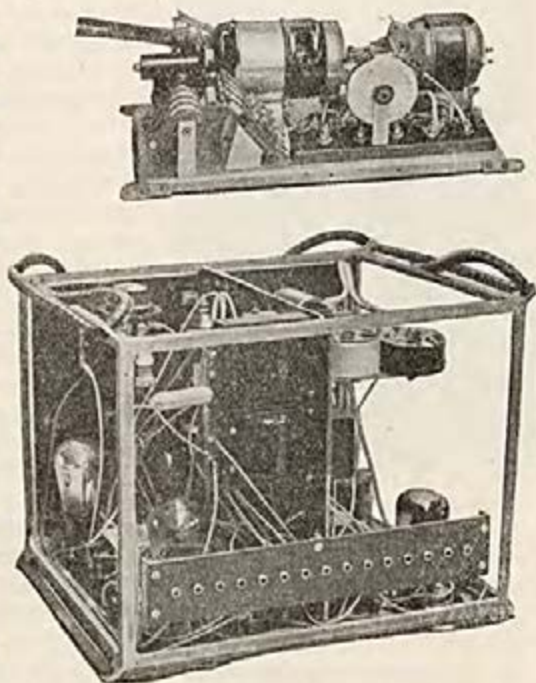
bezpośredniego sygnału (kontakt E.M.) w razie uszkodzenia mechanizmu zegarowego. W tym ostatnim wypadku pomiar musi być dokonany przy pomocy dodatkowego sekundomierza.

Mechanizm zegarowy posiada dwie szybkości, odpowiadające dwóm skalom tarczy przyrządu 0—200 m i 0—400 m.

Przyrząd Dubois-Laboureur składa się z nadajnika zbudowanego jako syrena elektryczna, wysyłająca sygnały okresowe w ciągu $\frac{1}{1000}$ sek. W odbiorniku znajduje się mikrofon, który jest połączony z amplifikatorem i filtrem elektrycznym, pozwalającym na przejście fali tylko o jednej częstotliwości.

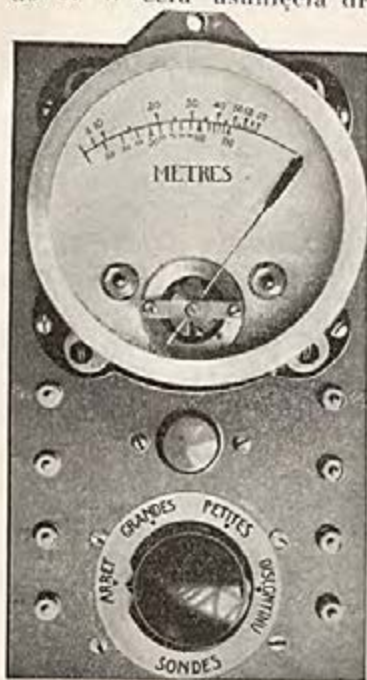
W chwili nadania sygnału zostaje chwilowo przerwany prąd w obwodzie pierwotnym transformatora *T* przyrządu (rys. 78). Dzięki temu, na zaciskach lampki neonowej *N* powstaje przepięcie, wystarczające do jej zapalenia. Gdy echo wraca, w odbiorniku *O* powstaje napięcie odwrotne, które gasi lampkę *N*. Czas palenia się lampki odpowiada w ten sposób czasowi przejścia fali głosowej od samolotu do ziemi i z powrotem. W czasie palenia się lampki neonowej przechodzi przez nią prąd stały ze źródła *E* o natężeniu *I* amperów. Prąd ten wywołuje spadek napięcia na oporze *R*.

Dzięki temu napięciu ładuje się kondensator *C*, włączony w szereg z obwodem siatki lampy katodowej *L*, sama zaś siatka otrzymuje pewien ujemny potencjał, którego wielkość jest zależna w ten sposób od czasu świecenia lampki neonowej *N*. Amperomierz *A* włączony w obwód lampy katodowej *L* wykaże prąd również zależny od tego czasu. Amperomierz *A* może więc



Rys. 79. Części mechanizmu wysokościomierza dźwiękowego Dubois-Laboureur

być cechowany bezpośrednio w jednostkach wysokości. Obwód z kontaktem *K* służy do wyladowania kondensatora *C* i doprowadzenia wskazówki amperomierza *A* po każdym odczycie do 0. W celu usunięcia drgań wskazówki i uczynienia wska-



Rys. 80. Wskaźnik wysokościomierza dźwiękowego Dubois-Laboureur

zastosowane na ciężkich samolotach komunikacyjnych, przeznaczonych w szczególności do przelotów nad górzystymi terenami oraz na wodnosamolotach.

§ 30. Inne sposoby mierzenia wysokości. *Wysokościomierze mechaniczne.* Wysokościomierze mechaniczne przeszły do lotnictwa podobnie, jak wysokościomierze dźwiękowe z marynarki. Są to właściwie t. zw. sondy czyli linki z ciężarkami. Zastosowanie tych sond ze względu na znaczną szybkość statku powietrznego względem ziemi różni się znacznie od sposobu użycia ich w marynarce. Praktyczne zastosowanie lotniczych wysokościomierzy mechanicznych ma miejsce przeważnie na wodnosamolotach w celu ułatwienia im wodowania podczas mgły. Jako przykład mechanicznego wysokościomierza podany

zań przyrządu praktycznie ciągłymi, zdjęcie ładunku z kondensatora *C* odbywa się w obwodzie dodatkowym przez kondensator *c* o znacznie mniejszej pojemności, przy pomocy uruchamiającego się samoczynnie kontaktu *k*. Działanie kondensatora *c* można porównać z działaniem rurki plynowskazowej, przeznaczonej do oznaczania poziomu. Na kondensator *c* włączona jest druga lampa katodowa. W obwodzie tej lampy mieści się właściwy miliamperomierz wysokościomierz nie pokazany już na schemacie w celu uproszczenia rysunku.

Na rys. 79 i 80 pokazane są poszczególne części wysokościomierza dźwiękowego Dubois-Laboureur, wewnątrz skrzynki z lampami, transformatorami, opornikami, kondensatorami i przewodami elektrycznymi oraz puszką o tarczy ze skalą. Całkowity ciężar przyrządu wynosi około 25 kg. Przyrządy takie mogą być

jest poniżej opis sondy powietrznej Pintscha. Na bębnie w kabine pilota nawinięta jest linka około 40 m długości. Rozwijanie linki uskutecznia się ręcznie, nawijanie samoczynnie przy pomocy sprężyny. Na końcu linki jako ciężarek zawieszony jest kawał metalowego łańcucha. W chwili uderzenia końca sondy o wodę bęben chwilowo zahamowuje się, dzięki powstałemu przy zahamowaniu wstrząsowi zwiera się za pośrednictwem wahadłowego kontaktu obwód prądu elektrycznego zapalający na tablicy lampkę sygnalizacyjną. Pilot odczytuje w tej chwili na liczniku ilość obrotów bębna i określa na tej zasadzie wysokość statku powietrznego.

Linka wypuszczana jest z wodnosamolotu pod kątem 50° . Kąt ustawienia się linki w stosunku do osi podłużnej samolotu zależy od jego szybkości oraz ciężaru linki. Skalowanie wysokościomierza mechanicznego musi odbywać się dla każdego typu statku powietrznego.

Obecnie sondy mechaniczne znalazły również zastosowanie w lotnictwie lądowym przy kierowaniu samolotem na odległość. W tym wypadku z samolotu zwiesza się stale określonej długości linka z ciężarkiem. Zetknięcie się linki z ziemią uruchamia samoczynne urządzenie pozwalające na lądowanie samolotu.

Wysokościomierze elektryczne (pojemnościowe)).* Wysokościomierze te nie wyszły jeszcze narazie z okresu prób laboratoryjnych. Zasada tych wysokościomierzy (patent Siemens-Halske) jest następująca: na samolocie umieszczony jest elektryczny układ mostkowy do pomiarów pojemności dla prądu wielkiej częstotliwości. Dwie z dala od siebie umieszczone na samolocie okładziny stanowią kondensator, którego pojemność zmienia się zależnie od odległości obu okładzin od ziemi a więc od wysokości samolotu. Zmienna pojemność powoduje zmianę przewodności i może być zmierzona układem mostkowym. Przyrząd mierniczy wskazujący te zmiany jest bezpośrednio wycechowany w jednostkach wysokości. Energię wielkiej częstotliwości niezbędną dla pomiaru, dostarcza prądnicą prądu szybkoprzemiennego o długości fali większej od przewidzianej do odczytywania wysokości samolotu. Opisanie urządzenie może być stosowane na samolotach zaopatrzonych w długofalowe radiostacje samolotowe bez potrzeby ustawiania dodatkowych źródeł prądu. Na samolotach z radiostacjami krótkofalowymi wysokość pomiaru ograniczona byłaby do kilkudziesięciu metrów, jednak w tym wypadku przyrząd mógłby być wykorzystany jako wysokościomierz do lądowania.

Wysokościomierze grawitacyjne. W wysokościomierzach grawitacyjnych zastosowano pomysł austriackiego inżyniera

*) patrz również wysokościomierze dźwiękowe, str. 115.

Brauna. Pomysł ten oparty jest na wyzyskaniu zmian przyśpieszenia ziemskiego w związku z wysokością. Silniczek elektryczny porusza wahadło, którego okres zależy od przyśpieszenia ziemskiego. Przyrząd mierzy te okresy bezpośrednio w jednostkach wysokości. Zakres pomiaru w pierwszych typach wysokościomierzy wynosił 500 m. Dokładność wskazań dochodziła do 5 m. Przyrządy oparte na pomiarach zmiany przyspieszenia ziemskiego były jednak bardzo skomplikowane i nie znalazły zastosowania w lotnictwie.

Wysokościomierze balistyczne. Właściwie można tu mówić tylko o metodzie balistycznej, polegającej na określeniu czasu wybuchu bomby spadającej z samolotu i wyprowadzenia stąd wniosku o wysokości samolotu. Metoda ta używana jest podczas wojny na samolotach bombardujących. Dla uproszczenia obliczeń istnieją specjalne pomocnicze tablice przyjmujące pod uwagę poprawki na szybkość samolotu, szybkość dźwięku itp.

Wysokościomierze optyczne. Najprostsze wysokościomierze optyczne polegają na urządzeniu, pozwalającym na wypuszczenie z dwu miejsc na samolocie dwu strumieni świetlnych skierowanych ku ziemi i wzajemnie się krzyżujących na pewnej odległości od samolotu. Odległość ta jest tak dobrana, że pilot widzi na ziemi zlanie się w jednym miejscu plam świetlnych od obu promieni, gdy jest na takiej wysokości nad ziemią, że musi wyrównywać samolot do lądowania. Urządzenie to wykonane było według pomysłu inżyniera K. Bennewitza. Na podobnej zasadzie zbudowany był w swoim czasie bardziej skomplikowany przyrząd niemieckiej firmy Optica, ale za to posiadający skalę do odczytów wysokości.

Wysokościomierze optyczne utraciły całkowicie swoje znaczenie z jednej strony z powodu rozwoju reflektorów pokładowych do lądowania, z drugiej zaś strony z powodu tego, że trudności określania wysokości lądowania powstają głównie podczas mgły czyli właśnie wtedy, gdy wysokościomierze optyczne nie mogą mieć zastosowania. Ostatnio wysokościomierze optyczne znów nabierają pewnego znaczenia w związku z zastosowaniem do nich promieni podczerwonych. Pomiar dokonywane w tym wypadku przy pomocy komórki fotoelektrycznej (wysokościomierz Haefnera i Selingera).

§ 31. Mierzenie szybkości na samolocie. Przyrządy wiataczkowe. Mówiąc o szybkości na samolocie należy rozróżnić dwa pojęcia:

- a) szybkość samolotu w stosunku do ośrodka, w którym odbywa się ruch samolotu. Szybkość ta zależy wyłącznie od

właściwości technicznych samolotu i wektor odpowiadający tej szybkości zasadniczo leży w płaszczyźnie symetrii samolotu. Szybkość ta czasem nazywana jest „szybkością względną“, może też być nazwana szybkością techniczną albo po prostu szybkością,

- b) szybkość samolotu podróżna (przelotowa) albo szybkość samolotu względem ziemi. Szybkość ta jest wypadkową szybkości własnej samolotu oraz szybkości przesuwania się ośrodka w którym samolot leci, względem ziemi; wektor tej szybkości nie leży zasadniczo w płaszczyźnie symetrii samolotu, kierunek zaś jego jest równoległy do kierunku przesuwających się na ziemi przedmiotów w czasie ich obserwacji z samolotu.

Pojęcie o szybkości technicznej samolotu daje świst wiatru, szczególnie jeśli istnieją linki na samolocie, pojęcie o szybkości podróżnej — szybkość przesuwania się krajobrazu.

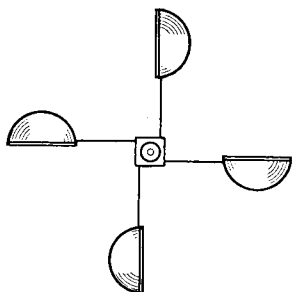
Przyrządy do określania szybkości technicznej samolotu są prostsze od przyrządów służących do określenia szybkości podróżnej samolotu i należą do przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych, podczas gdy przyrządy do obliczania szybkości względem ziemi są bardziej skomplikowane i należą do przyrządów nawigacyjnych. Omówienie przyrządów do mierzenia szybkości względem ziemi będzie miało miejsce w § 52.

Przyrządy do określania technicznej szybkości samolotu za granicą noszą nazwę anemotachometrów od greckich słów anemos-wiatr, tachis-szybkość i metreo-mierzę, albo też w skróceniu anemometrów, w związku z tym, że mierzą one szybkość prądu powietrza względem samolotu. Po polsku przyrządy te nazywają się wprost szybkościomierzami.

Szybkościomierze dzielą się na szybkościomierze wiatraczkowe oraz szybkościomierze ciśnieniowe. Te ostatnie dzielą się znowu na szybkościomierze ciśnieniowe płytkowe i szybkościomierze ciśnieniowe z rurkami aerodynamicznymi. Poza tym spotykane są szybkościomierze cieplne, zbudowane na zasadzie ochładzania się w strumieniu powietrza sprężyny ogrzanej np. przez stałe źródło prądu elektrycznego. Szybkość ochładzania się sprężyny w strumieniu powietrza jest funkcją szybkości tego strumienia. Spadek temperatury mierzy się przez określanie zmian oporności elektrycznej sprężyny. Szybkościomierze tego rodzaju stosują się tylko dla specjalnych celów pomiarowych. Z szybkościomierzy tego rodzaju znany jest szybkościomierz Fage'a i Bailey'a.

Szybkościomierze wiatraczkowe są to przyrządy zaopatrzone najczęściej w tak zwany krzyż Robinsona. Są to wydrażone

półkule umocowane na złożonych na krzyż prętach (rys. 81). Gdy oś wiatraczka ustawiona jest prostopadłe do kierunku wiatru, strony wypukłe półkul przyjmować będą ciśnienie mniejsze od ciśnień przyjmowanych przez strony wklęsłe.



Rys. 81. Szybkościomierz wiatraczkowy

Różnice ciśnień wprawia w ruch wiatraczek, przy czym po rozruchu szybkość obrotu wiatraczka ustali się i będzie odpowiadała szybkości strumienia powietrznego. Jeżeli praca wykonywana przez wiatraczek będzie znikomo mała w stosunku do momentu obrotowego wiatraczka, to szybkość jego obrotu nie będzie zależęć od gęstości powietrza w granicy dokładności pomiaru szybkości na samolocie. Wyjaśnia to poniższe rozumowanie.

Założmy, że krzyż Robinsona obraca się równomiernie bez tarcia. W tym wypadku ciśnienie strumieni powietrznych na wypukłe i wklęsłe strony półkul będzie jednakowe, gdyż przy nierównowadze ciśnień nastąpi bądź przyspieszenie, bądź też opóźnienie obrotów. Zależność tę możemy wyrazić posiłkując się ogólnie znanymi twierdzeniami z aerodynamiki, jak następuje

$$K_1 \delta (w + v)^2 = K_2 \delta (w - v)^2,$$

gdzie K_1 i K_2 współczynniki zależne od formy i wielkości powierzchni obu półkul, δ gęstość powietrza, w szybkość strumienia powietrznego, v szybkość liniowa środków półkul krzyża.

Założmy, że stosunek

$$\frac{w}{v} = n,$$

wówczas możemy napisać

$$K_1 \left(w + \frac{w}{n} \right)^2 = K_2 \left(w - \frac{w}{n} \right)^2$$

albo

$$K_1 (n + 1)^2 = K_2 (n - 1)^2,$$

skąd

$$n = f(K_1 K_2).$$

Wobec czego możemy napisać

$$v = \frac{w}{n} = \frac{w}{f(K_1 K_2)}$$

albo ostatecznie

$$v = c \cdot w \quad \text{gdzie} \quad c = \text{const.}$$

czyli szybkość liniowa środków półkul krzyża a więc szybkość obrotowa przyrządu zależy tylko od szybkości strumienia powietrza i jest do tej szybkości proporcjonalna. Określając szybkość obrotu wiatraczka można otrzymać szybkość strumienia powietrznego względem nieruchomego przyrządu lub też odwrotnie, szybkość przesuwania się przyrządu względnie samolotu na którym ten przyrząd jest umieszczony, względem strumienia powietrznego.

Sprawa określenia szybkości obrotów była szczegółowo rozpatrywana w §§ dotyczących obrotomierzy. W przyrządach wiatraczkowych można zastosować metodę przyjętą w obrotomierzach odśrodkowych. Wobec tego, że szybkościomierze wiatraczkowe w celu uniknięcia wirów powietrznych stwarzanych przez śmigło samolotu muszą znajdować się na znacznej odległości od kabiny pilota, dla szybkościomierzy wiatraczkowych nadają się bardzo dobrze wszystkie systemy obrotomierzy odległościowych, w których przyrząd wirujący nie potrzebuje zatracać znacznej ilości energii. W praktyce najczęściej są stosowane dla przekazywania wskazań szybkościomierzy wiatraczkowych metody przekładni teleelektrycznych.

Zaletą szybkościomierzy wiatraczkowych jest ich niezależność, w granicach dokładności pomiaru, od gęstości powietrza a więc od wysokości, na jakiej znajduje się samolot. Dzięki temu szybkościomierze wiatraczkowe znalazły zastosowanie w tak zwanych logach powietrznych czyli przyrządach, służących do sumowania przebytych przez samolot kilometrów. Urządzenia te opisane są w § 34.

Wadą szybkościomierzy wiatraczkowych jest ich bezwład, gdyż przyrządy te potrzebują zawsze określonego czasu dla ustalenia równomiernego biegu, poza tym wadą szybkościomierzy wiatraczkowych jest trudność przekazywania wskazań na tablicę przyrządów pilota.

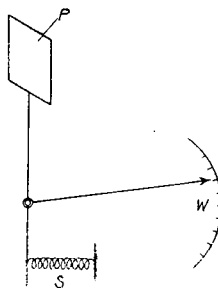
Przyrządy wiatraczkowe używane są w meteorologii do pomiarów szybkości wiatru, wykonywane są one najczęściej jako liczniki obrotów, dające wskazania ilości obrotów niezależnie od czasu. Korzystanie ze wskazań tych przyrządów może być uskutecznione tylko w połączeniu ze wskazaniami sekundomierzy. Przyrządy takie mają normalnie wiatraczek zahamowany. Wiatraczek puszcza się w ruch i zatrzymuje zwykle jednocześnie z sekundomierzem za pomocą tego samego przycisku.

§ 32. Szybkościomierze ciśnieniowe. Szybkościomierze ciśnieniowe płytkowe są w swej konstrukcji bardzo proste i dzięki temu są one bardzo pewne w działaniu. Schemat takiego szyb-

kościomierza podany jest na rys. 82. Płytką P ustawiona prostopadłe do kierunku prądu powietrza działa na wskazówkę W . Drugie ramię dźwigni, na której jest osadzona płytką, utrzymywane jest w położeniu równowagi sprężyną S . Przy wzroście ciśnienia na płytkę, płytką P przesuwa się, rozciągając sprężynę a wskazówka w wskaże szybkość w określonej skali. Skala wykonywuje się na zasadzie znanego z aerodynamiki wzoru

$$P = k \delta v^2,$$

gdzie P siła działająca na płytkę, k pewien współczynnik zależny od kształtu i wielkości płytki, δ gęstość powietrza, v szybkość.



Rys. 82. Szybkościomierz płytkowy

Jak wskazuje ten wzór skala przyrządu będzie odpowiadała tylko określonej gęstości powietrza czyli określonej wysokości. Jeżeli więc szybkościomierz będzie wyskalowany dla gęstości powietrza przy ziemi, to przy użyciu go na wysokości trzeba będzie do wskazań tego szybkościomierza wprowadzić poprawki.

W tym miejscu należy jednak zaznaczyć, że w szybkościomierzach ciśnieniowych mają również znaczenie odczyty bezpośrednie, bez poprawek. Jak wiadomo, dla pilota najniebezpieczniejszą rzeczą jest tak zwana utrata szybkości czyli zmniejszenie szybkości poniżej pewnej wartości koniecznej dla utrzymania siły nośnej i równowagi samolotu. Granica tej szybkości dla każdego samolotu jest znana. Nie jest to jednak wartość stała, gdyż zależy ona również jak i siła nośna samolotu od gęstości powietrza, przy czym oczywiście zależność ta będzie odwrotna do stosunku w jakim się zmienia z wysokością skala dopiero co opisanego szybkościomierza ciśnieniowego. W ten sposób, znając szybkość krytyczną przy ziemi dla danego samolotu i mając szybkościomierz wycechowany dla warunków przy ziemi, wartość tej szybkości, odczytana na skali tego szybkościomierza będzie wartością stałą. Przy korzystaniu np. z szybkościomierza wiatraczkowego należałoby w celu zabezpieczenia się od ewentualnego przekroczenia szybkości krytycznej, dane otrzymane ze wskazań tego przyrządu stale przeliczać w miarę zmiany wysokości, co znacznie zmniejszyłoby bezpieczeństwo pilotażu. Łącząc szybkościomierz płytkowy z kontaktem obwodu elektrycznego w ten sposób, żeby przy określonym wychyleniu płytki zapalała się lampka sygnalizacyjna, można zbudować tak zwany wskaźnik utraty szybkości.

Szybkościomierze płytkowe są jednymi z najstarszych przyrządów samolotowych. Dzięki swej prostocie szybkościomierze płytkowe spotykane są jeszcze i obecnie.

Szybkościomierze z rurkami aerodynamicznymi zbudowane są na następującej zasadzie: w szczelnej puszcze znajduje się membrana, której wnętrze połączone jest z rurką aerodynamiczną, służącą do utrzymywania nadciśnień lub też podciśnień, wywoływanych prądem powietrza i będących z tego powodu funkcją szybkości samolotu względem powietrza. Dzięki temu rozszerzanie lub płaszczenie się membrany będzie zależne od szybkości samolotu, skala zaś, wzdłuż której przesuwa się wskazówka związana z ruchami membrany, może być wycechowana bezpośrednio w jednostkach szybkości np. w *km/godz.* Cała trudność powiązania membrany ze wskazówką będzie polegała na tym, iż ruchy membrany w zależności od szybkości nie będą w stosunku prostoliniowym, wobec tego należy dobrać układ przekładni pomiędzy membraną i wskazówką tak, aby pomimo tego skala przyrządu była na całej swej długości równomierna. Sprawę tę rozwiązuje się w podobny sposób jak w wysokościomierzach barometrycznych. Wnętrze szczelnej puszkii w której mieści się membrana łączy się z obwodem statycznym samolotu; w ten sposób we wnętrzu puszkii szybkościomierza panuje ciśnienie atmosferyczne.

Oczywiście, można również wykonać szybkościomierze w ten sposób, żeby ciśnienie statyczne było utrzymywane wewnątrz membrany, a ciśnienie szybkości (ciśnienie dynamiczne) było doprowadzane do wnętrza puszkii. Można też zastosować dwie membrany ustawiane w nieszczelnej puszcze lub też szczelną puszkę z elastyczną przeponą pośrodku — można również działanie na ścianki membrany zwiększyć w ten sposób, że z obydwu stron tej ścianki będą istnieć ciśnienia związane z szybkością — z jednej strony nadciśnienia, z drugiej zaś podciśnienia.

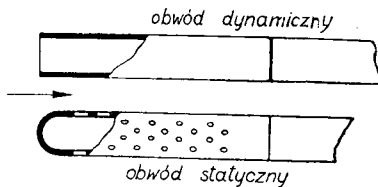
Sprawa utrzymywania ciśnienia statycznego była już omówiona przy wysokościomierzach barometrycznych. Stwierdzone było wówczas, że praktycznie w rurkach odbierających ciśnienie statyczne otrzymuje się zawsze pewne nadciśnienie, względnie ten nie wpływa jednak na dokładność wskazań szybkościomierzy, gdyż przy skalowaniu szybkościomierzy przyjmuje się algebraiczną sumę ciśnień, powstających w dwu obwodach tego szybkościomierza.

Zasadniczymi typami rurek aerodynamicznych są rurki Pitot, w których otrzymuje się nadciśnienia i rurki Venturi, w których się otrzymuje podciśnienia. Rurka Pitot (rys. 85) składa się właściwie z dwu rurek: jednej zamkniętej i posiadającej

szereg bocznych tworów — jest to rurka zakańczająca obwód statyczny i drugiej otwartej w kierunku strumienia powietrznego i stanowiącej początek obwodu ciśnienia dynamicznego. Ciśnienie otrzymywane w przyrządzie może być obliczone jak następuje: wyobraźmy sobie rurkę, przez którą przepływa powietrze; założmy, że długość tej rurki wynosi l cm, przekrój f cm²; niech szybkość na początku rurki będzie się równać v_1 cm/sek, na końcu zaś rurki v_2 cm/sek, gęstość powietrza wynosi $\delta \frac{\text{g sek}^2}{\text{cm}^4}$.

Średnia szybkość powietrza w rurce wyrazi się wzorem

$$\frac{v_1 + v_2}{2},$$



czas przepływu

$$l : \frac{v_1 + v_2}{2} = \frac{2l}{v_1 + v_2},$$

przyśpieszenie

$$(v_2 - v_1) : \frac{2l}{v_1 + v_2} = \frac{v_2^2 - v_1^2}{2l},$$

Rys. 83. Schemat rurki Pitot

wówczas różnica ciśnień na początku i końcu rurki będzie się równać

$$(p_1 - p_2) f = \frac{v_2^2 - v_1^2}{2l} \delta f l,$$

gdzie p_1 i p_2 ciśnienia w kg obliczone na 1 cm², skąd

$$p_1 - p_2 = \delta \frac{v_2^2}{2} - \delta \frac{v_1^2}{2}.$$

Wobec tego, że szybkość powietrza w membranie, gdzie kończy się, jak to możemy założyć, obwód dynamiczny, równa się 0 czyli $v_2 = 0$, to nadciśnienie $p = p_1 - p_2$ powstałe w tej membranie w stosunku do teoretycznego ciśnienia statycznego na początku rurki otwartej i istniejącego w całym obwodzie statycznym wyrazi się wzorem

$$p = \delta \frac{v^2}{2},$$

gdzie v — szybkość powietrza w stosunku do rurki.

Wzór ten nie uwzględnia lepkości powietrza względem ścianek rurki ani też zgęszczenia powietrza w rurce. Błędy powstające z tego powodu są jednak stosunkowo nieznaczne i nie wpływają na wskazania przyrządu, gdyż uwzględnione są przy jego skalowaniu.

Daleko znacniejsze błędy powstają z powodu zmian położenia rurki w stosunku do kierunku strumienia powietrznego. Przy

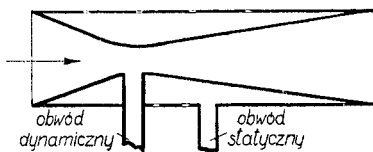
wychyleniu rurki do 10° błąd ten jest już rzędu paru procentów, przy dalszym zaś wychyleniu błąd ten szybko wzrasta i przy kątach bliskich do 90° (prostopadłe do kierunku szybkości położenie rurki) dochodzi do 100% . Wobec tego, że rurka aerodynamiczna zamontowuje się na samolocie zwykle na stałe, i położenie jej zmienia się w stosunku do strumienia powietrznego razem ze zmianą kąta natarcia, błąd przyrządu powstały z powodu odchylenia rurki od kierunku strumienia powietrznego, mógłby być tylko wyeliminowany przy pomocy tablicy poprawek, w których odpowiednie poprawki byłyby obliczone jako funkcje kąta natarcia samolotu. Dla celów pomiarowych stosuje się samonastawne rurki aerodynamiczne (sondy) zawieszane pod samolotem na linie.

W rurkach Venturi otrzymuje się podciśnienie. Charakterystyczną cechą tej rurki, otwartej po obu stronach, jest przewężenie pośrodku. Przyrząd mierzący podciśnienia dołączony jest do rurki za pośrednictwem przewodu odgałęziającego się od tej rurki w miejscu jej zwężenia. Ciśnienie statyczne otrzymuje się zwykle w przestrzeni, obejmującej rurkę Venturi i utworzonej z jednej strony przez zewnętrzne ścianki rurki, z drugiej zaś strony przez rurkę dodatkową obejmującą rurkę Venturi. Ta ostatnia rurka, podobnie jak rurka obwodu statycznego rurki Pitot, posiada na swej powierzchni cały szereg otworów, skierowanych prostopadłe do kierunku strumienia powietrznego. Schemat rurki Venturi pokazany jest na rys. 84. Zasada działania rurki Venturi polega na prawie Bernoulliego, ustalającym następującą zależność dla ciągłego strumienia powietrznego

$$\frac{v^2}{2g} \cdot \frac{\gamma}{p} = \text{const.},$$

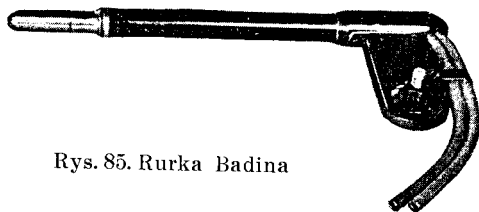
gdzie v szybkość strumienia, p różnica ciśnień, g przyspieszenie ziemskie, γ ciężar właściwy powietrza.

Na mocy tego wzoru można stwierdzić, że w zwężonej części rurki, gdzie prąd powietrza musi być najszybszy występuje najsilniej zjawisko pociągania cząsteczek powietrza z obwodu dołączonego do tego miejsca rurki, powodujące w tym obwodzie podciśnienie. Wielkość tego podciśnienia będzie zależeć od kształtu rurki. Jak wykazały badania przeprowadzone we Francji przez Toussainta i Lepère'a największy wpływ na wielkość podciśnienia ma długość stożkowej części rurki, przez którą powietrze wychodzi oraz długość części równoległej rurki



Rys. 84. Schemat pojedynczej rurki Venturi

łączącej oba stożki. Wydajność rurki spada bardzo szybko ze zmniejszeniem tych wymiarów. Na wzrost wydajności wpływa w bardzo znacznym stopniu zmniejszenie przekroju rurki w miejscu jej zwężenia. Przy podobnych pod względem geometrycznym kształtach rurek większą wydajność będzie miała rurka większa. Należy stwierdzić, że zakres działania rurek Venturi jest ograniczony: gdy szybkość przepływu powietrza dochodzi w największym przekroju rurki do szybkości dźwięku, określenie ciśnienia dynamicznego przy pomocy rurki staje się niemożliwe. Zakres działania rurki zmniejsza się wraz z wysokością. Po raz pierwszy zostało to teoretycznie i praktycznie



Rys. 85. Rurka Badina

stwierdzone w Niemczech przez H. Petersa^{*)}. W celu zwiększenia wydajności rurek działających na zasadzie pomysłu Venturi używa się t. zw. podwójnych rurek Venturi (rys. 118). Absolutna wartość liczby wyrażają-

cej podciśnienie w takiej podwójnej rurce Venturi jest około 12 razy większa od absolutnej wartości liczby wyrażającej nadciśnienie otrzymane w rurce Pitot. Pojedyncza rurka Venturi daje absolutną wartość liczby wyrażającej podciśnienie około 7 razy większą od absolutnej wartości liczby wyrażającej nadciśnienie w rurce Pitot. W ten sposób np. przy szybkości około 200 km/godz

wartość nadciśnienia w rurce Pitot wynosi 17,8 cm słupa wody

wartość podciśnienia w pojedynczej rurce Venturi 119,3 cm słupa wody,

wartość podciśnienia w podwójnej rurce Venturi 216,0 cm słupa wody.

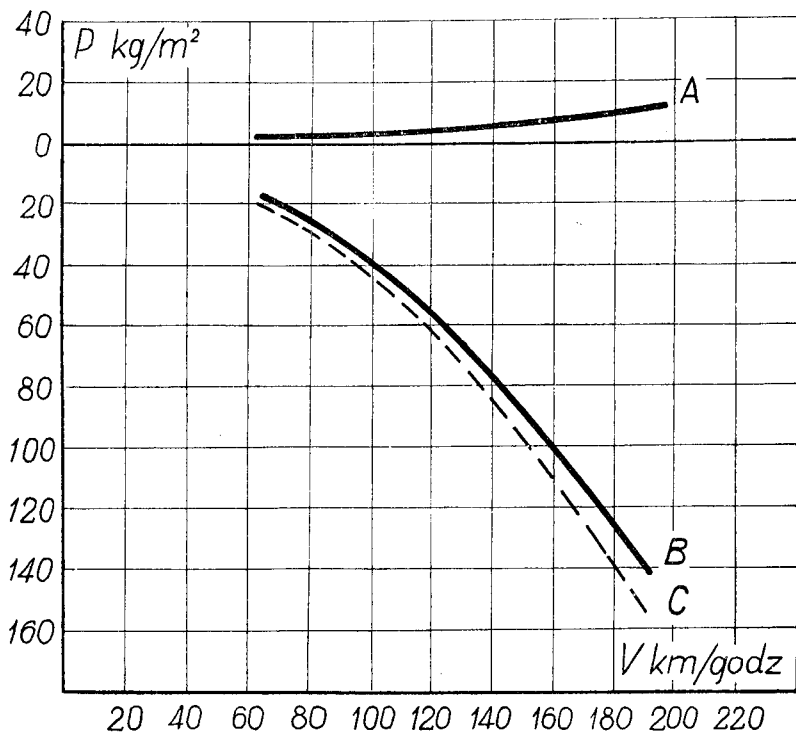
Wady rurek aerodynamicznych polegają na:

- a) ich wrażliwości na odchylenia od kierunku strumienia powietrznego,
- b) znacznym oporze czołowym,
- c) wrażliwości na wpływy atmosferyczne (zatykanie rurek śniegiem, obmarzanie) oraz wielkiej zależności od zanieczyszczeń (kurz, owady itp.).

W bardzo znacznym stopniu usuwa te wady tak zwana rurka bezpieczeństwa Badin, która z wielkim powodzeniem zastąpiła dawne rurki. Na rys. 85 podana jest fotografia tej rurki, zaś

^{*)} H. Peters. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 20 (1929)—4—90.

na rys. 86 wykresy ciśnień otrzymane w obydwu obwodach tej rurki. Wykres *A* odpowiada nadeścienniu otrzymanemu w obwodzie zakończonym otworami mieszczącymi się na główce rurki. Wykres *B* odpowiada podeścienniu otrzymanemu w obwodzie zakończonym otworami mieszczącymi się na obwodzie rurki pod główką (za deflektorem). Wykres *C* daje różnicę ci-



Rys. 86. Wykres rurki Badina

śnienie w obydwu obwodach — różnica ta określa siłę, działającą na membranę szybkościomierza. Jak widać z fotografii rurka ta w rzeczywistości nie jest wrażliwa na zatykanie się śniegiem lub kurzem, gdyż właściwie nie ma wcale otworów skierowanych w kierunku ruchu strumienia powietrznego. Rurka ta posiada również kształty zmniejszające do minimum jej opór czołowy, poza tym układ otworów na powierzchni rurki zmniejsza wpływ odchylenia rurki od poziomu. W celu całkowitego

usunięcia wpływów atmosferycznych, np. obmarzania rurki, w głowce rurki umieszcza się grzejnik elektryczny.

Obecnie używa się dla szybkościomierzy prawie wyłącznie rurki Pitot i Badin. Rurki Venturi, jako rurki podwójne, używa się głównie do napędu przyrządów żyroskopowych.

W lotnictwie francuskim i polskim szybkościomierze wchodzi w skład przyrządu noszącego nazwę kontrolerów lotu (rys. 124) stanowiących połączenie szybkościomierza ze skrzyżowaniem (wskaźnikiem istnienia i szybkości skrętu) oraz chyłomierzem poprzecznym. Przyrząd ten opisany jest w § 46.

W innych lotnictwach szybkościomierz posiada puszkę normalną jak np. wysokościomierz i stanowi przyrząd oddzielny.

W celu jak najdalszego odsunięcia otworów rurki od krawędzi skrzydeł samolotu względnie jego kadłuba, rurki aerodynamiczne szybkościomierzy mają często długość dochodzącą do paru metrów. Dzięki temu w rurkach uzyskuje się ciśnienie niezniekształcone wirami powietrznymi powstającymi wokół samolotu. Odsunięcie otworów rurki osiąga się bardzo często przez budowę specjalnych podstawek pod rurki w kształcie drażków, usztywnionych odciągaczami. W niektórych wypadkach podstawki te mogą być chowane przy hangarowaniu samolotów.

Szybkość samolotu przy stałym otwarciu przepustnicy gaźnika silnika charakteryzuje kierunek ruchu samolotu w płaszczyźnie pionowej (wychylenia podłużne samolotu). Zwiększająca się szybkość świadczy o zniżaniu się samolotu, zaś zmniejszająca o nabieraniu wysokości. W związku z tym szybkościomierz gra rolę poniekąd chyłomierza podłużnego. W celu ułatwienia obserwacji wychyleń podłużnych przy pomocy szybkościomierza, mechanizm szybkościomierza powinien mieć możliwość przesuwania się wraz ze wskazówką i skalą w stosunku do puszki związanej na stałe z tablicą przyrządu. Urządzenie takie skutecznie się podobnie jak w wypadku wysokościomierzy, z tą tylko różnicą, że w wysokościomierzach nieruchoma była razem z puszką i skala przyrządu. Dzięki takiemu urządzeniu pilot ma możliwość po ustaleniu szybkości ustawić wskazówkę przyrządu zawsze w położeniu poziomym. Szybkościomierze takie używane są od paru lat w lotnictwie włoskim.

Szybkościomierze łączą się z rurkami aerodynamicznymi za pomocą przewodów miedzianych lub aluminiowych o średnicy $2,5 \times 4 \text{ mm}$. Przewody te dołącza się do puszki i do końcówek rurek aerodynamicznych za pośrednictwem złącz gumowych o długości około 60 mm . W celu otrzymania większej szczelności, końcówki w puszkach i rurkach aerodynamicznych są z lekka sfalowane, zaś na końcach przewodu nalutowane są specjalne

końcówki. Złącza zabezpiecza się od przesuwania miękkim drutem miedzianym.

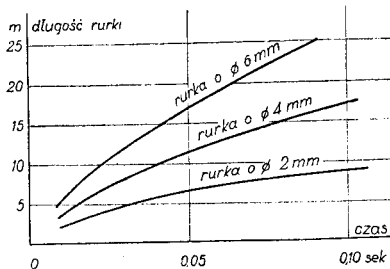
Przy użyciu szybkościomierzy bardzo ważna jest sprawa stwierdzenia, jak prędko szybkościomierz reaguje na zmiany szybkości samolotu czyli jak szybko zmiany ciśnienia przenoszą się wzdłuż przewodów powietrznych. Na rys. 87 podane są krzywe wyobrażające zależność szybkości rozchodzenia się zmian ciśnienia od długości rurki i jej średnicy. Krzywe te dowodzą, że przy odległościach 5 — 6 m puszkki od końca rurki aerodynamicznej, przekazywanie ciśnień jest prawie natychmiastowe. Oczywiście, pewne opóźnienie we wskazaniach przyrządu powstanie z powodu histerzy samego mechanizmu przyrządu, a przede wszystkim jego membrany.

Mechanizmy szybkościomierzy dla celów badawczych łączy się z mechanizmami samopiszącymi, wykonanymi podobnie jak to ma miejsce w barografach.

Ostatnią nowością w dziedzinie szybkościomierzy ciśnieniowych są szybkościomierze z samoczynną kompensacją wpływu zmiany ciśnienia w atmosferze otaczającej samolot. Pierwsze szybkościomierze tego rodzaju zjawiły się przed paru laty w Japonii, obecnie są one produkowane we Włoszech. Zasada działania szybkościomierzy z kompensacją polega na wprowadzeniu do przyrządu dodatkowej membrany barometrycznej.

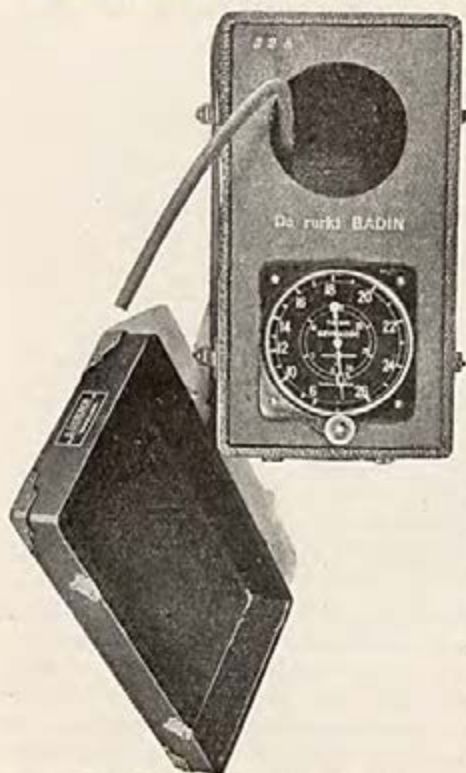
§ 33. Badanie szybkościomierzy. Laboratoryjne badania kompletnych szybkościomierzy wszelkich typów mogą się odbywać zasadniczo tylko w tunelach aerodynamicznych, w których istnieje możliwość pomiarów szybkości strumienia powietrznego w granicach odpowiadających skali przyrządu. Należy pamiętać tylko o tym, aby wymiary tunelu były stosunkowo wielkie, gdyż w przeciwnym razie dokoła przyrządu badanego mogą powstawać wiry zniekształcające jego wskazania.

Badanie samych mechanizmów szybkościomierzy może być ograniczone do badań przeprowadzanych przy pomocy ciśnień statycznych. W tym celu należy przede wszystkim dla danego typu rurki aerodynamicznej, która obsługuje dany typ szybkościomierza otrzymać zależność pomiędzy szybkością i ciśnieniem. Po otrzymaniu takich danych ułożonych w formie tablic lub wykresów, jak to było pokazane na rys. 87. można przy-



Rys. 87. Wykres szybkości rozchodzenia się fali ciśnienia

stąpić do badania szybkościomierza przy pomocy ciśnienia statycznego, w ten sam sposób jak bada się czule manometry. Wzorcem będzie tu rurka manometryczna w kształcie litery *U*. Różnica poziomów w obu ramionach rurki daje możliwość określenia nadciśnień względnie podciśnień oddziaływujących na przyrząd. Samo ciśnienie lub też podciśnienie można otrzymać przy pomocy niewielkiej pompki próżniowej z tłoczkiem poruszonym ręcznie.



Rys. 88. Przyrząd do badania szybkościomierzy Aera-G. Gerlach

w postaci *U*—rurki z wodą. Niedokładność wskazań szybkościomierzy w czasie badań laboratoryjnych nie może przekraczać 10 km/godz. Przy badaniu szybkościomierzy należy uwzględnić ciśnienie atmosferyczne panujące w czasie pomiaru.

Poprawki zależne od zmiany ciężaru właściwego powietrza mogą być wprowadzone dla szybkościomierzy z rurkami Pitot

Na rys. 88 przedstawiony jest przyrząd do badania szybkościomierzy firmy Aera, przeznaczony do porównywania szybkościomierza seryjnego z szybkościomierzem wzorcowym. Pompka tłoczowa uruchamiana jest galką moletowaną umieszczoną przy tarczy ze skalą przyrządu wzorcowego, który stanowi z tą pompką jedną całość. W celu uniknięcia pomyłek, co do rodzaju rurki aerodynamicznej, z którą pracuje szybkościomierz wzorcowy, obok skali w jednostkach szybkości podana jest dodatkowo skala w *cm* słupa wody, poza tym na pudełku, w które wbudowany jest przyrząd wzorcowy wraz z pompką, umieszczona jest wyraźna nazwa systemu rurki aerodynamicznej. Podwójna skala przyrządu wzorcowego ułatwia jego własne badania przy pomocy wzorca zasadniczego

na mocy następujących rozumowań: ciśnienie otrzymywane w rurce Pitot wyraża się wzorem

$$p = \frac{\gamma v^2}{2g},$$

gdzie γ ciężar właściwy powietrza, v szybkość, g przyspieszenie ziemskie.

Jeżeli szybkościomierz będzie badany dla innych warunków atmosferycznych, przy których ciężar właściwy powietrza będzie wynosił γ_1 to wskazywana przez przyrząd szybkość v_1 może być określona z równania

$$p = \frac{\gamma_1 v_1^2}{2g}.$$

Zestawiając równanie pierwsze z drugim otrzymamy

$$\frac{v}{v_1} = \sqrt{\frac{\gamma_1}{\gamma}},$$

skąd rzeczywista szybkość w nowych warunkach określi się jak następuje

$$v = v_1 \sqrt{\frac{\gamma_1}{\gamma}}.$$

Przyjmując γ powietrza z danych atmosfery wzorcowej będziemy popełniali w stosunku do szybkościomierzy wszystkie błędy, z jakimi mieliśmy do czynienia przy wysokościomierzach.

Jak wiadomo najważniejszym błędem w tym względzie był błąd spowodowany zmianą temperatury. Poniżej podana jest tablica poprawek wyrażona w procentach, które należy dodać do wskazań szybkościomierza z rurką Pitot w zależności od temperatury przy ziemi i bezpośrednich odczytów wysokościomierza.

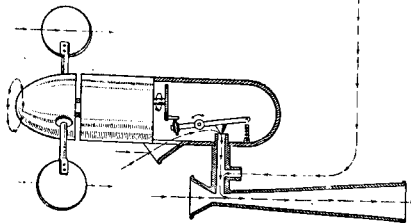
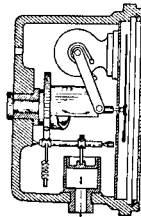
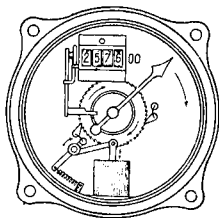
Temperatura przy ziemi °C	Wskazania wysokościomierza (metry)								
	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000
-15	-5,5	0	5	11	17	24	31	39	48
0	-2,5	2	7	13	20	26	34	42	50
+15	0	5	10	16	22	29	36	44	53
+30	2,5	7	13	18	24	31	38	45	54

Najbardziej celowe jest badanie szybkościomierzy w powietrzu na samolocie. Badanie to należy uskutecznić przy eliminacji działania wiatru (najprostszy wypadek: przelot w dwu kierunkach nad bazą przy wietrze równoległym do kierunku bazy) i utrzymaniu samolotu na określonej wysokości (przy

pomocy statoskopu). Niezbędne jest przeprowadzenie tego badania dla każdego poszczególnego typu samolotu po wybraniu dla tego typu rodzaju szybkościomierza i ustaleniu miejsca umocowania rurki aerodynamicznej.

W lotnictwach zagranicznych w celu wprowadzenia do szybkościomierzy poprawek na wysokość i temperaturę istnieją specjalne suwaki.

§ 34. Logi powietrzne. Logiem powietrznym nazywa się urządzenie do obliczania w jednostkach długości drogi samolotu w stosunku do ośrodka, w którym ten samolot leci. Wobec tego,



(Katalog f. Pioneer)

Rys. 89. Log powietrzny Pioneer

że szybkościomierze ciśnieniowe związane są z określonym ciśnieniem atmosferycznym, nie mogą one być użyte jako podstawa urządzeń do sumowania przebytej przestrzeni, gdyż kilometry obliczane przez logi powietrzne przy pomocy szybkościomierzy ciśnieniowych nie byłyby między sobą równe o ile samolot zmieniałby podczas lotu wysokość. W związku z powyższym, jak już było zaznaczone, w logach powietrznych muszą

być zastosowane szybkościomierze wiatraczkowe. Jako przykład logu powietrznego można podać log firmy Pioneer oraz log Mengdena firmy Barbier, Bénard i Turenne. Schemat działania logu Pioneer przedstawiony jest na rys. 89. Mamy tu do czynienia z puszką, w której powstaje podciśnienie dzięki połączeniu jej z rurką Venturi. Obok rurki Venturi umieszczony jest szybkościomierz wiatraczkowy. Szybkościomierz ten wykorzystany jest w ten sposób, iż po pewnej ilości obrotów wiatraczka, odpowiadającej jednostce długości przebytej przez samolot w stosunku do środowiska, w którym się ruch odbywa, mechanizm wiatraczka przyciska ramię pewnej dźwigni przyrządu. Dzięki temu ruchowi otwiera się wentyl w przewodzie łączącym rurkę Venturi z puszką i podciśnienie w puszcze spa-

da. Z powodu tego spadku tłoczek znajdujący się w puszcze wykonywuje ruch odśrodkowy w stosunku do puszek, następnym zaś tego jest zwolnienie zapadki utrzymującej w bezruchu naciskane sprężyną zębate kółko mechanizmu przyrządu. W ten sposób po przelocie określonej przestrzeni zębate kółko przesunie się o kąt odpowiadający jednemu zębowi. Wiążąc to kółko z licznikiem systemu Veedera można liczby odczytywać bezpośrednio w jednostkach długości np. w kilometrach. Przyrząd może być jednocześnie wykorzystywany jako szybkościomierz.

Zasadniczą częścią w logu Mengdena jest również wiatraczek obracający się z szybkością odpowiadającą szybkości samolotu. Charakterystyczną cechą tego przyrządu jest sposób przekazywania ruchu wiatraczka do właściwego licznika bez obciążenia wiatraczka pracą mechaniczną, co jak wiadomo uczyniłoby stosunek pomiędzy jego obrotami i szybkością samolotu zależnym od ciśnienia atmosferycznego. Przekazywanie to uskuteczniło przez następujące urządzenie, które umożliwia zsynchronizowanie w kadłubie samolotu silniczka elektrycznego, poruszanego z niezależnego źródła prądu i uruchamiającego kosztem energii tego źródła licznik obrotów wiatraczka. Licznik ten może być wyskalowany w jednostkach długości drogi przebytej przez samolot.

Na osi wiatraczka porusza się razem z nim palec, grający rolę suwaka opornika elektrycznego. Sam opornik utworzony jest z drutu oporowego nawiniętego na pierścieniu osadzonym koncentrycznie do osi wiatraczka na giętkim wale połączonym mechanicznie z silnikiem elektrycznym. Suwak, opornik oraz silnik włączone są szeregowo w obwód źródła prądu zasilającego silnik. Równowaga systemu utrzymuje się tylko w tym wypadku, o ile suwak jest nieruchomy w stosunku do opornika, czyli o ile silnik kręci się jednakowo szybko jak i wiatraczek. Gdy wiatraczek przyspiesza lub zwalnia bieg przesuwając jednocześnie suwak opornika, dzięki czemu zmniejsza się lub zwiększa opór w obwodzie silnika i silnik przyspiesza lub zwalnia swój bieg, dopóki nie nastąpi nowy stan równowagi. Log Mengdena znalazł zastosowanie w samoczynnym przyrządzie do wykreslania przebytej przez samolot drogi — przyrząd ten pod nazwą autoestimografu Mengdena opisany jest w § 54.

§ 56. Busole samolotowe. Ziemskie pole magnetyczne. Określenie w czasie lotu miejsca znajdowania się samolotu może być dokonane przy pomocy mapy lub też odpowiednich pomiarów astronomicznych. Oba te sposoby nie są jednak zawsze możliwe i w wielu wypadkach nie dają ciągłości. Zachodzi

więc konieczność orientacji na samolocie za pomocą sposobu, który byłby pozbawiony tych ujemnych stron. Sposób ten polega na przeprowadzeniu tak zwanego lotu obliczeniowego, mianowicie przeliczenia przebytych kilometrów oraz utrzymania określonego kierunku, czyli tak zwanego kursu geograficznego samolotu.

W praktyce kursem geograficznym samolotu nazywa się kąt pomiędzy południkiem geograficznym oraz osią podłużną samolotu, liczony od północy w kierunku strzałki zegara.

Najbardziej rozpowszechnionym przyrządem, służącym do określenia kursu samolotu, jest busola magnetyczna, w której wyzyskana jest właściwość magnesu, mogącego się obracać dookoła osi pionowej, czyli tak zwanej igły magnetycznej, ustawiania się zawsze w danym miejscu w pewnym określonym stosunku do stron horyzontu.

Magnetyzm ziemski jest również wykorzystany w tak zwanych busolach indukcyjnych, w których mierzy się siłę elektromotoryczną w przewodach obracających się ze stałą szybkością w ziemskim polu magnetycznym. Siła elektromotoryczna będzie się zmieniać w zależności od wzajemnego ustosunkowania przewodu i kierunku pola.

Poza tym istnieją jeszcze busole żyroskopowe oparte na zasadzie, że oś żyroskopu (szybko obracającego się ciała), o ile będziemy ją stale utrzymywać w płaszczyźnie pionowej, będzie dążyła zawsze do ustawienia się w płaszczyźnie południka geograficznego równoległe do osi ziemi.

Pierwsze doświadczenia z takim żyroskopem wykonał w 1850 r. w swoim laboratorium uczony Foucault dla udowodnienia obrotu ziemi. Zasługa pierwszej próby, aczkolwiek niezupełnie udanej, zastosowania takiej busoli w marynarce należy do francuskiego inżyniera Dubois (1884 r.). Praktycznie do marynarki busole żyroskopowe wprowadziła niemiecka firma Anschütz (1908 r.). Obecnie (od 1914 r.) ulepszone przyrządy tego typu w wykonaniu amerykańskiej firmy Sperry znajdują się na okrętach prawie wszystkich państw.

Zaletą tych przyrządów jest ich duży moment obrotowy przy wyprowadzaniu ich z równowagi, pozwalający na bezpośrednie łączenie ich z samoczynnymi sterami oraz całkowita niezależność od mas magnetycznych znajdujących się na okrętach, co ma szczególne znaczenie w marynarce wojennej, korzystającej z metalowych pancerzy i uzbrojenia. Poza tym busole te dają bezpośrednio geograficzny kurs statku, podczas gdy busole magnetyczne dają tylko kurs magnetyczny czyli kąt pomiędzy osią statku i południkiem magnetycznym. Do

określenia więc kursu geograficznego statku niezbędna jest wiadomość o położeniu południka geograficznego względem południka magnetycznego w danym miejscu.

W lotnictwie poza sterowaniem busole żyroskopowe zupełnie nie są jeszcze używane z powodu skomplikowanej aparatury i znacznego ciężaru.

W okolicach podbiegunowych (lot Amundsena) używane są także busole słoneczne, zbudowane na tej zasadzie, że słońce znajduje się w każdej chwili pod innym kątem do południka geograficznego. Użycie takich busol ograniczone jest oczywiście trwaniem polarnego dnia.

Pod nazwą busol podciągnięto również pewne urządzenia radiowe na samolocie pozwalające na określenie kursu przy wiadomym kierunku fali nadawczej stacji radiowej. Są to tak zwane busole stroboskopowe, względnie zwyczajne odbiorniki sygnałów radiolarń. Szczegółowy opis tych urządzeń znajduje się w kursach poświęconych technice wysokiej częstotliwości w lotnictwie.

Dla czasowego utrzymania kursu niezależnie od busol używane są na samolotach t. zw. żyroskopowe wskaźniki kursu. Należy je jednak odróżniać od busol żyroskopowych, gdyż nie są to przyrządy, które potrafią samoczynnie określać kurs. Przyrządy te należy nastawiać na mocy wskazań posiadanych na samolotach busol właściwych. Powodem używania tych przyrządów na samolotach jest poprawność ich wskazań bez względu na ruchy samolotu, co ma specjalne znaczenie przy lotach bez widoczności zewnętrznej. Opis żyroskopowych wskaźników kursu podany będzie w § 49.

Wracając do busol magnetycznych należy przypomnieć pewne podstawowe założenia magnetyzmu ziemskiego.

Polem magnetycznym nazywa się przestrzeń, w której występuje działanie sił magnetycznych.

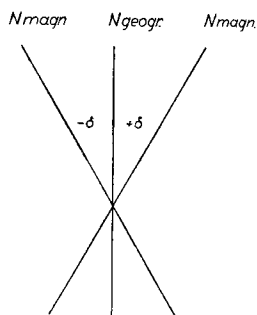
Powierzchnia ziemi jest polem magnetycznym, na które oddziałuje ziemia, będąca jak gdyby olbrzymim magnezem z biegunami położonymi w pobliżu biegunów geograficznych.

Przyjmujemy, że na półkuli północnej mieści się biegun ujemny (przyciąganie dodatniego czerwonego końca igły magnetycznej i odpychanie ujemnego niebieskiego końca tej igły); na półkuli zaś południowej biegun dodatni, gdzie zachodzą zjawiska odwrotne. Jak wiadomo, jednoimienne bieguny magneśców odpychają się, różnoimienne zaś — przyciągają się.

Kierunek, który przyjmuje igła magnetyczna, zawieszona w środku swej ciężkości w danym polu magnetycznym, zdala od wpływu innych magneśców, jest kierunkiem magnetycznych

linij sił tego pola. Płaszczyzna przechodząca przez ten kierunek prostopadłe do płaszczyzny horyzontu będzie płaszczyzną magnetycznego południka. Przecięcie tej płaszczyzny powierzchnią ziemi da linię południka magnetycznego.

Kierunek południków magnetycznych, jak to już było zaznaczone na wstępie nie jest zgodny z południkiem geograficznym. Kąt pomiędzy południkiem geograficznym i południkiem magnetycznym nazywa się deklinacją magnetyczną w danym punkcie. Odchylenie południka magnetycznego na wschód od południka geograficznego (rys. 90) nazywa się deklinacją wschodnią albo dodatnią, odchylenie południka magnetycznego na zachód—deklinacją zachodnią albo ujemną. Linie sił magnetycznych nie leżą również w płaszczyźnie horyzontu. Odchylenie kierunku linii sił magnetycznych od płaszczyzny horyzontu, powodujące nachylenie bieguna północnego igły na północnej półkuli ku dołowi, nazywa się inklinacją magnetyczną.



Rys. 90. Deklinacja magnetyczna

Wektor siły magnetycznej charakteryzuje się w każdym punkcie ziemi trzema elementami: wielkością, deklinacją i inklinacją. Wszystkie te trzy elementy są zależne od położenia geograficznego.

Linie łączące miejsca o jednakowej sile magnetycznej nazywają się izodynami.

Linie łączące punkty na ziemi o jednakowej deklinacji nazywają się izogonami. Izogony łączą się w dwu punktach na ziemi w tak zwanych biegunach magnetycznych — północnym i południowym, leżących, jak to było podane, niedaleko od odpowiednich biegunów geograficznych.

W niektórych miejscach ziemi istnieją t. zw. anomalie w deklinacji; w pobliżu tych miejsc korzystanie z busol magnetycznych jest niemożliwe. W Polsce takie miejsce znajduje się w górach Świętokrzyskich.

Linie łączące miejsca o jednakowej inklinacji nazywają się izoklinami. Na biegunach magnetycznych igła magnetyczna ustawia się pionowo — w miarę oddalania się od bieguna inklinacja zmniejsza się. Linia łącząca miejsca o inklinacji zerowej nazywa się równikiem magnetycznym; po przejściu przez równik magnetyczny kierunek inklinacji się zmienia.

Siła magnetyzmu ziemskiego jest najmniejsza na równiku.

Wszystkie elementy charakteryzujące wektor siły magnetycz-

nej: jego wielkość, deklinacje i inklinacje podlegają okresowym i nieokresowym wahaniom.

Okresy wahań są wiekowe (o wielkich okresach), roczne i dzienne. Zmiany deklinacji magnetycznej w ciągu roku obecnie wynoszą dla Polski około $9'$ (deklinacja maleje). Deklinacja magnetyczna w Warszawie w r. 1936 wynosiła — $1^{\circ}16'$.

Wahania deklinacji w ciągu dnia wynoszą dla Polski około $12''$. Maksimum deklinacji następuje około godziny 10 rano. Minimum koło godziny 10 wieczór.

Poza tymi wahaniami znane są jeszcze zjawiska magnetycznych burz, które wywołują całkowite zaburzenia chwilowe we wszystkich elementach pola magnetycznego. Burze te są szczególnie częste przy biegunach magnetycznych. Dla lotnictwa zmiany wiekowe i dzienne nie mają wielkiego znaczenia. Dla korzystania z busol magnetycznych niezbędne jest tylko posiadanie map izogonowych zestawionych nie dawniej niż przed pięciu laty i dających dokładność pomiaru do 1° .

Natężenie pola magnetycznego H wyraża się w gaussach (cgs).

Jednostka masy magnetycznej pomieszczona w polu magnetycznym o natężeniu 1 gaussa podlega działaniu siły równej 1 dynie. Natężenie pola magnetycznego ziemskiego jest wogóle bardzo niewielkie i wynosi dla Polski około 0,4 gaussa.

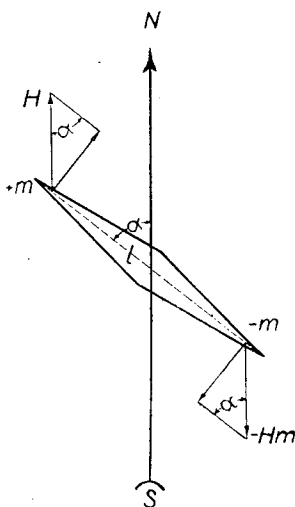
Siła F działająca na biegun magnetyczny zawierający m jednostek magnetycznych w polu o natężeniu H gaussów równa się $F = mH$.

Momentem magnetycznym M magnesu nazywa się iloczyn ilości magnetyzmu m na biegunie dodatnim przez długość magnesu l

$$M = ml.$$

Moment dynamiczny Z pary sił starających się przywrócić położenie równoległe do linii sił pola magnesowi, wychylonemu o kąt α od tego położenia i obracającemu się wokół swego środka na pionowej osi będzie się równał (rys. 91)

$$Z = MH \sin \alpha,$$



Rys. 91. Schemat działania pola magnetycznego na magnes

względnie przy małym kącie α

$$Z = MH\alpha.$$

Moment ten będzie równoznaczny z momentem kierującym wahadłem, w związku z tym nietłumiony okres T_0 wahań busoli będzie się równał

$$T_0 = 2\pi \sqrt{\frac{J}{MH}},$$

gdzie J — moment bezwładności magnesu (igły busoli).

Częstotliwość tych wahań f wyrazi się wzorem

$$f = \frac{2\pi}{T_0}.$$

Ogólne równanie ruchu wahadłowego busoli może być ułożone, wychodząc z równowagi wszystkich momentów sił działających na magnes.

W ten sposób pochodną od sumy ilorazów masy m_s przez szybkość v

$$\frac{d}{dt} \Sigma m_s v$$

będzie równać się momentowi wszystkich sił działających na magnes.

Momentami tymi będą: określony wyżej moment Z oraz moment pochodzący od sił tłumiących ruch magnesu (tarcie o łożysko osi, opór środowiska w którym się ruch odbywa itp.). Moment ten będzie proporcjonalny do szybkości zmian kąta wychylenia α i może być wyrażony, posiłkując się pewnym stałym współczynnikiem D , w sposób następujący

$$D \frac{d\alpha}{dt}.$$

Wyrażenie pochodnej sumy iloczynów masy przez szybkość może być przekształcone jak następuje

$$\frac{d}{dt} \Sigma m_s v = \frac{d}{dt} \Sigma m_s \frac{\omega}{r} = \Sigma m \frac{d\omega}{dt} r = \Sigma m r^2 \frac{d^2\alpha}{dt^2} = J \frac{d^2\alpha}{dt^2},$$

gdzie ω — szybkość kątowna, r — odległość danej cząsteczki masy od osi obrotu, J — moment bezwładności, skąd

$$J \frac{d^2\alpha}{dt^2} + D \frac{d\alpha}{dt} + Z = 0 \quad \text{albo} \quad J \frac{d^2\alpha}{dt^2} + D \frac{d\alpha}{dt} + MH\alpha = 0.$$

Okres wahań tłumionych określony z powyższego równania, klasycznego dla ruchu wahadłowego, będzie się równał

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\frac{MH}{J} - \frac{D^2}{4J^2}}}$$

gdy $T = \infty$, ruch nazywa się aperiodycznym (rys. 92), w tym wypadku

$$\frac{MH}{J} - \frac{D^2}{4J} = 0 \quad \text{albo} \quad \frac{MH}{J} = \frac{D^2}{4J^2}.$$

Wielkość $D = D_0$ dla ruchu aperiodycznego może być wyrażona przez częstotliwość wahań nietłumionych oraz moment bezwładności magnesu, jak następuje

$$\frac{D_0^2}{4J^2} = f^2.$$

$$D_0 = 2Jf.$$

W teorii busol wprowadza się współczynnik tłumienia busol c , przy pomocy tego współczynnika może być wyrażona wielkość D dla ogólnego wypadku

$$D = 2Jfc,$$

skąd dla ruchu aperiodycznego $c = 1$. Praktycznie busola nazywa się aperiodyczną gdy dla jej układu magnetycznego c jest większe od 0,6.

Za pośrednictwem c może być wyrażony tak zwany logarytmiczny dekrement krzywej wahań (rys. 93), czyli \ln stosunku amplitud a i a_1 dwu następujących po sobie fal tej krzywej

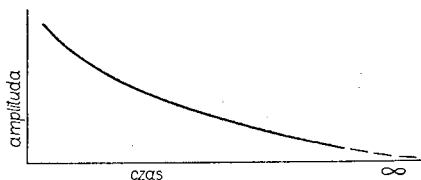
$$\ln \frac{a_1}{a} = \frac{c\pi}{\sqrt{1-c^2}}$$

oraz zależność pomiędzy okresem wahań tłumionych i nietłumionych

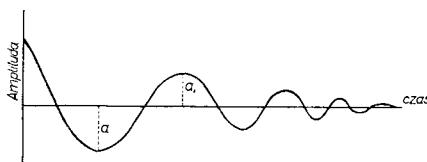
$$T = \frac{T_0}{\sqrt{1-c^2}}.$$

Wielkość c (współczynnik tłumienia) i T_0 (funkcja stosunku momentu bezwładności do momentu magnetycznego magnesu busoli) charakteryzują właściwości każdej busoli.

§ 37. Dewiacja busol magnetycznych. Igła magnetyczna busoli, ustawionej na samolocie, będzie znajdować się pod wpływem nie tylko ziemskiego pola magnetycznego ale i tych pól magnetycznych, których źródła znajdują się na samym samolocie. Takimi źródłami mogą być stalowe i żelazne części samolotu, obwody prądów elektrycznych itp. W związku z tym



Rys. 92. Ruch aperiodyczny



Rys. 93. Ruch wahadłowy tłumiony

kierunek, w którym ustawi się igła magnetyczna busoli na samolocie, nie będzie odpowiadał południkowi magnetycznemu danego miejsca, a kurs samolotu obliczony na mocy wskazań tej busoli nie będzie prawdziwym kursem magnetycznym.

Kąt, o który odchyła się igła busoli od południka magnetycznego, nazywa się dewiacją busoli. Gdy zachodzi odchylenie busoli na wschód mamy do czynienia z dewiacją wschodnią czyli dodatnią, przy odchyleniu na zachód z dewiacją zachodnią czyli ujemną. Wielkość dewiacji zmienia się ze zmianą kursu samolotu. Zjawisko dewiacji jest bardzo niebezpieczne, gdyż może być przyczyną całkowitego zmylenia drogi przez lotnika.

W celu usunięcia zjawiska dewiacji należy około busoli stworzyć sztuczne pole magnetyczne, które równoważyłoby wpływ pól istniejących dodatkowo na samolocie. Usunięcie zjawiska dewiacji nosi nazwę kompensacji busol.

Pierwszym uczonym który zwrócił uwagę na zjawisko dewiacji był angiłk Barrow; pierwsze podstawy do matematycznych obliczeń dewiacji dał w 1841 r. francuz Poisson. Oczywiście prace tego uczonego odnosiły się do kompensacji busol w marynarce, podstawy te jednak i do dziś dnia mają swoje znaczenie dla lotnictwa.

Busola na samolocie znajduje się pod wpływem dodatkowych pól magnetycznych dwu rodzajów:

- a) pól magnetycznych stałych. Pola te pochodzą od stałych magnesów na samolocie, które tworzą np. masy stalowe. Nazwanie pewnych pól magnetycznych stałymi jest jednak warunkowe, gdyż wielkość ich i kierunek mogą się zmieniać z biegiem czasu np. pod wpływem silnych wstrząsów, uderzeń a nawet i bez widocznych przyczyn natury mechanicznej.
- b) pól magnetycznych zmiennych (indukowanych). Pola te pochodzą od miękkich żelaz na samolocie i zmieniają się w zależności od położenia samolotu w stosunku do stron horyzontu, gdyż ze zmianą położenia samolotu zmienia się ilość linii sił pola ziemskiego indukująca w tych masach pola magnetyczne, które następnie nie zachowują swej wielkości. Wobec tego, iż ilość żelaz miękkich na nowoczesnych samolotach jest niewielka, w pierwszym przybliżeniu mówiąc o dewiacji busol na samolotach, można wpływ tych pól na busolę zupełnie pominąć.

Zjawiska pochodzące od pól magnetycznych stałych mogą być ujęte wzorami matematycznymi, jak następuje:

Załóżmy (rys. 92), iż H będzie składową poziomą ziemskiego pola magnetycznego zaś h składową poziomą pola magnetycz-

nego samolotu. Rozpatrując działanie busoli w locie poziomym i prostoliniowym możemy pominąć pionową składową ziemskiego pola magnetycznego. Wypadkową sił H i h oznaczymy przez F . Kursem magnetycznym samolotu będzie na rysunku kąt $HOA=K_m$, kąt $FOA=K_b$ oznacza kurs samolotu odczytany na busoli. Kąt $HOF=d$ odpowiada kątowi dewiacji. Kąt $AOh=\alpha$ może być określony jako kąt stałego pola magnetycznego samolotu.

Jeżeli skierujemy samolot tak, by wektory H i h miały kierunek zgodny, to wektor F będzie miał swoje maksimum i będzie równy

$$F = H + h.$$

W tym wypadku dewiacja busoli będzie równać się 0. Obracając samolot np. w kierunku strzałki zegara zwiększymy dewiację do pewnego maksimum, następnie zaś, gdy kierunek h będzie odwrotny do H , dewiacja zmniejszy się ponownie do 0. Będzie to miało miejsce, jak to można łatwo zauważyć, po przejściu 180° od położenia pierwotnego. Wówczas

$$F = H - h.$$

Z trójkąta HOF otrzymamy

$$\frac{h}{H} = \frac{\sin d}{\sin(K_b + \alpha)},$$

skąd

$$\sin d = \frac{h}{H} \sin(K_b + \alpha) = \frac{h}{H} \cos \alpha \sin K_b + \frac{h}{H} \sin \alpha \cos K_b.$$

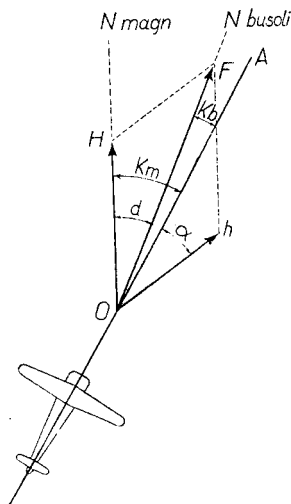
Wyrażenia

$$\frac{h}{H} \cos \alpha \quad \text{i} \quad \frac{h}{H} \sin \alpha$$

dla danego samolotu są wielkościami stałymi; oznaczając je odpowiednio przez A i B możemy napisać

$$\sin d = B \sin K_b + C \cos K_b.$$

Równanie to daje zależność pomiędzy kursem busoli samolotu i dewiacją.



Rys. 94. Układ pól magnetycznych działających na busolę samolotu (dewiacja)

Jak wynika z powyższego równania dewiacja, pochodząca od stałych pól samolotu, może być wyrażona za pośrednictwem dwu wzajemnie do siebie prostopadłych składowych B i C . Dewiacja ta nazwana jest półokrężną.

Posługując się analogicznym rozumowaniem możemy ustalić, że dewiacja pochodząca od pól zmiennych na samolocie posiada składowe D i E , obracające się o kąt podwójny w stosunku do zmiany kursu samolotu*). Dewiacja pochodząca od pól zmiennych na samolocie nosi nazwę dewiacji ćwierćokrężnej. Wzór Smitha, ujmujący z dostateczną dla samolotów dokładnością zjawisko dewiacji przedstawia się jak następuje

$$d = A + B \sin K_b + C \cos K_b + D \sin 2K_b + E \cos 2K_b,$$

gdzie stała wartość A ujmuje wpływ na dewiację żelaz miękkich niesymetrycznych oraz przyczyn natury niemagnetycznej np. nierównoległego ustawienia płaszczyzny kursowej busoli w stosunku do osi podłużnej samolotu.

Konieczność kompensacji dewiacji jest umotywowana nie tylko błędami wskazań busoli, lecz również zjawiskiem nierównomiernego działania busoli. Jak było stwierdzone wyżej w poszczególnych wypadkach siła F , oddziaływująca na busolę jako wypadkowa pól magnetycznych, może wynosić $H + h$ i $H - h$. W pierwszym wypadku busola może być zanadto czuła (okres jej wahań może być zanadto krótki), w drugim zaś wypadku czułość jej może być za mała dla podtrzymania prawidłowości wskazań busoli, układ magnetyczny busoli nie będzie przewyższał sił tłumiących ruchy tego układu i busola w pewnym kierunku względnie w pewnym kącie obejmującym ten kierunek będzie „spała”.

Kompensować busolę należy zawsze, gdy wartość dewiacji przekracza 3° w którymkolwiek kierunku.

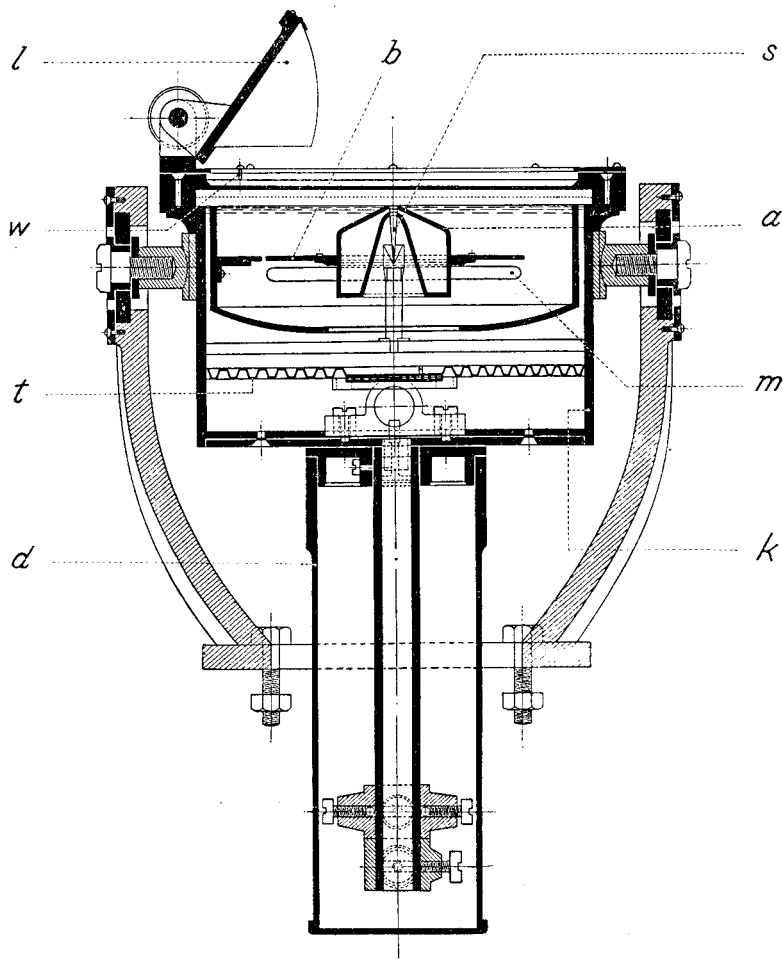
§ 38. Zasady budowy lotniczych busol magnetycznych. Każdy przyrząd, który posiada igłę magnetyczną względnie system igieł magnetycznych, mogących się obracać wokół swojej osi pionowej nosi nazwę busoli albo też kompasu magnetycznego.

Busole lotnicze odróżniają się od innych busol pewnymi cechami swej budowy; zestawienie tych cech może być najlepiej uwidocznione przy opisie prostej w swej konstrukcji francuskiej busoli AM I, która w swoim czasie była w użytku w lotnictwie polskim. Busola ta posiada następujące części (rys. 95):

Róża wiatrów. Jest to tarcza okrągła z podziałką stopniową i oznaczeniem głównych stron horyzontu. Podziałka stopniowa robi się zwykle co $1^{\circ} - 5^{\circ}$ względnie co 10° . Strony

*) Kapitan O. Tuskiewicz. Nawigacja powietrzna. Warszawa, 1932, str. 159.

horyzontu oznacza się w busolach angielskich literami N, E, S, W, w busolach francuskich N, E, S, O, w busolach niemieckich N, O, S, W. Róża wiatrów może być wykonana również w kształcie cylindra z podziałką na jego bocznej powierzchni.



Rys. 95. Busola lotnicza AM I

W tym wypadku obserwacja podziałki odbywa się przez szybę w bocznej ścianie karteru. Róża wiatrów *b* jest ruchoma i związana z grupą magnesów *m*. W busolach używanych na ziemi np. w geodezji podziałka kątowna wraz z oznaczeniem stron

horyzontu jest nieruchoma, co pozwala na stosowanie bardzo czułych igieł magnetycznych o małym momencie bezwładności. Wprowadzenie w busolach lotniczych ruchomych podziałek ma na celu zmniejszenie błędu paralaksy i ułatwienie obserwacji pilotowi, który patrzy zwykle na busołę z jednego miejsca. Róża wiatrów opiera się ostro zakończonym wspornikiem (szpilką *s*) o podstawę łożyska. W celu zmniejszenia ciężaru róży a więc zmniejszenia tarcia o łożyska, do róży busoli przymocowane są pływak *a*.

Łożysko busoli wraz ze wspornikiem stanowi najdelikatniejszą część busoli. Łożysko powinno być wykonane z materiału twardszego niż wspornik, w przeciwnym wypadku wspornik wywierciłby w łożysku dziurę; należy jednak pamiętać, że zbyt miękki wspornik bardzo prędko się stępieja. Łożysko busoli wykonuje się zwykle z jakiegoś twardego kamienia np. agatu lub szafiru, wspornik ze stopu osmium z irydem.

Naczynie noszące nazwę karteru. Karter *k* napełniony jest płynem, którego zadaniem jest tłumienie ruchów busoli. Tworzywo, z którego jest wykonany karter i wypełniający go płyn nie powinny wchodzić ze sobą w żadne związki chemiczne. Płyn napełniający busołę powinien być dostatecznie przezroczysty, nie powinien ulegać z czasem zmętnieniu, musi mieć odpowiednią lepkość. Lepkość płynu w stosunku do róży wiatrów powinna być dobrana tak, aby z jednej strony płyn w dostatecznym stopniu tłumił szkodliwe wahania busoli, z drugiej zaś strony nie pociągał sam busoli przy swoich ruchach. Poza tym płyn powinien być odporny na zmiany temperatury, posiadając dostatecznie niski punkt zamarzania. W celu kompensacji zmiany ciśnienia wewnątrz naczynia przy zmianach temperatury u dołu naczynia istnieje urządzenie w postaci dodatkowej komory z falistej blachy *l*. Płyn używany do busol stanowi zwykle mieszanekę spirytusu z wodą o mocy 55–60% (punkt zamarzania -35° do -60°) albo wysokiego gatunku naftę. W odróżnieniu od tego busole używane na ziemi są busolami suchymi.

Na karterze jest narysowana kreska kursowa, która pozwala na ustalenie położenia róży względem karteru i w ten sposób na określenie kursu na samolocie. Płaszczyzna przechodząca przez kreskę kursową i środek busoli ustawia się równoległe do płaszczyzny podłużnej symetrii samolotu. Nad kreską w celu ułatwienia obserwacji ustawiono przyrządkowe lustro *l*.

Podstawa, podtrzymująca busołę wraz z urządzeniem do kompensacji dewiacji *d*. W busoli przedstawionej na rysunku pokazane jest urządzenie, składające się z wzajemnie do siebie

prostopadłych magnesów, które mogą przesuwac się wzdłuż pionowej osi. Nowoczesne urządzenia kompensacyjne będą omówione w § 40 przy opisie poszczególnych typów busol lotniczych.

§ 39. Błąd północny busoli. Rezonans wahań busoli. Gdy samolot znajduje się w locie poziomym i prostoliniowym zjawisko inklinacji magnetycznej nie zmienia wskazań busoli. Rzut wektora siły pola magnetyzmu ziemskiego na płaszczyznę róży busoli będzie się zgadzał z jej linią NS, równoległą do osi biegunów.

Inklinacja wpływa tylko na pochylenia północnego bieguna róży ku dołowi. Zwykle przeciwdziała się temu pochyleniu. Można to wykonać kilkoma sposobami: przez dodanie na biegunie południowym małego ciężarka, przez przesunięcie punktu zawieszenia róży od środka w kierunku bieguna północnego, lub też przez podwójny sposób zawieszenia róży. Częściowo usuwa się wychylenia róży przez umieszczenie jej środka ciężkości poniżej miejsca zawieszenia, co ma miejsce w większości busol lotniczych.

Gdy samolot skręca, róża busoli ulegnie przyspieszeniu i ustawi się prostopadle do wypadkowej wektora siły przyciągania ziemskiego i siły wywołującej dodatkowe przyspieszenia. Z powodu istnienia inklinacji czyli pionowej składowej ziemskiego magnetyzmu, rzut tego wektora na płaszczyznę róży nie będzie się zgadzał w ogólnym wypadku z linią NS busoli, innymi słowami oś układu magnetycznego busoli wyjdzie z płaszczyzny południka magnetycznego i róża busoli będzie się musiała obrócić, by ta oś wróciła znowu do płaszczyzny południka. Należy tylko zauważyć, że w tej chwili podziałka róży busoli odpowiadająca kresce kursowej nie będzie określać kursu magnetycznego samolotu nawet po kompensacji dewiacji, czyli wskazania busoli będą błędne, gdyż kąt skrętu busoli powstający z powodu inklinacji nie będzie równał się kątowi skrętu samolotu.

Wielkość powyższego błędu zależy od szybkości samolotu, właściwości busoli oraz od kierunku lotu, jak również od szerokości geograficznej, w której się lot odbywa.

Obrót róży busoli może być zgodny ze skrętem samolotu, lub może posiadać przeciwny kierunek, w zależności od wzajemnego układu sił działających na busolę. Nawet w razie zgodności obrotu róży ze skrętem samolotu, może się zdarzyć, że ten obrót będzie się odbywał prędzej od skrętu samolotu; w tym wypadku można mieć również wrażenie, że busola obraca się w kierunku przeciwnym.

Zjawisko obracania się busoli w stronę przeciwną w stosunku do skrętu samolotu, może być groźne w swych skutkach, zwłaszcza przy lotach bez widoczności zewnętrznej przy skrętach samolotu z przyczyn niezależnych od pilota np. pod wpływem wiatru, gdyż pilot obserwujący tylko busolę ma wrażenie, iż jego samolot skręca w przeciwną stronę, niż to ma miejsce w rzeczywistości i w związku z tym nie tylko nie przywróci samolotowi pierwotnego kursu, ale ewentualnie wykona manewr, który może spowodować katastrofę.

Wobec tego, że zjawisko obracania się busoli pod wpływem inklinacji magnetycznej występuje najsilniej przy lotach w kierunku północnym, sam błąd nazywa się często błędem północnym.

Oczywiście błąd północny, występujący pod wpływem elementu ziemskiego pola magnetycznego, będzie tym większy, im busola jest czulsza czyli im większy jest jej moment magnetyczny i im mniejsze jest jej tłumienie.

Wobec powyższego w Anglii zaczęto konstruować busole o słabym momencie magnetycznym (wielkim okresie wahań nietłumionych) i wielkim współczynnikiem tłumienia. Są to wspomniane wyżej busole aperiodyczne.

Zaletą busol aperiodycznych jest więc brak błędu północnego oraz ta okoliczność, że w busolach tych nigdy nie zachodzi wypadek wpadnięcia w rezonans z ruchami oscylacyjnymi samolotu.

Busole aperiodyczne mają jednak wadę, że po dokonanych skręcie samolotu potrzebują one bardzo długiego czasu dla uspokojenia się i wskazania prawidłowego kursu. Teoretyczna strona błędu północnego została bardzo szczegółowo opracowana w Aeronautical Research Committee (R. a. M. Nr. 295 i 875). W Niemczech północnym błędem busoli zajmował się H. Coldwey*).

Przy pomocy matematycznych wzorów, potwierdzonych doświadczeniami laboratoryjnymi dowiedziono, iż zjawisko północnego błędu nie występuje zupełnie w busolach, dla których okres wahań nietłumionych jest większy od 30 sek.

Zjawisko rezonansu przy oscylacji jest wykluczone, gdy współczynnik tłumienia busoli c jest większy od 0,6.

Obecnie przy użyciu na samolotach przyrządów żyroskopowych znaczenie błędu północnego i rezonansu wahań busoli nie jest tak wielkie.

*) Ann. d. Hydrographie u. Mar. Meteor. II. 1926.
Z.F.M., 4—1929.

§ 39. Przykłady konstrukcji busol samolotowych. Busole balonowe. Pod względem konstrukcyjnym busole dzieli się na busole płaskie i kuliste. Pierwsze z tych busol posiadają różę poziomą, ułatwiającą wykonanie zadań aeronawigacyjnych. Są to przede wszystkim busole obserwatorskie; busole te posiadają zwykle większe wymiary i wykonane są bardziej precyzyjnie. Drugie z tych busol mają różę cylindryczną (pionową), mieszczącą się zwykle w przezroczystej kuli. Busole te nie mogą być obserwowane z góry, ale z boku i z dołu i noszą często nazwę busol pilockich. Charakterystyczną cechą busol pilockich są niewielkie wymiary oraz dostosowanie konstrukcji do umieszczenia ich na tablicy przyrządów pokładowych przed pilotem.

Poza busolami przeznaczonymi dla obserwacji bezpośrednich istnieją jeszcze busole z przekaźnikami tak zwane busole odległościowe. Busole te mają zaletę, iż mogą być ustawione na samolocie z dala od mas magnetycznych, co usuwa często potrzebę ich kompensacji, poza tym dzięki istnieniu przekaźników można je włączać do urządzeń, służących do samoczynnego utrzymywania kursu samolotu. Opis tego rodzaju busol podany będzie w paragrafie następnym. Poniżej dla przykładu opisano parę busol, przeznaczonych do obserwacji bezpośrednich.



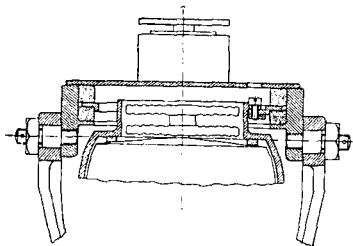
Rys. 96. Busola Z 6 Zürn-Kolberg
Polskich Zakładów Optycznych

Busola pilota Z 6 Zürn-Kolberg wyrobu Polskich Zakładów Optycznych stosowana w lotnictwie polskim (rys. 96).

Busola ta składa się z kulistego hermetycznego klosza szklanego napelnionego bezbarwną naftą. W kloszu tym znajduje się róża wiatrów oraz przymocowana do ścianki klosza kreska kursowa, posiadająca kształt cienkiego pręta. Róża wiatrów ma kształt cylindra o średnicy 51 mm i wykonana jest z cienkiej blachy aluminiowej. Cylinder tworzący różę nałożony jest na talerzyk wykonany również z cienkiej blachy aluminiowej. Talerzyk ten dla zwiększenia sztywności lekko uwypuklono, zaś w celu zmniejszenia ciężaru powycinano cały szereg otworów.

Do talerzyka przymocowane są dwa magnesiki, stanowiące zasadniczy układ magnetyczny busoli. Talerzyk opiera się przy pomocy stożkowego wspornika, wykonanego z twardego stopu o łożysko wykonane z rubinu. W celu uniemożliwienia spadnięcia wspornika z łożyska do talerzyka od spodu umocowane jest kółko obejmujące podstawę łożyska.

W górnej części busoli znajduje się kompensator rozszerzalności płynu, składający się z dwu naczyń cylindrycznych z blachy falistej, połączonych z wnętrzem szklanego klosza za pomocą rurki (rys. 97). Klosz szklany wraz z kompensatorem rozszerzalności jest do połowy zaciśnięty w karterze glinowym (karter dolny) specjalnym pierścieniem, posiadającym gumową podkładkę uszczelniającą. Górna część tego karteru jest osadzona za pomocą drugiego pierścienia w tak zwanym karterze górnym. Oba kartery mogą się względem siebie przesuwać. Przesunięcie wzajemne obu karterów można uskutecznić po



Rys. 97. Amortyzacja busoli Z 6

zwolnieniu śrubki, unieruchamiającej karter dolny w stosunku do górnego. W celu ustalenia stopnia tego przesunięcia przy kompensacji stałego składnika w ogólnym wzorze kompensacyjnym busoli, na obu karterach wykonane są względem siebie odpowiadające kreski. Przy kresce na karterze górnym (nieruchomym w stosunku do podstawy) umieszczono po obu stronach znaki $+$ i $-$. Celem amortyzacji poszczególnych części busoli zostały użyte podkładki z gumy piankowej widoczne również na rys. 97.

Przytwierdzony do pokrywy górnego karteru kompensator magnetyczny składa się z dwu cylindrów, wewnątrz których na śrubie pionowej znajdują się magnesy po dwa w każdym cylindrze. Jeden z magnesów jest umocowany na stałe do górnej wewnętrznej części cylindra, drugi zaś magnes, skierowany biegunami odwrotnie, może przesuwać się wzdłuż osi pionowej i wskutek tego zmieniać dowolnie wpływ kompensatora na układ magnetyczny róży wiatrów. Gdy magnes ruchomy jest w swym górnym skrajnym położeniu oddziaływanie układu kompensacyjnego na różę busoli równa się 0.

Chcąc zmienić kierunek oddziaływania magnesów kompensacyjnych na różę należy cylindry wyjąć z gniazd i obrócić o 180° . Na tarczach, służących jako główki śrub, na których są osadzone magnesy kompensacyjne znajdują się litery NS i OW. Powyższe litery wskazują do kompensacji jakiej składowej pola magnetycznego samolotu powinien być użyty dany system kompensacyjny. Oba cylindry kompensatora zabezpiecza wspólna pokrywka glinowa widoczna na rys. 97. Pokrywka glinowa ma dno wyłożone gumową podkładką i przymocowana

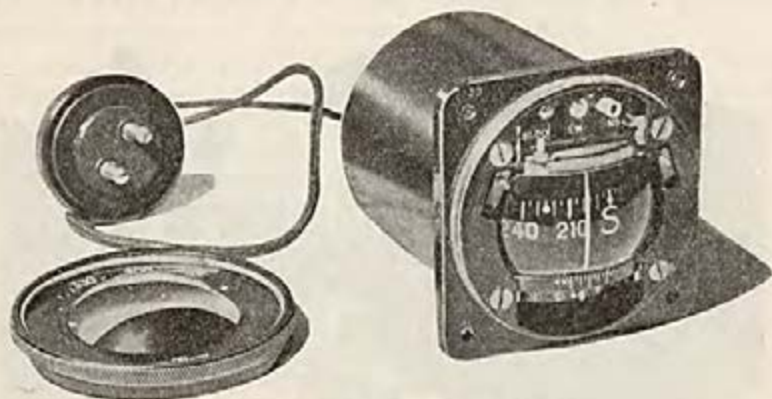
jest do pokrywki karteru górnego za pomocą dwu śrub albo też dwu zacisków.

Górny karter osadzony jest na podstawce za pomocą dwu czopów, których położenie ustala się za pomocą dwu nakrętek.

Specjalna lampka elektryczna umieszczona na zewnątrz, na czołowej części górnego karteru, oświetla różę busoli i kreskę kursową.

Ciężar busoli wynosi 1,7 kg.

Busola pilota Aera, typ E-10 (rys. 98). Busola ta ma kształty seryjnego przyrządu o puszcze ze średnicą 80 mm i ramką o boku 85 mm. Ciężar busoli wynosi 0,770 kg.

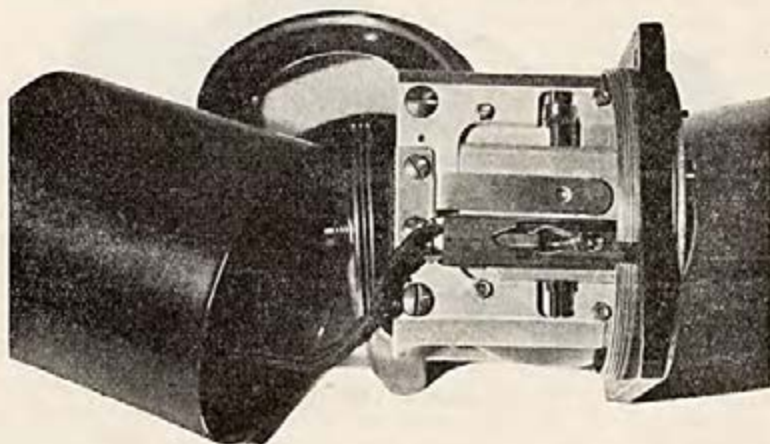


Rys. 98. Busola Aera (Typ E-10)

Na fotografii busola widoczna jest ze zdjętym przednim pierścieniem, sfotografowanym z boku busoli. Pierścień posiada w górnej swej części wycięcie oraz kreskę, będącą przedłużeniem kreski kursowej znajdującej się na szklanym naczyniu. W wycięciu pierścienia widoczna jest ruchoma skala z podziałką odpowiadającą podziałce róży busoli. Skala ta może być przesuwana za pomocą pokręcania moletowanego obrzeża pierścienia. Urządzenie to ułatwia pilotowi utrzymanie kursu: na początku lotu ustala się podziałkę skali pierścienia przy kresce kursowej, uzgadniając w ten sposób położenie skali pierścienia ze wskazaniem róży busoli; gdy podczas lotu wskazania róży zaczynają odbiegać od wskazań pierścienia pilot widzi, że musi wprowadzić poprawkę do kierunku lotu. Naczynie szklane, w którym znajduje się róża posiada z tyłu kompensatory rozszerzalności płynu w kształcie trzech cienkich membran widocznych na rys. 99. Naczynie szklane wraz z oprą-

wą może przesuwac się względem puszkę, miarą tego przesunięcia jest skala umieszczona u dołu naczynia. Samo przesunięcie uskutecznia się za pomocą moletowanego kółka widocznego nad naczyniem, po zwolnieniu specjalnego urządzenia blokującego. Urządzenie to składa się ze sztyftu, osadzonego w ramieniu dźwigni ekscentrycznej, mocującej podstawkę naczynia w puszcze. Poruszenie sztyftu umieszczonego koło napisu „bloq” odbywa się za pośrednictwem klucza.

Kompensacja busoli jest podwójna: półokrężna i ćwierćokrężna. Kompensację półokrężną uskutecznia się przesuwając magnesiki ułożone nad naczyniem z różą za pomocą klucza obracanego i wkładanego po kolei w występy z napisami EW



Rys. 99. Busola Aera (Typ E-10)

i NS, odpowiadającymi zasadniczym kierunkom kompensacji. Przesuwanie się jednego z magnesików w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny pionowej, przechodzącej przez linię NS busoli w obydwu kierunkach odbywa się bezpośrednio, przesuwanie się drugiego magnesika w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny pierwszej za pomocą przekładni zębatych kółek stożkowych, widocznych na rys. 99, gdzie busola leży na boku.

Kompensacja ćwierćokrężna uskutecznia się za pomocą pierścienia z miękkiego żelaza, znajdującego się u dołu naczynia z różą. Pierścień ten może być rozsuwany kluczem nakładanym na występ, widoczny przy dolnej skali busoli na rys. 98. Skala ta służy do określania przesunięcia przy pomocy klucza uży-

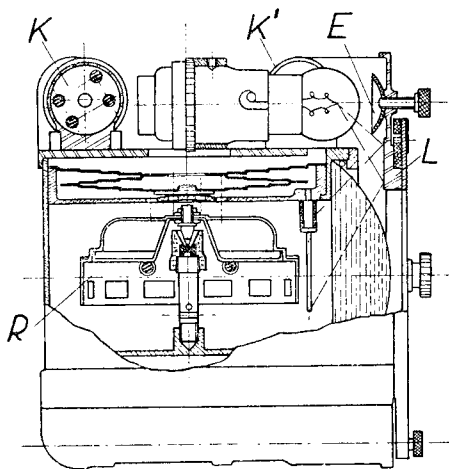
tego jako dźwigni, zakładanego we wgłębienie znajdujące się przy dolnej skali. Schemat urządzenia kompensacyjnego dla żelaz miękkich wyjaśnia rys. 105.

Klucz używany do kompensacji na stałe przechowywany jest w gniazdku nad naczyniem z różą. Pozycję tę wskazuje rys. 98.

Żaróweczka umieszczona wewnątrz puszek nad naczyniem oświetla busołą, jest ona widoczna na rys. 99.

Oporniczek we wtyczce zakańczającej sznur, łączący żarówkę ze źródłem prądu, reguluje natężenia światła. Zmiana wielkości oporności oporniczka odbywa się przy pomocy moletowanego pierścienia obejmującego wtyczkę. Busola Aera, typ E-10, może służyć jako przykład nowoczesnej busoli pilota.

Busola BBT-Krauss-Morel, typ F. Jest to również busola przeznaczona do umieszczenia na tablicy przyrządów pilota. Busola posiada wymiary zewnętrzne 100×100 mm, ciężar wynosi 1,530 kg. Przekrój tej busoli pokazany jest na rys. 100. Widać tu wyraźnie konstrukcję róży busoli *R* i sposób jej zamocowania. Oryginalny jest sposób oświetlenia busoli za pomocą światła pośredniego. Światło idzie z żarówki nie wprost lecz odbija się o lustro *L*. Przesunięcie ekranu *E* reguluje światło. Na rysunku pokazany jest przekrój cylindra z magnesikami kompensacyjnymi *K*, służącymi do półokrężnej kompensacji busoli w jednym zasadniczym kierunku. Cylinder *K*₁



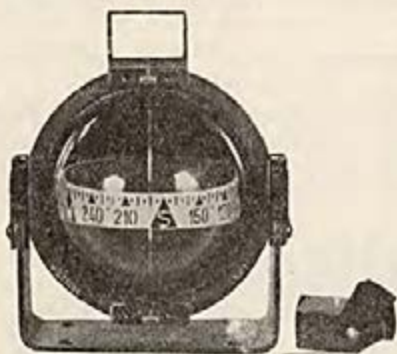
(Katalog f. BBT-Krauss)

Rys. 100. Busola f. Krauss-Morel

z magnesikami do kompensacji półokrężnej w drugim zasadniczym kierunku leży prostopadłe do pierwszego cylindra. Kompensację półokrężną przeprowadza się w ten sposób, iż za pomocą klucza pokręca się cylinder z magnesikami, zmieniając ich położenie w stosunku do układu magnetycznego busoli. Miejsce do wkładania klucza przy pokręcaniu, podobnie jak w busoli Aera, znajduje się na przodzie busoli nad naczyniem

z różą. Busola jest napełniona spirytusem o mocy 65% pozwalającym na pracę z busolą do -52°C .

Busola Morel również jak i busola Aera może być przykładem nowoczesnej francuskiej busoli pilota.



Rys. 101. Busola Kleiner Emil
f. Askania

Busola Kleiner Emil, Askania (rys. 101). Jest to mała busola o ciężarze 0,42 kg. ciesząca się wielkim powodzeniem w niemieckim lotnictwie bezsilnikowym. Może ona służyć jako przykład busol z kompensacją nieciągłą w odróżnieniu od systemu kompensacji busol opisanych poprzednio.

Kompensacja busoli Kleiner Emil polega na wkładaniu specjalnie dobranych magnesików do wzajemnie do siebie prostopadłych otworków w bloku z aluminium umieszczonym nad busolą. Na fotografii blok ten wyjęto ze swej podstawki i położono obok busoli. W celu uchronienia magnesików od wypadania otwórki zamykane są zasłoną, która na fotografii pokazana jest w stanie otwartym.

Podobną kompensację posiada busola firmy amerykańskiej Pioneer.

Busola Husun, typ Av. 760—P. 6 (rys. 102). Jest to przykład busoli angielskiej aperiodycznej płaskiej, typu małego. Busola ta ma ciężar 0,910 kg, średnicę 124 mm, wysokość 76 mm. Róża jest zbudowana inaczej niż w zwykłych busolach lotniczych. W celu zrobienia róży busoli możliwie lekką podziałkę przeniesiono na dodatkowy ruchomy pierścień osadzony na karterze. Róża składa się tylko z magnesików oraz pręcików z ustawionymi na nich literkami, odpowiadającymi zasadniczym kierunkom stron horyzontu. Sfotografowana busola ma litery polskie P (północ), P (południe), W (wschód) i Z (zachód), kierunek północ i południe odróżnia się barwą (północna strona róży jest czerwona) oraz kształtem pręcika.

Dla ustalenia kierunku samolotu zgodnego z założonym kursem magnetycznym w tych busolach należy:

- a) Pokręcić ruchomy pierścień ze skalą tak, żeby podziałka tej skali, odpowiadająca założonemu kursowi znalazła się przy linii kursowej oznaczonej na karterze.

- b) Umocować pierścień w tym położeniu za pomocą dźwigni blokującej, widocznej na fotografii, jako zagięty pręt wystający nad busołą.
- c) Skręcać samolot do czasu dopóki linia północ-południe róży busoli nie stanie równoległe do nitki, wskazujących kierunek północ-południe pokazany na pierścieniu.

Na podstawie busoli umieszczona jest celuloidowa tabliczka do zapisu wyników kompensacji busoli.

Kompensacja przeprowadza się przy pomocy oddzielnie zbudowanego tak zwanego mikrokompensatora Smitha, typ Av. 794, który wbudowuje się pod podstawką busoli. Fotografia kompensatora w stanie otwartym pokazana jest na rys. 105. Kompensator składa się z systemu magnesików wzajemnie do siebie prostopadłych, przesuwających się przy pomocy klucza i przekładni kół stożkowych.

Naczynie z różą zawieszono jest na podstawie na gumowych amortyzatorach.

W celu umożliwienia obserwacji wskazań busoli aperiodycznej, z boku nad różą może być ustawiony pryzmat, podobnie jak to było pokazane w busoli AM I na rys. 95. Rozwiązanie takie ma miejsce w busoli Husun, typ Av. 792—O 5. W aperiodycznej busoli Husun Av. 790 P 6 obraz róży rzucony jest na pionowy ekran umieszczony pod busołą przy pomocy lampki elektrycznej i specjalnego systemu optycznego. Ta ostatnia busola ma wysokość 200 mm, średnicę 155 mm, ciężar jej wynosi 1,8 kg.

Bardzo oryginalny sposób oświetlenia busoli znalazł zastosowanie w busoli kulistej Husun (rys. 104). Lampka umieszczona jest tam z tyłu karteru. Do karteru wprowadzony jest pręt lekko wygięty z dobrego gatunku szkła. Promienie światła



Rys. 102. Busola aperiodyczna Husun

odbijają się i przelamują w tworzywie pęta, dają spokojne oświetlenie wnętrza karteru wraz z różą i strzałką kursową.

Jako przykład konstrukcji urządzenia dla kompensacji żelaz twardych i miękkich przedstawiony jest na rys. 103 kompensator firmy francuskiej Aera, który

ma zastosowanie w busolach tej firmy, znanych pod nazwą „compas de grande navigation”.

Urządzenie to wyjaśnia również konstrukcję opisanej wyżej busoli kulistej Aera, typ E-10, w stosunku do kompensacji ćwierćokrężnej.

Układ kompensacyjny do kompensacji półokrężnej składa się tu z systemu magnesików

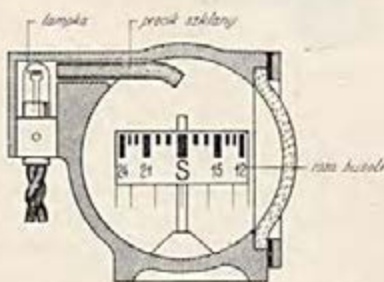
1, 2, 3 i 4, tworzących kwadrat. Magnesiki, należące do tej samej grupy, leżą jeden na przedłużeniu drugiego, przy czym kierunek biegunów w tych magnesikach jest jednakowy. Magnesiki mogą przesuwac się

w kierunku swych osi. Przesunięcie to osiąga się za pomocą poruszania moletowanych kół *T*, sprzęgniętych ze śrubami posiadającymi nacięcia idące w przeciwnym kierunku. Kółka moletowane są odpowiednio dociskane sprężyną w celu przeciwdziałania przekręcaniu się śrub pod wpływem wibracji samolotu. Gdy magnesiki przeciwnych grup a więc 1 i 3 oraz 2 i 4

pod wpływem przesunięcia ich śrub znajdują się w jednakowym położeniu względem osi symetrii busoli prostopadłej do kie-

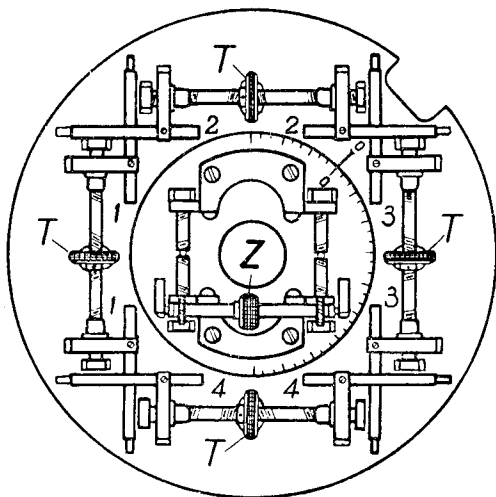


Rys. 103. Micro-Compensator Smitha



Rys. 104. Oświetlenie busoli kulistej Husun

runku ruchu tych grup, to wzajemne ich działanie kompensuje się i jest równe zeru w stosunku do układu magnetycznego busoli. Przy każdej grupie magnesików wskazane jest jaka część dewiacji ulega kompensacji dzięki przesunięciu ich z położenia neutralnego. W ten sposób grupy 1 i 5 działają na wielkość współczynnika B , grupy 2 i 4 na wielkość współczynnika C we wzorze podanym w § 37. Każda grupa magnesików może usunąć dewiację dochodzącą do 40° . Urządzenie do kompensacji żelaz miękkich zmontowane jest na ruchomej płytce okrągłej, znajdującej się pośrodku systemu kompensacji żelaz twardych. Sam system kompensacyjny składa się z dwu symetrycznych mas żelaza miękkiego;



(Katalog f. Aera)

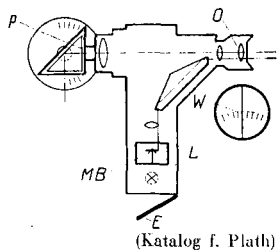
Rys. 105. System kompensacji Aera

działanie tych mas na układ magnetyczny busol reguluje się przez ich wzajemne położenie. Masy posiadają kształt półpierścieni i będąc do siebie zbliżone tworzą pierścień nie oddziałujący zupełnie na busolę. Dla zwiększenia symetrii wprowadzono dodatkowe masy żelazne stałe, umieszczone prostopadłe do mas dodatkowych związanych z półpierścieniami.

Rozsuniecie półpierścieni uskutecznia się za pomocą kółka moletowanego Z . Kierunek szczeliny może być zmieniony przez przesunięcie całej płytki w płaszczyźnie poziomej, przy czym kąt przesunięcia odczytuje się na podziałce kątowej, wykonanej na płytce w stosunku do kreski wykonanej na podstawie. Opisany układ kompensacyjny pozwala na usunięcie dewiacji ćwierćokrężnej dochodzącej do 12° .

Na balonach wolnych używane są busole bez systemów kompensacyjnych. Dla przykładu poniżej podany jest opis busoli balonowej Perlewitza i Platha, umożliwiający również określenie azymutów poszczególnych przedmiotów w terenie czyli kątów pomiędzy linią, łączącą dany przedmiot z balonem i po-

ludnikiem. Busola Perlewitza i Platha składa się z dwu rur ustawionych w formie litery *T* (rys. 106). W rózę pionowej mieści się mikrobusola *MB* oraz system optyczny. Mikrobusola ma rózę o średnicy 17 mm i ciężarze 0,9 g. Busola ta posiada



Rys. 106. Busola balonowa

przy minimalnym momencie bezwładności bardzo silny moment magnetyczny, dzięki czemu uspakaja się w ciągu paru sekund po wyprowadzeniu jej z równowagi. Naczynie busoli wraz z rózą jest przezroczyste. System optyczny powiększa podziałkę rózę ośmiokrotnie, dzięki czemu jest ona zupełnie wyraźnie widoczna w okularze *O*. W dzień dla oświetlenia rózę od dołu służy światło dzienne. Przy oświetleniu światłem dziennym wykorzystuje się ekran *F*. W nocy można korzystać z lampki *L*. Pozioma

linia *W* w polu widzenia okularów służy nie tylko jako kreska kursowa lecz również do wizowania na przedmioty, których azymut ma być określony. Przed obiektywem ustawiony jest pryzmat *P*. Pokręcając tym pryzmatem można wizować na przedmioty, znajdujące się nawet pod samym balonem. Kąt obrotu pryzmatu może być odczytany na skali w zakresie $\pm 90^\circ$. Dokładność odczytów na tej skali jest jednak niewielka z powodu braku poziomicy w przyrządzie.

Pomiar przeprowadza się trzymając busolę w ręku za dolną część rury.

Ciężar przyrządu wynosi 1,6 kg.

§ 40. Busole odległościowe. Busole indukcyjne.

Pneumatyczna busola odległościowa Askania (rys. 107). Busola Askania składa się z normalnej igły magnetycznej *m*. Na osi tej igły umocowane jest mimośrodowe kółko *e*. Kółko to znajduje się w komorze, w której dzięki rurce Venturi (*ra*) połączonej z tą komorą, istnieje pewne podciśnienie. W pewnym położeniu, w którym kółko leży symetrycznie w stosunku do dwu otworów, znajdujących się w górnej części komory w przewodach połączonych z tymi otworami panuje jednakowe ciśnienie.

Gdy igła magnetyczna zmieni swe położenie w stosunku do komory, pociągnie ona za sobą kółko, symetria będzie naruszona i w jednym z przewodów powstanie w stosunku do drugiego nadciśnienie. To nadciśnienie podziała na membranę *p* rozdzielającą drugą komorę, w której zakańczają się oba omó-

wione przewody. Membrana uruchamia wskazówkę *w*, która w ten sposób będzie wskaźnikiem zmiany kursu.

W celu utrzymania w przewodzie łączącym komorę z rurką Venturi stałego podciśnienia istnieje zawór z obciążony sprężyną o określonej sile naciągu.

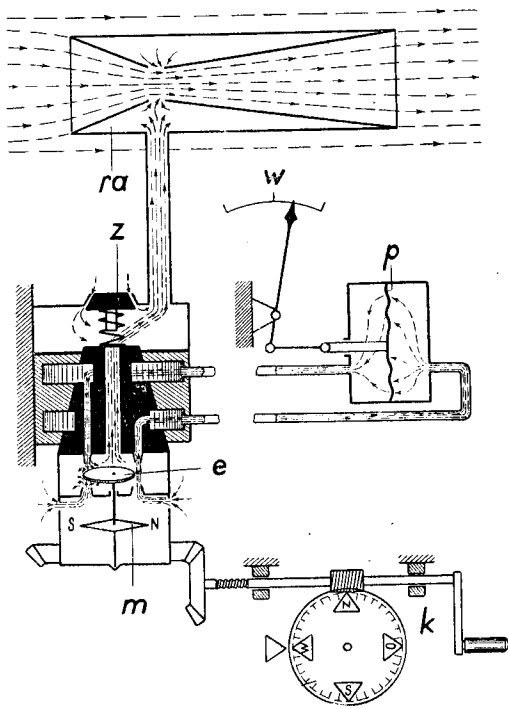
Charakterystyczną cechą busoli odległościowej jest, to iż ze stanowiska pilota istnieje możliwość zmiany położenia komory

z układem magnetycznym w stosunku do samolotu za pomocą przekładni kół zębatych i giętkiego wału, można więc wybrać dowolny kurs, przy którym równowaga ciśnień nie będzie naruszona, t.j. taki przy którym wskaźnik kursu będzie stał na 0.

W celu utrzymania połączenia komory membranowej z komorą, w której mieści się układ magnetyczny przy wszystkich jej położeniach, górna jej część posiada kształt stożka. Na powierzchni tego stożka wyłobione są wgłębienia. Wgłębienia te są z jednej strony stale połączone z kanałami idącymi wewnątrz stożka do komory, z drugiej zaś strony łączą się z koncentrycznymi wgłębieniami, znajdującymi się na powierzchni obejmującej stożek i zakańczającymi przewody idące do komory membranowej.

Urządzenie służące do zmiany położenia komory z układem magnetycznym nazywa się „nadajnikiem kursu”. Przy nadajniku kursu mieści się tarcza *k* z podziałką kątową i ze wskazaniem głównych stron horyzontu.

Powyższa konstrukcja busoli umożliwiała przekazywanie od-

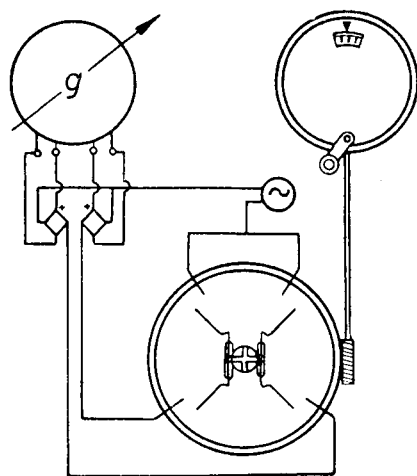


Rys. 107. Busola odległościowa Askania

chylenie samolotu od kursu na znaczną odległość, przy czym odchylenia te mogą być podawane w znacznie zwiększonej skali. Na rys. 7 podana była tablica firmy Askania z umieszczonym na niej nadajnikiem i wskaźnikiem kursu.

Selenowa busola odległościowa. Busole tego typu wykonuje między innymi niemiecka firma Bamberg oraz francuska firma Barbier, Benard i Turenne (system Mengden).

Zasada działania takiej busoli jest następująca: z ruchem układu magnetycznego busoli związany jest ruch tarczy, składającej się z dwu połówek, jedna z tych połówek jest przezroczysta, druga zaś nieprzezroczysta. Pod tymi tarczami znajdują się dwie komórki selenowe. Na komórki skierowany jest z obcego źródła światła snop promieni, przechodzących przez tarczę. O ile położenie tarczy jest symetryczne w stosunku do komórek selenowych, to obie komórki są jednakowo oświetlone a więc posiadają jednakową oporność elektryczną, która jak wiadomo w wypadku selenu jest funkcją jego oświetlenia.



(Katalog f. Smith)

Rys. 108. Busola odległościowa
Holmes

i podanego już przy opisie termometrów elektrycznych. W układ mostku włączony jest galwanometr, który reaguje na naruszenie równowagi mostku, spowodowane różnicą powstałą w oporności jego poszczególnych boków. W ten sposób galwanometr wskazuje bezpośrednio wychylenia igły magnetycznej. Oczywiście galwanometr może być umieszczony w dowolnej odległości od układu magnetycznego busoli. Prąd przechodzący przez galwanometr daje się wykorzystać do uruchomienia przełączników elektrycznych, za pomocą których można wprowadzić w ruch na samolocie dowolne urządzenie np. silniki związane ze sterami kierunkowymi itp.

Dzięki nadajnikowi kursowemu stwarza się, podobnie jak w busoli pneumatycznej, możliwość wybrania dowolnego kierunku dla ustawienia osi symetrii tarczy, nienaruszającej równowagi mostku Wheatstone'a a więc i obserwacji odchylenia busoli z dowolnie obranego kursu.

Busola fotoelektryczna Roger i Lenier. Busola ta odróżnia się od busol selenowych tym, że zamiast komórek selenowych w bokach mostku Wheatstone'a znajdują się komórki fotoelektryczne. Dzięki temu w układzie mostku nie ma potrzeby umieszczenia dodatkowego źródła prądu, gdyż prąd elektryczny dają same komórki fotoelektryczne. Nie wyklucza to oczywiście konieczności doprowadzenia energii elektrycznej do źródeł światła naświetlających komórki fotoelektryczne.

Busola odległościowa Holmes firmy Smith (rys. 108). Przekazywanie ruchu układu magnetycznego na wskaźnik umieszczony na tablicy przyrządów, względnie na przekaźnik elektryczny, ma miejsce dzięki naruszeniu równowagi w różniczkowym układzie elektrycznym, składającym się z dwu obwodów. W każdym z tych obwodów znajdują się nieruchome elektrody w karterze zasadniczej busoli oraz elektrody ruchome związane z różą tej busoli. Przy wyjściu róży busoli z równowagi czyli z położenia, przy którym zachowana jest symetria elektrod obu obwodów elektrycznych, prąd elektryczny w jednym z tych obwodów musi przejść w płynie, napełniającym karter busoli i stanowiącym elektrolit, dłuższą drogę. Dzięki temu w jednej z cewek różnicowego galwanometru powstaje większy spadek napięcia, co pociągnie za sobą wychylenie wskaźnika przyrządu. Nadajnik kursowy pozwala, jak zwykle, na zachowanie równowagi przy dowolnie wybranym kursie. Busola Holmesa znalazła zastosowanie w pilocie automatycznym Smitha opisanym w § 71.

Podobnego typu busola jest składową częścią automatycznego pilota Siemens'a opisanego w § 72.

Busola indukcyjna Pioneer. Busola ta, jak już było zaznaczone, odróżnia się w swych zasadach działania od busol z ruchomą igłą magnetyczną.

Busola indukcyjna Pioneer składa się z trzech części:

- a) Prądnicy, wytwarzającej prąd dzięki obrotowi przewodników w ziemskim polu magnetycznym, które zastępuje tu magnesy prądnicy. Przewodniki obracające się tworzą jeden zwój. Wartość napięcia powstałego na zaciskach tego zwoju będzie zależna od kąta pomiędzy płaszczyzną południka magnetycznego i płaszczyzną pionową przechodzącą przez oś obrotu przewodników. Przy pewnym kącie, a właściwie

przy dwu kątach różniących się od siebie o 180° , napięcie w prądniczy będzie równe 0. Jedno z tych położeń wybiera się jako zasadnicze położenie określające zerowy kierunek busoli.

- b) Nadajnika kursowego, przy pomocy którego można zmieniać dowolnie płaszczyznę pionową przechodzącą przez oś obrotu w stosunku do samolotu i w ten sposób uzyskiwać przy dowolnym kursie zerowe wskazania przyrządu.
- c) Wskaźnika kursu, podającego w stopniach wychylenie samolotu od założonego kursu.

Prądniczkę busoli uruchamia się za pomocą śmigielka napędzanego prądem powietrza powstającym dzięki ruchowi samolotu.

Busola indukcyjna OMI. Busola ta składa się z czterech żelaz miękkich o wysokiej przenikliwości magnetycznej. Żelaza te ustawione są w płaszczyźnie poziomej w kształcie krzyża, którego ramiona są rozsunięte. W środku tych żelaz wiruje dodatkowy kawałek żelaza, który przy swoim ruchu zwiera i rozłącza obwody magnetyczne żelaz nieruchomych, leżących naprzeciwko siebie. Zmiany natężenia magnetycznego w żelazach nieruchomych, stworzone dzięki ruchowi wirującemu żelaza, umieszczonego pośrodku, powodują powstawanie siły elektromotorycznej w uzwojeniach nawiniętych na te żelaza. Wielkość siły elektromotorycznej we wszystkich uzwojeniach zależy od usytuowania krzyża w stosunku do południka magnetycznego.

Busola musi oczywiście posiadać nadajnik oraz wskaźnik kursowy podobnie, jak i inne busole odległościowe.

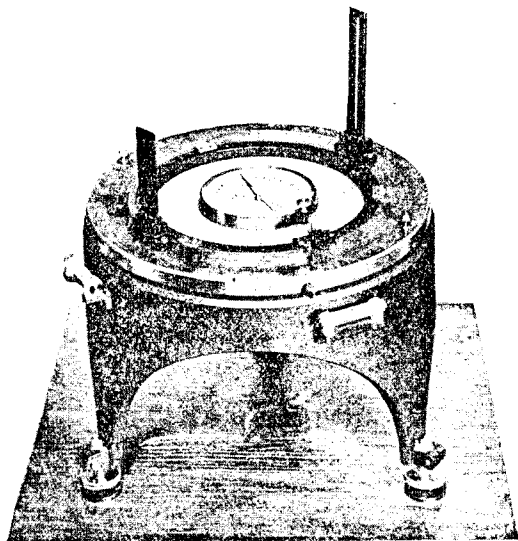
Busola tego typu była wystawiona w Salonie Aeronautycznym w Paryżu w 1954 r.

§ 41. Badanie busol magnetycznych. Badanie busol magnetycznych polega na:

Badaniu błędu fabrycznego busoli czyli błędu pochodzącego od ekscentrycznego położenia róży, nierównomierności podziałki itp. Fabryczny błąd busoli może być ustalony bardzo łatwo przy pomocy specjalnego przyrządu pokazanego na rys. 109. Przyrząd ten składa się z podstawki na trzech nóżkach, ruchomego pierścienia z podziałką, ruchomego stoiska w środku podstawki, przeznaczonego do ustawienia busoli wzorcowej lub badanej oraz pierścienia z pelengami (wizjerami). Podstawkę należy ustawić na fundamencie lub na stole w miejscu oddalonym o 20—50 m od większych mas magnetycznych. Pokręcając śrubę w nóżkach podstawki doprowadza się podstawkę do położenia pionowego, co sprawdza się na dwu

umieszczonych na tej podstawie i wzajemnie do siebie prostopadłych poziomnicach. Następnie zamocowuje się na stoisku busołą wzorcową. Busola ta jest busołą suchą, o możliwie długiej (5 — 10 cm) i lekkiej igły magnetycznej. Gdy igła magnetyczna się uspokoi, przestawia się ruchomy pierścień podstawki tak, by linia pierścienia 0° — 180° odpowiadała ściśle kierunkowi północ-południe busoli, co sprawdza się przy pomocy wizjerów. Pierścień busoli w tym położeniu zamocowuje się śrubami.

Po wykonaniu tego na miejsce busoli wzorcowej wkłada się busole badane, które dzięki odpowiednim kształtom podstawy centrują się samoczynnie. Po ustawieniu busoli badanej znajduje się przy pomocy wizjerów na pierścieniu kąt pomiędzy kierunkiem północ busoli badanej i kierunkiem północ busoli wzorcowej ustalonym przy pomocy pierścienia. Pokręcając kolejno stoisko o 90° , 180° i 270° powtarza się pomiar kąta odchylenia busoli czyli jej błędu w stosunku do



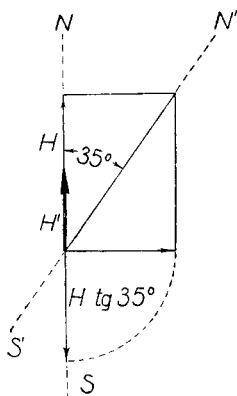
Rys. 109. Przyrząd do badania busoły

wszystkich czterech głównych kierunków magnetycznych. Po pomiarze błędy sumuje się algebraicznie i wynik dzieli się przez 4, iloraz będzie poszukiwanym błędem fabrycznym busoli. Zamiast dokładnego centrowania badanej busoli można określać jej błąd fabryczny wizując przy jej pomocy na dostatecznie oddalone punkty, których azymut (kierunek magnetyczny w stosunku do miejsca ustawienia badanej busoli) jest wiadomy.

Badaniu czułości busoli. Niewielkim magnesem możliwie delikatnie wychyla się różę busoli z położenia równowagi o kąt wielkości nie przekraczającej 2° — 3° i obserwuje się ponowne ustawienie busoli. Pomiar przeprowadza się dla paru kierunków, znajdując następnie średni błąd wychylenia. Badanie czu-

łości busoli przeprowadza się zwykle w polu magnetycznym, którego natężenie zmniejsza się dzięki układowi dodatkowych magnesów do 0,5 normalnego natężenia pola.

Zmniejszenie pola magnetycznego wokół busoli osiąga się w sposób następujący: dodatkowe magnesy ustawia się wokół busoli badanej w kierunku wschód-zachód i zbliża się je do busoli o tyle, by busola wychyliła się o 35° . Następnie, nie zmieniając ich odległości od busoli, ustawia się te dodatkowe magnesy w płaszczyźnie południka magnetycznego tak, aby stwarzały one pole o kierunku odwrotnym do pola magnetyzmu ziemskiego. Wówczas układ magnetyczny busoli badanej pozostawać będzie pod działaniem natężenia pola równego 0,5 natężenia normalnego pola ziemskiego, gdyż w rzeczywistości (rys. 110):



Rys. 110. Schemat zmniejszenia pola magnetycznego przy badaniu czułości busoli

$H^1 = H - H \operatorname{tg} 35^\circ = H - 0,7 H = 0,3 H$,
gdzie H^1 wektor zmniejszonego pola magnetycznego, H wektor ziemskiego pola magnetycznego, zaś $H \operatorname{tg} 35^\circ$ wektor pola dodatkowego, skierowany początkowo prostopadle do wektora pola ziemskiego, a następnie w przeciwnym do niego kierunku. Na rys. 110 literami NS oznaczony jest kierunek północ-południe zaś literami N^1S^1 kierunek, który przyjmuje róża busoli po odchyleniu jej o 35° .

Badaniu wielkości pociągania plynu w busoli. Busolę ustawia się na podstawie, którą można obracać z szybkością odpowiadającą średniej szybkości skrętu samolotu (około 1—4 obr./min). Następnie zatrzymuje się nagle stoisko z busolą i określa różnicę kursu busoli w tym czasie z kursem odczytanym, gdy busola była w stanie nieruchomym.

Badaniu tłumienia busoli. Badanie to polega na określeniu czasu uspokojenia się busoli. W tym celu różę busoli wprowadza się z położenia równowagi o określony kąt przy pomocy dodatkowego magnesu, następnie magnes ten się usuwa i przy pomocy sekundomierza oblicza się czas, kiedy róża wróci do położenia pierwotnego. Pożądane jest określenie całej krzywej tłumienia busoli, czyli określenie czasu poszczególnych przejść przez 0 busoli oraz wielkości amplitud. Stewart w książce swojej poświęconej przyrządom pokładowym*) podaje bardzo

*) Stewart. Aircraft Instruments, str. 180.

ciekawe wykresy pozwalające na określenie wartości T_0 i c z krzywej tłumienia busoli bez uciekania się do obliczenia logarytmicznego dekrementu krzywej oraz znajdowania momentu bezwładności i momentu magnetycznego busoli.

Pierwszy z tych wykresów (rys.111) daje zależność pomiędzy współczynnikiem c i kątem α wychylenia róży busoli na stronę przeciwną, po wychyleniu jej uprzednio w pewnym kierunku o 30° .

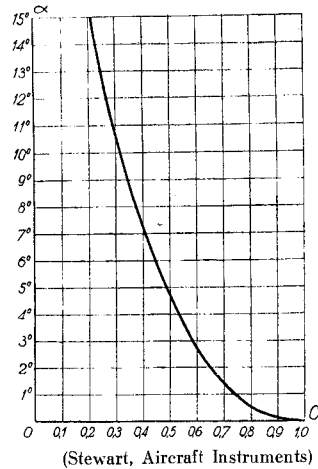
Wykres drugi (rys. 112) daje zależność, dla różnych wielkości c , pomiędzy okresem wahań nietłumionych T_0 i czasem t przejścia róży od wychylenia 30° do wychylenia $5,5^\circ$ po tej samej stronie.

Badaniu układu kompensacyjnego busoli. Badanie polega na sprawdzeniu czy system kompensacyjny dewiacji półokrężnej dla kierunku północ-południe całkowicie nie wpływa na kierunek zachód-wschód i odwrotnie, poza tym w jakich granicach może być spowodowane wychylenie róży busoli przy pomocy każdego z tych systemów kompensacyjnych. W podobny sposób badany jest system kompensacji ćwierćokrężnej.

Sprawa nieoddziaływania systemu kompensacyjnego północ-południe na wskazania busoli wschód-zachód i odwrotnie, jest bardzo ważna, bowiem gdy zjawisko to ma miejsce busola nie daje się zupełnie skompensować. Usuwanie błęd kompensacji w kierunku północ-południe, stwarza się dodatkowy błąd w kierunku wschód-zachód, gdy przystępuje się po tym do kompensacji tego błędu, zjawia się znowu błąd w kierunku północ-południe i tak dalej.

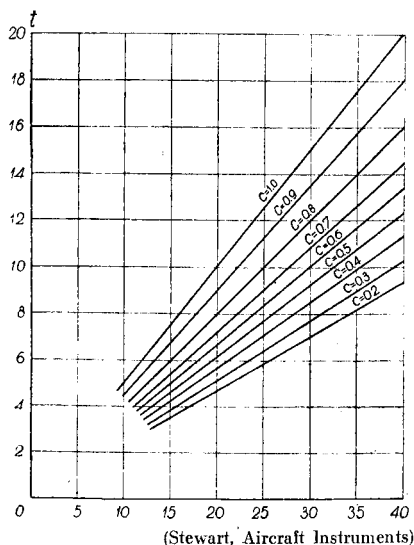
Niezależnie od powyższych badań busole podlegają badaniom ogólnym dla przyrządów pokładowych, jako to: badaniu na wytrzymałość przy wibracji, na zachowanie się przy temperaturach skrajnych, na zachowanie się przy różnych położeniach przestrzennych itp.

Badanie zachowania się przy różnych położeniach przestrzennych odbywa się w ten sposób, iż busolę przechyla się zwolna i odnotowuje się kąt, przy którym następuje odchylenie róży od ustalonego kierunku.



Rys. 111. Zależność pomiędzy współczynnikiem c i kątem α

Przy oględzinach zewnętrznych należy zwrócić uwagę na całkowite zapełnienie busoli płynem oraz na brak zmętnienia płynu.



Rys. 112. Zależność pomiędzy okresem wahań nieluminyonnych T_0 i czasem t dla różnych c

§ 42. Kompensacja busol.

Zasadą kompensacji półokrężnej busol jest to, iż wektor pola magnetycznego żelaz twardych może być rozłożony na dwie składowe wzajemnie do siebie prostopadłe. Wystarczy więc przy pomocy magnesów kompensacyjnych utworzyć również dwa pola wzajemnie do siebie prostopadłe, które wyrażają się wektorami, posiadającymi wielkości absolutne równe wielkościom wspomnianych wyżej składowych, kierunek zaś przeciwny. W podobny sposób można przeprowadzić rozumowanie co do kompensacji ćwierćokrężnej.

Kompensacja dziewięci busol na samolotach może być przeprowadzona kilku spo-

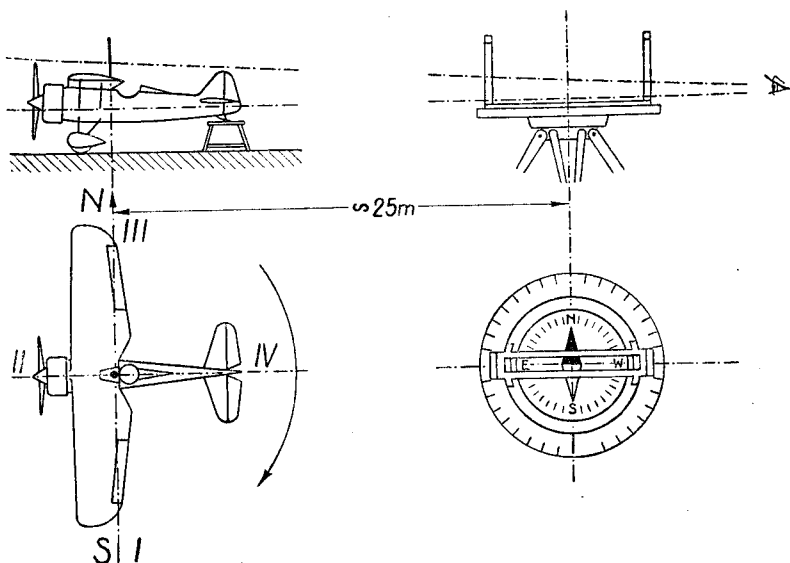
sobami, różniącymi się co do ustawienia samolotu do kompensacji. Sposoby te są następujące:

- przy pomocy busoli wzorcowej z pelengami (wizjerami),
- przy pomocy wykreślonej na ziemi róży wiatrów,
- przy pomocy tarczy obrotowej, na której ustawia się samolot, z zaznaczeniem w stosunku do tej tarczy głównych magnetycznych kierunków na ziemi,
- przy pomocy przenośnej tarczki kompensacyjnej z pelengami i suchą busolą wzorcową.

Pierwszy z tych sposobów polega na tym, iż oś podłużną samolotu z busolą, którą się zamierza skompensować wizjuje się w zasadniczych kierunkach horyzontu z czterech punktów, do których przenosi się ustawioną na trójnogu busolę wzorcową z pelengami. Na rys. 115 pokazany jest schematycznie sposób takiego wizowania.

Przy drugim sposobie położenie samolotu określa się ze znaków na ziemi co do kierunków magnetycznych.

Przy trzecim — z określonych położenia ruchomej tarczy, która w zasadniczych kierunkach magnetycznych horyzontu ma najczęściej odpowiednie zapadki, ułatwiające ustawienie tej tarczy. Oczywiście trzeci sposób jest najłatwiejszy, wymaga on jednak kosztownych urządzeń, gdyż wszystkie części tarczy muszą być wykonane z materiałów amagnetycznych, przy dużych zaś samolotach wymiary tarczy wzrastają niepomniernie.



Rys. 113. Kompensacja busoli

Czwarty sposób jest nieco odmienny od trzech pierwszych sposobów i będzie wyjaśniony na końcu niniejszego paragrafu.

Przed rozpoczęciem kompensacji magnesy kompensatorów muszą być ustawione w położeniu neutralnym, względnie wyjęte jak np. w busoli Kleiner Emil. Wszystkie części magnetyczne na samym samolocie muszą znajdować się na swoim normalnym miejscu, w pobliżu zaś samolotu nie powinno być żadnych mas magnetycznych, które mogłyby stwarzać dodatkowe pola.

Początkowo kompensuje się wartość A (stały człon wzoru podanego w § 58), w tym celu znajduje się średnią algebraiczną odchyień róży busoli w czterech zasadniczych kierunkach. Błąd kompensacji odpowiadający wartości A usuwa się przez przesunięcie karteru busoli względem podstawki o kąt równy średniej algebraicznej otrzymanych odchyień z odpowiednim znakiem

czyli, jeśli np. średnia algebraiczna miała znak + (dewiacja wschodnia), kreskę kursową należy przesunąć w lewo, patrząc w kierunku ku przodowi samolotu.

Po usunięciu dewiacji odpowiadającej członowi A , należy z kolei przystąpić do usunięcia dewiacji wyrażonej dwoma drugimi członami wzoru podanego w § 36, które, jak to było zaznaczone, ujmują wpływ żelaz twardych.

W tym celu początkowo za pomocą odpowiedniej grupy magnesów kompensacyjnych usuwa się całkowicie dewiację w kierunku północnym. Teoretycznie busola musiałaby być już skompensowana całkowicie w kierunku północ-południe, ale praktycznie przy obrocie samolotu na południe okaże się, że część dewiacji pozostała nieskompensowana wówczas usuwa się połowę błędu w kierunku południowym, pragnąc jaknajbliżej dojść do 0 dewiacji dla kierunku północ-południe. Tę samą czynność dokonywuje się następnie w stosunku do kierunku wschód-zachód. Praktycznie kompensację przeprowadza się dla wszystkich kierunków po kolei, idąc od północy zgodnie z ruchem wskazówki zegara.

Dewiacje pozostałe po przeprowadzonej w ten sposób kompensacji będą równe

$$\frac{\delta_N + \delta_S}{2}$$

dla kierunku północ-południe i

$$\frac{\delta_E + \delta_W}{2}$$

dla kierunku wschód-zachód, o ile przez δ_N , δ_S , δ_E i δ_W oznaczmy początkowe wartości dewiacji busoli w poszczególnych kierunkach, odpowiadających zasadniczym kierunkom magnetycznym (oznaczenie stron horyzontu angielskie). Jak widać całkowite usunięcie błędu dewiacji możliwe byłoby tylko przy idealnej symetrii pól magnetycznych.

Gdy kompensacja żelaz twardych jest w ten sposób zakończona, a busola posiada urządzenie kompensacyjne żelaz miękkich, to można, jeżeli zachodzi tego potrzeba czyli jeśli dewiacje pozostałe są znaczne, przystąpić do kompensacji ćwierćokrężnej. Zwykle podawane są przez wytwórnie specjalne przepisy dla korzystania z urządzeń kompensacyjnych żelaz miękkich.

Zasadniczo wartości współczynników D i E ze wzoru podanego w § 36 odnoszących się do dewiacji ćwierćokrężnej mogą być określone ze wzorów

$$D = \frac{1}{4} (\delta_{NE} - \delta_{SE} + \delta_{SW} - \delta_{NW}),$$

$$E = \frac{1}{4} (\delta_N - \delta_E + \delta_S - \delta_W),$$

gdzie, jak wyżej, δ z odpowiednim znacznikiem daje wartość dewiacji w kierunku określonym tym znacznikiem z tą tylko różnicą, że obecnie są to wartości znalezione już po uskutecznienu kompensacji półokrężnej.

W busolach firmy Aera kompensacja ćwierćokrężna przeprowadza się w sposób następujący: określa się wartość kąta α ze wzoru

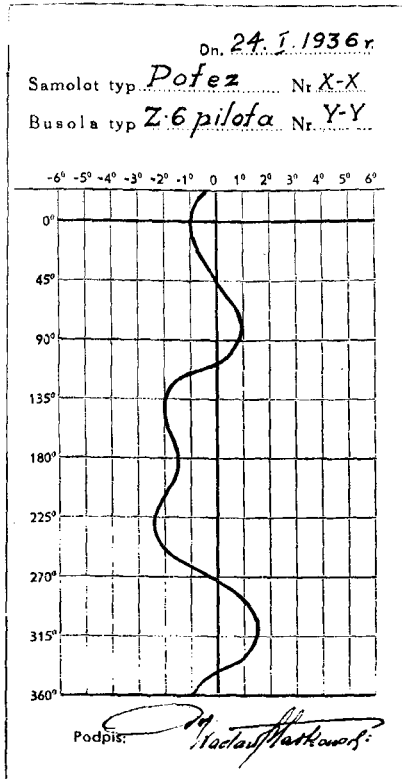
$$\operatorname{tg} 2\alpha = \frac{E}{D}$$

i tarczkę z urządzeniami dla kompensacji żelaz miękkich (rys. 105) przesuwa się o ten kąt α , określony na podziałce kątowej przy tarczce. Przy przesuwaniu przyjmuje się pod uwagę znak kąta α , znakowi $+$ odpowiada przesunięcie tarczki w lewo. Następnie, manewrując wielkością odstepu pomiędzy miękkimi żelazami, umieszczonymi na tarczce usuwa się dewiację w jednym z kierunków pośrednich np. północ-zachód, wschód-południe.

W celu uniknięcia określenia kąta α , co jest dość uciążliwe, można poprawkę dewiacji żelaz miękkich przeprowadzić w sposób następujący: zmniejsza się do 0 δ_{NE} przez zmianę szczeliny przy 0-em położeniu tarczki z systemem kompensacyjnym. następnie zaś δ_N — przez odpowiednie pokręcanie tej tarczki.

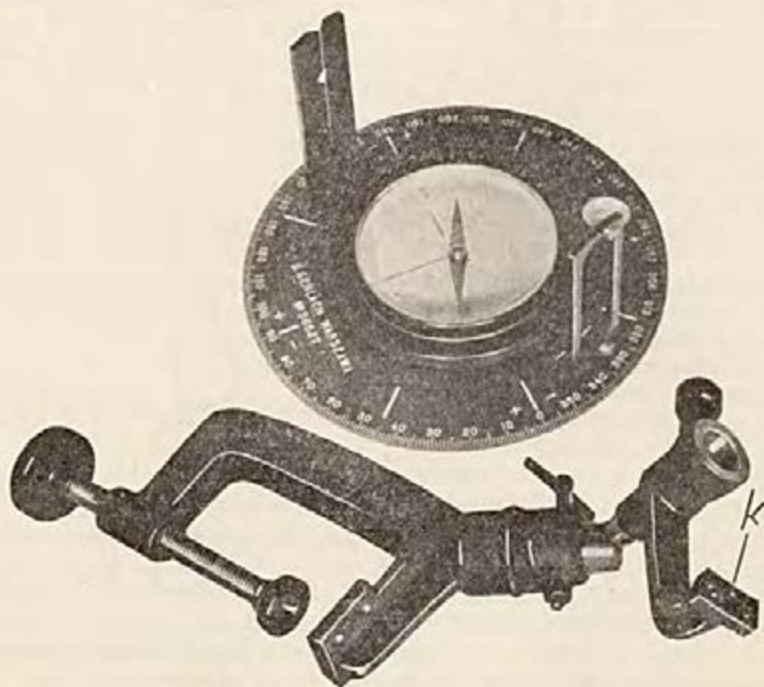
Po ukończeniu kompensacji należy przystąpić do wykreślenia krzywej regulacji busoli. W tym celu ustawia się samolot w ośmiu kierunkach (główne i pośrednie kierunki horyzontu) i odnotowuje się pozostałe dewiacje dla każdego kierunku. Oblicza się średnią algebraiczną a z wartości czterech zasadniczych kierunków, która nie może przekraczać dla busol pilota $\pm 1^\circ$, dla busol obserwatora $\pm 0,5^\circ$.

O ile wartość średniej algebraicznej nie przekracza tych wartości a , wykreśla się krzywą regulacyjną tak, jak to jest pokazane na rys. 114. W wypadku gdy wartość a jest większa lub rów-



Rys. 114. Wykres kompensacji busol

na tym wartościom należy karter busoli przesunąć dodatkowo w stosunku do podstawki o wartość średniej algebraicznej otrzymanej przy ustalaniu danych dla krzywej regulacji, a następnie wykreślić krzywą regulacji dodając algebraicznie do współrzędnych tej krzywej, wyrażających poszczególne wartości dewiacji, wartość omówionej wyżej średniej algebraicznej wszystkich błędów. Niezależnie od tego, oczywiście, pozostałe dewiacje w żadnym z kierunków nie mogą przekraczać wartości 3° .



Rys. 115. Tarczka kompensacyjna

Przechodząc teraz do kompensacji busol przy pomocy tarczki kompensacyjnych, należy na wstępie poświęcić parę słów opisowi tego przyrządu w wykonaniu firmy G. Gerlach.

Tarczka kompensacyjna składa się z tarczki właściwej oraz podstawki (rys. 115). Tarczka kompensacyjna ma podziałkę od $0 - 360^{\circ}$. Umieszczone są na niej:

- sucha busola z zaciskiem unieruchamiającym,
- poziomnica pływowa z pęcherzykiem powietrznym oraz

przesuwalny pelengator (wizjer) osadzony pierścieniowo wokół busoli. Wizjer ten może być w każdym położeniu unieruchomiony za pomocą zacisku, widocznego w kształcie moletowanego obrzeża pod busołą na tarczy. Wizjer posiada wskaźnik, przesuwaną się wzdłuż podziałek tarczy. Na rysunku wskaźnik ten nie jest dobrze widoczny.

Na podstawce tarczki mieści się stała kreska kursowa k , wykonana na ramieniu tej podstawki. Podstawka posiada przegub jabłkowy służący do poziomego ustawienia tarczki, przegub ten może być unieruchomiony za pomocą śruby z rączką, umieszczoną koło tego przegubu.

Przymocowanie tarczki do podstawki odbywa się przy pomocy dociskowej mosiężnej śruby z główką moletowaną, znajdującą się po przeciwnej stronie ramienia z kreską kursową. Śrubą tą dociska się nóżkę tarczki wsuwaną w otwór podstawki.

Sama podstawka może być umieszczona na trójnożnym statywie, bądź też, tak jak to jest pokazane na rysunku, na uchwycie, służącym do umocowania tarczki na samolocie.

Połączenie podstawki ze statywem względnie z uchwytem, uskutecznia się przy pomocy śruby, będącej zakończeniem statywu względnie uchwytu i otworu z wewnętrznym gwintem, znajdującego się w podstawce pod przegubem jabłkowym.

Przy kompensacji busołu przy pomocy tarczki kompensacyjnej należy:

- a) Ustawić tarczkę kompensacyjną na jej trójnogu w miejscu, w którym ma być ustawiony samolot z busołą przeznaczoną do kompensacji oraz sprawdzić poziome ustawienie tarczki i zgrać jej podziałkę 180° z kierunkiem północnym wskazanym przez suchą wzorcową busołą tarczki.
- b) Wybrać 2 — 5 punkty orientacyjne możliwie najdalej położone od miejsca ustawienia tarczki (około 2 — 4 km) np. kominy, wieże, wysokie drzewa itp. oraz znaleźć azymuty tych punktów czyli kąty pomiędzy kierunkiem północnym i linią łączącą busołą z tymi punktami. Punkty te powinny być wybrane tak, aby nie leżały w bliskości ani zasadniczych, ani też pośrednich kierunków magnetycznych.
- c) Ustawić w linii lotu samolot, na którym ma być kompensowana busola w miejscu, gdzie stała busola na trójnogu i przymocować tarczkę na krawędzi kabiny pilota lub obserwatora, kierując linię 0° — 180° tarczki równoległe do osi podłużnej samolotu (180° w kierunku silnika).

Po wykonaniu tych czynności kompensacja odbywa się jak uprzednio z tą tylko różnicą, że kierunki magnetyczne określa

się na zasadzie azymutów punktów obserwacyjnych wybranych uprzednio.

Kompensację busol na samolotach należy sprawdzać okresowo ze względu na możliwość zmian w układzie mas magnetycznych na samolocie. Należy bezwzględnie sprawdzić kompensację, gdy samolot podlega obciążeniu jakimiś nowymi masami magnetycznymi, lub też ulega jakimkolwiek przeróbkom.

ROZDZIAŁ IV

Przyrządy pilotażowe

§ 43. Chyłomierze podłużne i poprzeczne. O ile chodzi o przedmioty nieruchome względem ziemi, położenie przestrzenne tych przedmiotów w stosunku do płaszczyzny horyzontu może być określone za pomocą zwyczajnego pionu, względnie poziomnicy.

Gdy przedmiot jakiś porusza się względem ziemi i podlega przyśpieszeniu w kierunku różnym od kierunku przyśpieszenia ziemskiego, to ani pion, ani też poziomnica nie wykażą właściwego kierunku przyśpieszenia ziemskiego, lecz pewien kierunek wypadkowy pomiędzy tym przyśpieszeniem i przyśpieszeniem ziemskim.

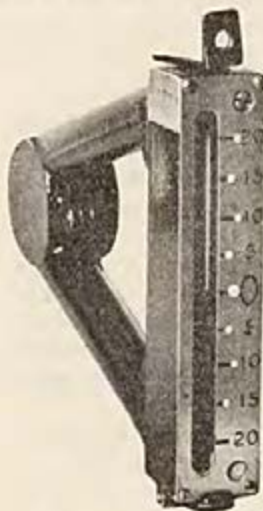
Sprawa określenia położenia samolotu w stosunku do płaszczyzny horyzontu za pomocą specjalnych przyrządów stała się aktualna w lotnictwie z chwilą rozpoczęcia tak zwanych lotów bez widoczności zewnętrznej.

Gdy lotnik leci we mgle lub też w chmurach i traci z oczu horyzont, to ulegając wraz z samolotem przyśpieszeniu zatracą często pojęcie o kierunku przyśpieszenia ziemskiego i dla orientacji konieczne mu są przyrządy, które określiłyby mu ten kierunek. Brak takich przyrządów spowodował w swoim czasie liczne wypadki lotnicze, gdyż notowano nawet fakty, iż pilot wychodził z chmur lecąc na plecach.

Początkowo były robione próby zbudowania przyrządów orientujących o położeniu względem płaszczyzny horyzontu jedynie na zasadzie przyciągania ziemskiego, nie trudno jednak było przewidzieć, że przyrządy te nie dały całkowitego rozwiązania sprawy.

W ten sposób udało się stworzyć tylko zupełnie zadawalająco chyłomierz podłużny czyli przyrząd wykazujący wychylenia podłużnej osi samolotu. Rozwiązanie takie było możliwe ze względu na to, iż przyśpieszenia własne samolotu w kierunku osi podłużnej są zwykle, poza wyjątkowymi wypadkami, znikomo małe i mogą nie być brane pod uwagę. Na rys. 116 pokazany jest chyłomierz tego rodzaju wykonany z rurki szklanej, wygiętej w kształcie trójkąta. Jeden bok tego trójkąta ustawiony jest poziomo. W przeciwnym do poziomego boku

wierzchołka trójkąta znajduje się zbiorniczek. Zbiorniczek i rurka są do połowy napełnione płynem, którego poziom odgrywa rolę wskaźnika wychylenia. Płyn jest zwykle zabarwiony w celu uzyskania lepszej widoczności. Przy przedniej części rurki, stanowiącej pionowy bok trójkąta, umieszczona jest skala z 0 pośrodku. Zero skali odpowiada poziomowi płynu przy określonym położeniu samolotu względem poziomu. Gdy samolot zmienia to położenie, wznosi się lub opada odpowiednio poziom płynu w rurce. Odczyt na skali wykonywany jest bezpośrednio w stopniach kąta podłużnego wychylenia samolotu.



Rys. 116. Chylomierz podłużny typ WM

W podobny sposób można wykonać chylomierz podłużny wahadłowy. Chylomierze podłużne cieczowe, dzięki swej prostocie i tanioci, znalazły zastosowanie prawie na wszystkich samolotach przeznaczonych do lotów bez widoczności zewnętrznej, bądź jako przyrządy samodzielne, bądź też jako rezerwa do istniejących na tymże samolocie przyrządów bardziej precyzyjnych i skomplikowanych, wolnych całkowicie od błędów przyspieszeń, ale za to mniej pewnych w działaniu. Takimi przyrządami są opisane w następnych paragrafach przyrządy żyroskopowe.

Pokazany na rys. 116 chylomierz używany jest w lotnictwie polskim, jako chylomierz typ WM. Chylomierz ten odznacza się stosunkowo małymi wymiarami (wymiary tarczy $105 \times 22 \text{ mm}$) oraz niewielkim ciężarem wynoszącym $0,2 \text{ kg}$. Charakterystyczną cechą tego przyrządu jest sposób regulacji przy montażu: kąt nachylenia w stosunku do płaszczyzny tablicy przyrządów pokładowych osiąga się przez proste pokręcenie śrubki znajdującej się na tarczy przyrządu (na fotografii z prawej strony u góry). Śrubka ta osadzona jest w nakrętce, przymocowanej na stałe do tablicy. Bok przyrządu, przeciwny do śrubki (na fotografii dolna) przymocowany jest do tablicy przyrządów przegubowo. Kąt pomiędzy tablicą i przyrządem dla danego typu samolotów może być ustalony przy pomocy dodatkowej skali umieszczonej z boku przyrządu. W celu możliwego zbliżenia rurki z cieczą do sąsiednich przyrządów z prawej i lewej strony, chylomierz jest odwracalny. Dla wykorzystania odwróconego

o 180° przyrządu tarcza jego jest dwustronna i gdy przyrząd się przekręca przez odpowiednie przestawienie tarczki, otrzymuje się podziałkę z prawidłowym ustawieniem liczb. Dla dławienia ruchów płynu, rurka chyłomierza jest ścieniona u góry i u dołu części pionowej. Sprawdzanie działania chyłomierza odbywa się za pomocą przyrządu, w którym istnieje możliwość zmian położenia chyłomierza i jednocześnie pomiaru kąta jego odchylenia od pionu.

Chyłomierz poprzeczny zbudowany na zasadzie przyciągania ziemskiego, z powodu znacznych przyspieszeń, powstających w kierunku prostopadłym do lotu samolotu, przy każdym skręcie będzie mógł wykazywać prawidłowo wychylenia poprzeczne samolotu tylko w wypadku lotu prostoliniowego.

Jeżeli więc mielibyśmy go uważać za przyrząd do określania przestrzennego położenia samolotu, to nie miałby on żadnego znaczenia dla lotnictwa. Tym niemniej przyrząd ten znaczenie dla lotnictwa posiada, spełniając jednak zupełnie inną rolę, niż podaje to jego nazwa.

Chyłomierz poprzeczny wykonuje się zwykle jako poziomnica w kształcie rurki szklanej wygiętej po obu końcach. Wewnątrz rurki przesuwana jest kulka metalowa lub szklana, poza tym wewnątrz rurki napełnione jest płynem służącym do dławienia zbyt gwałtownych ruchów rurki. Z boku, na jednym z końców rurki (lub też na obu jej końcach) umieszczony jest dodatkowy zbiorniczek (względnie dodatkowe zbiorniczki), połączony z wnętrzem rurki wąskim otworem. Zbiorniczek ten służy do odprowadzenia bańki powietrza znajdującej się w rurce. Obecność tej bańki jest nieunikniona ze względu na niemożliwość całkowitego napełniania rurki płynem, nie mającym tego samego współczynnika rozszerzalności co rurka. Chyłomierze poprzeczne mogą być oparte również na zasadzie wahadła.

Jasne jest z uwag podanych na wstępie, że zerowe położenie chyłomierza nastąpi poza lotem prostoliniowym tylko wówczas, gdy będzie zachodziła równowaga pomiędzy odpowiednimi składowymi, przyspieszeniem ziemskim i przyspieszeniem odśrodkowym samolotu mianowicie wtedy, gdy samolot nie ma ślizgu na skrzydło ani w dół, ani też w górę.

Ślizg samolotu na skrzydło w dół następuje wówczas, gdy szybkość skrętu jest za mała względnie że pochylenie poprzeczne jest zbyt duże, ślizg samolotu na skrzydło w górę, gdy szybkość skrętu jest za wielka, względnie pochylenie poprzeczne jest za małe. W ten sposób zerowe położenie chyłomierza poprzecznego będzie wskazywało teoretyczną poprawność skrętu czyli odpowiedni dobór szybkości skrętu do nachylenia samolotu.

Na to jednak, by chyłomierz poprzeczny wykonany na zasadzie siły przyciągania ziemskiego, w rzeczywistości pomagał pilotowi, należy go połączyć z drugim przyrządem, który umiałby wykazać istnienie samego skrętu, jego szybkość i kierunek. Mając taki przyrząd pilot przy locie prostoliniowym będzie mógł wykorzystać chyłomierz poprzeczny jako poziomnicę, zaś przy skręcie będzie się orientował jak się ustosunkowuje jego samolot do oddziaływujących na ten samolot przyspieszeń i będzie mógł zdecydować w poszczególnym wypadku, czy należy zwiększyć lub też zmniejszyć szybkość skrętu, względnie zmniejszyć lub też zwiększyć nachylenie samolotu.

Przyrząd wskazujący istnienie skrętu samolotu, kierunek skrętu oraz szybkość skrętu został do użytku lotnictwa oparty na zasadzie żyroskopu. Przyrząd ten nosi nazwę skrętomierza i będzie opisany w § 45.

W lotnictwie istnieją również przyrządy, które wskazują boczne wychylenie samolotu bez względu na przyspieszenie powstające na samolocie. Są to przyrządy zbudowane tak jak i skrętomierze na zasadzie żyroskopów. Przyrządy takie noszą nazwę sztucznych horyzontów i będą opisane w §§ 46 i 47.

§ 44. Podstawy teorii żyroskopów. Jeżeli szybko obracające się ciało otrzyma pewien moment obrotowy, prostopadły do osi jego obrotu, to wówczas można z pewnym przybliżeniem założyć, iż zacznie ono dokonywać pewien ruch obrotowy w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny dwu pierwszych ruchów, przy czym moment obrotowy M powodujący ten ruch będzie proporcjonalny do momentu bezwładności ciała J , szybkości jego własnego obrotu ω oraz szybkości obrotowej Ω , spowodowanej dodatkowym momentem wyprowadzającym ciało z równowagi

$$M = J \omega \Omega. \quad (1)$$

Ciało szybko obracające się nazywa się żyroskopem (greckie *gireo* — kręcę się, *skopeo* — obserwuję). Ruch określony momentem M nazywa się ruchem precesyjnym. Model żyroskopu przedstawiony jest na rys. 117. O przedstawia żyroskop, obracający się z szybkością ω dokoła osi ZZ_1 . Przy pomocy ciężarka P stwarzamy dodatkowy moment starający się obrócić żyroskop dokoła osi XX_1 , wówczas żyroskop będzie się obracał dokoła osi YY_1 ; moment M powodujący obrót dokoła osi YY_1 będzie, zgodnie z poprzednim założeniem, wyrażał się wzorem (1). W rzeczywistości ruch precesyjny będzie się odbywał dokoła pewnej osi VV_1 , przesuniętej w przestrzeni o pewien kąt w stosunku do osi YY_1 , w związku z czym wzór (1) w sto-

sunku do ruchu obrotowego względem osi YY_1 można nazwać wzorem przybliżonym.

Wzór (1) matematycznie wyprowadza się jak następuje:

Wyobraźmy sobie żyroskop w kształcie tarczy obracającej się w płaszczyźnie XOY dokoła osi ZZ_1 (rys. 118) z szybkością ω . Współrzędne dowolnego punktu A tej tarczy mogą być w pewnym momencie, którego czas przyjmujemy jako równy 0, wyrażone jak następuje

$$\begin{aligned} x &= r \cos \alpha, \\ y &= r \sin \alpha, \\ z &= 0, \end{aligned} \quad (2)$$

gdzie r odległość pomiędzy punktem A od środka tarczy 0, zaś α kąt, który tworzy r z osią OX .

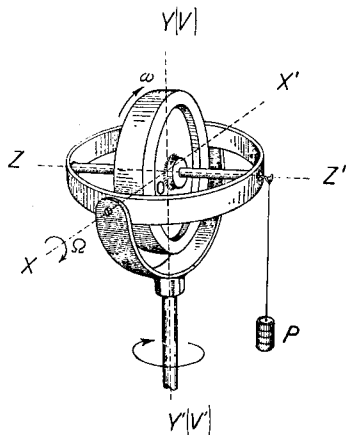
Poddamy tarczę dodatkowemu momentowi obrotowemu dokoła osi XX_1 , przy czym szybkość skrętu powodowana tym momentem niech będzie równa Ω .

Współrzędne punktu A (obecnie A_1 , rys. 119) mogą być wówczas wyrażone w pewnym momencie t jak następuje

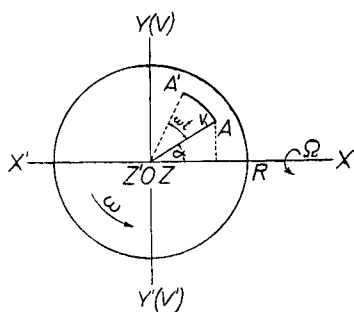
$$\begin{aligned} x &= r \cos (\omega t + \alpha), \\ y &= r \sin (\omega t + \alpha) \cos \Omega t. \\ z &= r \cos (\omega t + \alpha) \sin \Omega t. \end{aligned} \quad (3)$$

Oznaczmy rzuty przyśpieszeń, powstających pod wpływem dodatkowego momentu na trzy osie współrzędnych przez x'' , y'' , z'' . zaś rzuty siły wywołującej ten moment i działającej na punkt A (A_1) z masą m na te same osie przez F_x , F_y i F_z . Te ostatnie wielkości mogą być wyrażone jak następuje

$$\begin{aligned} F_x &= 0, \\ F_y &= -m y'' \sin \Omega t. \\ F_z &= m z'' \cos \Omega t. \end{aligned} \quad (4)$$



Rys. 117. Model żyroskopu



Rys. 118. Schemat pracy żyroskopu

Siła f prostopadła do płaszczyzny tarczy wyrazi się wzorem

$$f = -m z'' \cos \Omega t + m y'' \sin \Omega t. \quad (5)$$

gdzie dodawanie rozumie się jako dodawanie geometryczne. Moment tej siły dokoła pewnej osi YY_1 , przesuniętej w stosunku do osi YY_1 o kąt Ωt będzie

$$M_e = f r \cos(\omega t + \alpha). \quad (6)$$

Podstawiamy do wzoru (6) wartości dla f , y'' , z'' oraz dla m , które możemy wyrazić przez ρ — masę jednostki objętości, jak następuje

$$m = \rho r dr dz \quad (7)$$

i całkujemy wyrażenie dla M_e względem α od 0 do 2π i względem r od 0 do R , gdzie R promień tarczy. W wyniku tych obliczeń otrzymamy jako rezultat działania siły powodującej obrót dokoła osi XX_1

$$M_e = J \Omega \omega \quad (8)$$

$$M_x = 0. \quad (9)$$

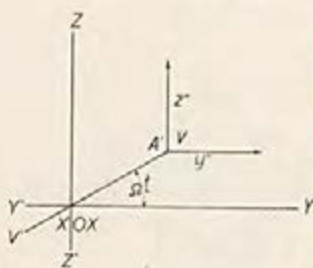
Normalnie w przyrządach pokładowych żyroskop wykonany jest w kształcie płaskiego cylindra. Cylinder ten często nosi nazwę wirnika żyroskopu. Wirnik, obracający się dokoła osi, osadzony w nieruchomej ramce nazywa się żyroskopem o jednym stopniu swobody. Gdy rama, w której osadzona jest oś wirnika, może się obracać prostopadłe do osi żyroskopu, będziemy mieli do czynienia z żyroskopem o dwu stopniach swobody. Żyroskopem o trzech stopniach swobody będzie żyroskop, którego rama z osadzoną w niej osią wirnika będzie z kolei osadzona w drugiej ramie,



Rys. 120. Podwójna rurka Venturi

mogącej się obracać w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny dwu pierwszych ruchów obrotowych. Na rys. 117 pokazany był żyroskop o trzech stopniach swobody.

W lotniczych przyrządach pokładowych żyroskopy najczęściej uruchamiane są pneumatycznie. Komora z umieszczonym w niej żyroskopem jest szczelna. Otwór łączący ją z zewnętrzną atmosferą ma kształt dyszy, skierowanej ku łopatom względnie ku



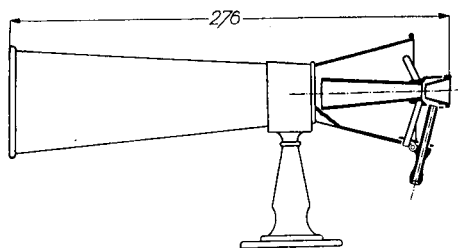
Rys. 119. Schemat pracy żyroskopu

odpowiednim zagłębieniom, wykonanym na obwodzie (bocznej powierzchni) wirnika żyroskopu. Dzięki jednoczesnemu połączeniu wnętrza komory z podwójną rurką Venturi (rys. 120 i 121) w komorze stwarza się podciśnienie — powstaje struga powietrza idąca przez dyszę i uruchamiająca wirnik żyroskopu, stwarzając z niego rodzaj turbinki powietrznej. Przykład takiej turbinki powietrznej pokazany jest na rys. 125.

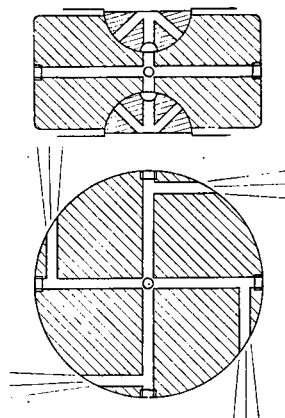
Zamiast rurek aerodynamicznych typu Venturi do stwarzania podciśnień w lotniczych przyrządach pokładowych mogą być stosowane specjalne pompy próżniowe, poruszane przez silnik samolotowy. Obecnie istnieje cały szereg pomp powietrznych tego rodzaju (system Pesco, Eclipse, Romec itd.). Pompy stosują się zwykle w tym wypadku, gdy ilość przyrządów żyroskopowych na samolocie jest większa od jednego.

Pompa próżniowa służąca do uruchomienia żyroskopowych przyrządów lotniczych pobiera około 1 KM i dostarcza w warunkach pracy przy ziemi około 120 l powietrza przy podciśnieniu rzędu 150mm Hg. Normalne obroty pompy wahają się w granicach od 1000—3500 obr/min. Z wysokością wydajność powietrza w litrach (zredukowanych do warunków przy ziemi) zmniejsza się. W ten sposób na wysokości około 6000 m wydajność pompy dochodzi do 50% wydajności przy ziemi. Jako rezerwę pompy próżniowej daje się zwykle dla najbardziej niezbędnego przyrządu żyroskopowego (najczęściej skrzętomierza) jedną rurkę Venturi. Umieszcza się ją w tym wypadku przy deflektorach silnika.

Napęd wirnika żyroskopu może być skuteczniony również przez wykorzystanie sił odporowych (reakcji), powstających przy uchodzeniu strumienia powietrznego z wirnika w kierunku stycznej jego obwodu. W tym wypadku powietrze z atmosfery zewnętrznej



Rys. 121. Podwójna rurka Venturi



Rys. 122. Wirnik żyroskopu z napędem odśrodkowym

prowadzone jest do komory żyroskopu przez otwór w osi przyrządu i jego łożyskach. Na rys. 122 pokazany jest schemat wirnika żyroskopu tego typu.

Najtrudniejszą sprawą do wykonania w przyrządach żyroskopowych są łożyska, ze względu na wielką szybkość obrotową wirników żyroskopowych, dochodzącą w niektórych wypadkach do 14000 obr/min. Łożyska te zwykle wykonywane są jako łożyska kulkowe.

Ostatnio firma Sperry opatentowała stosowanie specjalnych łożysk „powietrznych”.

Wadą łożysk kulkowych jest to, że łożyska te wykonywane z konieczności ze stali powodują dewiację busol magnetycznych, umieszczonych w pobliżu przyrządów żyroskopowych.

Wynalazek nowych łożysk ma na celu zastosowanie w całym urządzeniu żyroskopowym wyłącznie tworzyw amagnetycznych posiadających przy tym jednakowe współczynniki rozszerzalności cieplnej. Dzięki temu unika się niejednakowego rozszerzenia się poszczególnych części łożyska, co w razie większych wahań temperatury może spowodować nieprawidłowe funkcjonowanie tych łożysk.

Istota wynalazku polega na tym, iż do urządzenia żyroskopowego istnieje możliwość doprowadzenia, pomiędzy współdziałające ze sobą powierzchnie łożyskowe, powietrza o ciśnieniu większym niż ciśnienie panujące wewnątrz komory. Doprowadzenie to powinno umożliwiać jednocześnie stały przepływ powietrza w łożyskach.

Na rys. 122 podany jest przykład wykonania takiego łożyska. Łożysko posiada powierzchnie łożyskowe o kształcie kulistym. W klocku stanowiącym podstawę łożyska przewiercony jest we środku kanał, przez który powietrze dopływa do przyrządu z zewnątrz, przechodząc oczywiście uprzednio przez urządzenia filtrujące. W czopie łożyskowym znajduje się kanał, który przypada na oś kanału klocka i następnie łączy się z kanałami znajdującymi się wewnątrz wirnika. Powierzchniom kulistym nadany jest kształt taki, aby luz przy krawędziach był mniejszy od luzu pośrodku w celu przeciwdziałania zbyt szybkiemu uchodzeniu powietrza na zewnątrz i utworzenia dość dużej poduszki powietrznej w miejscu największego obciążenia łożyska. W celu wytworzenia dodatkowych sił, utrzymujących równowagę łożyska i jego położenie środkowe, wykonane są dodatkowe kanaliki w kierunku promieni powierzchni kulistej, biegnące od zewnątrz ku przeciwległym sobie punktom powierzchni gniazda łożyska.

Należy dodać, że wszystkie łożyska powietrzne są w stosunku

do łożysk zwykłych lub kulkowych znacznie większe, co ma na celu osiągnięcie tak małego nacisku na jednostkę powietrznej roboczej łożyska, aby do należytego działania łożyska można było zastosować powietrze o umiarkowanym nadciśnieniu.

Wirnik żyroskopu może być uruchomiony również elektrycznie.

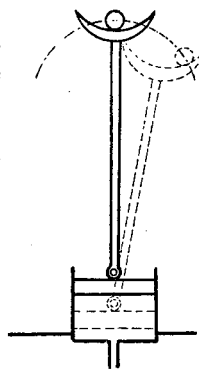
§ 45. Skrętomiernie. Kontroler lotu Badin. Jak już było zaznaczone w końcu § 43 zadaniem skrętomiernia jest wskazywanie powstawania skrętu, kierunku tego skrętu oraz jego szybkości.

Dla budowy skrętomiernia zjawisko żyroskopu może być wykorzystane w następujący sposób: należy oś żyroskopu ZZ_1 (rys. 117) ustawić prostopadle do płaszczyzny symetrii podłużnej samolotu, wówczas skręt samolotu będzie równoznaczny z pokręceniem wirnika żyroskopu dokoła osi XX_1 , dzięki temu ruchowi żyroskop będzie się starał obrócić w prawo lub w lewo dokoła osi YY_1 , leżącej w płaszczyźnie podłużnej symetrii samolotu, względnie do tej płaszczyzny równoległej. W ten sposób wskazówka przyrządu, związana z tą osią da wskazania z dostateczną dla potrzeb lotnictwa dokładnością, odpowiadającą zadaniom skrętomiernia, czyli wskaże pilotowi istnienie skrętu, jego kierunek oraz szybkość.

Żyroskop skrętomiernia jest żyroskopem o dwu stopniach swobody.

Skrętomiernie musi być uzupełniony urządzeniem doprowadzającym jego wskazówkę do położenia zerowego, gdy moment wywołujący ruch precesyjny przestanie działać. Może to być uskutecznione za pomocą sprężyny.

Powrót wskazówki skrętomiernia do zera może odbywać się również w sposób wykonany przez jedną z firm amerykańskich. Sposób ten polega na wykonaniu tłoczka poruszającego się w cylindrze połączonym z zewnętrzną atmosferą. Tłoczek sprężynięty jest z wyciętym w kształcie księżycy szablonem, opierającym się o czop związany z ramą wirnika żyroskopu. Przy wyjściu ramy z położenia równowagi, czop porusza się po łuku, wywołując przesunięcie się tłoczka. Z powodu panującego w atmosferze zewnętrznej w stosunku do wnętrza komory nadciśnienia, tłoczek powraca czop do położenia pierwotnego. Schemat tego urządzenia pokazany jest na rys. 123.



Rys. 123. Szczegół mechanizmu skrętomiernia

W lotnictwie polskim, podobnie jak we francuskim, co już było kilkakrotnie zaznaczone, skrzętomierz jest połączony w jeden przyrząd z chylomierzem poprzecznym i szybkościomierzem. Jest to tak zwany kontroler lotu Badin. Na rys. 124 pokazano wzór 1951 tego przyrządu w wykonaniu f. G. Gerlach. Wymiary puszkki kontrolera lotu wzór 1951 wynoszą $91 \times 56 \times 133 \text{ mm}$. Ciężar całkowity tego kontrolera lotu wynosi 2,950 kg.



Rys. 124. Kontroler lotu Badin

Szybkościomierz umieszczony jest u góry kontrolera lotu w oddzielnej puszcze, dokładnie uszczelnionej i wmontowanej w główną puszkę przyrządu. Pod szybkościomierzem umieszczona jest tarcza skrzętomierza, na samym zaś dole chylomierz poprzeczny.

Szybkościomierz uruchamiany jest za pomocą rurki bezpieczeństwa Badin (rys. 82). Przewody od tej rurki wchodzi do dwu końcówek, znajdujących się u góry, z tyłu puszkki przyrządu. Pierwsza końcówka łączy rurkę aerodynamiczną z wnętrzem puszkki, druga zaś — z wnętrzem znajdującej się w tej puszcze membrany. Do wyprowadzenia tych łączników na

zewnątrz w głównej puszcze kontrolera znajduje się wycięcie.

Szybkościomierze w kontrolerach lotu Badin wykonywane są dotychczas ze skalą 60—260 km/godz i 80—400 km/godz.

Chylomierz poprzeczny składa się z rurki szklanej o zewnętrznej średnicy 10 mm ze stalową kulką po środku. Komory do kompensacji rozszerzania się gazu umieszczone są po obu końcach rurki i ukryte na rysunku pod bokami ramki ochraniającej rurkę. Śruby przymocowują ramkę do puszkki kontrolera lotu. Umocowanie samej rurki do ramki wykonane jest przy pomocy gipsu.

Puszkka kontrolera lotu przytwierdzona jest do tablicy przyrządów za pomocą dwu śrub, wchodzących do odpowiednich otworów w nadlewach z obu boków puszkki. Śruby te wkręcone są następnie do klocków. Przykręcając śruby zaciska się krawędź wycięcia w tablicy przyrządów pomiędzy nadlew puszkki kontrolera i przednią płaszczyznę klocka.

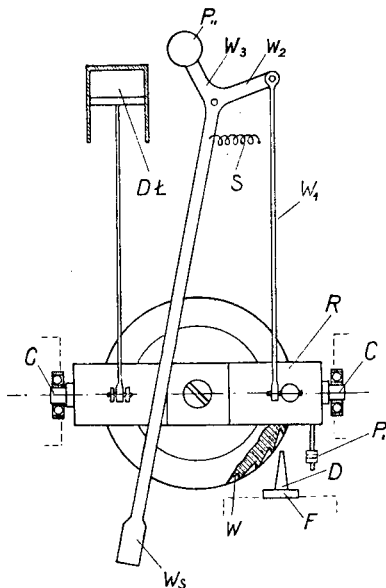
Mechanizm w skřętomięrzach zawarty jest w szczelnej komorze znajdujĄcej się z tyłu przyrzĄdu. Schemat tego mechanizmu przedstawia rys. 125. Mechanizm składa się z następujących części: wirnika W osadzonego ze swoimi łożyskami kulkowymi na mosiężnych czopach wkręconych do aluminiowej ramki R . Czopy mają wywierony otwór w ramce, umożliwiajĄcy smarowanie łożysk wirnika bez potrzeby rozmontowania przyrzĄdu. Ramka aluminiowa posiada ze swojej strony dwa czopy aluminiowe C , wchodzące do łożysk kulkowych, umocowanych w mosiężnych płytkach, zwiĄzanych z puszką skřętomięrza. Na ramce R wisi na śrubce ciężarek P_1 , służyący do fabrycznego wyważania wirnika.

Ruch precesyjny wirnika powstajĄcy przy skręćach samolotu pociĄga za sobĄ ramkę, która z kolei za pomocą systemu dźwigni W_1 , W_2 i W_3 oddziaływuje na wskazówkę W_2 , przesuwajĄcĄ się wzdłuż skali skřętomięrza. System dźwigni zrównoważony jest ciężarkiem P_{11} .

Dodatkowa dźwignia łączy ramkę wirnika z tłoczkiem DL , amortyzujĄcym drobne drgania systemu. Wskazówka wraca do 0 pod wpływem sprężyny S . Dopływ powietrza do wirnika żyroskopu odbywa się przez dyszę D i filtr F . Regulacja przepływu powietrza uskutecznia się za pomocą zaworka, uruchamianego śrubką umieszczoną z boku puszki kontroleru lotu i widoczną na rys. 124. Za pomocą tej śrubki można również całkowicie zamknąć przepływ powietrza.

Poza zwykłym kontrolerem lotu Badin istnieje jeszcze kontroler lotu Badin-Integral, różniący się od pierwszego tym, iż w rozszerzonej w obie strony puszcze przyrzĄdu umieszczony jest chyłomięrz podłużny i variometr. Chyłomięrz podłużny zbudowany jest w tym przyrzĄdzie jako wahadło.

Na rys. 126 pokazany jest skřętomięrz firmy Pioneer, zbudowany jako przyrzĄd połączony tylko z chyłomięrzem po-



Rys. 125. Mechanizm skřętomięrza

przecznym, umieszczonym na jego tarczy. Chyłomierz ten posiada szklaną kulkę. Litery *L* i *Pr*, umieszczone na tarczy oznaczają kierunek (lewy i prawy) skrętu samolotu. Obok przyrządu pokazana jest rurka aerodynamiczna służąca do uruchomienia żyroskopu skrętomierza.



Rys. 126. Skrętomierz Pioneer

Na rys. 127 pokazany jest skrętomierz angielskiej firmy Reid i Sigrist. Oryginalną cechą tego przyrządu jest kształt wskazówki skrętomierza, mającej postać samolociku; poza tym to, że zamiast stosowanego zwykle chyłomierza z kulką zastosowany jest chyłomierz płynowy. Pomiędzy dwiema szklanymi tarczami nalany jest ciemny płyn. Linia poziomu tego płynu gra tu rolę wskaźnika wychyleń samolotu przy locie prostoliniowym i prawidłowości wykonywanych skrętów, podobnie jak to czyni kulka w poprzednio opisanych chyłomierzach.

W celu stwierdzenia równoległości linii poziomu płynu do płaszczyzny horyzontu, na tarczy przyrządu znajdującej się za chyłomierzem wykonane są dwa trójkącki po obu stronach tarczy, skierowane ostrzami w dół.



Rys. 127. Skrętomierz Reid i Sigrist

Zwykle skrętomierze dają wskazania tylko jakościowe. Wskazania ilościowe (*obr/min* szybkości skrętu samolotu) mogłyby być odczytywane tylko w tym wypadku, o ile szybkość obrotowa wirnika byłaby stała, gdyż wówczas moment *M* powodujący ruch precesyjny mógłby

być wyrażony wzorem

$$M = \Omega \text{ const.},$$

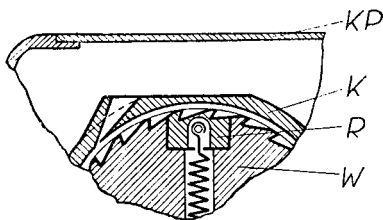
gdzie Ω szybkość skrętu samolotu.

Stalą szybkość obrotową żyroskopu stosunkowo łatwo można

otrzymać w wypadkach, gdy wirnik żyroskopu uruchamiany jest elektrycznie. W skrętomierniach uruchamianych pneumatycznie stałą szybkość obrotów otrzymuje się przez wprowadzenie regulatorów (zaworów) podciśnienia w przewodach, łączących żyroskop z rurką aerodynamiczną lub też pompą próżniową. Podobnego rodzaju regulację wykonała dla przyrządu zapisującego skręty niemiecka firma Askania.

W skrętomierniu systemu Schilovsky do zachowania stałej ilości obrotów wirnika żyroskopowego zastosowano regulator odśrodkowy. Niezależnie od tego, dla zachowania stałości kierunku kąta strugi powietrznej oddziaływującej na wirnik, wprowadzono tam dodatkową komorę, okręcającą się razem z wirnikiem i zastępującą ramkę stosowaną w zwykłych skrętomierniach.

Na rys. 128 pokazany jest szczegół konstrukcji tego skrętomiernia. Na rysunku tym *W* oznacza wirnik, *R* ciężar regulatora odśrodkowego, utrzymywanego w równowadze za pomocą sprężyny, *K* część dodatkowej komory, *KP* komorę główną (puszkę) przyrządu. Gdy obroty wirnika skrętomiernia przekraczają określoną ilość, ciężar *R* ociera się o komorę dodatkową i hamuje wirnik.



Rys. 128. Skrętomierni Schilovsky

Chyłomierz poprzeczny w tym przyrządzie wykonany jest jako wahadło. Schilovsky do swego skrętomiernia zastosował rurki Venturi ustawiane w rurach wydechowych silnika. Rurki te wykonane są, w odróżnieniu od zwykłych blaszanych rurek, ze stali i odporne są na wysokie temperatury gazów spalinowych.

Sprawdzenie prawidłowości działania skrętomiernia polega na sprawdzeniu symetrii jego wskazań. Przyrząd poddaje się skrętom o różnych kierunkach z szybkością, odpowiadającą szybkości skrętu samolotu ($1/4 - 4 \text{ obr/min}$) i obserwuje się, czy wskazania przy skręcie w prawo i skręcie w lewo są zupełnie symetryczne. Poza tym bada się wyważenie przyrządu: przy skrętach, gdy wirnik żyroskopu nie obraca się, wskazówka żyroskopu powinna stać na 0. Niesymetria przyrządu nie może przekraczać 20%.

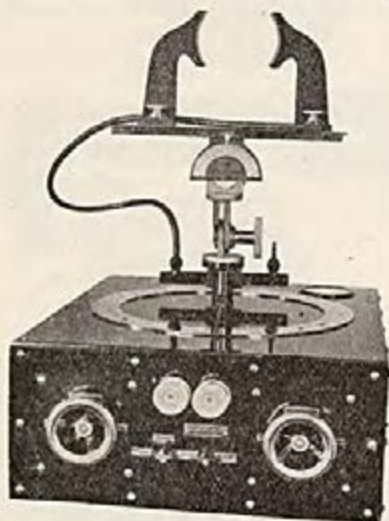
Badania specjalne przyrządu polegają na określeniu przy jakim podciśnieniu przyrząd zaczyna działać (zaczyna dawać wskazania zupełnie wyraźne), czas rozbiegu przyrządu oraz czas dobiegu przyrządu.

Należy również określić ilość powietrza w l/min , które zużywa przyrząd w zależności od podciśnienia.

Na samolocie należy sprawdzić, czy w przyrządzie można otrzymać odpowiednie podciśnienie i żadaną ilość litrów powietrza na minutę.

Skrećtomierz w kontrolerze lotu Badin zużywa około $10 l/min$ przy podciśnieniu około $45 mm$ słupa Hg (litry zredukowane do ciśnienia $760 mm$ słupa Hg i $0^{\circ} C$).

Na rys. 129 pokazany jest przyrząd do badania skrećtomierzy. Podciśnienie doprowadzone jest w tym przyrządzie do podstawy,



Rys. 129. Przyrząd do badania skrećtomierzy

na której umocowuje się badane przyrządy przez rurę leżącą w osi podstawy. Ruch obrotowy podstawy uskutecznia się przy pomocy silniczka elektrycznego za pośrednictwem samohamownej przekładni ślimakowej. Obróty silniczka mogą być regulowane przy pomocy oporników włączonych w obwód tego silnika. Specjalny przelącznik pozwala na zmianę kierunku obrotów silnika. Silnik zbudowany jest na prąd stały. Przy stoisku istnieje urządzenie do zmiany kąta nachylenia przyrządu w dwu płaszczyznach.

Podciśnienie w przewodach przyrządu mierzy się za pomocą rtęciowego manometru.

Przepływ powietrza mierzony jest flowmetrem (rys. 150) zbudowanym podobnie, jak mierniki wskazujące zużycie paliwa. Przyrządy te nazywane są często rotametrami, ze względu na wirowanie (rotatio) pływaka przyrządu pod wpływem przepływu gazu. Do flowmetrów powinny być dołączone tablice ich skalowania w zależności od stałej gazu, którego przepływ się mierzy, temperatury i ciśnienia zewnętrznego.

Przed paru laty rolę przyrządu służącego do wskazywania prawidłowości wykonania skrećtów pełnił bardzo skomplikowany w budowie przyrząd niemiecki pod nazwą „żyrorektor”^{*)}, który jednocześnie dawał pojęcie o przestrzennym położeniu samolotu.

*) Patrz opis żyroreктора: Rehder, Flugzeuginstrumente, str. 87 oraz Stewart, Aircraft Instr. str.166.

Żyrorektor składał się z żyroskopu (wahadła żyroskopowego), wahadła zwykłego oraz plynowego chylomierza podłużnego. Wahadło żyroskopowe utrzymywało w przestrzeni stałe położenie w stosunku do płaszczyzny horyzontu przy pewnym stosunku pomiędzy szybkością obrotów wirnika żyroskopu i szybkością skrętu samolotu. Wahadło to przy ruchach precesyjnych żyroskopu zwierniało obwód silniczka elektrycznego, który powracał to wahadło do poprzedniego położenia.

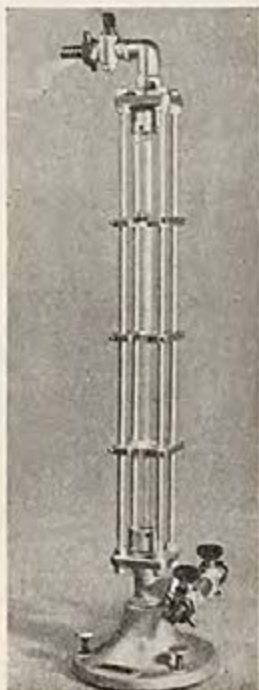
§ 46. Sztuczny horyzont Sperry. Przyrząd, który umożliwia pilotowi określenie przestrzennego położenia samolotu w stosunku do płaszczyzny horyzontu bez widoczności ziemi (horyzontu) nazywa się sztucznym horyzontem. Za pomocą tego przyrządu pilot ma możliwość stwierdzenia poprzecznego i podłużnego wychylenia samolotu.

Najbardziej rozpowszechnionym przyrządem tego typu jest sztuczny horyzont Sperry.

Przyrząd ten zbudowany jest, podobnie jak skrotomierz, na zasadzie zjawiska żyroskopu. Jednak pomiędzy działaniem skrotomierza i sztucznego horyzontu zachodzi poważna różnica: skrotomierz wyzyskuje naturalną właściwość żyroskopu — jego precesję, w sztucznym horyzoncie występuje dążenie do zachowania płaszczyzny wirnika nieruchomo w przestrzeni przy wszelkich wymuszonych wychyleniach wirnika z tej płaszczyzny czyli dążenie do stworzenia takiego układu żyroskopowego, w którym naturalna cecha żyroskopu — jego precesja — byłaby unicestwiona.

Istota patentu Sperry dotycząca sztucznego horyzontu obejmuje właśnie urządzenia antiprecesyjne (kompensujące zjawisko precesji).

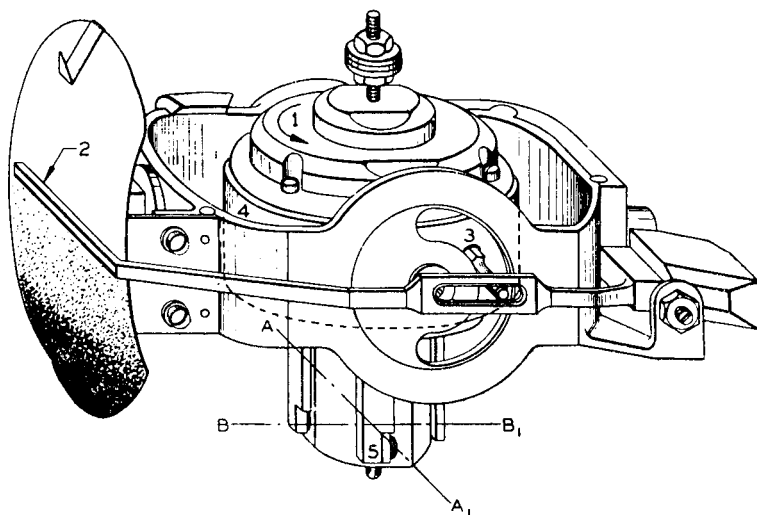
Układ żyroskopowy horyzontu wykonany jest jak następuje (rys. 131): oś wirnika żyroskopu osadzona jest w łożyskach karteru 1. Żyroskop ten posiada wogóle trzy stopnie swobody: może obracać się wokół swojej pionowej osi, razem z karterem wokół poziomej osi tego karteru, osadzonej w ramce 4



Rys. 130. Flowmetr

(oś ta jest równoległa do poprzecznej osi samolotu) oraz razem z ramką $\#$ wokół osi tej ramki, równoległej do osi podłużnej samolotu.

Powietrze napędzające żyroskop wchodzi do przyrządu przez filtr, umieszczony z tyłu puszkii przyrządu (z prawej strony rysunku), następnie przechodzi przez kanał, znajdujący się w osi ramki żyroskopu $\#$ i przez kanały wykonane w ścianie tej ramki (w części tylnej na rysunku). Z kanałów tych przez otwór w osi, na której jest zawieszony karter, powietrze wchodzi do kanalików, znajdujących się z kolei w ściankach tego karteru.



Rys. 131. Sztuczny horyzont Sperry

Strumień powietrza, idący na łopatki wirnika, kierowany jest za pomocą dwu dysz rozchylonych względem siebie o 180° i umieszczonych w bocznych ściankach karteru na końcu powietrznych kanałów, znajdujących się w tych ściankach.

Z wnętrza karteru powietrze wychodzi do puszkii przyrządu przez cztery szczeliny, umieszczone w dolnej części tego karteru w kierunkach AA_1 i BB_1 , równoległych do osi symetrii samolotu.

Z puszkii przyrządu powietrze w dalszym ciągu wychodzi pod wpływem podciśnienia, stwarzanego przez podwójną rurkę Venturi lub też pompe próżniową.

Szczeliny w karterze wirnika są przesłonięte przez zawieszony wahadłowo kłapki 5. Kłapki te nie zamykają szczelin całkowicie i gdy wirnik żyroskopu wraz z karterem znajduje się w równowadze (oś wirnika jest pionowa a płaszczyzna wirnika równoległa do płaszczyzny horyzontu) powietrze wychodzi przez wszystkie cztery szczeliny równomiernie.

Gdy pod wpływem wychylenia poprzecznego lub podłużnego samolotu wirnik żyroskopu będzie wyprowadzony z położenia równowagi, to rozpocznie on swój ruch precesyjny i, gdyby nie istniało odpowiednie urządzenie antiprecesyjne, wychyliłby się on dokoła osi zawieszenia karteru lub też ramki, na której ten karter jest zawieszony.

Gdy jednak ruch precesyjny rozpocznie się, to natychmiast wychyli się odpowiednia para kłapek przy przeciwnych szczelinach dolnego karteru, przy czym, dzięki sposobowi zawieszania tych kłapek, jedna z tych kłapek będzie otwór szczeliny zamykać, druga zaś, jej przeciwległa — otwierać. Wychodzący przez te szczeliny prąd powietrza stworzy siłę odporową (reakcję), która wychyli karter i z nim razem związany na stałe wirnik żyroskopu w kierunku przeciwnym ruchowi precesyjnemu. Dzięki odpowiedniemu dobraniu kłapek, wielkości szczelin, szybkości obrotowej wirnika, jego wymiarów i ciężaru, urządzenie antiprecesyjne w sztucznym horyzoncie Sperry działa tak, że maksymalne wychylenie wirnika żyroskopu z jego położenia równowagi może wynosić $1^{\circ} - 2^{\circ}$, co nie daje się nawet zauważyć.

Karter żyroskopu związany jest ze wskaźnikiem przyrządu — podłużną sztabką 2, tak zwaną linią horyzontu, za pośrednictwem przymocowanej do tego karteru dźwigni, która jest zrównoważona ciężarkiem znajdującym się na końcu przeciwległym w stosunku do wskazówki.

Linia horyzontu naśladuje ruchy wirnika żyroskopu względem puszkii przyrządu, związanej na stałe z samolotem. Oczywiście w rzeczywistości zmienia swe położenie puszka, zaś wirnik żyroskopu zachowuje stałe położenie w przestrzeni.

Gdy wirnik żyroskopu pochyla się w prawo lub w lewo dokoła osi podłużnej samolotu, ruch ten pociąga za sobą bezpośrednio dźwignię wraz ze wskazówką. Gdy wirnik żyroskopu wychyla się dokoła osi prostopadłej do płaszczyzny symetrii samolotu czyli dokoła osi, na której karter jest zawieszony w ramce 4, przesunięcie się linii horyzontu w górę lub w dół uskutecznią się przez ruch dźwigni, spowodowany czopem 3, osadzonym w karterze żyroskopu.

Dla zrobienia wskazań żyroskopu bardziej przejrzystymi na

przodzie puszki przyrządu (rys. 132) umieszczona jest sylwetka samolociku. Pilot widzi linię sztucznego horyzontu przesuwającą się względem samolociku w górę i w dół względnie pochylenie tej linii w prawo lub w lewo.

Gdy samolot zniża lot, otrzymuje się wrażenie, że samolot skierowuje się w dół od linii horyzontu, gdy samolot podnosi się samolot również idzie do góry w stosunku do linii horyzontu.



Rys. 132. Sztuczny horyzont Sperry

Do ramki żyroskopu przymocowana jest blacha pomalowana na kolor niebieski, naśladująca jak gdyby sklepienie niebieskie. Na tle tej tarczy przesunięcia się linii horyzontu pokrytej jasną farbą (masą świetlną) są bardzo wyraźne i dają pilotowi przy pomocy przyrządu większe poczucie rzeczywistości obserwacji prawdziwych ruchów samolotu w stosunku do rzeczywistego horyzontu.

Blacha, będąc związana z ramką żyroskopu, przechyla się również względem puszki przy ruchach poprzecznych wirnika żyroskopu. Do blachy przymocowany jest u góry dodatkowy wskaźnik. Przy pomocy tego wskaźnika i skali umieszczonej na puszcze na obwodzie szybki, przez którą obserwuje się ruchy linii horyzontu, można określać kąt wychylenia bocznego samolotu.

Sztuczny horyzont daje wskazania prawidłowe przy wychyleniach bocznych do $\pm 90^\circ$ i wychyleniach podłużnych do $\pm 60^\circ$.

Samo wyjaśnienie zasady działania sztucznego horyzontu Sperry dowodzi, że wykonanie przyrządu musi być specjalnie precyzyjne: wyważenie statyczne i dynamiczne, dobór oporu łożysk itp. W związku z tym, gdy np. skrzętomiernik może być naprawiony przez każdego precyzyjnego mechanika, obznajmionego z techniką przyrządów pokładowych, najdrobniejsza naprawa sztucznego horyzontu Sperry musi być dokonana przez samą wytwórnię lub też specjalne stacje obsługi, posiadające cały szereg dobranych sprawdzianów i czujników oraz dokładne instrukcje dotyczące badania poszczególnych części przyrządu.

Sprawdzanie działania już gotowego przyrządu Sperry (próby odbiorcze) odbywa się w następujący sposób: sztuczny horyzont łączy się z pompą, dającą podciśnienie rzędu 90 mm słupa Hg i sprawdza się czas rozbiegu. Przyrząd powinien ustawić się

w normalnym położeniu w ciągu czasu nieprzekraczającego 1 *min.* Przyrząd jest gotów do dalszych prób po upływie 3—5 *min.* od chwili ustalenia się wskaźnika w położeniu normalnym. Po upływie tego czasu, trzymając przyrząd w rękę, wychylamy wskaźnik przyrządu od normalnego położenia w górę i w dół o 22,5 *mm.* Wychylenie to odbywa się za pomocą ruchów przechodzących zakres działania przyrządu, a więc zakres działania urządzenia antiprecesyjnego. Gdy wychylenie ma miejsce przyrząd ustawia się znowu w położeniu ściśle poziomym. Powrót do normalnego położenia wtedy nie powinien przekroczyć w obu wypadkach 6 *min.* Następnie wskaźnik przyrządu wychyla się w prawo i w lewo o 30°. Powrót do normalnego położenia z obu położen bocznych nie powinien również przekroczyć 6 *min.*

Należy również ustalić różnicę pomiędzy czasem powrotu z odchylenia górnego i dolnego oraz pomiędzy czasem powrotu z obu odchylen bocznych. Różnice te nie mogą przekraczać 1 *min.*

O ile czas, przy którejkolwiek z tych prób przekroczy normę, przyrząd musi być poddany ponownej fabrycznej regulacji.

Przy montażu przyrządu na samolocie należy sprawdzić podciśnienie panujące w obwodzie przyrządu. W tym celu do otworu zamkniętego normalnie na zakrętkę i położonego symetrycznie do otworu zakańczającego obwód podciśnienia przy przyrządzie, włącza się manometr. Wartość podciśnienia nie może przekraczać 88—139 *mm* słupa *Hg.*

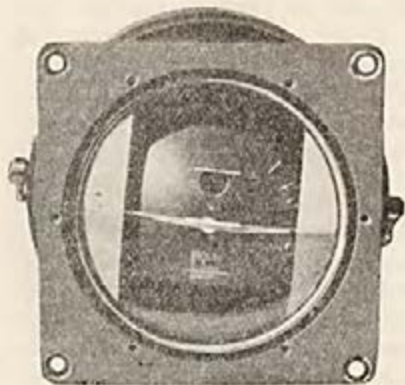
W wypadku, gdy horyzont sztuczny jest uruchamiany za pomocą rurki aerodynamicznej, przy większym podciśnieniu należy rurkę oddalić od śmigła względnie zmniejszyć przekrój przewodów. W wypadku zbyt małego podciśnienia, należy rurkę zbliżyć do śmigła względnie dać większy przekrój przewodów. Normalnie dla sztucznego horyzontu Sperry stosuje się rurki metalowe o \varnothing 7,9—9,5 *mm.*

Sprawa amortyzacji przyrządów Sperry była szczegółowo omówiona przy opisie montażu przyrządów pokładowych w § 7, gdzie między innymi pokazano tablicę przyrządów zamortyzowaną według systemu Sperry przy pomocy amortyzatorków Lord. Należytą amortyzację sprawdza się zwykle przy pomocy czujnika (wibrometru).

Średnica puszki sztucznego horyzontu Sperry wynosi 111 *mm,* długość puszki 156 *mm,* ciężar 1,6 *kg.* Przyrząd przy podciśnieniu około 100 *mm* słupa *Hg* pobiera około 20 *l* powietrza na minutę (litry zredukowane do 760 *mm* słupa *Hg* i 0° C).

§ 47. Sztuczny horyzont Cerini. Gyroclinometry. Sztuczny horyzont systemu Cerini wykonywany przez firmę Ottico Meccanica Italiana odróżnia się od sztucznego horyzontu Sperry

wykonaniem urządzenia antiprecesyjnego oraz tym, że wskaźnik przyrządu włoskiego posiada kształt samolociku, który przy wychyleniach bocznych przesuwają się względem tarczy, tworzącej jego tło, zaś przy wychyleniach podłużnych poruszają się razem z tą tarczką względem linii poziomej narysowanej na puszcze. Ruchy wskaźnika są w tym wypadku zgodne z ruchami rzeczywistymi samolotu, podczas gdy w przyrządzie Sperry miały kierunek odwrotny. Na rys. 153 pokazana jest fotografia tego przyrządu, zaś na rys. 154 jego przekrój podłużny i częściowy widok z przodu.

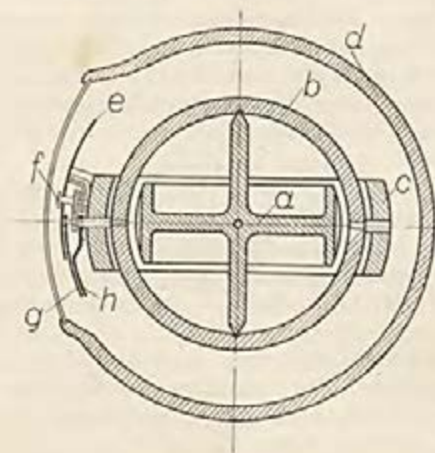


Rys. 133. Sztuczny horyzont Sperry

posiadającej z przodu okienko zamknięte przezroczystą szybą. Przez szybę widoczna jest tarcza *e* przytwierdzona do pierścienia

Żyroskop *a* (rys. 154) napędzany powietrzem i zawieszony na przegubie kardanowym (pierścienie wewnętrzne *b* i *c*), zawarty jest w szczelnej osłonie *d*.

Żyroskop *a* (rys. 154) napędzany powietrzem i zawieszony na przegubie kardanowym (pierścienie wewnętrzne *b* i *c*), zawarty jest w szczelnej osłonie *d*.



(Opis inż. Cerini)

Rys. 134. Sztuczny horyzont Cerini-OMI

nia *c*. Przed tarczą znajduje się wskazówka *f* (na rysunku nie ma ona kształtu samolociku) połączona za pomocą kół zębatach

i czopów z wewnętrznym pierścieniem *b*. W normalnym położeniu samolotu wskazówka powinna zajmować położenie poziomej średnicy szybki przyrządu.

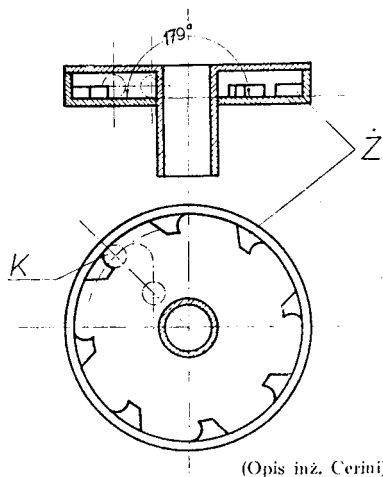
Urządzenie antiprecesyjne w sztucznych horyzontach Cerini wykonano w następujący sposób: wewnątrz przyrządu wykonana jest zamknięta oprawa (rys. 135) umieszczona współosiowo z osią żyroskopu, ale obracająca się niezależnie od niej; oprawa ta napędzana jest przez osź żyroskopu za pośrednictwem przekładni kół zębatach. Oprawa posiada na swym obwodzie żeberka \tilde{Z} ukształtowane tak, że mogą one zbierać podczas obrotu oprawy znajdujące się wewnątrz ciała stałe np. kulki *K* (będące pod wpływem sił odśrodkowych) i przenosić je z najniższego położenia oprawy, gdy jest ona nachylona do najwyższego położenia zewnętrznych a następnie umożliwiać spadanie tych kulek z powrotem do najniższego położenia, co następuje po obrocie się oprawy o pół obrotu.

Jak widać z powyższego siła antiprecesyjną będzie tu ciężar kulek, działający na oprawę w płaszczyźnie pionowej pod kątem 90° w stosunku do płaszczyzny pionowej, w którym leży wektor siły powodującej wychylenie oprawy. Okazuje się, że urządzenie powyższe najlepiej pracuje, gdy dno oprawy wykonane jest w kształcie stożka o kącie rozwarcia 179° .

Zamiast kulek, po odpowiednim przerobieniu oprawy, może być stosowany również jakikolwiek płyn np. rtęć. W tym wypadku zamiast żeberek używane są zbiorniczki z odpowiednimi zaworami, czerpaki kubekowe itp.

W celu utrzymania żyroskopu w stanie spoczynku w położeniu pionowym, środek ciężkości żyroskopu znajduje się poniżej osi jego zawieszenia, czyli wirnik wisi jak wahadło; gdy wirnik osiągnie przepisaną lub wyższą ilość obrotów, specjalne ciężarki (nie pokazane na rys. 134) osiągają dzięki sile odśrodkowej wyższe położenie i środek ciężkości przyrządu przenosi się wyżej.

Ostatnie typy sztucznych horyzontów Cerini posiadają urzą-



(Opis inż. Cerini)
Rys. 135. Urządzenie antiprecesyjne

dzenia wahadłowe (chyłomierze poprzeczne) do stwierdzenia prawidłowości wykonania wirażu.

Urządzenie to polega na zawieszeniu pod tarczą główną widoczną przez okienko przyrządu dodatkowej tarczy g , która może się wahać na osi swego zawieszenia, jak wahadło. W tarczy głównej i w tarczy g wykonane są okienka, przez które widać odpowiednio barwione części samej tarczy g i na stałe zamocowanego pod tą tarczą wycinka h . Wzajemne ustosunkowanie się tarczy głównej, tarczy dodatkowej i wycinka h powoduje widok odpowiednich barw przez okienka a więc daje możliwość sprawdzenia czy skręt odbywa się prawidłowo.

Zaletą sztucznego horyzontu Cerini w stosunku do opisanego wyżej horyzontu Sperry jest stosunkowo niewielka ilość obrotów, wykonywana przez wirnik żyroskopu przyrządu. Płóść ta wynosi zaledwie 4000 *obr/min*. Płóść obrotów może być bezpośrednio mierzona dzięki temu, iż urządzenie antiprecesyjne (zamknięta wewnętrzna oprawa z kulkami) obraca się ze znacznie mniejszą ilością obrotów. Na oprawie urządzenia antiprecesyjnego umieszczony jest znak w kształcie białej plamki. Przez odpowiedni otwór w tarczy przyrządu istnieje możliwość obserwacji ruchu powierzchni z plamką i obliczania na sekundomierzu odstępów czasu pomiędzy jej ukazowaniami się czyli liczenie obrotów oprawy. Znając przekładnię obrotów oprawy i wirnika można określić w ten sposób w każdej chwili ilość obrotów tego wirnika. Urządzenie to jest bardzo pożyteczne przy laboratoryjnych badaniach przyrządu, gdyż pozwala na obiektywne określenie, czy przyrząd posiada już dostateczną ilość obrotów, mianowicie pozwala na ustalenie rozbiegu i dobiegu przyrządu, warunków pracy przyrządu zależnie od podciśnienia itp.

Przyrząd Cerini posiada stosunkowo duże kształty. Największa średnica puszkii wynosi 155 *mm*, przy długości 135 *mm*. Ciężar przyrządu wynosi 1,870 *kg*. Przyrząd działa poprawnie przy wychyleniach bocznych do 70°, przy wychyleniach podłużnych zachowuje równowagę nawet przy obracaniu przyrządu o 360°.

Wadą przyrządu jest pewna histereza przyrządu, występująca przy wychyleniach bocznych ponad 70°. Ponadto montaż tego przyrządu jest dość trudny, gdyż wymaga zakładania przyrządu z tyłu tablicy oraz znalezienia dodatkowego punktu oparcia poza tablicą. Filtr przyrządu zbudowany jest jako oddzielna puszka połączona z przyrządem za pomocą dwu rurek gumowych. Jedno złącze do przyłączania tej gumowej rurki widoczne jest na fotografii przyrządu (rys. 135) z lewej strony.

Najnowsze typy przyrządów Cerini w wykonaniu Polskich Zakładów Optycznych mają kształty zbliżone do kształtów sztucznego horyzontu Sperry i mogą być montowane z przodu tablicy jak normalne seryjne przyrządy pokładowe.

Przyrząd zużywa przy podciśnieniu rzędu 80 mm około 10 l powietrza na minutę czyli mniej więcej połowę tego, co sztuczny horyzont Sperry.

Poza opisanymi wyżej sztucznymi horyzontami istnieje w lotnictwie szereg przyrządów żyroskopowych, przeznaczonych do orientacji co do położenia przestrzennego samolotu bez pełnej kompensacji precesji.

W tych przyrządach oś wirnika żyroskopu pod wpływem ruchów precesyjnych ma możność zakreślania pewnego stożka skierowanego ostrzem ku dołowi. Pod wpływem tarcia rozwartej podstawy tego stożka o łożysko, oś wirnika żyroskopu powraca do położenia pionowego, dzięki czemu sam wirnik pozostaje w płaszczyźnie pionowej i może odgrywać rolę płaszczyzny horyzontu.

Ruch osi wirnika nosi w tym wypadku nazwę tłumionej stożkowej precesji. Oczywiście, zjawiska te będą miały miejsce tylko w tym wypadku, o ile nie wejdą w grę dodatkowe przyspieszenia boczne.

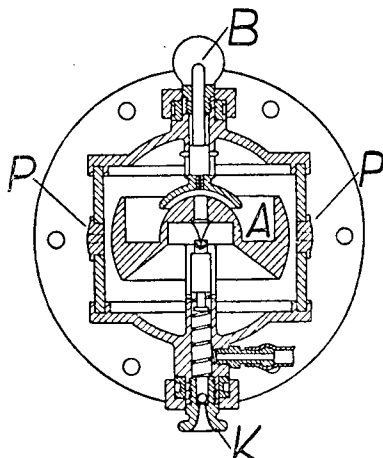
Jako przykład przyrządów zbudowanych na powyższej zasadzie może służyć żyroskopowy clinometr Badin-Aera, gyroclinometr świetlny Le Prieur Bonneau, przyrządy Garnier i Hebrard.

Są to przyrządy obecnie stosowane lub które były w użyciu w lotnictwie francuskim.

Wirniki tych żyroskopów napędzane są pneumatycznie, z wyjątkiem przyrządu Hebrard, w którym wirnik napędzany jest przez silnik samolotowy przy pomocy giętkiego wążka.

Na rys. 136 pokazany jest clinometr żyroskopowy Aera.

Przyrząd składa się z wirnika *A*, umieszczonego w szczelnym naczyniu ze szklanymi ściankami w kształcie cylindra. Powietrze wyciągane jest z przyrządu przez otwór *F*, który łączy przyrząd z podwójną rurką Venturi. Do otworu *F* powietrze



(Katalog f. Aera)

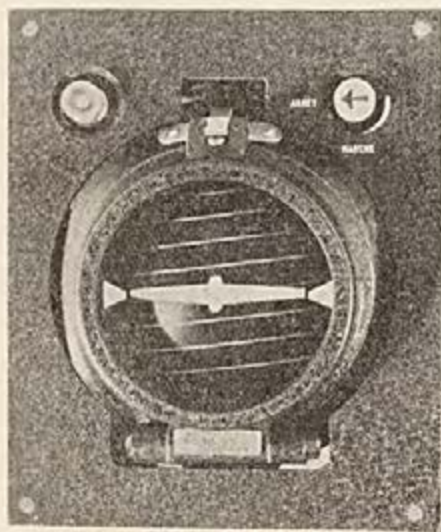
Rys. 136. Gyroclinometr Aera

dostaje się przez spiralne kanały w łożysku *L*. Wentyl kulkowy *K* reguluje podciśnienie w przyrządzie. Powietrze wchodzi do przyrządu przez otwory *P* i *P*₁ i trafiając na drobne zagłębienia wirnika, wprowadza go w ruch obrotowy.

W celu obserwacji przyrząd ustawia się na poziomie oczu pilota. Na obrzeżu wirnika namalowane są dwie białe linie. Pośrodku bocznych ścianek naczynia przyrządu wykonana jest trzecia linia położona pomiędzy liniami wirnika. Gdy przyrząd jest w położeniu równowagi wszystkie trzy białe linie muszą być względem siebie równoległe.

Dla transportu wirnik przyrządu musi być zablokowany przy pomocy śrubki *B*.

§ 48. Elektryczny sztuczny horyzont Alkan. Jako przykład sztucznego horyzontu z żyroskopem uruchamianym elektrycznie może służyć sztuczny horyzont francuskiej firmy Alkan (typ 100, model 1935).



Rys. 137. Sztuczny horyzont Alkan

Przyrząd ten (rys. 137) umieszczony jest w puszcze, którą obchwytuje płaska ramka, przymocowana do tej puszki śrubami znajdującymi się po obu bokach puszki. Ramka z kolei przymocowana jest na stałe do tabliczki pionowej, posiadającej wycięcia dla przedniej wykonanej ze szkła ścianki puszki przyrządu, przez którą jest widoczny wskaźnik horyzontu, oraz dla dwu rączek. Pierwsza z tych rączek służy do uruchamiania wyłącznika elektrycznego przyrządu, mieszczącego się w tylnej części puszki, druga zaś stanowi zakończenie śruby, za pomocą której można zmieniać położenie puszki w stosunku do pionowej tabliczki.

Połączenie między ramką obchwytną puszkę i tabliczkę pionową jest elastyczne, wykonane przy pomocy trzech amortyzatorów. Każdy z tych amortyzatorów posiada kształt poduszki gumowej, której środek przymocowany jest jedną śrubą do

występów tabliczki, zaś obrzeża dociśnięte są do płaskiej ramki za pośrednictwem nakładki z pierścieniami.

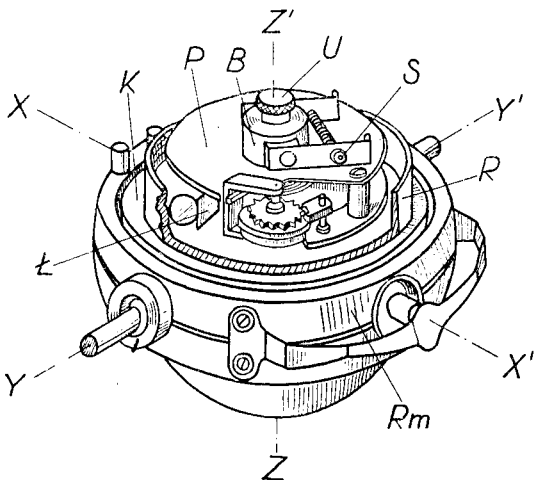
Dzięki temu tabliczka horyzontu Alkan przymocowuje się już do samej tablicy przyrządów pokładowych samolotu bez żadnej dodatkowej amortyzacji, jedynie za pośrednictwem czterech zwyczajnych śrub.

Wymiary tabliczki horyzontu Alkan, odpowiadające miejscu zajmowanemu przez ten przyrząd na tablicy przyrządów, wynoszą $155 \times 190 \text{ mm}$.

Ciężar zaś całego przyrządu łącznie z urządzeniem amortyzacyjnym wynosi $3,5 \text{ kg}$.

Doprowadzenie prądu do przyrządu mieści się podobnie jak i wyłącznik prądu w tylnej części puszk i wykonane jest w postaci dwubiegunowego gniazdka wtyczkowego.

Żyroskop przyrządu posiada trzy stopnie swobody. Wirnik żyroskopu obraca się w płaszczyźnie poziomej dokoła osi ZZ' , osadzonej w karterze K (rys. 158); karter żyroskopu może wykonywać ruch obrotowy dokoła osi XX' , osadzonej w ramce Rm i równoległej do osi symetrii samolotu; ramka Rm może wykonywać ruch obrotowy dokoła osi YY' , osadzonej w puszcze przyrządu i prostopadłej do pierwszych dwu osi.



(Katalog f. Aera)

Rys. 138. Szczegóły konstrukcji sztucznego horyzontu Alkan

Wskaźnik przyrządu wykonany w kształcie poszerzonej pośrodku linijki i przymocowany jest na sztywno na obu swych końcach do ramki Rm żyroskopu. Wskaźnik ten służy do wskazywania podłużnych wychyleń samolotu. Ruchy wskaźnika odbywają się łącznie z tarczą, przymocowaną do karteru żyroskopu przez otwór wykonany w ramce Rm z tyłu wskaźnika. Na tarczy wykonany jest szereg równoległych linii. Linie te związane z obrotem karteru dokoła osi XX' i zachowujące zawsze

położenie poziome w przestrzeni, określają wychylenie boczne samolotu.

Oczywiście, wskazania takie będą zawsze mniej przejrzyste, niż wskazania np. sztucznego horyzontu Sperry i Cerini, gdzie wszystkie wychylenia samolotu w stosunku do płaszczyzny pionowej odbywają się przy pomocy jednego wskaźnika.

Wirnik żyroskopu stanowi jednocześnie wirnik silnika elektrycznego i zbudowany jest jako pierścień żelazny osadzony na osi ZZ.

Uzwojenie silnika, jego stójnik, wykonane są wewnątrz karтеру żyroskopu. Wszystkie przewody elektryczne w przyrządzie są z drutu izolowanego. Połączenie pomiędzy przewodami karтеру i ramki, jak również pomiędzy przewodami ramki i puszki wykonane są za pośrednictwem sprężynowych kontaktów, umieszczonych w łożyskach osiowych odpowiednich części przyrządu. Dzięki temu wszystkie masy przewodów elektrycznych mogą być dokładnie zrównoważone i nie wywołują w układzie żyroskopowym dodatkowych momentów.

Uzwojenie silnika jest zasilane prądem stałym przerywanym. Przerywanie odbywa się za pomocą przerywacza umieszczonego u spodu karтеру. Mimośród osadzony na osi wirnika wprowadza w ruch przerywacz wykonany z tungstemu.

Wadą tego typu silnika jest brak momentu rozruchowego, który musi być nadany z zewnątrz; nadaje się go ręką przez pokręcenie moletowanej główki U , stanowiącej zakończenie osi wirnika, po otwarciu przedniej ścianki przyrządu, jak to jest pokazane na rys. 159.

Wada ta częściowo kompensowana jest prostotą konstrukcji silnika i możliwością przyłączenia go bezpośrednio do sieci prądu stałego samolotu (24 V) bez potrzeby przekształcania tego prądu (np. na prąd trójfazowy).

Maksymalne zapotrzebowanie prądu przez przyrząd nie przekracza 0,5 amp.

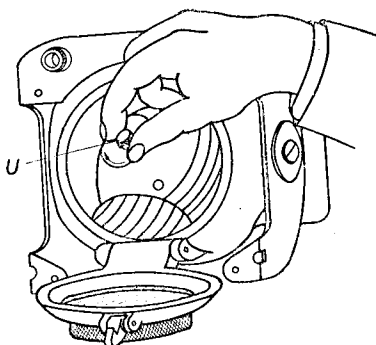
W celu uniknięcia w zewnętrznych obwodach elektrycznych zjawisk, które mogłyby wprowadzać zakłócenia w odbiorze radiowym na samolocie, w tylnej części puszki umieszczone są filtry w postaci układu kondensatorów i cewek indukcyjnych.

Urządzenie antiprecesyjne przyrządu Alkan, podobnie jak w sztucznym horyzontie Cerini, wykonane jest na zasadzie wyzyskania momentu, powstałego na skutek ciężaru dodatkowej masy, wirującej razem z wirnikiem żyroskopu.

Urządzenie to uwidoczniło na rys. 158. Na osi wirnika ZZ' pod główką osadzony jest również na tej osi bęben B. Normalnie ta część przyrządu jest przykryta zasłoną widoczną na rys. 159.

Pod bębniem mieści się mechanizm *P*, osadzony na osi wirnika koncentrycznie z bębniem, ale związany z tą osią tylko za pośrednictwem ślizgaczy *S*, dociskanych do bębna za pomocą sprężyny znajdującej się pomiędzy tymi ślizgaczami. Mechanizm *P* toczy się na trzech kółkach po szynie *R* osadzonej na karterze wirnika *K*. Na rysunku widoczne jest tylko jedno kółko które w odróżnieniu od dwu pozostałych posiada dodatkowo osadzone kółko zębate, sprzężone z kotwiczką ustawioną na mechanizmie *P*.

Zębate kółko ma za zadanie hamowanie ruchu mechanizmu *P*. Opór powstały pomiędzy zębami tego kółka i kotwiczką, jak wykazuje doświadczenie, wzrasta prawie proporcjonalnie do drugiej potęgi szybkości kółka, dzięki czemu mechanizm *P* nie ma ruchu synchronicznego w stosunku do wirnika żyroskopu, ale kręci się prawie zawsze z jednakową szybkością, znacznie mniejszą od szybkości wirnika.



(Katalog f. Aera)

Rys. 139. Uruchamianie sztucznego horyzontu Alkan

W mechanizmie *P*, pomiędzy dwiema łopatkami *L*, rozstawionymi jedna w stosunku do drugiej o kąt 90° (na rysunku widoczna jest tylko jedna łopátka) wpuszczona jest kulka, stanowiąca właśnie ową dodatkową masę służącą do wywołania momentów antiprecesyjnych.

Gdy żyroskop jest w równowadze, kulka robi swój obrót dookoła osi wirnika z pewną stałą szybkością. Oczywiście jest, iż siła ciężkości kulki wywołuje w żyroskopie w każdej chwili pewien moment obrotowy (pewną precesję) dookoła osi żyroskopu, która leży w płaszczyźnie, przechodzącej przez środek ciężkości kulki i oś wirnika.

Przy ruchu równomiernym kulki wypadkowa tych wszystkich momentów będzie równa zeru.

Gdy równowaga żyroskopu będzie naruszona — wirnik żyroskopu nachyli się wraz ze swym karterem i mechanizmem *P*, kulka znajdzie się przez czas dłuższy w pewnej (pochylonej) części swej orbity, wówczas wypadkowa momentów precesyjnych, wywołanych kulką przestanie być równa zeru i zacznie działać w płaszczyźnie odchyłonej o 90° od kierunku wychylenia

żyroskopu czyli przeciwstawiając się momentowi zewnętrznemu, który spowodował naruszenie równowagi.

Przy większych wychyleniach zjawisko powodowane działaniem kulki zwiększy się dzięki uderzeniu jej o łopatki mechanizmu oraz dzięki temu, że kotwiczka przy zębatym kółku zawieszona jest mimośrodowo w stosunku do swego środka ciężkości, co przetrzymuje kulkę w jej najniższym położeniu, gdyż zahamowuje ruch mechanizmu *P*. Położenie systemu łopatek chroniące przed zahamowaniem mechanizmu *P*, gdy kulka znajduje się u góry, zabezpieczone jest przez umieszczenie na tym mechanizmie pewnego dodatkowego ciężaru, związanego z nim na stałe.

W rzeczywistości powyższe urządzenie antiprecesyjne nie usuwa całkowicie zjawiska precesji, lecz tylko je zmniejsza powodując nutacyjny ruch osi wirnika żyroskopu w powierzchni stożka o rozwarciu nie przekraczającym $10 - 20'$, co jednak nie daje się całkowicie zauważyć.

Sztuczny horyzont Alkan, podobnie jak przyrząd Cerini, nie ma właściwie ograniczeń w działaniu w stosunku do kątów wychYLENIA samolotu, dzięki czemu nadaje się do samolotów akrobacyjnych. Należy jednak zaznaczyć, że w razie wykonywania np. przez samolot beczki, gdy czas przejścia osi YY' koło położenia pionowego nie jest bardzo mały, kulka w urządzeniu antiprecesyjnym przyrządu może powstrzymać swój bieg kołowy, naruszając w ten sposób działanie całego urządzenia. W wyniku tego sztuczny horyzont wyjdzie całkowicie z równowagi i powróci do niej czyli zacznie na nowo wskazywać prawidłowo wychYLENIA samolotu dopiero po upływie pewnego czasu, który wynosi zwykle parę minut.

§ 49. Żyroskopowy wskaźnik kursu. Cloutring. Wykorzystanie busoli magnetycznej do utrzymania kierunku lotu w linii ściśle prostej jest prawie zupełnie niemożliwe: najmniejsze wychYLENIE boczne samolotu powoduje wahania busoli, z powodu których pilot w najlepszym razie będzie prowadził samolot po linii falistej, poza tym w wypadku lotu bez widoczności zewnętrznej z busołą zwykłą, czyli z powodu tak zwanego błędu północnego, prowadzenie samolotu może się skończyć nawet katastrofą.

Busola magnetyczna daje wskazania prawidłowe tylko przy locie prostoliniowym, podczas którego nie występują żadne przyspieszenia.

W celu utrzymania stałego kursu istnieją poza skrętomierzem przyrządy specjalne. Jednym z nich, najbardziej rozpowszechnionym, jest żyroskopowy wskaźnik kursu (Directional Gyro) firmy Sperry. Przyrząd ten wykazuje odchylenia samolotu od

zalożonego kursu w wielkościach kąta skrętu podczas, gdy skrętomierz wskazywał tylko kierunek i szybkość tego skrętu. W związku z powyższym żyroskopowy wskaźnik kursu jest jak gdyby dodatkową busolą na samolocie, niezależną od przyspieszeń i nachyleń. Nie może on jednak, jak to już było zaznaczone, nosić nazwy busoli⁹⁾, gdyż nie ustawia się samodzielnie w stosunku do stron horyzontu, lecz musi być nastawiony odręcznie według wskazań właściwej busoli, wykorzystując w tym celu chwile spokojnego lotu.

Żyroskopowe wskaźniki kursu buduje się obecnie z chylomierzami poprzecznymi w tym celu by te przyrządy umożliwiały również śledzenie prawidłowości wykonywania skrętów. Nie mogą jednak one w tym połączeniu zastąpić sobą skrętomierzy, gdyż pojęcie o szybkości skrętu można by tylko otrzymać z szybkości przesuwania się tarczy przyrządu, wykonanej podobnie jak róża w busolach kulistych, co oczywiście jest bardzo trudne do uchwycenia.

Na rys. 140 podany jest widok przedniej części żyroskopowego wskaźnika kursu Sperry, zaś na rys. 141 sfotografowane jest wnętrze żyroskopowego wskaźnika.

Mechanizm żyroskopowy składa się z wirnika, poruszającego się jak turbinka powietrzna przy pomocy podciśnienia wywołanego bądź podwójną rurką Venturi, bądź też przez pompę próżniową. Przy podciśnieniu rzędu 100 mm słupa Hg, przyrząd pobiera około 20 do 25 litrów powietrza (litry zredukowane do ciśnienia 760 mm słupa Hg i 0°C).

Wirnik żyroskopu osadzony jest w płaszczyźnie pionowej i związany jest z pionową ramką mogącą się obracać dokoła



Rys. 140. Żyroskopowy wskaźnik kursu Sperry



Rys. 141. Mechanizm żyroskopowego wskaźnika kursu Sperry

⁹⁾ W literaturze rosyjskiej przyrząd ten nosi nazwę „półbusoli”.

swej pionowej osi. Do ramki przymocowany jest pierścień z podziałką stopniową (różą przyrządu) widoczną przez okienko mieszczące się z przodu puszkę wskaźnika.

Przy obrocie wirnik zachowuje swą płaszczyznę obrotu w ten sposób, że gdy przy skrętach samolotu puszka przyrządu bierze udział w ruchu samolotu, róża przyrządu związana z wirnikiem pozostaje w przestrzeni nieruchoma i przy pomocy kreski kursowej, wykonanej na puszcze, pozwala na określenie kąta odchylenia samolotu od kursu.

Ruch precesyjny, mogący wyprowadzić wirnik z jego zasadniczej płaszczyzny obrotowej może powstać przez pociąganie wirnika przez ruch samolotu przekazywany tarciami w łożyskach, poza tym wyprowadzenie wirnika z jego płaszczyzny wirowania (płaszczyzny pionowej przechodzącej przez kierunek kursu samolotu) jest wywołane ruchem obrotowym ziemi.

W celu przeciwdziałania pierwszemu z tych zjawisk posuwa się technikę wykonania przyrządu do możliwie osiągalnych granic; w celu przeciwdziałania drugiemu z tych zjawisk na ramce wirnika osadzony jest specjalny dodatkowy ciężarek. Ciężarek ten stara się wychylić wirnik dokoła osi prostopadłej do osi wirnika; w wyniku tego wychylenia otrzymuje się ruch precesyjny dokoła osi pionowej o kierunku odwrotnym do ruchu wywołanego obrotem ziemi, co w rezultacie utrzymuje wirnik w założonej płaszczyźnie pionowej, przechodzącej przez kierunek kursu lotu. Oczywiście jest, że wielkość ciężarka będzie zależać od szerokości geograficznej dla której przeznaczone są przyrządy.

W celu ustawienia róży wskaźnika w określonym położeniu, na przodzie puszkę pod okienkiem znajduje się guzik. Przy pociśnięciu tego guzika następuje sprężenie stożkowego kółka zębatego, osadzonego na sztyfcie, którego zakończenie stanowi guzik ze stożkowym kołem zębatym, związanym z ramką służącą za podstawę róży. To koło zębate widoczne jest wyraźnie na rys. 141.

Obracając guzik, obraca się w ten sposób jednocześnie różę, po dokonanym obrocie guzik należy natychmiast wyciągnąć z powrotem.

Wobec tego, iż kompensacja wychyleń wirnika żyroskopu nie może być idealna, wskazania róży przyrządu należy co 15 min. sprawdzać podczas lotu ze wskazaniem busoli magnetycznej.

Ostatnio firma Sperry, jak również inne firmy pracujące w dziedzinie przyrządów żyroskopowych, dążą do wprowadzenia samoczynnej regulacji żyroskopowego wskaźnika kursu, łącząc go z igłą magnetyczną.

Laboratoryjne badania przyrządu polegają na ustaleniu odchylenia przyrządu od założonego kursu w czterech kierunkach wzajemnie od siebie odchylnych o 90° .

Po upływie 4—5 *min* od chwili uruchomienia przyrządu różę wskaźnika ustawia się przy pomocy guzika (przy czym podciśnienie powinno wynosić 90 *mm* słupa *Hg*), tak aby kreska kursowa odpowiadała 0 skali róży: w tym położeniu trzyma się przyrząd 15 *min*, odnotowując zaszle w tym czasie odchylenie róży od kreski kursowej. Następnie różę busoli przesuwają tak, aby kreska kursowa odpowiadała podziałce róży równej 90° , 180° i 270° i powtarza się pomiar.

Przyrząd uznany jest za dobry, o ile suma arytmetyczna odchylenia dla wszystkich czterech kierunków nie przekroczyła 12° , zaś odchylenie dla żadnego z poszczególnych kierunków nie przekroczyło 5° .

Poza tym należy wprowadzić żyroskopowy wskaźnik kursu w ruch wirowy na przyrządzie używanym do badania skętomierzy (rys. 124) z szybkością pół obrotu na *min*. Błąd pociągania przyrządu nie powinien przekraczać 2° .

Sprawa napraw przyrządu ze względu na jego precyzyjność wykonania przedstawia się zupełnie podobnie, jak ze sztucznym horyzontem Sperry. To samo również dotyczy wbudowania żyroskopowego wskaźnika kursu na samolocie.

Jako przykład żyroskopowego wskaźnika kursu może służyć również przyrząd firmy Reid i Sigrist, stanowiący jednocześnie najprostszymi przyrząd żyroskopowy w lotnictwie. Przyrząd ten nosi nazwę Cloudring.

Wirnik żyroskopu w tym przyrządzie (rys. 142) stanowi kółko z ciężarkami. Kółko to umieszcza się na kadłubie samolotu na zewnątrz w polu widzenia pilota, możliwie w pobliżu osi symetrii samolotu. Kółko napędzane jest bezpośrednim prądem powietrza, powstającym przy ruchu samolotu. Kółko może być ustawione w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny symetrii samolotu za pomocą giętkiego przewodu sterowniczego. Część tego przewodu widoczna jest na rysunku u dołu przyrządu. Przyrząd wykorzystuje się na samolocie dla utrzymania kierunku lotu w sposób następujący.

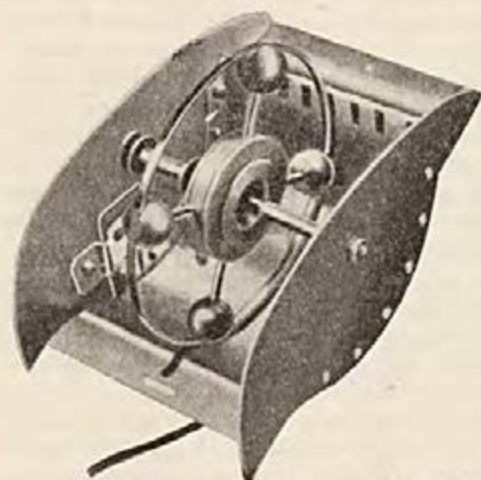
Jeżeli po ustawieniu kółka w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny symetrii podłużnej samolotu nastąpiło odchylenie samolotu od kursu, to wówczas mogą zajść dwie ewentualności:

- a) pilot będzie w tej chwili obserwował kółko lub
- b) pilot zwróci na kółko uwagę dopiero po pewnym czasie.

W pierwszym wypadku pilot zauważy odrazu, że płaszczyzna kółka, utrzymująca się nieruchomo w przestrzeni odchyliła się

od płaszczyzny podłużnej symetrii samolotu i natychmiast powróci samolot do pierwotnego kursu.

W drugim wypadku zajdzie pewne zboczenie samolotu z obranej drogi. Kółko, utrzymujące stałą płaszczyznę obrotów



(Foto Flight)

Rys. 142. Cloudring

znajdzie się pod wpływem bocznego wiatru, który nachyli wirnik w kierunku zboczenia. Pilot zobaczy wówczas nie tylko odchylenie płaszczyzny wirnika od płaszczyzny podłużnej symetrii samolotu, ale i odchylenie wirnika od linii pionu. Na mocy tego pilot zacznie skierowywać samolot na właściwy kurs, jednocześnie z tym starając się wyrównać samolot (postawić kółko do pionu) i w ten sposób nachyli samolot w stronę przeciwną, ale w tej chwili pęd powietrza

wywołany ślizgiem skrzydła w stronę, przeciwną pierwotnemu skrętowi, zmieni kierunek nachylenia wirnika i pilot w dalszym ciągu śledzący ruchy tego wirnika doprowadzi ostatecznie samolot nie tylko do właściwego kursu, ale i do położenia równowagi.

§ 50. Układy przyrządów pilotażowych. Rozpatrując różne sposoby układów przyrządów pilotażowych ze szczególnym uwzględnieniem lotu bez widoczności zewnętrznej, można rozróżnić parę zasadniczych systemów tych układów^{*)}.

Stary system francuski. Przy systemie tym z jednej strony użyty jest obrotomierz i płynowy chylomierz podłużny, z drugiej strony busola oraz kontroler lotu Badin. Kontroler lotu Badin wraz z chylomierzem podłużnym mogą być zastąpione przez kontrolera lotu Badin-Integral, wówczas do systemu dochodzi jeszcze variometr. System ten nie daje wrażeń bezpośrednich o położeniu samolotu. Użycie poszczególnych przyrządów do określenia położenia samolotu wymaga przyzwyczajenia, zmusza pilota do wyciągania wniosków, co z konieczności

^{*)} L'Aéronautique, Nr 177, 1954.

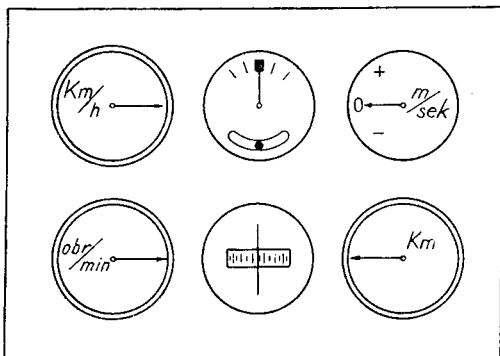
wpływa na jego system nerwowy. Tak więc przy tym układzie położenie zerowe chyłomierza poprzecznego nie wykazuje np. wychylenia samolotu przy prawidłowym skręcie, natomiast odchylenie wskazówki skrzętomierza, mającej postać wahadła, daje wrażenie wychylenia bocznego samolotu nawet przy zupełnie płaskim skręcie.

System amerykański Sperry. Polega na umieszczeniu obok siebie opisanego powyżej sztucznego horyzontu i żyroskopowego wskaźnika kursu. System ten nie daje całkowicie pojęcia o prawidłowości wykonywanych skrętów, natomiast orientuje doskonale pilota o ruchach samolotu w stosunku do płaszczyzny i stron horyzontu. System ten ostatnio został uzupełniony w celu umożliwienia do pewnego stopnia śledzenia prawidłowości skrętu, jak to już było zaznaczone przez dodanie na tarczy żyroskopowego wskaźnika kursu chyłomierza poprzecznego.

System amerykański Pioneer. W systemie tym jak widać z rys. 143 umieszczone są następujące przyrządy: rząd górny — szybkościomierz, skrzętomierz z chyłomierzem poprzecznym, variometr, rząd dolny — obrotomierz, busola oraz wysokościomierz. Szybkościomierz, obrotomierz oraz wysokościomierz mają puszki ze skalami obracalnemi w stosunku do tablicy. Przyrządy te oznaczone są na rysunku podwójnymi kółkami.

Charakterystyczną cechą w tym systemie jest wzajemny układ poszczególnych przy-

rządów oraz odpowiedni układ ich skal. Przyrządy tak są wzajemnie ułożone i skale z tarczami są tak dobrane, że wskazówki przyrządów zewnętrznych przy locie normalnym skierowane są do środka w kierunku poziomym. Wskazówki zaś przyrządów środkowych zachowują położenie pionowe. Podnoszenie się lub opadanie wskazówek przyrządów bocznych odpowiada wznoszeniu się lub opadaniu samego samolotu, przesuwanie się zaś w prawo lub w lewo wskazówek przyrządów środkowych odpowiada prawym lub lewym skrętom samolotu, co w znacznym stopniu ułatwia kierowanie samolotem.



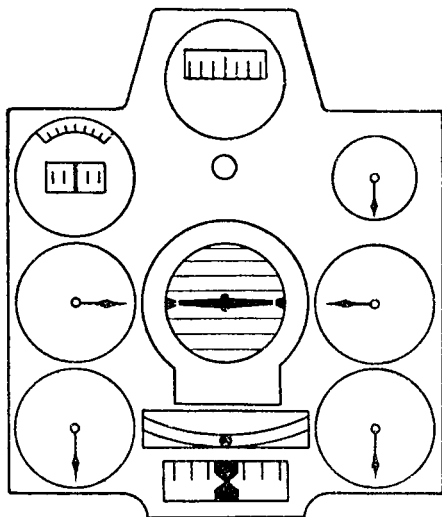
Rys. 143. Układ przyrządów Pioneer

Nowy system francuski, noszący nazwę Aera-Alkan opracowany w roku 1955/56.

W systemie tym (tablica typ 10) środek tablicy zajmuje elektryczny sztuczny horyzont Alkan, pod nim zaś znajdują się: chyłomierz poprzeczny (kulkowy) oraz skrętomierz, wydzielone z kontrolera lotu Badin.

Z lewej strony tablicy znajdują się jeden pod drugim dwa szybkościomierze. Pierwszy z nich (górny) posiada ruchomy względem puszkę mechanizm z tarczą i wskazówką, dzięki czemu ta ostatnia może być ustawiona zawsze poziomo, służąc jak gdyby za przedłużenie linii sztucznego horyzontu. Szybkościomierz ten nosi nazwę szybkościomierza orientacyjnego („orientable”). Drugi szybkościomierz (dolny) ma skalę tylko do 200 km/godz i służy głównie do określania szybkości w chwili startu i lądowania. Nosi on nazwę szybkościomierza lądowania („anémomètre d'atterrissage”).

Z prawej strony tablicy znajduje się variometr i wysoko-



Rys. 144. Tablica Aera Alkan
(Typ 20)

ściomierz. Variometr umieszczony jest tak, że przy locie poziomym wskazówka jego stanowi przedłużenie linii sztucznego horyzontu w lewą stronę, podobnie, jak to czyniła wskazówka szybkościomierza orientacyjnego w prawą stronę.

W rozwinięciu tej tablicy (tablica typ 20. Rys. 144) nad szybkościomierzem umieszczona jest busola typu E, nad sztucznym zaś horyzontem, żyroskopowy wskaźnik kursu syst. Sperry. Nad variometrem znajduje się w tym wypadku manometr podciśnienia, panującego w przewodach żyroskopowego wskaźnika kursu, który uruchamiany jest, jak wiadomo, pneumatycznie.

System włoski firmy OMI polega na użyciu tak zwanego optycznego kontrolera lotu wykonanego przez włoską firmę Ottico Meccanica Italiana. Kontroler ten (rys. 145) łączy wskazania busoli magnetycznej, variometru, skrętomierza z chyłom-

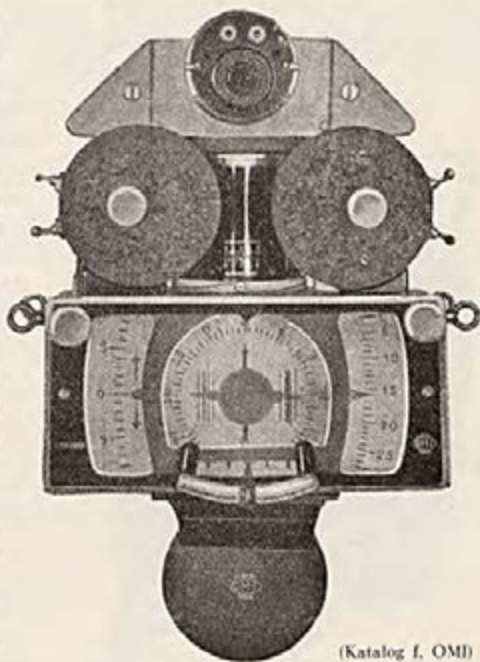
mierzem poprzecznym oraz szybkościomierza w ten sposób, że wskazania tych wszystkich przyrządów rzucone są na wspólny ekran, tworząc figurę geometryczną w kształcie krzyża zbudowanego ze wskaźników tych przyrządów.

Kierunek zmiany wskazań poszczególnych przyrządów jest tak dobrany, iż kiedy samolot wykonywuje pewien ruch, zmieniający jego dotychczasowe położenie i naruszający prawidłowość figury krzyża, pilot, nadając sterom zupełnie instynktownie ruch w kierunku przeciwnym do ruchu zmian wskaźników przyrządu, doprowadza samolot do położenia pierwotnego i w tej chwili geometryczna figura krzyża odzyskuje swoją prawidłową formę.

Skierowanie wskazań poszczególnych przyrządów na wspólny ekran uskutecznia się za pomocą systemu optycznego, składającego się z szeregu lusterek i pryzmatów oraz 30 watomowej żarówki elektrycznej, włączonej w obwód instalacji oświetleniowej samolotu.

Dzięki systemowi optycznemu skala przyrządów są powiększone, co czyni odczyty daleko bardziej przejrzystymi.

Należy zaznaczyć, że wszystkie przyrządy wchodzące w skład kontrolera OMI są tak zwanymi mikroprzyrządami. W ten sposób np. róża busoli waży zaledwie 0,1g dzięki czemu moment jej bezwładności zmniejszony jest do minimum, co daje wielką czułość busoli i prawie że momentalne ustawienie się jej magnesów w płaszczyźnie południka magnetycznego po wyprowadzeniu ich z równowagi. Wskazówki szybkościomierza i variometru waży zaledwie 0,04g i są również prawie zupełnie pozbawione bezwładności.



(Katalog I. OMI)

Rys. 145. Kontroler lotu OMI

Kontroler OMI posiada zewnętrzne wymiary 190×150×320mm. Ciężar jego wynosi 4,9 kg.

System hiszpański. System ten polega na zastosowaniu kontrolera lotu de la Hay, wykonanego przez firmę Telmar w Madrycie. Pomysł kontrolera lotu de la Hay polega na połączeniu w jednym przyrządzie sztucznego horyzontu typu Sperry ze skrotomierzem. Przyrząd posiada dwa niezależne systemy żyroskopowe oddziaływające na jeden wspólny wskaźnik. Pierwszy z żyroskopów z trzema stopniami swobody, daje wskaźnikowi ruchy sztucznego horyzontu, drugi żyroskop z dwoma stopniami swobody daje temu wskaźnikowi ruchy skrotomierza. Wirnik każdego z tych systemów żyroskopowych uruchamiany jest przez niezależny obwód podciśnienia. Przyrząd jest jeszcze uzupełniony przez zwykły chyłomierz poprzeczny z kulką. Wskaźnik przyrządu posiada kształt samolociku. Przy



Rys. 146. Kontroler lotu de la Hay

wychyleniach samolotu dokoła osi poprzecznej wskaźnik ten podnosi się względnie opada, przy bocznych pochyleniach samolotu pochyla się, przy czym przy skrętach jednocześnie zmienia położenie względem podłużnej osi symetrii puszki przyrządu w stosunku odpowiadającym szybkości dokonywanego skrętu.

Fotografia przyrządu de la Hay pokazana jest na rys. 146.

System dowolnego łączenia poszczególnych systemów. Tak więc bardzo często łączy się ze sobą stary system francuski: busołą, kontroler lotu Badin i chyłomierz podłużny z systemem Sperry. Przyrządy

należące do każdego z tych systemów znajdują się jeden pod drugim, z wyjątkiem chyłomierza podłużnego, który umieszcza się obok kontrolera lotu.

W ten sposób wzrok pilota spoczywa na jednej, lub też na drugiej pionowej linii, którą tworzy każdy z tych systemów.

System francuski w danym wypadku jest systemem zapasowym.

Ogólna tendencja, dająca się zauważyć przy układaniu zestawu przyrządów pilotażowych z uwzględnieniem lotów bez widoczności zewnętrznej, może być ujęta jak następuje:

- a) wykonanie przyrządów tak, aby przesuwania wszystkich wskazówek, związanych ze zmianą wysokości (poziomu) oraz szybkości samolotu odbywało się w stosunku do osi poziomej, przesuwanie zaś wszystkich wskazówek, związanych ze zmianą kierunku samolotu oraz wychyleń bocznych z jego położenia pionowego — w stosunku do osi pionowej,
- b) kierunek ruchu wskazówek powinien być możliwie uzgodniony z odruchami instynktownymi pilota, starającego się doprowadzić samolot do położenia poprzedniego,
- c) zgrupowanie przyrządów powinno możliwie ułatwiać odczyty i wnioski wyciągane z tych odczytów,
- d) w jak najdalej idącej zamianie wskazań ilościowych jakościowymi pilot powinien mieć możliwość bezpośrednio z odchyleń wskazówki przyrządu zorjentować się o zmianach zaszłych w położeniu samolotu bez potrzeby uciekania się do odczytu ilościowego.

Jak wynika ze studiów nad lotami bez widoczności zewnętrznej, przyrządami niezbędnymi do takich lotów są:

obrotomierz.

szybkościomierz.

chyłomierz podłużny (zwykły lub żyroskopowy)*),

chyłomierz poprzeczny (żyroskopowy)*),

skrętomierz z chyłomierzem poprzecznym, zbudowanym na zasadzie wykorzystania siły przyciągania ziemskiego czyli kulkowym lub wahadłowym,

wskaźnik kursu — busola lub żyroskopowy wskaźnik kursu

względnie połączenie tych dwu przyrządów,

variometr.

Przyrządy te dzielą się na przyrządy służące do pomiaru ruchów samolotu względem powietrza (szybkościomierz, variometr, skrętomierz) oraz na przyrządy, określające przestrzenne położenie samolotu w stosunku do płaszczyzny pionowej (sztuczny horyzont, żyroskopowy wskaźnik kursu, chyłomierz podłużny).

Niezależnie od tego przyrządy pilotażowe dla lotów bez widoczności zewnętrznej mogą być podzielone (podział Badin)

*) Te dwa przyrządy mogą być zastąpione jednym np. sztucznym horyzontem.

na przyrządy mierzące siły, związane ze zmianami położenia samolotu i przyrządy wykazujące bezpośrednio te zmiany. Do pierwszych należy np. skętomierz, wykazujący wielkość precesji jako funkcji szybkości skętu samolotu, do drugich np. żyroskopowy wskaźnik kursu pokazujący bezpośrednio wielkość tego skętu.

Pilotaż przy pomocy przyrządów pierwszych jest pewniejszy, natomiast przy pomocy przyrządów drugich daleko łatwiejszy i przyjemniejszy.

ROZDZIAŁ V

Specjalne przyrządy nawigacyjne

§ 51. Trójkąt szybkości samolotu. Jeżeli samolot leci w całkowicie spokojnym środowisku, czyli zupełnie bez wiatru, to kierunek jego lotu względem ziemi będzie odpowiadać ściśle kierunkowi jego osi symetrii. W tym wypadku, tak zwana szybkość techniczna samolotu równa się jego szybkości względem ziemi.

Lot w warunkach bezwietrznych jest bardzo ułatwiony, gdyż pilot, ustawiając swój samolot po starcie w kierunku założonego celu, przyleciałby do niego nie zmieniając przyjętego kursu, poza tym mógłby on z łatwością ustalić czas przelotu, znając tylko techniczną szybkość swego samolotu oraz odległość w najkrótszej linii pomiędzy lotniskiem, z którego wystartował i lotniskiem, do którego zamierza lecieć.

Zjawisko absolutnego braku wiatru jest jednak prawie nie spotykane. Należy zawsze liczyć się z pewnym ruchem środowiska (powietrza), w którym leci samolot. Dzięki temu samolot poza szybkością techniczną przesuwana się jeszcze dodatkowo ze środowiskiem, w którym leci z szybkością równą co do kierunku i co do wielkości szybkości przesuwania się tego środowiska, mianowicie szybkości wiatru na wysokości lotu.

W ten sposób ruch samolotu względem ziemi będzie się składał z ruchu samolotu względem środowiska oraz ruchu tego środowiska względem ziemi.

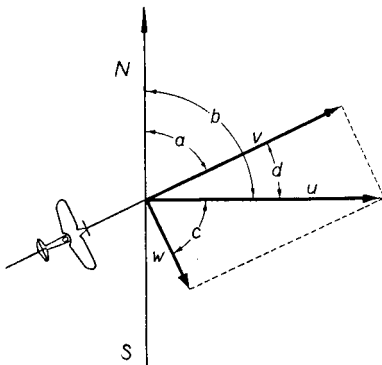
Ściśle mówiąc, zwykle ma się tu jeszcze do czynienia z pewnymi ruchami samolotu w kierunku pionowym, zachodzącymi pod wpływem pionowych ruchów powietrza, dla uproszczenia jednak będziemy przy omawianiu szybkości samolotu względem ziemi ruch pionowy pomijali, zakładając że samolot leci stale na tej samej wysokości.

Lot przy wietrze jest pod względem nawigacyjnym daleko bardziej skomplikowany, niż lot bez wiatru. Zarówno kurs samolotu, jak i jego szybkość względem ziemi będą wypadkowymi technicznej szybkości samolotu i szybkości wiatru.

Wobec tego, że wektor szybkości samolotu względem ziemi jest geometryczną sumą wektorów szybkości technicznej i szybkości wiatru, to wektor ten może być otrzymany z tak zwanego

trójkąta szybkości (rys. 147). W trójkącie tym W szybkość wiatru, V szybkość techniczna samolotu, U szybkość samolotu względem ziemi, przy czym należy zwrócić uwagę na następujące jego elementy:

- Kąt pomiędzy południkiem i kierunkiem technicznej szybkości samolotu (podłużnej osi samolotu). Kąt ten oznaczony na rysunku literą a , nazywa się kursem samolotu i odliczany jest, jak to już było zaznaczone, od kierunku północnego na mapie, zgodnie z ruchem wskazówki zegara.
- Kąt pomiędzy południkiem i wektorem szybkości samolotu względem ziemi. Na rysunku kąt ten oznaczony jest literą b . Będzie to rzeczywisty kurs samolotu czyli ten kurs, według którego samolot w rzeczywistości przesuwa się względem ziemi. Kąt ten odlicza się w podobny sposób, jak i kąt oznaczający kurs samolotu (kąt a).
- Kąt pomiędzy kierunkiem lotu (kusem rzeczywistym) i kursem samolotu (kusem przyjętym). Kąt ten oznaczony na rysunku literą d nosi nazwę kąta derywacji. Jest to kąt znoszenia samolotu (drift) od obranego kierunku, spowodowany wiatrem.
- Kąt wiatru c , znajdujący się pomiędzy wektorem szybkości samolotu względem ziemi i wektorem wiatru. Suma kątów b i c tworzy azymut wektora wiatru, określający jego kierunek (kierunek, w którym wiatr wieje).



Rys. 147. Trójkąt szybkości

Rozstrzygnięcie większości zadań aeronawigacyjnych polega na rozwiązaniu trójkąta szybkości samolotu. Chcąc rozwiązać go całkowicie i określić wszystkie jego elementy, trzeba mieć dostateczną ilość danych.

Rzeczywisty kurs samolotu zostaje założony a priori. W czasie lotu może on być określony i sprawdzony za pomocą bezpośredniej obserwacji przesuwania się samolotu w terenie, ustalając te przesunięcia na mapie. Kurs rzeczywisty samolotu może być również obli-

czony na mocy wskazań busoli, po uwzględnieniu dewiacji i deklinacji oraz danych co do wielkości derywacji. Wielkość kąta derywacji określa się za pomocą specjalnego przyrządu, który nosi nazwę derywomierza.

Szybkość samolotu względem ziemi może być określona na mocy obliczeń, wychodząc z czasu lotu i odległości, przelecianej przez samolot i określonej przy pomocy mapy. Niezależnie od tego istnieją specjalne przyrządy pozwalające na bezpośrednie określenie szybkości samolotu względem ziemi. Przyrządy te razem z derywomierzami będą opisane w następnym paragrafie.

Szybkość techniczna samolotu określa się za pomocą opisanych już w rozdziale III szybkościomierzy wyskalowanych na bazie, przy uwzględnieniu odpowiednich poprawek na wysokość, o ile chodzi o normalnie używane szybkościomierze z rurkami aerodynamicznymi.

Kierunek technicznej szybkości samolotu, a więc kurs samolotu określa się na mocy wskazań busoli na samolocie, uwzględniając deklinację miejsca obserwacji oraz dewiację samej busoli.

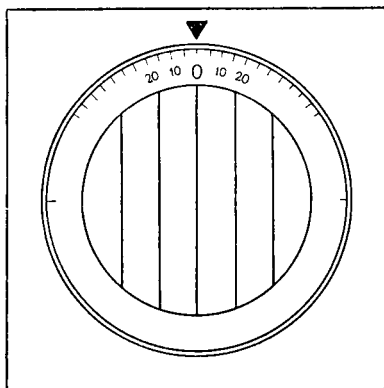
Kierunek i siła wiatru mogą być określone przed lotem za pośrednictwem odpowiednich meteorologicznych obserwacji (sondy balonikowe): podczas lotu wielkość i kierunek wiatru mogą być określone tylko przy rozwiązaniu trójkąta szybkości. Zadanie to może być ułatwione w wypadku ustalenia na samolocie takiego kursu, przy którym kąt dewiacji odczytywany na derywomierzu będzie równał się 0. W tym wypadku kurs samolotu odpowiadać będzie kierunkowi wiatru lub też będzie od tego kierunku różnił się o 180° . Wielkość wektora wiatru w tym wypadku określi się jako różnica pomiędzy szybkością samolotu względem ziemi i jego szybkością techniczną. Poza tym istnieje sposób określania wiatru przy pomocy specjalnego przyrządu (nawigrafu), który będzie opisany w § 52. Sposób ten opiera się na znajomości dwu różnych kątów dewiacji, odpowiadających dwom kursom samolotu oraz technicznej szybkości samolotu.

§ 52. Derywomierze. Przyrządy do mierzenia szybkości względem ziemi. Geoskopy. W większości wypadków derywomierze czyli przyrządy służące do określania kąta dewiacji i przyrządy do określania szybkości samolotu względem ziemi są połączone w jeden przyrząd, w którym derywomierz spełnia rolę pomocniczą. Istnieją jednak derywomierze niezależne.

Na rys. 148 przedstawiony jest schemat jednego z najprostszych derywomierzy. Na rysunku tym pokazany jest krąg, który w rzeczywistości wykonany jest z jakiegoś przezroczystego materiału. Na kręgu narysowane są równoległe linie, z których jedna tworzy jego średnicę. Pilot obserwuje przez ten krąg, ustawiony w płaszczyźnie poziomej, teren nad którym samolot w tej chwili przelatuje. Krąg jest ruchomy w stosunku

do swojej ramki i ustawia się tak, aby linie wyrysowane na nim były równoległe do osi podłużnej samolotu.

O ile derywacja nie istniałaby, mianowicie gdyby zachodził wypadek lotu bez wiatru lub też lotu w płaszczyźnie wiatru, to wówczas wszystkie przedmioty w terenie przesuwałyby się wzdłuż linii wyrysowanych na kręgu przy ustawieniu na 0. W wypadku, gdy przedmioty przesuwiają się względem linii pod pewnym kątem, na-



Rys. 148. Derywomierz

leży krąg pokręcić tak, aby otrzymać ruch przedmiotów w terenie równoległy do tych linii. W ten sposób położenie linii będzie zgodne z kierunkiem lotu samolotu względem ziemi. O ile krąg będzie posiadał na swoim obwodzie podziałkę kątową, zaś na ramce w której się krąg obraca będzie wykonana nieruchoma wskazówka, to będzie można przy pomocy podziałki kątowej na obwodzie kręgu odczytać bezpośrednio kąt pomiędzy kierunkiem osi podłużnej samolotu i kierunkiem przesuwania się samolotu w stosunku do ziemi, czyli kąt derywacji samolotu.

Derywomierz wykorzystujący powyższą zasadę może być wykonany w ten sposób, iż obok siedzenia pilota na dnie samolotu zrobione jest okienko w formie koła w ramce, w której to okienko może się obracać. Jako materiał przezroczysty może być zastosowany np. celulooid. Linie derywomierza tworzą metalowe pręty, przechodzące nad okienkiem i stanowiące dla niego jednocześnie ochronę przed rozbiciem lub wyciśnięciem.

Wobec tego, że kąt derywacji przy stałej szybkości samolotu jest funkcją wektora wiatru, w niektórych derywomierzach przy podziałce kątowej zamiast stopni podane są wielkości *km/godz.* określające szybkość wiatru (derywomierz firmy Smith).

Firma Chronométrie Industrielle wykonała derywomierz zbudowany na nieco odmiennej zasadzie. Derywomierz ten składa się z długiego żelaznego pręta połączonego z kątomierzem. Na początku lotu pręt nastawia się równoległe do podłużnej osi samolotu, kątomierz wówczas pokazuje 0. W czasie lotu pilot nastawia pręt równoległe do przesuwających się na ziemi przedmiotów, znajdujących się w polu jego widzenia. Odczyt na ką-

tomierzu daje wielkość kąta derywacji. Pręt umocowuje się z boku samolotu na kadłubie.

Podobny system derywomierza zastosowany jest w przyrządzie Impar opisanym przy wiatromierzu Mengden w § 52.

W zbliżony sposób można określić kąt derywacji przy pomocy wizowania na przedmiot na ziemi przez lunetę użytą w opisanym również w § 52 nawigrafie Le Prieur. Kąt derywacji może być również mierzony przy pomocy celowników umocowanych z tyłu samolotu po obydwu stronach siedzenia pilota (derywomierz systemu Coutinho) oraz przy pomocy systemu odpowiednio ustawionych luster (derywomierz Dugit).

W Niemczech robione były w swoim czasie (1931 r.) próby określenia kąta derywacji na zasadzie pomiaru zmian siły elektromotorycznej wywołanej przez ziemskie pole magnetyczne. Dr. Kettler zbudował nawet osnuty na tej zasadzie przyrząd. Nie zyskał on jednak dotąd szerszego rozpowszechnienia w lotnictwie.

Normalnie stosowane derywomierze połączone są z systemem optycznym usuwającym konieczność bezpośredniej obserwacji ziemi.

Derywomierze tego typu są prawie zawsze częścią składową urządzenia służącego do mierzenia szybkości samolotu względem ziemi.

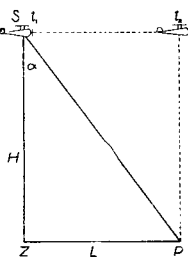
Szybkość samolotu względem ziemi może być mierzona paru sposobami.

Jeden z sposobów używany jest w tym wypadku, gdy szybkość samolotu względem ziemi potrzebna jest specjalnie do określenia szybkości wiatru.

Samolot ustawiany jest wówczas w płaszczyźnie wektora wiatru czyli szuka się kierunku lotu, przy którym kąt derywacji byłby równy 0. Następnie wizuje się na jakiś oddalony przedmiot P , leżący w płaszczyźnie pionowej, przechodzącej przez kierunek wektora szybkości samolotu, i określa się kąt α , jaki tworzy linia łącząca ten przedmiot z samolotem z linią pionu na samolocie (rys. 149). Następnie za pomocą sekundomierza określa się czas, w którym samolot znajdzie się nad wizowanym przedmiotem. Znając wysokość H , na jakiej leci samolot, można określić odległość L z trójkąta wizowania SZP i w ten sposób określić szybkość samolotu względem ziemi U ze wzorów

$$L = H \operatorname{tg} \alpha,$$

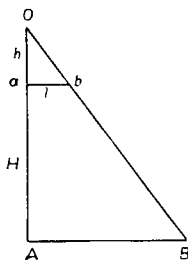
$$U = \frac{H \operatorname{tg} \alpha}{t_2 - t_1},$$



Rys. 149. Schemat pomiaru szybkości samolotu względem ziemi

gdzie t_1 i t_2 są to czasy odczytane na sekundomierzu przy początku i na końcu pomiaru.

Pomiar przeprowadza się dla dwu przeciwnych kierunków lotu. Szybkość wiatru określa się jako średnią arytmetyczną szybkości względem ziemi, otrzymanych z dwu pomiarów przy przeciwnych kierunkach. Można oczywiście, jak to było podane w końcu poprzedniego paragrafu, zadowolnić się tylko jednym pomiarem, wprowadzając wielkość szybkości technicznej samolotu. Wynik ostateczny będzie jednak w tym wypadku mniej dokładny.



Rys. 150. Schemat pomiaru szybkości samolotu względem ziemi

Drugi sposób (rys. 150) polega na ustawieniu na samolocie trójkąta Oab , z podstawą ab , równoległą do płaszczyzny horyzontu. Trójkąt ten ustawia się w płaszczyźnie pionowej tak, aby podstawa jego miała kierunek wektora szybkości samolotu względem ziemi, wykorzystując w tym celu derywomierz.

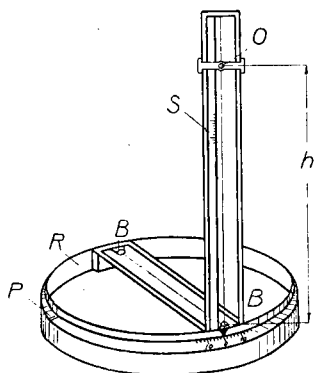
Należy zaznaczyć, że trójkąt Oab zasadniczo nie koniecznie powinien być prostokątny, tak jak jest to pokazane na rysunku, mianowicie jego bok Oa niekoniecznie powinna odpowiadać kierunkowi pionu.

Wizując z wierzchołka trójkąta przez muszki a i b umieszczone w dolnych jego rogach na dowolne punkty na ziemi, możemy określić z podobieństwa trójkątów Oab i OAB bok

wielkiego trójkąta AB , znając bok małego trójkąta Oa i Ob oraz bok wielkiego trójkąta OA , będący wysokością samolotu w czasie pomiaru.

Czas, który przejdzie pomiędzy wizowaniem na jakiś przedmiot przez pierwszą muszkę i drugą da nam możliwość określenia szybkości samolotu względem ziemi.

Przykładem wykonania szybkościomierza na powyższej zasadzie, z tak zwaną stałą wielkością bazy na ziemi, może być szybkościomierz angielskiej firmy Heath. Schemat tego przyrządu przedstawiony jest na rys. 151.



Rys. 151. Schemat szybkościomierza Heath

Przyrząd ten posiada nieruchomą podstawkę P w formie koła; w pod-

stawce tej ma możliwość obracania się dokoła swego środka ramka R . Na ramce tej umieszczona jest prostopadle prostokątna

ramka ze skalą wysokości S . Wzdłuż skali S przesuwa się celownik θ , za pomocą którego przez muszki BB można wizować na przedmioty na ziemi. Muszki BB położone są na obu końcach średnicy koła podstawy, stanowiącej jednocześnie dolną część prostopadłej ramki. Linia łącząca obie muszki nosi nazwę linii drogi samolotu.

Podziałka skali wysokości wykonana jest w ten sposób, iż wielkość h oznaczona na tej skali i określająca wysokość celownika nad poziomem muszek może być obliczona ze wzoru

$$\frac{h}{l} = \frac{H}{L},$$

gdzie l odległość między muszkami, H wysokość rzeczywista lotu, L wielkość bazy na ziemi.

O ile l i L będą wielkościami stałymi, to h będzie zależne tylko od H czyli będziemy mieli

$$h = k \cdot H,$$

gdzie k pewien stały współczynnik.

Na początku pomiaru linię drogi samolotu na przyrządzie ustawia się równoległe do wektora szybkości samolotu względem ziemi czyli równoległe do przesuujących się po ziemi przedmiotów. W tym celu musi istnieć, jak w opisanym na wstępie § 50 derywomierzu, możliwość obserwacji terenu poprzez ramkę przyrządu. Następnie celownik ustawia się na wysokości odpowiadającej wysokości lotu i określa się czas przejścia jakiegokolwiek przedmiotu pomiędzy obu muszkami. Czas ten będzie czasem przelotu nad stałą dla danego przyrządu odległością L .

Podobnie wykonane są przyrządy do mierzenia szybkości względem ziemi wielu firm francuskich.

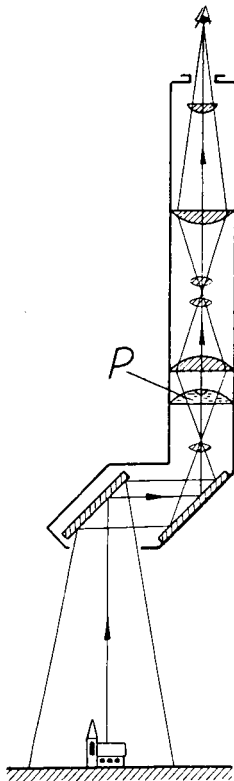
Firma Heath skonstruowała również szybkościomierz ze stałym trójkątem wizowania na samolocie. W tym wypadku odległość wizowania na ziemi równa się zawsze wysokości samolotu nad ziemią lub też stanowi określoną część tej wysokości.

Za przykład szybkościomierza z systemem optycznym może służyć szybkościomierz firmy Goertz oraz szybkościomierz firmy Smith (Tail Drift Sight, Mark IV). W tym ostatnim szybkościomierzu obraz ziemi rzucony jest na ekran, nad którym umieszczona jest szklana płytką z liniami równoległymi, ustawionymi w kierunku lotu samolotu oraz dwiema liniami prostopadłymi w stosunku do tych pierwszych linii. Wielkość obrazu na ekranie mieści się w średnicy koła wielkości $7\frac{1}{2}$ " (około 19 cm).

Linie równoległe służą do określenia kąta derywacji, linie prostopadłe służą do określenia szybkości względem ziemi. Specjalna lampka daje możność oświetlenia ekranu przyrządu,

dzięki czemu przyrząd może być wykorzystany również w czasie nocy.

Na rys. 152 podany jest schemat optyki szybkościomierza Goertza. Zwraca tu uwagę poziomnica pływowa P , umieszczona w polu widzenia obserwatora i pozwalająca na dokładne pionowe ustawienie przyrządu w czasie pomiaru.



Rys. 152. Schemat szybkościomierza Goertz

Pole widzenia okularu równa się 50° , powiększenie obrazu jest półtorakrotne. Jak widać z rysunku, obserwator nie jest zmuszony przy pomiarze wychylać się z kabiny lub też mieć na jej dnie odpowiedni otwór. Obserwator widzi zupełnie dobrze teren ze swojego miejsca bez żadnego dodatkowego ruchu. Do przyrządu wbudowany jest sekundomierz, za pomocą którego dokonywany jest pomiar czasu (rys. 153).

Przyrządy do obserwacji ziemi przy pomocy układów optycznych podobnych do tych, które istnieją w szybkościomierzu Goertza noszą nazwę geoskopów.

Istnieją jeszcze i inne sposoby pomiaru szybkości względem ziemi na samolocie. Można np. wykonać urządzenie, w którym w polu widzenia obserwatora przesuwają się taśma z odpowiednimi podziałkami. Kierunek ruchu tej taśmy powinien być odwrotny do kierunku szybkości samolotu. Szybkość przesuwania się taśmy musi być zmienna w dowolnych granicach. Można to osiągnąć np. za pomocą stożkowej przekładni podobnie, jak to miało miejsce w urządzeniu do sprawdzania obrotomierzy.

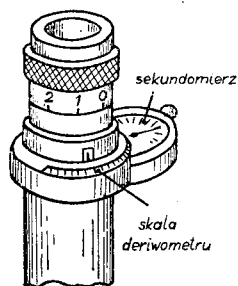
Pomiar polega na zsynchronizowaniu (uzgodnieniu w czasie) szybkości przesuwania się taśmy z szybkością przesuwających się w polu widzenia obserwatora przedmiotów na ziemi, które to przedmioty będą biec oczywiście zgodnie z kierunkiem biegu taśmy. Dzięki temu urządzeniu, możemy na odpowiedniej skali określić pewną szybkość proporcjonalną do szybkości samolotu. Znając wysokość samolotu nad ziemią, można określić szybkość samolotu względem ziemi w km/godz przy pomocy odpowiednich tablic lub też dodatkowego suwaka na przyrządzie.

Sposób określania szybkości samolotu względem ziemi za pomocą zsynchronizowania szybkości taśmy z szybkością przesuwających się w polu widzenia obserwatora przedmiotów został wykorzystany przy celownikach do bombardowania firmy Zeiss.

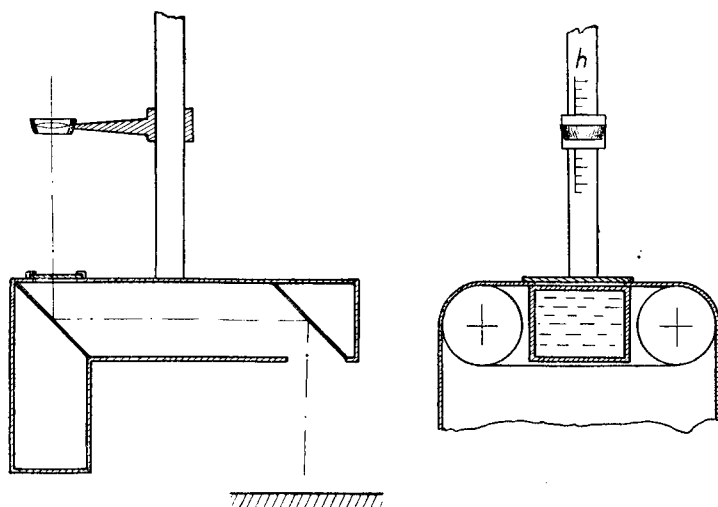
Należy w ogóle zaznaczyć, że prawie wszystkich urządzeń do mierzenia szybkości samolotu względem ziemi używa się głównie w połączeniu z celownikami do bombardowania, gdyż celność przy rzucaniu bomb może być osiągnięta tylko wówczas, gdy jest znana szybkość samolotu względem ziemi.

Zamiast zmiany szybkości taśmy, można również zmieniać wysokość celownika, przeznaczonego do wizowania na przedmioty przesuwające się po ziemi.

Przyrząd do mierzenia szybkości samolotu względem ziemi, osnuty na tej zasadzie, został skonstruowany przez francuską firmę Gatty. Schemat tego przyrządu podany jest na rys. 154.



Rys. 153. Szybkościomierz Goertz



Rys. 154. Schemat szybkościomierza Gatty

Główna część przyrządu mieści się w aluminiowym pudełku, służącym jednocześnie jako podstawa do prowadnicy celownika. W pudełku przesuwana jest ze stałą szybkością, dzięki mechaniz-

mowi zegarowemu przezroczysta taśma z podziałkami, prostopadłymi do kierunku ruchu i służącymi do porównania szybkości taśmy z szybkością przedmiotów, przesuwających się na ziemi, które są rzucone na pole widzenia obserwatora za pośrednictwem układu geoskopowego.

Ustawienie celownika reguluje się tak, by pozorna szybkość przedmiotów przesuwających się w polu widzenia przyrządu i znajdujących się na ziemi, zrównała się z szybkością przesuwania się taśmy. Znając szybkość taśmy oraz wysokość samolotu, można znaleźć szybkość samolotu względem ziemi z następującego równania

$$\frac{U}{U_f} = \frac{H}{h},$$

gdzie U szybkość samolotu, U_f szybkość taśmy, H wysokość samolotu, h odczyt na skali prowadnicy celownika.

Oczywiście kierunek ruchu taśmy musi być uzgodniony przed pomiarem z kierunkiem przesuwania się przedmiotów na ziemi przy pomocy dołączonego do przyrządu derywomierza.

Największą wadą wszystkich urządzeń do mierzenia szybkości samolotów względem ziemi jest to, iż jako czynnik decydujący o pomiarze wchodzi wskazanie wysokościomierza barometrycznego, który wogóle, jak to było w swoim czasie omówione, nie wskazuje wysokości nad przelatywanym terenem ale tylko ciśnienie panujące wokół samolotu. Błąd pochodzący od nieprawidłowo określonej wysokości będzie występował jeszcze znacznie wyraźniej, gdy zachodzi wypadek wizowania na przedmioty pod pewnym kątem do linii pionu. Niezależnie od tego, systematycznymi błędami przy pomiarach szybkości samolotu względem ziemi będą błędy derywomierza oraz błędy, powstające od niecałkowicie pionowego położenia przyrządu, co przy kołysaniach samolotu ma zawsze miejsce.

§ 52. Przyrządy do rozwiązywania trójkąta szybkości. Suwaki lotnicze. Nawigrafy. Podstawą rozwiązywania trójkąta szybkości są dwa twierdzenia dowodzone w kursach aeronawigacji, które można przyjąć jako oczywiste.

- a) Jeżeli samolot wyleci z dowolnego punktu koła, zakreślonego promieniem równym jego szybkości technicznej i będzie się kierował do środka koła, to końce wszystkich wektorów jego szybkości względem ziemi będą leżały w jednym punkcie (punkcie wiatru), stanowiącym koniec wektora szybkości wiatru, o ile początek wektora wiatru ustalimy w środku koła (rys. 155A).

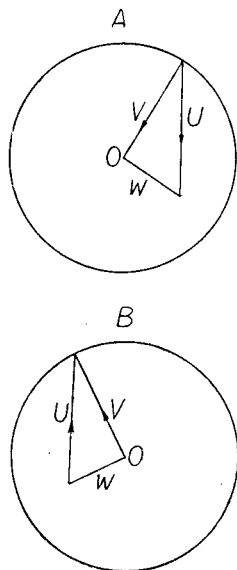
- b) Jeżeli z końca wektora szybkości wiatru, zakreślone zostanie koło promieniem równym technicznej szybkości samolotu, to koło to będzie geometrycznym miejscem wektorów szybkości względem ziemi samolotu, który wyleciał z punktu będącego początkiem wektora szybkości wiatru przy dowolnym kursie samolotu (rys. 155B).

Jako przykład przyrządu do rozwiązywania trójkąta szybkości może służyć kalkulator Fontaine, używany w cywilnym lotnictwie francuskim. Przyrząd ten składa się (rys. 156) z dwu tarcz osadzonych na jednej osi i mogących przesuwac się względem siebie. Górna tarcza posiada podziałkę kątową, w tarczy zaś dolnej zrobione jest okienko O , przez które ta podziałka może być widoczna. Na jednej z ograniczonych linią kołową ram okienka wykonana jest kreska, pozwalająca na ustalenie wielkości kąta przesunięcia wzajemnego tarcz.

Do każdej z tarcz dołączone jest ramie, posiadające skalę. Wzdłuż tych ramion a i b mogą się przesuwać suwaki c i d . Oba ramiona połączone są linijką osadzoną na osi, umieszczonej na suwaku ramienia a . Linia ta posiada również suwak, osadzony na osi, umieszczonej na suwaku ramienia b . Dzięki istnieniu przewodnicy na linii łączącej oba ramiona tarczowe, suwak tej linii może być względem niej przesuwany i ustawiać się w dowolnym miejscu skali, wrytej na tej linii: Przewodnica jest wykonana w kształcie podłużnej szczeliny. Przez tę szczelinę możliwy jest odczyt kątów na dodatkowej tarczy e , która może być umocowana za pomocą kulistego zacisku od spodu dowolnie do jednego lub drugiego suwaka, poruszającego się na ramionach tarczowych a i b . Przy suwakach ramion tarczowych c i d znajdują się wskaźniki f i f_1 dla ustalenia położenia dodatkowej tarczy, posiadającej podziałkę kątów, $0^\circ - 560^\circ$. Tarcza ta posiada dokoła, ruchomy w stosunku do niej, pierścień p z podziałką kątową $\pm 90^\circ$.

Za pomocą tego przyrządu mogą być wykonywane następujące działania:

- a) przed startem — określenie średniej szybkości względem

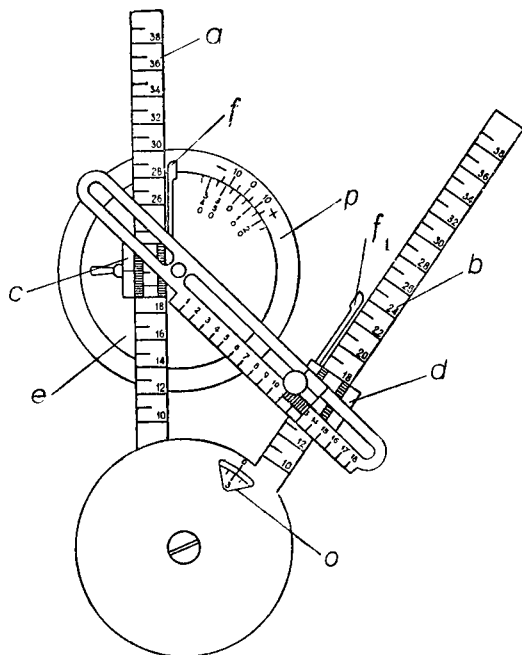


Rys. 155. Schematy pomocnicze do rozwiązywania trójkąta szybkości

ziemi, kąta derywacji oraz kursu, który należy przyjąć, o ile znana jest techniczna szybkość samolotu oraz wiatr, jak co do kierunku tak też i co do wielkości.

- b) w locie — gdy widzialna jest ziemia: określenie wiatru co do kierunku i wielkości.

Gdy ziemia nie jest widzialna, otrzymane dane przez obserwację terenu mogą być zastąpione danymi otrzymanymi



(Opis fabryczny f. Fontaine)

Rys. 156. Przyrząd do rozwiązywania trójkąta szybkości Fontaine

drogą, radiową bądź całego szeregu stacji radiowych, bądź też z jednej stacji radiogoniometrycznej względnie goniometru ustawionego na samolocie. W tym ostatnim wypadku istnieje możliwość przy pomocy przyrządu Fontaine określić kąt derywacji oraz różne kursy, które należy stopniowo przyjmować dla utrzymania się na właściwej drodze.

W celu wyjaśnienia działania przyrządu podane są poniżej dwa przykłady jego użycia przed startem i w locie.

Przykład pierwszy.

Przypuśćmy, iż samolot ma lecieć według kursu 526° , zaś

techniczna szybkość samolotu wynosi 200 km/godz.
Z danych meteorologicznych lotnik otrzymuje informacje, iż na zamierzonej przez niego wysokości lotu pomiędzy 1000 i 1500 m średnia szybkość wiatru na trasie wynosi 35 km/godz. średni zaś kierunek wiatru może być określony kątem 250° .

W tym wypadku kąt derywacji będzie odliczony w prawo, licząc od wektora technicznej szybkości samolotu. W ten sposób drogę, którą samolot musi utrzymywać według przyjętego kursu wyobrażać będzie lewe ramię tarczowe. W związku z czym należy dodatkową tarczę ustawić pod suwakiem lewego

ramienia i nakręcić tę tarczę tak, aby pod wskaźnikiem f ustalił się dany kurs 526° .

Następnie należy zablokować suwak c ramienia a na podziałce 20, odpowiadającej 200 km/godz szybkości technicznej samolotu, zaś suwak linijki, łączącej oba ramiona tarczowe na podziałce 3,5 odpowiadającej 35 km/godz szybkości wiatru. Gdy to już jest wykonane, należy linijkę łączącą przesunąć tak, by przez szczelinową prowadnicę można było odczytać kierunek wiatru równy 230° .

Wówczas suwak d da nam na skali prawego ramienia tarczowego b odczyt 20,6, co odpowiada 206 km/godz średniej szybkości samolotu względem ziemi w czasie lotu, zaś przez okienko O można będzie odczytać kąt 10° , odpowiadający kątowni derywacji samolotu. Wobec tego, iż jak to było ustalone na wstępie, mamy do czynienia z derywacją prawą (ujemną) przy pomocy pierścienia z podziałką kątową, odejmujemy od założonego kursu 526° ustalonego na tarczy pomocniczej e wielkość, odpowiadającą dopiero określoneму kątowni derywacji i otrzymujemy w ten sposób kurs, według którego lotnik musi lecieć aby osiągnąć przy danym wietrze cel zamierzony. Oczywiście będzie to kurs geograficzny. Kurs magnetyczny otrzymamy dodając algebraicznie (z odpowiednim znakiem) do danego kursu geograficznego wartość deklinacji magnetycznej dla danego miejsca.

Drugi przykład polega na określeniu wektora wiatru podczas lotu, co do wielkości i kierunku.

Liczbowe dane przykładu są następujące:

Kurs geograficzny 92° , deklinacja zachodnia 2° , kurs magnetyczny 94° . Szybkość techniczna samolotu 220 km/godz , szybkość samolotu względem ziemi 176 km/godz .

Kurs utrzymany dla osiągnięcia zamierzonego kierunku 109° , skąd kąt derywacji będzie miał kierunek lewy (dodatni). Wartość tego kąta wyniesie $109^{\circ} - 94^{\circ} = 15^{\circ}$.

Drogę, którą samolot musi utrzymywać będzie wyobrażać prawe ramię tarczowe b , w związku z powyższym należy dodatkową tarczę e umieścić pod suwakiem prawego ramienia, nastawiając pod wskazówką f_1 podziałkę kątową tej tarczy, równą kursowi geograficznemu czyli 92° .

Suwak d na ramieniu b należy zablokować na podziałce 22, odpowiadającej 220 km/godz szybkości technicznej samolotu.

Suwak c na ramieniu a należy zablokować na podziałce 17,6, odpowiadającej szybkości 176 km/godz samolotu względem ziemi. Dwie tarcze główne należy ustawić względem siebie o kąt 15° równy kątowni derywacji, odczytując ten kąt w okienku O .

Wynik otrzymuje się przez odczytanie podziałki liniowej na linijce łączącej oba suwaki oraz podziałki kątovej na dodatkowej tarczy *e*. Pierwszy odczyt ustala położenie suwaka na linijce, drugi położenie szczeliny w tej linijce.

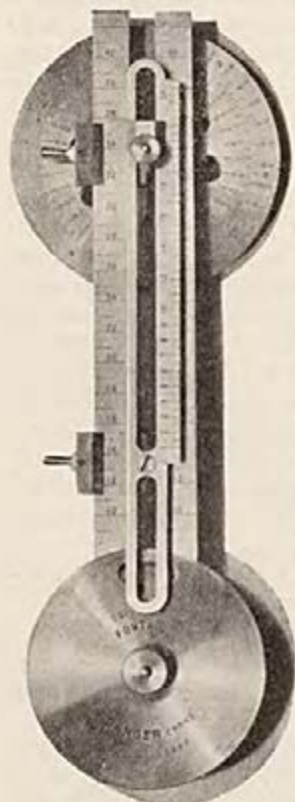
Wielkości liczbowe odczytów będą odpowiednio równe: 6,8 czyli 68 km/godz (wielkość wektora wiatru) i 135° (jego kierunek).

Na rys. 157 pokazany jest przyrząd Fontaine w stanie złożonym.

Za przykład bardzo prostego przyrządu do rozwiązywania trójkąta szybkości może służyć przyrząd firmy H. Hughes. Przyrząd ten składa się z tarczy z pierścieniem, mogącym się dokola tej tarczy przesuwac. Na tarczy narysowana jest na jednej z jej średnic strzałka kierunkowa, poza tym tarcza jest pokryta siatką kwadracików, utworzonych przez linie równoległe i prostopadłe do kierunku strzałki. Strona każdego z kwadracików odpowiada 5 milom angielskim. Całkowita średnica tarczy odpowiada w ten sposób 240 milom ang. Pierścień posiada podziałkę kątową, oraz oznaczenia głównych i pośrednich stron horyzontu. Nad tarczą mogą się poruszać dwa ramiona, stanowiące promienie tarczy i posiadające podziałkę liniową odpowiadającą skali siatki tarczy.

O ile chce się określić np. szybkość samolotu względem ziemi oraz kurs, który należy utrzymywać, znając wiatr co do kierunku i wielkości, szybkość techniczną samolotu, oraz założony kurs lotu, postępuje się z tym przyrządem w następujący sposób:

Strzałkę tarczy (rys. 158) doprowadza się do podziałki kątovej na pierścieniu, odpowiadającej założonemu kursowi, ramię *A* skierowuje się zgodnie z kierunkiem wiatru, suwak tego ramienia ustawia się na podziałce skali ramienia, odpowiadającej wielkości wiatru; następnie ustawia się na ramieniu *B* suwak na podziałce tego ramienia, odpowiadającej technicznej szybkości samolotu i pokręca się ramię *B* dokola osi, mieszczącej

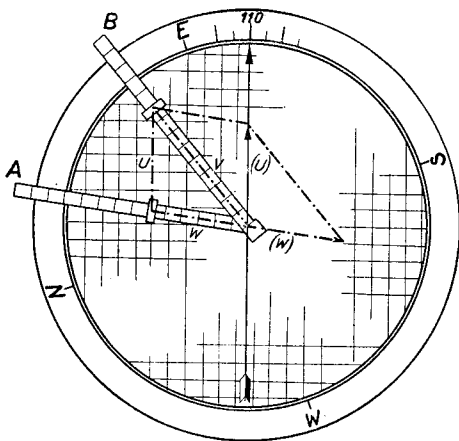


(Opis fabryczny f. Fontaine)
Rys. 157. Przyrząd do rozwiązywania trójkąta szybkości Fontaine

się pośrodku tarczy dopóki suwaki ramion *A* i *B* nie znajdą się na tej samej linii, równoległej do strzałki tarczy. Wówczas ramię *B* wskaże kurs, który należy utrzymywać, zaś odległość pomiędzy suwakami obu ramion da wielkość szybkości samolotu względem ziemi.

Na podanym rysunku przyrządu pokazany jest przykład rozwiązania zadania odpowiadającego powyższym założeniom. Inne wypadki rozwiązywania trójkąta szybkości za pomocą tego przyrządu wykonywane są analogicznie.

W obecnej chwili istnieje cały szereg mniej lub więcej dokładnych i mniej lub więcej precyzyjnych przyrządów do rozwiązywania trójkąta szybkości zwłaszcza w lotnictwie francuskim.



Rys. 158. Kalkulator Hughes

Z przyrządów używanych w lotnictwie niemieckim można wymienić przyrząd firmy Askania znany pod nazwą Avionaut.

Przyrząd ten składa się z tarczy ze skalami logarytmicznymi na jego obrzeżu i siatką krzywych na jego powierzchni. Nad tarczą przesuwają się trzy ramiona związane ze sobą pierścieniem. Na tych ramionach oraz na zewnętrznej krawędzi pierścienia znajdują się również odpowiednio rozmieszczone skale logarytmiczne liniowe oraz kątowe.

Powyzsze urządzenie avionautu pozwala rozwiązywać w trzech poszczególnych sektorach tarczy, każdy o kącie rozwarcia 120° , sposobem nomograficznym wszystkie zadania mogące dotyczyć trójkąta szybkości. Użycie przyrządu jest dzięki temu nadzwyczajnie proste: zgrywa się skalę tarczy ze skalą pierścienia i wynik danego zadania odczytuje się na skali ramienia w punkcie przecięcia się tego ramienia z określoną krzywą na tarczy.

W celu uproszczenia konstrukcji przyrządu zamiast wprowadzenia absolutnych wielkości kursów (kątów oznaczających te kursy) samolotu oraz kierunku wiatru, wprowadzona jest wielkość kąta pomiędzy kursem i wiatrem. Z tego względu przy użyciu przyrządu należy bądź na wstępie tę wartość dodatkowo

obliczyć, bądź też wynik odpowiednio przerachować, co jednak nie stanowi poważnego utrudnienia.

Przyrząd podobnie jak kalkulator Hughes posiada bardzo niewielkie wymiary: średnica tarczy wynosi 202 mm, grubość tarczy wraz z przesuwającymi się nad tarczą ramionami i pierścieniem wynosi około 5 mm.

Przyrząd wykonany jest ze stalowej blachy i waży 350 g.

Poza przyrządami rozwiązującymi całkowicie trójkąt szybkości, są jeszcze przyrządy rozwiązujące tylko pewne zagadnienia aeronawigacyjne np. określające szybkość przelotową, gdy znany jest czas przelotu i odległości. Przyrządy te wyko-

nane są zwykle na tej samej zasadzie co i używane w technice suwaki logarytmiczne i odróżniają się od nich tylko odpowiednim oznaczeniem skal. Przyrządy te noszą nazwę suwaków lotniczych. Bardzo często posiadają one kształty okrągłych tarcz lub pierścieni. Za przykład takiego suwaka lotniczego umieszczonego na tarczy zegara czasowego może służyć zegarek lotniczy firmy Longines pokazany na rys. 159.



(Katalog f. Longines)

Rys. 159. Suwak lotniczy przy zegarku f. Longines

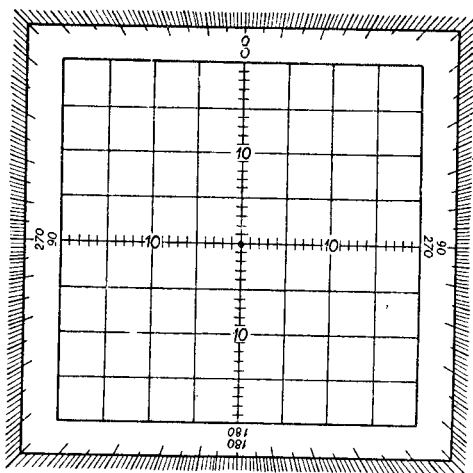
Zegarek ten posiada dookoła swej normalnej tarczy dwa pierścienie ze skalami. Jeden wewnętrzny ze skalą km (względnie mil) drugi zaś ze skalą czasową. Ta druga skala jest ruchoma

i porusza się łącznie z trójkątnym wskaźnikiem widocznym po lewej stronie przyrządu. Nastawiając podziałkę czasu odpowiadającego czasowi lotu na podziałkę km (mil) odpowiadających przelecianej odległości, podziałka km (mil) przy wskaźniku poda nam szybkość przelotową w km (milach).

Przyrządy te mogą być wykonane również łącznie z opisanymi w swoim czasie suwakami lotniczymi stosowanymi przy obliczaniu poprawek wysokościomierzy w zależności od temperatury przy ziemi, poprawek wskazań szybkościomierzy w zależności od wysokości i temperatury itp.

Oczywiście zamiast posługiwania się przyrządem mechanicznym można trójkąt szybkości rozwiązywać graficznie przy pomocy ołówka, linijki i kątomierzy, wykonanych z podziałką $0^\circ - 360^\circ$ i oznaczeniem głównych stron horyzontu, w kształcie płytki z przezroczystego materiału np. celuloidu. Za przykład takiej płytki może służyć tabliczka nawigacyjna Douglas, używana w lotnictwie angielskim (rys. 160).

Z pewnym przybliżeniem rozwiązywanie trójkąta szybkości może być dokonywane przy pomocy tablic i wykresów. Przykład takiej tablicy, podającej poprawkę kursu i prędkości względem ziemi podany jest jako załącznik 7 w książce kpt. Tuskiewicza „Nawigacja powietrzna”. Warszawa, 1932.



Rys. 160. Tabliczka Douglas

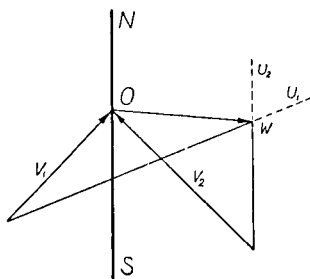
W tablicy tej podane są poprawki kursu w stopniach oraz szybkości względem ziemi w $km/godz$ dla kierunków wiatru w stosunku do drogi 0° , 25° , 45° , 65° i 90° , wielkości wiatru 4, 8, 12 i 16 m/sec oraz szybkości technicznej samolotu 120, 140, 160, 180, 200 i 220 $km/godz$. Poprawki dla innych wielkości muszą być obliczone przez ekstrapolację względnie interpolację.

Jako załącznik 6 w tej samej książce znajduje się nomogram pozwalający na określenie szybkości przelotowej z czasu lotu w min oraz znajomości przebytej drogi w km . Nomogram ten zastępuje opisany wyżej suwak lotniczy do obliczania szybkości przelotowej.

Jak już było zaznaczone w końcu § 50 wektor wiatru może być określony w czasie lotu, zarówno co do wielkości, jak i co do kierunku na mocy znajomości dwu różnych kątów derywacji, odpowiadających dwom kursom samolotu oraz szybkości technicznej samolotu. Określenie wiatru w tym wypadku odbywa się graficznie.

Jeżeli znany jest kierunek wektora technicznej szybkości samolotu (jego kurs) oraz znany jest kąt derywacji, to możliwe jest wykreślenie kierunku wektora szybkości samolotu wzglę-

dem ziemi. Wykonywując wykres, odpowiadający temu założeniu dla dwu kursów samolotu w ten sposób, aby końce wektorów szybkości technicznej samolotu leżały w jednym punkcie O (rys. 161) otrzymamy na przecięciu się linii, wy-



Rys. 161. Schemat określania kierunku wiatru

obrażających kierunki wektora szybkości samolotu względem ziemi, tak zwany, punkt wiatru W . Wektor szybkości wiatru będzie określony co do kierunku i wielkości linią OW .

Istnieje cały szereg przyrządów ułatwiających wykonanie powyższego zadania graficznego. Przyrządy te noszą nazwę wiatromierzy albo też nawigrafów.

Jako przykład takiego przyrządu może być podany kalkulator Mengden, połączony z derywomierzem typu Impar.

Kalkulator Mengden składa się z tarczy z podziałką kątową $0^{\circ} - 360^{\circ}$ posiadającej koncentryczne koła. Koła te mają promienie powiększające się co pięć podziałek w granicach od 0 do 80, przy czym jedna podziałka odpowiada 1 km/godz. Tarcza może się obracać dokoła swego środka w ten sposób, iż istnieje możliwość ustawienia podziałki kątowej tarczy, odpowiadającej kursowi samolotu przy kresce kursowej, umieszczonej na osi symetrii przyrządu.

Nad tarczą przesuwa się linijka posiadająca skalę w km , która odpowiada skali promieni kół na tarczy. Linijka ta ma możliwość obracania się około osi znajdującej się przy jednym z końców linijki, położonym poza tarczą na tej samej osi symetrii przyrządu, na której była wykonana kreska kursowa. Oś linijki jest również ruchoma i może się przesuwać wzdłuż osi symetrii przyrządu, którą ustawia się równoległe do podłużnej osi samolotu a więc równoległe do kierunku kursu samolotu.

Przy osi linijki wykonana jest skala kątowa, pozwalająca na odczytywanie dodatnich i ujemnych kątów. Zero skali znajduje się na linii symetrii przyrządu, na której, jak to już było zaznaczone, znajduje się kreska kursowa i oczywiście środek tarczy.

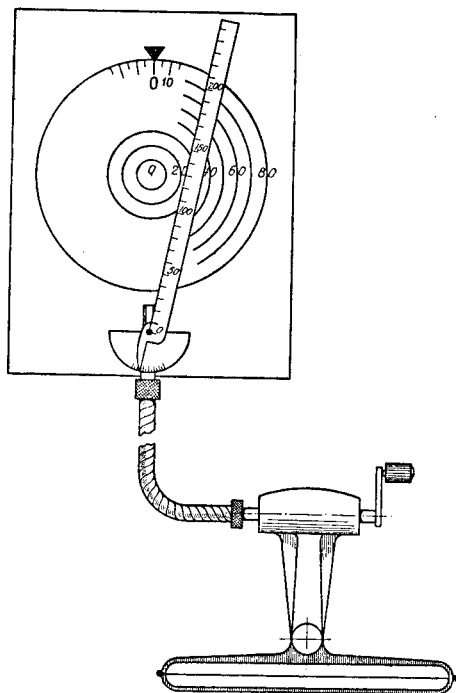
Linijka połączona jest za pomocą giętkiego wálka z derywomierzem, dzięki czemu okręca się dokoła swej osi zawsze o kąt tej samej wielkości, co i linia lotu derywomierza.

Tarcza wykonana jest ze specjalnej masy. Na tej masie można rysować zwykłym ołówkiem i ścierać ten ołówek przy pomocy lekko zwilżonej ściereczki.

Kalkulator Mengden przedstawiony jest schematycznie na rys. 162.

Chcąc znaleźć wektor wiatru przy pomocy kalkulatora Mengden należy postępować w sposób następujący:

Przede wszystkim należy podziałkę kątową tarczy odpowiadającą kursowi samolotu ustawić naprzeciwko kreski kursowej. Następnie należy ustawić linijkę w położeniu zerowym, co będzie równoznaczne z ustawieniem linii lotu derywomierza równoległe do osi podłużnej samolotu. Gdy linijka znajduje się już w położeniu zerowym, przesuwają się jej oś (początek) wzdłuż osi symetrii przyrządu dopóty, dopóki podziałka tej linijki, odpowiadająca technicznej szybkości samolotu, nie ustawi się na wysokości środka tarczy. Wówczas śledząc przedmioty na ziemi, pokręca się linią lotu w derywomierzu do chwili, w której te przedmioty zaczną przesuwać się równoległe do tej linii czyli przeprowadza się pomiar kąta derywacji. Ruch derywomierza pociąga za sobą ruch linijki nad tarczą, która ustawi się w ten sposób równoległe do kierunku lotu samolotu.

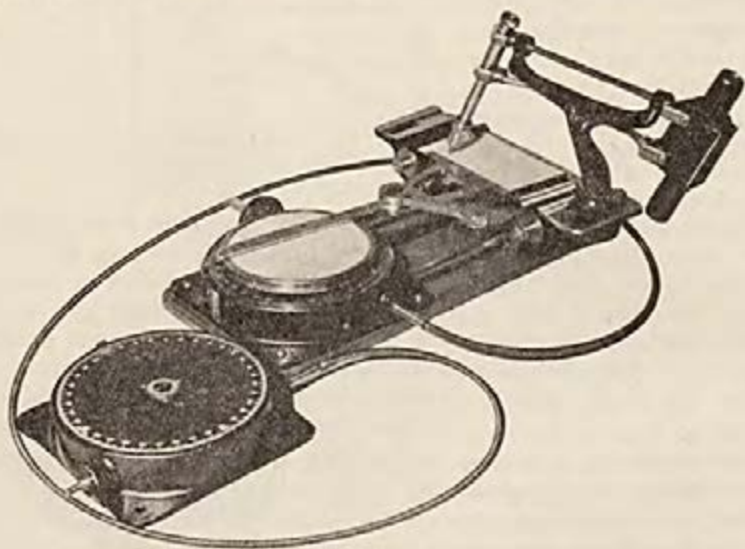


Rys. 162. Kalkulator Mengden

Kierunek ten oznacza się przy pomocy ołówka na tarczy i następnie nie zmieniając technicznej szybkości samolotu przeprowadza się całą operację wykreślenia nowego kierunku lotu na tarczy identycznie jak za pierwszym razem. Przecięcie się linii kierunków lotu na tarczy da wyżej omówiony punkt wiatru *W* łącząc ten punkt ze środkiem tarczy otrzymuje się wektor

wiatru. Kierunek tego wektora określi podziałka kątowna tarczy, jego wielkość absolutną — odpowiednie koncentryczne koło na tarczy. O ile w czasie pomiędzy jednym i drugim pomiarem samolot zmienilby techniczną szybkość, to należy przed drugim pomiarem odpowiednio przesunąć oś linijki tak, aby, jak i przy pierwszym pomiarze, podziałka odpowiadająca technicznej szybkości samolotu leżała przy środku tarczy.

W podobny sposób działa, tak zwany nawigraf Le Prieur (rys. 163). Nawigraf Le Prieur odróżnia się głównie od kalkulatora Mengden systemem derywomierza, oraz sprzęgnięciem przyrządu z nadajnikiem kursu.



Rys. 163. Nawigraf Le Prieur

Derywomierz w nawigrafie stanowi luneta celownicza, widoczna z prawej strony przyrządu na fotografii, połączona za pomocą ruchomego równoległoboku z ołówkiem, przesuwającym się po papierze, który w kształcie wstążki przewija się między dwiema rolkami.

Za pośrednictwem tej lunety wizuje się w terenie na jakikolwiek przedmiot dopóty, dopóki ołówek nie wyrysuje na papierze linii. Linia ta będzie odpowiadała kierunkowi lotu samolotu. Jeśli oś symetrii przyrządu będzie ustawiona równoległe do osi podłużnej samolotu, wyrysowanie tej linii pozwoli na określenie kąta derywacji samolotu.

Kierunek linii wyrysowanej ołówkiem przenoszony jest za pomocą układu dźwigni na krąg papieru, umocowany na ruchomej tarczy przez specjalny zaciskający pierścień. W odróżnieniu od przyrządu Mengden punkt, dokoła którego okręca się linijka, stanowiąca ostatni element układu dźwigni, przenoszącej na tarczę ruchy ołówka, jest nieruchomy. W nawigrafie przesuwa się wzdłuż osi symetrii przyrządu sam środek tarczy. Nie zmienia to jednak postaci rzeczy, gdyż dzięki temu można również ustawić podziałkę linijki, położonej wzdłuż osi symetrii przyrządu tak, aby podziałka, odpowiadająca szybkości technicznej samolotu znalazła się koło środka tarczy. Na tarczy wyrysowane są koła koncentryczne zupełnie analogicznie, jak w kalkulatorze Mengden. Wzajemne odstępstwa tych kół odpowiadają również skali długości linijki. W związku z powyższym określenie wektora wiatru odbywa się przy pomocy nawigrafu w sposób zupełnie podobny, jak przy pomocy przyrządu Mengden.

Korzystanie z nadajnika kursu w nawigrafie Le Prieur odbywa się jak następuje:

Papier na tarczy poza kołami koncentrycznymi posiada jeszcze dodatkowo szereg równoległych linii, z których jedna tworzy średnicę tarczy. Linie te na początku ustawia się równoległe do osi symetrii przyrządu, czyli równoległe do kursu samolotu.

Pragnąc otrzymać kurs który należy utrzymywać, aby przy danym kierunku i sile wiatru osiągnąć cel zamierzony, należy podziałkę kątową umieszczoną na dodatkowym pierścieniu, który może się przesuwać dokoła tarczy, ustawić w ten sposób, aby przy kresce kursowej, znajdującej się na osi symetrii przyrządu, znalazła się podziałka odpowiadająca kursowi samolotu. Następnie należy linijkę, obracającą się nad tarczą, skierować na koniec wektora wiatru (punkt wiatru W), sprząc tarczę z pierścieniem i zacząć przy pomocy korbki obracać tarczę dopóty, dopóki linie proste na tarczy nie będą równoległe do krawędzi linijki z podziałką skali szybkości.

Podziałka na pierścieniu odpowiadająca kresce kursowej da kurs, który należy utrzymywać z poprawką na derywację. Kurs ten za pomocą giętkiego wałka przekazywany jest na wskaźnik kursu, umieszczony przed pilotem w jego kabinie. Podczas gdy cały przyrząd mieści się w kabinie obserwatora. Sam wskaźnik kursu składa się z kręgu z podziałką kątową, obracającą się dokoła swej osi oraz nieruchomej wskazówki-kreski kursowej.

Szybkość samolotu względem ziemi może być odczytana bezpośrednio ze skali linijki, szybkość tę będzie wyrażała podziałka odpowiadająca końcowi wektora wiatru.

§ 54. Autoestimograf Mengden. Quo vadis. Obliczenie ilości przebytych kilometrów w stosunku do środowiska, w którym samolot leci, może być wykonane stosunkowo łatwo za pomocą opisanych w § 54 logów powietrznych. Sprawa obliczania kilometrów przebytych w stosunku do ziemi jest sprawą znacznie trudniejszą, gdyż chodzi tu o wartości, będące wynikiem dwu szybkości (technicznej samolotu i wiatru), które dodają się geometrycznie, pomijając już kwestię możliwości określenia samych tych szybkości w każdej chwili.

Pod względem teoretycznym całkowicie zadawalająco rozwiązuje zagadnienie dodawania kilometrów przebytych względem ziemi przyrząd systemu Mengden, wykonany przez francuską firmę Barbier, Benard i Turenne zwany autoestimografem.

Przyrząd ten wykreśla automatycznie drogę, przebytą przez samolot względem ziemi, co pozwala na określenie położenia samolotu oraz na obliczenie przebytej drogi w jednostkach długości.

Przyrząd Mengden nie znalazł jednak dotąd szerszego zastosowania, przede wszystkim ze względu na swoją wysoką cenę, a następnie z powodu niemożliwości określenia rzędu wielkości błędu popełnianego przy korzystaniu z tego przyrządu.

Jednym z podstawowych elementów przyrządu jest wiatromierz (calculateur) Mengden (§ 52). Nie daje on wskazań ciągłych. Przy pomocy tego przyrządu wiatr można mierzyć tylko okresowo np. co kwadrans lub co pół godziny, podczas tego gdy wiatr zmienia się stale i pomiędzy jednym i drugim pomiarem możemy mieć nawet do czynienia z nagłymi porywami wiatru, nie będącymi w żadnym stosunku do wartości otrzymywanych przy okresowych pomiarach. W ten sposób pomimo uciążliwości pomiarów (konieczność zmiany kursu przynajmniej o 45° na czas pomiaru) nie otrzymuje się żadnej gwarancji ich poprawności.

Pomimo tego konstrukcja przyrządu jest bardzo ciekawa i zaznajomienie się z nią jest bardzo pożyteczne, ze względu na głęboko przemyślane podstawy teoretyczne, wyjaśniające w bardzo pogładowy i przejrzysty sposób mechanikę ruchu samolotu względem ziemi.

Następujące części składają się na autoestimograf Mengden:

Busola odległościowa. Jako busolę odległościową zastosowano tu busolę selenową Mengden opisaną w § 40. Dzięki przekaźnikom elektrycznym, włączonym w obwód tej busoli, istnieje możliwość powtarzania jej wskazań w dowolnym miejscu samolotu oraz ustawiania w zależności od kursu samolotu różnych przedmiotów, mogących obracać się dokoła swojej osi.

Log powietrzny Mengden opisany w § 34. Za pomocą tego przyrządu istnieje możliwość otrzymania na samolocie w silniczku elektrycznym ilości obrotów, proporcjonalnych do szybkości samolotu względem środowiska niezależnie od wysokości, na której się samolot znajduje.

Wiatromierz Mengden (omówiony już na wstępie), służący do określania wielkości i kierunku wektora wiatru.

Koordinator, będący właściwie mózgiem całego autoestimografu. Koordinator ma za zadanie geometryczne dodawanie wektorów szybkości technicznej samolotu i wiatru oraz rozłożenie otrzymanej sumy na dwie składowe wzajemnie do siebie prostopadłe. Koordinator uzupełnia urządzenie pozwalające na nadanie drugiemu silniczkowi elektrycznemu, znajdującemu się w urządzeniu autoestimografu szybkości proporcjonalnej do szybkości wiatru.

Mapnik, przeznaczony do utrzymywania mapy, na której zostaje wyrysowana przebyta przez samolot droga. Mapnik w przyrządzie był wykonany i zastosowany do map 1:500,000 i 1:200,000. Zmiana skali mapy była umożliwiona dzięki zmianie przekładni w przyrządzie.

Na największą uwagę w całym autoestimografie zasługuje oczywiście koordinator; mieści się on w skrzynce (rys. 164) o wymiarach $25 \times 45 \times$

$\times 55$ cm. Na wierzchu tej skrzynki znajduje się wiatromierz Mengden, tarcza szybkościomierza, tarcza wskaźnika szybkości wiatru, dwie ręczki regulatorów oraz wyłącznik elektryczny. Wewnątrz skrzynki znajdują się poza urządzeniem sumującym, oba silniki elektryczne, mechanizmy regulatorów oraz przełączniki busoli odległościowej.



(Katalog f. BBT)

Rys. 164. Skrzynka Autoestimografu Mengden

Wskazówka na tarczy szybkościomierza ustawia się samoczynnie. Szybkościomierz właściwie jest zwykłym obrotomierzem mierzącym ilość obrotów silnika, sprzężonego z logiem powietrznym w jednostkach szybkości (*km/godz*). Na tej tarczy lotnik odczytuje szybkość techniczną samolotu, potrzebną mu do graficznego określenia wektora wiatru przy pomocy wiatromierza Mengden.

Operacja określenia wektora wiatru w danym wypadku jest ułatwiona tym, iż dzięki przekaźnikom busoli odległościowej, ustawianie się na tarczy wiatromierza zależnie od kursu samolotu odbywa się samoczynnie.

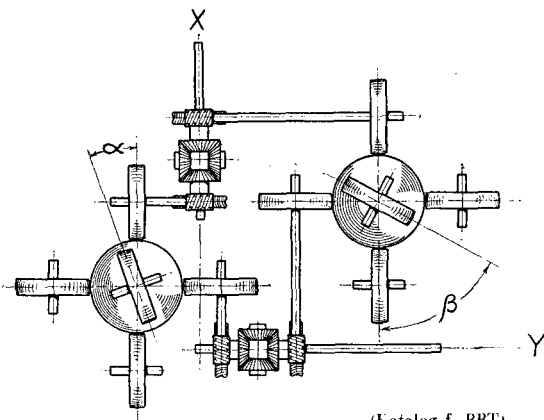
Wskazówkę na tarczy wskaźnika wiatru ustawia się ręcznie. Przesuwanie tej wskazówki skutecznia się przy pomocy pierwszego regulatora, po określeniu wektora wiatru co do wielkości wiatru przy pomocy wiatromierza. Wskazówka ta związana jest z opornikiem w obwodzie drugiego silnika elektrycznego autoestimografu. Każdemu położeniu wskazówki odpowiada określona szybkość tego silnika. W ten sposób jeden silnik, związany z logiem powietrznym Mengden ma obroty proporcjonalne do szybkości technicznej samolotu, drugi zaś — proporcjonalne do szybkości wiatru. Oba silniki zasilane są przez prądniczkę należącą do normalnej instalacji elektrycznej na samolocie i uruchamiane są jednocześnie za pomocą wyłącznika, znajdującego się, jak to było już zaznaczone, na wierzchu skrzynki koordynatora.

Sam koordynator składa się z dwu identycznych urządzeń, z których jedno obsługuje wektor technicznej szybkości samolotu, drugie zaś wektor szybkości wiatru. Każde z tych urządzeń (rys. 165) składa się z kuli wykonanej ze specjalnej masy; kula obraca się pomiędzy trzema parami kółek z twardej gumy. Osie kółek, znajdujących się na przeciwnych stronach kuli i tworzących sprzężoną między sobą parę, są do siebie równoległe. W każdym z tych urządzeń jedna para kółek jest zależna od wektora szybkości, który to urządzenie obsługuje. W ten sposób w pierwszym urządzeniu jedna para kółek sprzężona jest z silnikiem szybkości technicznej samolotu, w drugim zaś urządzeniu z silnikiem szybkości wiatru, w ten sposób iż szybkość obrotów tych kółek (tej pary kółek) jest odpowiednio proporcjonalna do szybkości poszczególnych silników.

Niezależnie od tego kierunek osi sprzężonych z silnikami kółek w pierwszym urządzeniu nastawia się samoczynnie za pomocą przekaźników busoli w zależności od kursu samolotu, w drugim zaś urządzeniu ręcznie przy pomocy drugiego regu-

latora, znajdującego się na skrzynce koordynatora. Regulator ten ma podziałkę kątową $0^{\circ} - 360^{\circ}$ i nastawia się zgodnie z wynikami otrzymanymi sposobem graficznym na wiatromierzu i dotyczącymi kierunku wektora wiatru.

W ten sposób każda z kul wprawiona jest w ruch wirowy za pomocą dwu wzajemnie do siebie przeciwnych kółek i kręci się z szybkością proporcjonalną do szybkości odpowiedniego silnika, przy czym kierunek jej wirowania względnie kierunek osi tej kuli, wokół której się ona kręci będzie zależał odpowiednio bądź od kursu samolotu, bądź też od kierunku wiatru.



(Katalog f. BET)

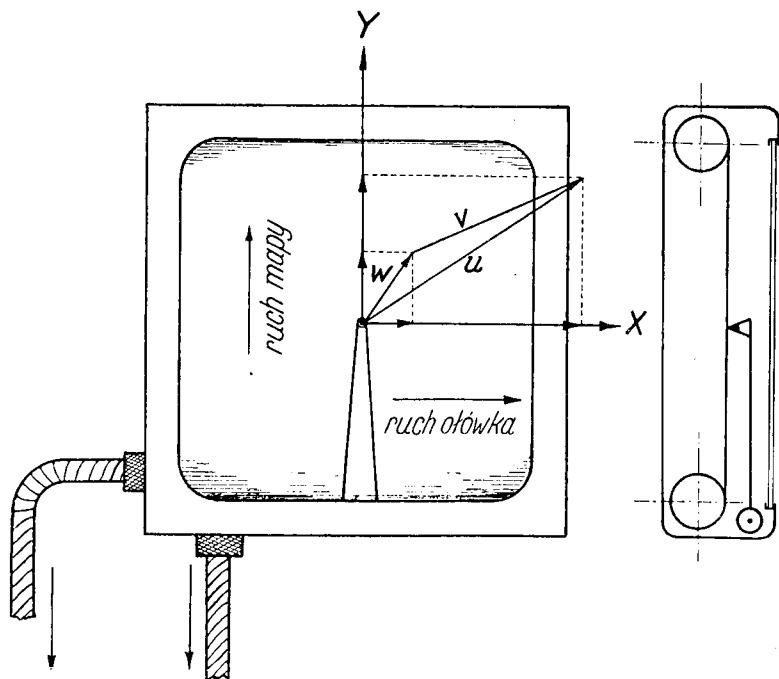
Rys. 165. Koordynator autoestimografu Mengden

Osie pozostałych par kółek przy każdej kuli są nieruchome w przestrzeni i położone są w stosunku do siebie prostopadłe w płaszczyźnie równika kuli, o ile punkty styczności kółek napędowych z kulą będziemy uważali za jej bieguny. Dzięki takiemu urządzeniu szybkość par kółek z nieruchomymi osiami będzie odpowiednio proporcjonalna do sin i cos kąta utworzonego przez kierunek rzutu osi kółek sprzężonych silnikami na płaszczyznę, w której znajdują się kółka z osiami nieruchomymi w przestrzeni, z kierunkiem tych osi.

Osie kółek nieruchomych w obu urządzeniach są skierowane jednakowo w stosunku do ścianek skrzynki, wobec czego odpowiednie osie są sobie równoległe. W ten sposób w każdym z tych urządzeń otrzymujemy szybkości proporcjonalne do składowych wektora technicznej szybkości samolotu i wektora wiatru, które to składowe są do siebie wzajemnie prostopadłe. Jednocześnie z tym odpowiednie składowe obu wektorów mają teraz jeden i ten sam kierunek i obecnie mogą być dodawane do siebie algebraicznie. Dodawanie to odbywa się za pomocą dwu dyferencjałów widocznych również na rys. 164.

Szybkość obrotu wałów idących od dyferencjału będzie pro-

porcjonalna odpowiednio do sum składowych szybkości technicznej samolotu i szybkości wiatru. Jak widać z rysunku wały te będą również do siebie prostopadłe i przy odpowiednim dostosowaniu mechanizmów kółek i dyferencjałów mogą leżeć w jednej i tej samej płaszczyźnie, co w rzeczywistości jest osiągnięte w koordynatorze.



do koordynatora autoestimatora

Rys. 166. Mapnik autoestimatora Mengden

Wały te związane są za pomocą giętkich wałków z mapnikiem w ten sposób, iż jeden z wałków przesuwają mapę w jednym kierunku, drugi zaś przesuwają rączkę z ołówkiem w drugim kierunku, prostopadłym do tego pierwszego. Na mapie powstaje linia odpowiadająca ruchowi samolotu spowodowanemu wypadkową szybkości technicznej samolotu i szybkości wiatru, czyli szybkością samolotu względem ziemi.

W ten sposób, gdy na początku lotu zostanie ustalony ołówek nad jakimś określonym punktem mapy, odpowiadającym położeniu geograficznemu samolotu, ołówek będzie rysował bez przerwy drogę samolotu na tej mapie, jeżeli oczywiście skala

przekładni wszystkich mechanizmów autoestimografu będzie dobrana do skali mapy.

Na rys. 166 podane jest schematycznie urządzenie mapnika przyrządu wraz z wykresem działania koordynatora, wyjaśniającym jednocześnie mechanikę ruchu samolotu.

Poza przyrządem Mengdena istnieje jeszcze wskaźnik drogi samolotu pomysłu Hugershoffa i wykonany przez firmę Zeiss. Przyrząd ten noszący nazwę Quo Vadis został opisany w *Revue de Forces Aériennes* (№ 46, 1955).

Przyrząd ten składa się z szybkościomierza z derywomierzem, wysokościomierza, busoli, urządzenia zapisującego oraz silnika z regulacją obrotów.

Najbardziej oryginalny w tym przyrządzie jest szybkościomierz zbudowany na zasadzie fotometrycznej.

§ 55. Mapniki. Torby na mapy. Podstawą orientacji lotnika podczas lotu jest mapa. W celu ułatwienia korzystania z mapy powstało w swoim czasie bardzo wiele przyrządów nazwanych mapnikami.

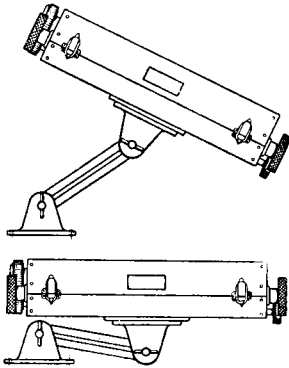
Zasada budowy większości tych mapników polega na sprzężeniu ze sobą dwu rolek. Na jedną z nich przed lotem nawija się odpowiednia wstęga mapy i zaczyna się swobodnym końcem o drugą rolkę. Przez jednoczesne pokręcanie rolek można przewijać wstęgę mapy z jednej rolki na drugą, przesuując ją jednocześnie przed obserwatorem. Mapa z rolkami wraz z mechanizmem do pokręcania rolek mieści się zwykle w pudełku o kształtach płaskiego prostopadłościanu lub trójkątnego graniastopłata, w którym robi się okienko z celuloиду w ten sposób, ażeby można było z łatwością obserwować przewijającą się mapę. Na zewnątrz pudełka umieszcza się rączkę do pokręcania rolek. Pudełko posiada najczęściej podstawkę ze sprzęgłem kardanowym. Podstawka ta umożliwia przymocowanie mapnika do kadłuba samolotu w kabine pilota, przy czym sprzęgło kardanowe tej podstawki daje możliwość ustawienia mapnika w pozycji wygodnej do obserwacji mapy, odsunięcia tego mapnika w razie jakichś ruchów pilota itp.

W celu korzystania z mapnika w nocy nad mapnikiem lub też wewnątrz mapnika pod mapą umieszcza się lampki elektryczne. Poza tym mapnik może posiadać zapasowe rolki do wkładania nowych odcinków mapy.

Mapnik tego typu przedstawiony jest na rys. 167. Jest to mapnik francuskiej firmy Aera. W mapniku tym można umieścić wstęgę mapy o wymiarach $0,195 \times 3,0 m^2$, co przy skali mapy 1:500000 da powierzchnię $60 \times 900 km^2$. Mapnik posiada cztery lampki 3-watowe oraz opornik, pozwalający na regulację

natężenia światła tych lamp. Niezależnie od tego lampy posiadają specjalne filtry dla zapewnienia równomierności oświetlenia mapy. Ciężar mapnika wraz z podstawą oraz urządzeniem do oświetlenia wynosi 1,580 kg.

Mapniki tego typu przedstawiają tę niewygodę, że zmuszają pilota do posługiwania się mapą o nieznaczącej stosunkowo szerokości. Z powodu tego, w chwili zboczenia samolotu z określonej drogi, pilot jednocześnie zostaje pozbawiony możliwości korzystania z mapy, gdyż przesuwanie jej w kierunku prostopadłym do założonego kierunku lotu jest zupełnie niemożliwe. Wobec tego mapniki tego typu mogły być wyzyskane tylko w lotnictwie komunikacyjnym przy lotach według ściśle określonych tras.



(Katalog f. Aera)

Rys. 167. Mapnik Aera

(1:1.000.000), jest pocięta na kwadraty wielkości okienka mapnika. W celu lepszej orientacji pocięte są jednocześnie dwa egzemplarze mapy, przy czym drugi egzemplarz ma kwadraty wycięte w ten sposób, iż środek tych nowych kwadratów odpowiada wierzchołkowi kwadratów pierwszego egzemplarza mapy.

Wszystkie kwadraty obu egzemplarzy mapy sklejone są w jedną wstęgę w odpowiednim porządku, dzięki czemu po określonej ilości przesunięć pełnych kwadratów można otrzymać w okienku mapnika kwadrat, nakładający się na kwadrat pierwszy i rozszerzający pole widzenia mapy w dowolnym kierunku lotu samolotu.

Mapnik ten ze względu na komplikacje swoich urządzeń, regulujących przesuwanie się wstęgi mapy i konieczności posiadania specjalnie przygotowanych map, nie uzyskał dotąd szerszego rozpowszechnienia.

Wobec niemożności stworzenia prostych mapników mechanicznych, odpowiadających całkowicie potrzebom lotnictwa, zaczęto stosować zwykłe oprawy do map, które często noszą również nazwę mapników. Są to kawałki cienutkiej deseczki

(dykty) lub nawet tektury, do których za pomocą gumek lub też zacisków przypina się odpowiednio złożoną mapę lub też jej wycinek. W niektórych wypadkach całość ujmuje się w ramkę metalową, posiadającą dodatkowe zaciski do umocowania linijki lub też nici, wskazującej lotnikowi kurs, który musi on utrzymywać na samolocie. Czasami odcinki mapy naklejane są na deseczki, przy czym lakieruje się górną powierzchnię mapy w celu ochrony jej przed zniszczeniem.

W lotnictwie francuskim używane są mapniki, służące jako pomoc do rozwiązywania zadań z aeronawigacji astronomicznej. Za przykład takiego mapnika może służyć mapnik firmy Albert Lepetit (rys. 168).

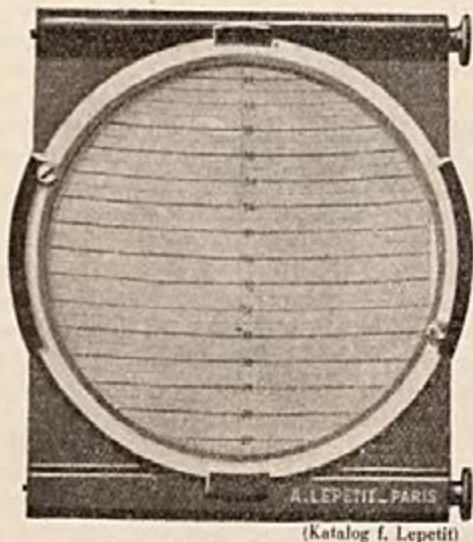
Mapnik ten posiada nieruchomą mapę, natomiast jak w mapniku normalnym, przesuwają się tu za pomocą dwu rolek wstęgę wykonaną z przezroczystego materiału, która posiada wyrysowane tak zwane „koła wysokości”, otrzymywane z pomiaru wysokości określonej gwiazdy nad horyzontem i stanowiące geometryczne miejsce punktów, z których dana gwiazda widoczna jest pod tym samym kątem wysokości nad horyzontem. Mapy używane do tych mapników są to mapy wykonane metodą Favé dla różnych punktów szerokości geograficznej w rzucie stereograficznym.

Podobny mapnik ale z mechanizmem pozwalającym na wprowadzenie poprawek czasu wykonany został do użytku

francuskiego lotnictwa przez Guyot. Przyrząd ten był szczegółowo opisany w *L'Aéronautique* № 184, 1954.

Uzupełnieniem mapników-ramek oraz luźnych map są torby na mapy umieszczone w kabine pilota i obserwatora. Wielkość tych torb uzależniona jest od wymiarów map oraz od ich ilości.

Torby w kabine pilota powinny być wykonane tak, aby pilot mógł je otwierać i zamykać oraz wkładać i wyjmować



Rys. 168. Mapnik Lepetit

z nich mapy jedną ręką, nie ruszając się ze swego stanowiska. Najczęściej umieszcza się je z boku kabiny pilota po prawej stronie lub też pod tablicą przyrządów. W tym ostatnim wypadku zajmują one najczęściej położenie bliskie do poziomego.

Oprócz map w torbach na mapy w specjalnych kieszeniach mieszczą się pomocnicze przybory aeronawigacyjne, jako to: ołówki, kątomierze, linie, suwaki itp.

§ 56. **Zegary czasowe.** Znajomość czasu jest dla lotnika sprawą nadzwyczajnie ważną. Jak już było zaznaczone pomiar paliwa na samolocie za pomocą istniejących typów paliwomierzy nigdy nie jest pewny i musi być zawsze sprawdzany przez obliczenia, do przeprowadzania których konieczna jest, poza danymi o zużyciu paliwa przez silnik, wiadomość o dokładnym czasie lotu.

Znajomość czasu w połączeniu z danymi o szybkości samolotu pozwala na określenie położenia geograficznego samolotu i tym samym ułatwia orientację na mapie. Poza tym zegar na samolocie potrzebny jest, jak to zostało opisane wyżej przy wszystkich przyrządach do mierzenia szybkości względem ziemi oraz przy nawigacji, korzystającej z usług astronomii. W tym ostatnim wypadku dane zegarowe są danymi podstawowymi i muszą być brane z odpowiednią precyzją i dokładnością. Z tego względu przy nawigacji astronomicznej muszą być stosowane zegary specjalne, tak zwane chronometry lub półchronometry, dające czas z dokładnością do 1 sek. Najczęściej zegary te posiadają tabelę granic błędów, na mocy których mogą być wprowadzone do wskazań tych przyrządów odpowiednie poprawki. Niezależnie od tego zegary te muszą być jak najczęściej sprawdzane bezpośrednio w obserwatoriach astronomicznych lub też na odległość przy pomocy telegrafu, telefonu lub radio.

Pozostałe zegary lotnicze poza sekundowymi stoperami mogą mieć błędy leżące w granicach błędów normalnych zegarków będących w użyciu, mianowicie błędy wyrażone w sekundach na dobę, co daje możliwość odczytywania na nich czasu z dokładnością do 1 min.

Wobec tego iż dla lotnika poza specjalnymi wypadkami, jak np. aeronawigacji astronomicznej, ważna jest znajomość nie tyle absolutnego czasu, lecz raczej określenie pewnego okresu czasu, który upłynął np. od chwili odlotu, charakterystyczną cechą zegarków używanych na samolotach jest uzupełnienie ich urzędzeniami, które ułatwiłyby lotnikowi określenie tej wartości.

Najczęściej zegary lotnicze posiadają jedną lub dwie dodatkowe wskazówki, które pilot może nastawić ręcznie. W wy-

padku jednej wskazówki chwilę odlotu oznacza się z dokładnością do 15 min, w wypadku dwu wskazówek, z których jedna odpowiada podziałce godzinowej, druga zaś minutowej nastawienie chwili odlotu może być dokonane z dokładnością do 1 min. Przy pomocy tych wskazówek można oczywiście, poza terminem startu ustalać jeszcze i inne dowolne czasy np. czas oczekiwanego przelotu nad jakimś określonym miejscem trasy itp. Wskazówki przestawialne ręcznie posiadają inny kształt lub też inny kolor, niż właściwe wskazówki zegarowe. Łożysko obrotu przestawialnych wskazówek znajduje się zwykle w szkłe ochronnym nad tarczą zegara. Poruszenie wskazówek odbywa się za pomocą śrubki o moletowanych obrzeżach, osadzonej pośrodku szkła. Wadą tego urządzenia jest osłabienie szkła, które przy pociśnięciu na ośkę przestawialnych wskazówek może łatwo pęknąć^{*)}, poza tym wskazówki te zaciemniają położenie wskazówek zasadniczych szczególnie w porze nocnej.

W zegarkach firmy Aera (rys. 169) na głównej tarczy zegara istnieje dodatkowa tarcza zegarowa o średnicy równej $\frac{1}{3}$ średnicy tarczy głównej. Na tej dodatkowej tarczy znajdują się dwie zwykle, odpowiednio zmniejszone wskazówki zegarowe, które przesuwiają się razem ze wskazówkami głównymi. W dole zegarka mieści się specjalny zacisk w kształcie moletowanego kółeczka, za pomocą którego można wskazówki na tej dodatkowej tarczy dowolnie przesuwać. Na początku lotu nastawia się godzinową i minutową wskazówkę na godzinę 12-tą (0 skali). Położenie tych wskazówek w czasie lotu będzie bezpośrednio pokazywać na dodatkowej tarczy ilość przelecianych godzin.

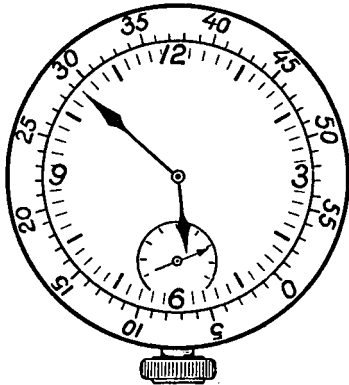


Rys. 169. Zegarek czasowy
Aera

Bardzo dowcipne urządzenie, rozwiązujące zagadnienie określenia czasu lotu zaproponował kpt. pilot Kaczmarezyk. Urządzenie to (rys. 170) polega na wykonaniu wokół tarczy zegara ruchomego pierścienia z dodatkową podziałką minutową. Na początku okresu, którego czas trwania chce się zmierzyć, pierścień ustawia się tak, aby położenie wskazówki minutowej odpowiadało 0 podziałki pierścienia, wówczas położenie tej

*) Szkło w zegarach lotniczych bywa często zastępowane specjalną przezroczystą masą nietytanową, która posiada dostateczną twardość np. Flexiglassem.

wskazówki będzie pokazywać na skali pierścienia zewnętrznego czas trwania okresu z dokładnością do 1 min. Gdy chodzi o ostrzeżenie pilota o zakończeniu okresu, na który starcza paliwa na samolocie, na pierścieniu może być wykonany dodatkowo przesuwalny wskaźnik. Wskaźnik ten ustawia się na podziałce odpowiadającej końcowi tego okresu. Całe godziny są oczywiście z rachunku eliminowane.



Rys. 170. Schemat zegarka pomysłu kpt.-pil. Kaczmarczyka

Poza przedstawianymi wskazówkami i pierścieniami zegar samolotowy może być połączony ze zwykłym urządzeniem stoperowym służącym np. do określenia czasu przelotu między dwoma bliskimi punktami trasy z dokładnością do 1 sek.

Chronometry służące do celów aeronawigacji astronomicznej umieszczane są zwykle w specjalnych pudełkach w kabine obserwatora samolotu. Pudełko jest przytwierdzone do odpowiedniej podstawki amortyzowanej od drgań, sam zegar wewnątrz pudełka zawieszony jest na przegubie kardanowym. Półchronometry

przechowywane są zwykle również bardzo starannie razem ze sprzętem nawigacyjnym w osobnych pomieszczeniach.

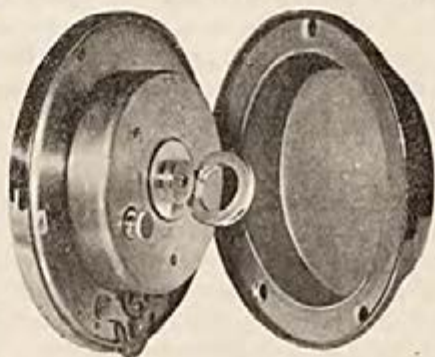
Zegarki pozostałe są zwykle kształtu znormalizowanych przyrządów pokładowych i przymocowuje się je do tablicy przyrządów w kabine pilota względnie w kabine innych członków załogi samolotu, w ten sam sposób w jaki przymocowuje się inne seryjne przyrządy.

W swoim czasie w lotnictwie polskim zegary czasowe wkładane były do pochewek skórzanych, które przymocowywano na stałe do tablicy przyrządów. W tym wypadku zegarek po locie był zdejmowany z samolotu i przechowywany osobno.

Nakręcanie zegarków samolotowych odbywa się najczęściej raz na tydzień za pomocą śrub moletowanych znajdujących się zwykle u spodu zegarków lub też pierścieni moletowanych obejmujących tarcze zegarów, jak to ma miejsce w ostatnich typach zegarów firmy G. Gerlach. W niektórych wypadkach, jak np. w zegarku firmy Aera, dla nakręcenia zegarka należy go otworzyć. Zegarek z tyłu posiada dodatkową puszkę zewnętrzną

przymocowaną do tablicy, mechanizm wraz tarczą mieści się w puszcze wewnętrznej, która obraca się na zawiasach w stosunku do puszek zewnętrznej. Charakterystyczną cechą sposobu nakręcania tego zegarka jest niemożność przekręcenia sprężyny przy nakręcaniu, co bardzo ułatwia obsługę tych przyrządów.

Na rys. 171 pokazany jest zegarek Aera w położeniu otwartym. U dołu zegarka widoczny jest mechanizm do przestawiania wskazówek na tarczy dodatkowej. Pośrodku umieszczona jest rączka do nakręcania zegarka, normalnie jest ona złożona i nie występuje nad powierzchnię dna puszek. Z lewej strony mieści się śrubka do przestawiania



Rys. 171. Zegarek Aera

głównych wskazówek zegara. Przymocowanie przyrządu do tablicy odbywa się za pomocą trzech śrub, otwory dla tych śrub widoczne są w zewnętrznej puszcze.

W niektórych zegarach lotniczych, przeznaczonych do umieszczenia na tablicy przyrządów, stosuje się wskazówkę sekundową przesuwającą się wzdłuż podziałki godzinowo-minutowej. Wskazówka ta ma na celu ożywienie pilota podczas lotów długodystansowych w szczególności w porze nocnej. Skala sekundowa ma ponadto znaczenie dla pilota, ponieważ pozwala mu na określenie, czy zegarek idzie czy też stoi.

Zegarek pokładowy połączony z suwakiem lotniczym podany był na rys. 159.

Na zegarku tym podziałka godzinowa jest 24-godzinna poza tym istnieje dodatkowa skala (w dole tarczy) wykazująca ile godzin zegarek jest w ruchu od ostatniego nakręcenia zegarka, co ma duże znaczenie przy obsłudze tego przyrządu. Skalę tę posiadają zwykle wszystkie chronografy.

§ 57. Sekstans. Obok zegarów czasowych podstawowym przyrządem przy aeronawigacji astronomicznej jest sekstans. Przyrząd ten służy do określenia wysokości ciał niebieskich nad horyzontem w podziałce katowej. Jak wiadomo w tym celu niezbędne jest ustalenie płaszczyzny horyzontu względnie płaszczyzny poziomej przechodzącej przez oko obserwatora. Płaszczyznę horyzontu można ustalić wizując na linię horyzontu (horyzontu naturalny) lub też za pomocą sztucznego horyzontu.

W marynarce, gdzie obserwator znajduje się nisko nad poziomem wody, wykorzystuje się najczęściej horyzont naturalny. W lotnictwie przy wykorzystaniu horyzontu naturalnego konieczne jest wprowadzenie poprawki na wysokość (obniżenie horyzontu). Poprawkę tę wprowadza się przy pomocy tablic lub wykresów podobnie, jak poprawkę na refrakcję. Sprawa ta jest szczegółowo omawiana w kursach aeronawigacji astronomicznej. Błąd z powodu obniżenia horyzontu wynosi przy wysokości lotu około 1000 m — 1°, błąd z powodu refrakcji przy tej samej wysokości waha się w zależności od położenia ciała niebieskiego od 15' do 0'. Ostatnia liczba odnosi się do gwiazd będących w zenicie. Błąd z powodu refrakcji zmniejsza się z wysokością, na której znajduje się obserwator.

Jako linia horyzontu w lotnictwie może być wykorzystana linia pozornego przecięcia się ze sklepieniem niebieskim górnej płaszczyzny chmur (horyzont chmurowy), o ile pozwalają na to warunki meteorologiczne.

Normalnie lotnicze sekstansy używane są ze sztucznym horyzontem. Jako sztuczny horyzont może być wykorzystany wskaźnik wahadłowy np.



(Stewart, Aircraft Instruments)

Rys. 172. Sekstans RAF Mark V

np. w sekstansie niemieckiej firmy Askania (Pendel Sekstans Askania) albo też żyroskop np. we francuskim sekstansie Bormeau. Przyrząd ten przed użyciem ustawia się na specjalnej podstawie, gdzie puszkę żyroskopu zostaje połączona z ręczną pompką. Po kilkunastu ruchach rączki pompki żyroskop osiąga potrzebną szybkość, wówczas przyrząd zostaje zdjęty z podstawy i może służyć do pomiarów w przeciągu 10 — 15 min.

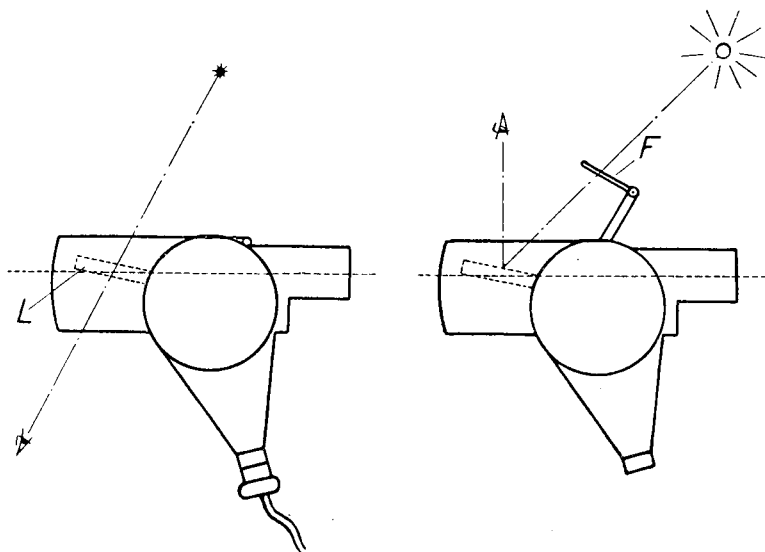
Najczęściej jednak jako sztuczny horyzont używana jest poziomnica plynowa.

Za przykład sekstansu z poziomnicą plynową może służyć sekstans angielski R. A. F., Mark V, pokazany na rys. 172.

Sposób użycia sekstansu w zależności od tego, czy mierzy się wysokość gwiazdy czy też słońca pokazany jest na rys. 173.

W wypadku mierzenia wysokości gwiazdy, gwiazdę obserwuje się bezpośrednio przez półprzezroczyste szkło-lustro L , poziomnicę zaś widzi się jako odbicie. W wypadku mierzenia wysokości słońca obserwuje się bezpośrednio poziomnicę, słońce zaś widzi się jako odbicie, przy czym dla uniknięcia oślepienia nad lustrem ustawia się jeden lub parę kolorowych ekranów F .

Sama poziomnica p (rys. 174) zawiera pęcherzyk powietrzny, umieszczony w ognisku systemu optycznego utworzonego z szeregu soczewek i pryzmatów. Wielkość pęcherzyka poziomnicy

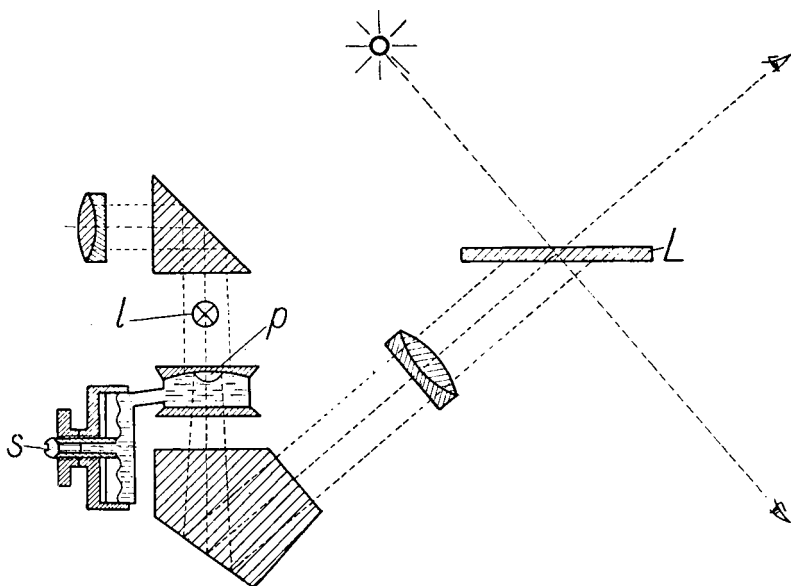


Rys. 173. Schemat pracy nocnej i dziennej z sekstansem

może być regulowana za pomocą śruby s , ściskającej lub rozszerzającej membranową komorę, połączoną z wnętrzem poziomnicy, co jest specjalnie ważne dla zwiększenia dokładności pomiarów, gdyż daje kompensację zmian wielkości pęcherzyka, powstających pod wpływem zmian temperatury. W nocy pęcherzyk jest oświetlony lampką l .

Pomiar przeprowadza się w ten sposób, iż przyrząd doprowadza się do położenia poziomego, następnie zaś obraca się lustro L dopóty, dopóki podlegające pomiarowi ciało niebieskie nie pokryje się z pęcherzykiem poziomnicy. Obracanie lustra odbywa się przy pomocy bębna umieszczonego z boku przy-

rzędu. Na obwodzie bębna wykonana jest skala kątowna wysokości. Podziałki skali mają odstępy $10'$. Nieruchoma płytką z indeksem umożliwia odczytanie kąta. W celu zwiększenia skali, jest ona dwuobwodową; gdy pokręca się bęben w kierunku od zera i czuje się zaskoczenie zacisku, oznacza to iż należy wykorzystać drugą skalę.



Rys. 174. Schemat sekstansu RAF Mark V

Przy skali znajduje się lampka dla ułatwienia odczytów w nocy. Żarówki obu lamp sekstansu (zewnętrznej i wewnętrznej) posiadają oporniki, pozwalające na regulację siły światła. Zasilanie żarówek odbywa się przy pomocy kieszonkowej baterijki o napięciu 2 V, połączonej z przyrządem za pomocą sznura z wtyczką. Gniazdo wtyczkowe w przyrządzie znajduje się u spodu. Przyrząd z włożoną wtyczką pokazany jest na schemacie pomiaru nocnego na rys. 175.

Przy pomiarze w dzień zamiast sztucznego horyzontu może być w razie potrzeby użyty horyzont naturalny. W tym wypadku usuwa się z przyrządu lampkę wewnętrzną i poziomnicę. Obraz horyzontu naturalnego rzucony jest w pole widzenia obserwatora za pomocą górnej części systemu optycznego. Pokręcanie lustra przy pomiarze skutecznia się do chwili, w któ-

rej linia horyzontu przetnie po połowie słońce, którego wysokość mierzy się w dzień. Czas pomiaru notuje się przy pomocy dokładnego zegarka (półchronometru) umieszczonego na oprawce sekstansu.

Zwykle pomiar skutecznia się parokrotnie. W celu ułatwienia zapisów na bębnie przyrządu przymocowana jest płytka z czterema rubrykami: minuty i sekundy pomiaru czasu oraz stopnie i minuty wysokości.

Największą trudnością przy nawigacji astronomicznej jest wykreślenie koła wysokości omówionego w końcu § 54. Istnieje cały szereg uproszczonych metod rysowania tych kół, są to metody admirała Marque Saint Hilaire, Favé, por. Daillère itp. Metody te oraz błędy pomiarów astronomicznych są szczegółowo omawiane w kursie aeronawigacji. Należy tylko zaznaczyć, że miejsce znajdowania się samolotu określa się najczęściej jako miejsce przecięcia dwu kół wysokości, względnie stycznych do tych kół.

Nawigacja astronomiczna znajduje zastosowanie przy lotach ponad 500 km.

Ostatnio jeden z kierowników lotniczej szkoły w Beaning w Kalifornii, Kasser, opracował przyrząd nazwany przez niego sferantem^{*)}, za pomocą którego rozwiązywanie trójkąta sferycznego, koniecznego do rozwiązania w aeronawigacji astronomicznej, może być dokonane mechanicznie.

Zasada, na której zbudowany jest przyrząd, polega na ustawieniu płaszczyzny obrotowej lunety wizującej na gwiazdę, której wysokość pragnie się określić, równolegle do osi ziemskiej, a tak zwanego koła godzinowego przyrządu — prostopadle do tej osi.

Przyrząd przy posiadaniu efemeryd i dokładnego czasu może dać wynik średni z dwu pomiarów, o ile te pomiary są przeprowadzone z ziemi z błędem nie przekraczającym teoretycznie 5'. Przy pomiarach z samolotu dokładność pomiarów zmniejsza się przeszło dwukrotnie.

^{*)} Sferant był szczegółowo opisany w *Revue des Forces Aériennes* № 44. 1935.

ROZDZIAŁ VI

Przyrządy bezpieczeństwa

§ 58. **Gaśnice.** Podział gaśnic. W celu ochrony przeciwko pożarom na samolocie zaopatruje się go w gaśnice. Pożar na samolocie jest jednym z najgroźniejszych zjawisk w lotnictwie. Pożar na samolocie może powstać bądź od silnika w komorze silnikowej, bądź też w kabinach samolotu od przyczyn zdarzających się również i poza lotnictwem jak np. od nieostrożnego zaproszenia ognia itp. Pożary od zwarć w samolotowych instalacjach elektrycznych ze względu na niskie napięcie stosowane w tych sieciach poza radiem, są bardzo rzadkie aczkolwiek nie są wykluczone. Podczas wojny pożar może powstać od kul zapalających lub też innych pocisków.

Należy pamiętać, iż pożar może być zgaszony tylko w zarodku, pożar już rozwinięty na ogół może być tylko umiejscowiony. Wobec tego że umiejscowienie pożaru w lotnictwie nie ma żadnego znaczenia, cała technika pożarnicza na samolocie idzie wyłącznie w kierunku gaszenia pożaru w zarodku.

W tym celu gaśnice muszą obsługiwać wszystkie miejsca, w których może być przewidywane powstanie pożaru, jako to: gaźnik silnika, filtr paliwa, pompa paliwowa itp., poza tym muszą być umieszczone gaśnice w kabinach samolotu w bezpośrednim zasięgu załogi do natychmiastowego zareagowania na pożar powstały w tych kabinach. W stosunku do pożarów powstałych w innych miejscach na samolocie np. przy zapaleniu się ogona lub skrzydeł samolotu obecna technika pożarnicza jest zupełnie bezsilna.

Gaśnice na samolocie można podzielić według sposobu montażu, sposobu działania oraz według materiałów użytych do tych gaśnic.

W zależności od sposobu montażu gaśnice dzielą się na wbudowane i przenośne. Gaśnice wbudowane są na stałe związane z samolotem.

Co do sposobu działania gaśnice dzielą się na gaśnice samoczynne, ręcznie-samoczynne i ręczne. Poza tym gaśnice mogą być centralne i indywidualne.

Co się tyczy materiałów gaszących, gaśnice dzielą się na

gaśnice tetrowe, korzystające z czterochlorku węgla, śniegowe, korzystające z dwutlenku węgla, bromko-metylowe itp.

W gaśnicach samoczynnych działanie następuje automatycznie z chwilą wybuchu pożaru: gaśnice zaczynają działać pod wpływem stopienia się tak zwanych spłonek lub innych urządzeń podobnego rodzaju, gdy temperatura otaczająca te spłonki przekroczy pewną określoną wartość. Rozpoczęcie działania gaśnic może nastąpić również np. pod wpływem bezpieczników wahadłowych, które uruchamiają gaśnice przy gwałtownym uderzeniu samolotu o ziemię lub w podobnym wypadku.

W gaśnicach ręcznych uruchomienie następuje dopiero po odpowiedniej manipulacji.

Gaśnice w komorze silnikowej są zwykle samoczynne lub też samoczynnie-ręczne, gaśnice w kabinach samolotu są zwykle ręczne.

Gaśnicami centralnymi są gaśnice posiadające jeden większy centralny zbiornik z materiałem gaszącym z szeregiem rozpylaczy (tryskaczy) połączonych ze zbiornikiem przewodami.

Gaśnice indywidualne posiadają oddzielne, indywidualne zbiorniki połączone z poszczególnymi rozpylaczami.

W gaśnicach centralnych wszystkie rozpylacze działają jednocześnie.

W gaśnicach indywidualnych każdy rozpylacz działa niezależnie.

Gaśnice umieszczone w komorze silnika są obydwu typów, gaśnice kabinowe są wyłącznie indywidualne. Są to poza tym zawsze gaśnice przenośne, przeznaczone do działania poza miejscem swego umocowania, podczas gdy gaśnice w komorze silnika są z zasady gaśnicami na stałe wbudowanymi do samolotu.

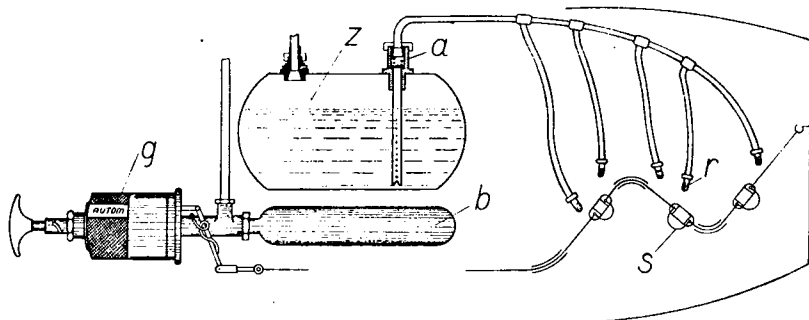
§ 59. Gaśnice centralne. Jako przykład gaśnicy centralnej ręcznie-samoczynnej może służyć gaśnica Knock-Out, gasząca pożar przy pomocy tetry.

Płyn nazywany tetrą nie jest właściwie czystym czterochlorkiem węgla (CCl_4) lecz ma domieszkę składników, mających za zadanie obniżenie punktu zamarzania płynu oraz uniemożliwienie tworzenia się trującego gazu fosgenu podczas gaszenia.

Czysty czterochlorek węgla posiada punkt zamarzania około -24°C , przy 15% domieszce dwubromometanu (CH_2Br_2) punkt zamarzania obniża się do -50°C , co ma duże znaczenie przy lotach wysokościowych. Składnikami służącymi do utrudnienia tworzenia się fosgenu są nitrobenzol, anilina, urotropina dodawane do czterochlorku węgla w ilościach do 1%. Należy jednak zaznaczyć, że pomimo tych domieszek całkowite uniemożliwienie powstawania fosgenu jest nieosiągalne, z tego względu np. stosowanie tetrowych gaśnic jest niedopuszczalne w zamkniętych kabinach samolotowych.

Proces gaszenia ognia tetrą polega na jednoczesnym rozcieńczeniu palnej benzyny niepalną tetrą, na izolowaniu palącego się płynu od powietrza przez ciężką parę tetry oraz na oziębieniu miejsca powstawania płomieni przez parowanie lotnej tetry.

Instalacja gaśnicy (rys. 175) składa się ze zbiornika z tetrą o pojemności zależnej od ilości rozpylaczy (2 — 5 kg płynu na jeden rozpylacz), z butelki *b* z dwutlenkiem węgla (CO₂, sprężonym do kilkudziesięciu (50—90) atmosfer i służącym do stworzenia ciśnienia tłoczącego tetrę ze zbiornika do rozpylaczy, z kabla ze spłonkami *s*, z rozpylaczy *r* oraz uruchamiacza *g*.



Rys. 175. Gaśnica centralna tetrowa Knock-Out

Działanie gaśnicy polega na tym, że po stopieniu się spłonek kabel przednio napięty, zostaje zluźniony i zwalnia dźwignię *d* w uruchamiaczu *g*, narysowanym w schematycznym przekroju na oddzielnym rys. 176. Dźwignia pod wpływem sprężyny, umieszczonej na zewnątrz uruchamiacza (po prawej stronie rysunku) działa na iglicę *i*. Iglica przebija membranę zamykającą butlę z CO₂, gaz tłoczy się do zbiornika *z*, skąd wyrzuca tetrę za pośrednictwem rozpylaczy na miejsca objęte pożarem.

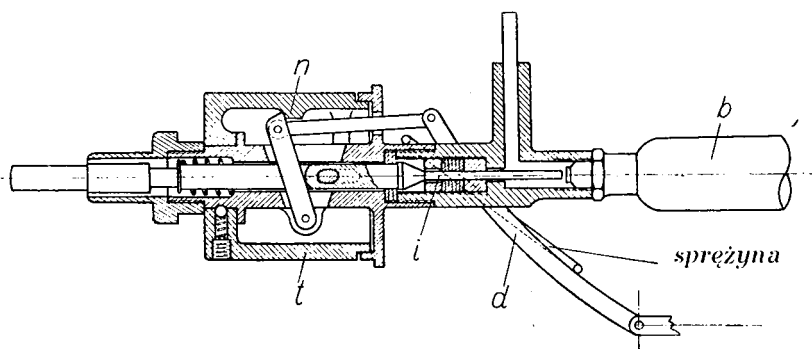
Temperatura topienia spłonek wynosi zwykle około 90°C.

Zbiornik z płynem powinien być umieszczony na samolocie tak aby był łatwo dostępny przy napełnianiu oraz sprawdzaniu jego szczelności i stanu konserwacji.

Na przewodzie doprowadzającym płyn ze zbiornika do rozpylaczy powinien być umieszczony zawór *a*, utrzymywany sprężyną o sile paru kilogramów, w celu zabezpieczenia płynu od rozlewania się podczas akrobacji samolotu.

Należy pamiętać o tym, że zbiornik z tetrą nie może być napełniany do pełna, lecz tylko mniej więcej do $\frac{3}{4}$ jego objętości.

gdyż musi być stworzona płaszczyzna (lustro) do ciśnienia gazu na płyn. W związku z tym rura doprowadzająca dwutlenek węgla do zbiornika kończy się przy wejściu na górnej ścianie zbiornika, zaś rura doprowadzająca płyn do rozpylaczy sięga prawie do dna zbiornika.



Rys. 176. Uruchamiacz gaśnicy tetrowej Knock-Out

Uruchamiacz gaśnicy ma trzy położenia:

- położenie uruchamiania ręcznego,
- położenie uruchamiania samoczynnego,
- położenie zablokowania (nieczynnego stanu gaśnicy).

Każde położenie posiada na uruchamiaczu odpowiedni napis („ręczne”, „automat”, „nieczynne”). Napisy te dla zwiększenia przejrzystości wykonane są na różnobarwnym tle (niebieskim, białym i czerwonym).

Uruchamiacz umieszcza się zwykle przy tablicy przyrządów pokładowych w kabinie pilota.

Osiąga się trzy zasadnicze położenia uruchamiacza przez pokręcanie tulejki aluminiowej *t* (rys. 176) w granicach $\pm 45^\circ$ od położenia pionowego wokół trzonu uruchamiacza. Każde położenie posiada zatrzask kulkowy widoczny na rysunku. Gdy uruchamiacz stoi w położeniu „ręcznym” na drodze ruchu dźwigni *d* staje nadlew wykonany na tulejce *i* oznaczony na rysunku literą *n*. W tym wypadku gaśnica nie może być uruchomiona samoczynnie przy przerwaniu się łańcucha ze spłonkami.

Przy nastawieniu uruchamiacza na położenie odpowiadające uruchomieniu samoczynnemu, gaśnica może być również uruchomiona ręcznie.

Uruchomienie ręczne skutecznia się przez nacisk ręki na rączkę gaśnicy, przy czym nacisk ten musi przewyższyć zaw-

sze opór niewielkiej sprężyny umieszczonej wewnątrz uruchamiacza.

Przy położeniu tulejki odpowiadającym nieczynnemu stanowi gaśnicy odpowiednie występy w tulejce, nie pokazane na rysunku, uniemożliwiają wogóle przesunięcie się samej iglicy służącej do przebijania membrany, która zamyka butlę z dwutlenkiem węgla.

Ażeby po działaniu gaśnicy uczynić ją ponownie zdolną do użytku, należy odciągnąć zewnętrzną sprężynę, postawić uruchamiacz w położenie nieczynne, założyć nowe spłonki i naciągnąć kabel spłonkowy.

Zawartość zbiornika z tetra może być sprawdzona bezpośrednio przez odkręcenie jednej z rur odprowadzających i zmierzenie poziomu płynu za pomocą pałeczki szklanej lub też nawet drewnianej.

Zawartość butli z dwutlenkiem węgla sprawdza się przez ważenie jej, w tym celu na butli powinna być wybita lub wymalowana jej waga netto oraz brutto po załadowaniu.

Rozpylacz gaśnicy umieszczane są zwykle w odległości 10 — 15 cm od miejsca przypuszczalnego pożaru, przy czym nachyla się je mniej więcej o 45° w stosunku do pionu. Rozpylacze muszą być co pewien czas przemywane, ażeby drobne otworki i szczeliny, mieszczące się w końcu poszczególnych rurek, tworzących mechanizm rozpylacza, nie zanieczyściły się i nie stanowiły przeszkody dla płynu w chwili pożaru. Same spłonki ustawia się możliwie najbliżej przypuszczalnych miejsc powstania pożaru.

Wobec tego, że tetra powoduje korozję po każdym wyładowaniu gaśnicy silnik powinien być starannie obmyty przy pomocy szmat i ciepłej wody.

Zamiast dwutlenku węgla w gaśnicy może być używane sprężone powietrze do wyrzucania ze zbiornika tetry. Często zbiornik ze sprężonym powietrzem połączony jest ze sprężarką pracującą na samolocie.

Dwutlenek węgla używany jest w gaśnicach nie tylko do wyrzucania innych płynów, ale również jako sam przez się środek gaszący.

Gaśnice z dwutlenkiem węgla, jako środkiem gaszącym, noszą nazwę śniegowych ze względu na to, iż dwutlenek węgla wychodzący z butli gaśnicy pod znacznym ciśnieniem, oziębia się do temperatury znacznie niższej od 0° przy raptownym rozprężeniu w atmosferze i jako materiał znacznie cięższy od powietrza, spada na dół w postaci tak zwanego suchego śniegu. Śnieg ten jednocześnie zmniejsza temperaturę benzyny

poniżej temperatury jej palenia się oraz izoluje benzynę od powietrza, uniemożliwiając sam proces spalania się gazowego płynu.

Instalacja gaśnicy śniegowej składa się z butli przeznaczonej do przechowywania gazów wysokoprężnych, z zaworu, połączonego z uruchamiaczem, z przewodu gaśnicowego oraz z kabla ze spłonkami.

Zawartość butli musi wynosić dla samolotu o jednym silniku o mocy do 500 KM około 2,5 kg dwutlenku węgla. Przyjmując ciśnienie robocze butli rzędu 120 atm. oraz biorąc dla bezpieczeństwa temperaturę otaczającą butlę równą $+50^{\circ}\text{C}$, można określić z tablic, ustalających zależność ciśnienia od objętości przy różnych temperaturach dla dwutlenku węgla, iż objętość butli winna wynosić około 4,2 l.

Przy 0°C da to objętość gazu przy normalnym ciśnieniu atmosferycznym równą 2200 l.

W celu zmniejszenia ciężaru instalacji do gaśnic tego rodzaju używane są butle ze specjalnej wysokowartościowej stali. Wymiary takiej butli dla ładunku 2,5 kg CO_2 bez wentyla wynoszą: średnica 150 mm, długość 300 mm. Ciężar takiej butli wynosi około 3,8 kg. Sprawa butli do gazów wysokoprężnych będzie poruszona raz jeszcze przy omówieniu inhalatorów tlenowych w § 61.

Jako przykład uruchamiaczy w gaśnicy śniegowej może być podany uruchamiacz firmy Omega.

Uruchamiacz ten składa się z rączki umieszczonej przed pilotem. Pociągnięcie za rączkę powoduje obrót dźwigni sterującej otwarcie zaworu butli z dwutlenkiem węgla. Do uruchomienia samoczynnego służy sprężyna umieszczona na zaworze butli i napięta za pośrednictwem kabla ze spłonkami. W razie stopienia się którejkolwiek spłonki sprężyna zwalnia się i obraca dźwignię, sterującą otwarciem zaworu butli z dwutlenkiem węgla, podobnie jak w wypadku uruchomienia ręcznego.

Poza uruchamiaczem systemu Omega istnieją jeszcze, wyrabiane również w Polsce, uruchamiacze BMG firmy Polski Knock-Out.

Niezależnie od tego istnieje wiele systemów centralnych gaśnic śniegowych zagranicznych.

Urządzenie kabla ze spłonkami w centralnych gaśnicach śniegowych jest zupełnie podobne do kabli w gaśnicach tetrowych, natomiast urządzenie przewodu gaszącego jest tu zupełnie inne. W gaśnicach śniegowych nie istnieją specjalne rozpylacze, czyli końcówki rurowe półkoliste z otworkami. Otworki do wyrzucania dwutlenku węgla są umieszczone na

całym obwodzie rurek w komorze silnika, w ten sposób z chwilą pożaru cała komora silnikowa na samolocie napełniona jest śniegiem.

Gaszenie pożarów na samolocie przy pomocy dwutlenku węgla ma tę zaletę, iż dwutlenek węgla nie powoduje korozji silnika i nie wywołuje powstawania szkodliwych dla zdrowia załogi gazów.

§ 60. Gaśnice indywidualne. Jako środek gaszący w gaśnicach może być użyty również bromek metylu (CH_3Br). Bromek metylu przy normalnym ciśnieniu i temperaturze jest bezbarwnym gazem, który przy obniżeniu temperatury mniej więcej do $+4,5^\circ\text{C}$ zamienia się na płyn. Bromek metylu jest 5 razy cięższy od powietrza. Gaszące działanie bromku podobne jest do działania dwutlenku węgla. Dzięki niskiemu punktowi wrzenia, bromek metylu, znajdujący się w zamkniętym naczyniu, jest zawsze pod ciśnieniem. Przy raptownym przejściu do ciśnienia normalnego następuje rozprężenie gazu, związane z obniżeniem się temperatury, bromek metylu wychodzący z rozpylaczy gaśnicy opada na palącą się benzynę, obniża jej temperaturę i stwarza warstwę izolacyjną pomiędzy tą benzyną i otaczającym powietrzem. Przy tym procesie występują, podobnie jak przy tetrze, aczkolwiek nie tak szkodliwe, ale również niebezpieczne dla zdrowia gazy. Wobec tego że ciśnienia powstające w zbiornikach z bromkiem metylu są stosunkowo nieznaczne i nie przekraczają $5-7 \text{ kg/cm}^2$, do przechowywania bromku metylu używa się zbiorniki ze zwykłej blachy mosiężnej.

Największe zastosowanie bromek metylu ma w gaśnicach indywidualnych. Jako przykład takiej gaśnicy z bromkiem metylu może służyć gaśnica Salva (rys. 177).

Gaśnica ta składa się ze zbiorniczka wykonanego z blachy mosiężnej i mieszczącego $0,400 \text{ kg}$ bromku metylu. Do zbiornika wkręcona jest głowica z otworem zamkniętym półkulistym szklanym korkiem. Dla dodatkowego uszczelnienia otworu pod tym korkiem położona jest cieniutka blaszka ołowiana, zaciśnięta na obrzeżu nakrętką śrubową. Korek szklany dociśnięty jest do otworu bądź dwiema blaszkami, opierającymi się o specjalny uchwyt przy zbiorniku, bądź też niewielką rurką kwarcową, opierającą się o ten sam uchwyt zbiornika.

W wypadku pierwszym blaszki są zlutowane ze sobą stopem posiadającym punkt topliwości ustalony podobnie jak dla spłonek w gaśnicach centralnych, około $+90^\circ\text{C}$. Przy dojściu temperatury do tej wysokości blaszki się rozlutowują, co pociąga za sobą rozpadnięcie się blaszek, korek nie podtrzymy-

wany przez płytki wylatuje, zaś zawartość zbiornika wytryska, obejmując kąt przestrzenny około 90°.

W wypadku drugim rurka kwarcowa napełniona jest mieszaniną eterową. Przy podgrzaniu tej mieszaniny ciśnienie wewnątrz rurki wzrasta tak, iż rurka pęka i korek nie mający podtrzymania wylatuje pod ciśnieniem bromku w zbiorniku, jak i w pierwszym wypadku.

Jeżeli gaśnica jest ustawiona właściwie nad miejscem pożaru, pożar ugaszony jest przez gaśnicę natychmiast.

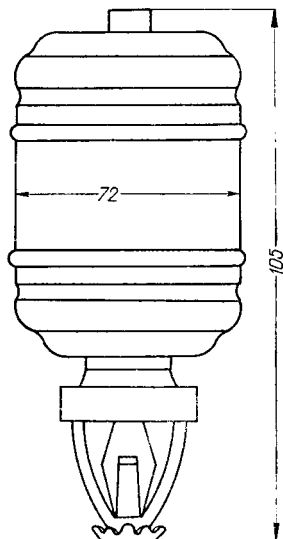
Właściwe ustawienie gaśnicy polega po pierwsze na tym, aby płomień rozpoczynającego się pożaru objął należyte zamykające otwór gaśnicy urządzenie topikowe lub ciśnieniowe, po drugie, aby kierunek wytrysku szedł właśnie w kierunku powstania pożaru. W tym celu gaśnice ustawia się nad miejscem ewentualnego powstawania pożaru mniej więcej około 10 cm tak, aby linia symetrii gaśnicy tworzyła z linią pionu przechodzącą przez środek miejsca pożaru kąt 45°.

Ciężar całkowity gaśnicy wynosi około 0,9 kg. Przy zastosowaniu na jeden silnik dwóch do trzech gaśnic ciężar całej instalacji gaśnicowej wynosi zaledwie od 1,8 do 2,7 kg.

Gaśnice Salva wykonywane są nie tylko jako gaśnice samoczynne (typ A), lecz również jako gaśnice ręczne (typ AR) w tym ostatnim wypadku gaśnice zaopatrywane są w zawory uruchamiane ręcznie i posiadają otwór o bardzo niewielkim przekroju, dającym możliwość wypuszczania niewielkiej strugi gaszącego płynu. Pozwala to członkowi załogi samolotu, obsługującemu gaśnice na lepsze nakierowanie bromku metylu na objęte pożarem miejsce w kabinie. Otwór gaśnicy w tym wypadku mieści się na końcu niewielkiej rurki, przymocowanej prostopadle do bocznej powierzchni cylindrycznego zbiorniczka.

Ciężar samolotowej gaśnicy bromko-metylowej ręcznej wynosi 0,7 kg, gaśnica ta zawiera 0,250 kg bromku metylu.

Jako gaśnice ręczne przenośne używane są również na samolotach gaśnice tetrowe (np. gaśnice systemu Tytan) oraz gaśnice śniegowe z dwutlenkiem węgla. Urządzenie tych gaśnic nie odróżnia się zasadniczo od urządzeń gaśnic stosowanych



Rys. 177. Gaśnica bromko-metylowa Salva

w technice pożarniczej na ziemi. Gaśnice samolotowe są tylko znacznie mniejszych wymiarów i ciężar ich nie przekracza zwykle 1,5 kg.

§ 61. Podstawy stosowania inhalatorów. Celem umożliwienia lotów wysokościowych na samolocie stosuje się przyrządy, noszące nazwę inhalatorów tlenowych które zapewniają lotnikowi proces oddychania.

W celu zrozumienia działania tych przyrządów należy przypomnieć sobie w krótkości na czym polega oddychanie człowieka.

Oddech człowieka polega na wciąganiu do płuc powietrza, którego częścią składową jest tlen. Jak wiadomo tlen stanowi 21% (ściśle 20,93%) otaczającego nas powietrza i stosunek ten nie zmienia się prawie z wysokością mniej więcej do 12000 m. Spada tylko na wysokości wraz z obniżeniem ogólnego ciśnienia tak zwane cząstkowe ciśnienie tlenu. Ciśnienie to na ziemi przy normalnym ciśnieniu atmosferycznym równym 760 mm słupa Hg wynosi 159,6 mm słupa Hg.

Resztę powietrza tworzy dwutlenek węgla (0,05%) oraz azot z nieznaczną domieszką innych gazów obojętnych do oddychania (79,04%).

Tlen wchodzi do płuc, do tak zwanych pęcherzyków płucnych, gdzie dostaje się do krwi przez cienkie i elastyczne ścianki tych pęcherzyków, obciążonych siatką krwionośnych włoskowatych naczyń. Tlen łączy się z czerwonymi ciałkami krwi i roznoszony jest po całym organizmie ludzkim, biorąc udział w obiegu krwi człowieka. Przy wydechu płuca wyrzucają na zewnątrz przynoszony przez krew dwutlenek węgla, część nieprzyjętego przez organizm tlenu oraz azot z innymi obojętnymi dla oddechu gazami.

Ze stu litrów wciągniętego przez płuca powietrza człowiek absorbuje zaledwie 4 l tlenu, w ten sposób skład powietrza przy wydechu przedstawia się jak następuje: tlen — 16,95%, dwutlenek węgla — 4,05%, azot i inne obojętne gazy, jak i przy wdechu — 79,04%.

Ilość tlenu, która przechodzi przez płuca i łączy się z krwią, zależna jest od ciśnienia panującego w pęcherzykach, które z kolei zależne jest od ciśnienia zewnętrznego. Ciśnienie cząstkowe tlenu w płucach jest mniejsze od ciśnienia cząstkowego tlenu w atmosferze, gdyż powietrze w płucach nasycone jest parą wodną i zawiera więcej dwutlenku węgla. Ciśnienie tlenu w pęcherzykach płucnych, gdy ciśnienie atmosferyczne równa się 760 mm słupa Hg, wynosi około 100 mm słupa Hg.

Im mniejsze jest ciśnienie tlenu w pęcherzykach płucnych tym

mniejsza jest ilość nasyconych przez tlen czerwonych ciałek krwi. Przy normalnym ciśnieniu cząstkowym tlenu nasyca się prawie całkowita ilość ciałek, a mianowicie 95% ich ogólnej ilości.

Jeżeli człowiek będzie wznosił się i ciśnienie zewnętrzne będzie spadało, spadnie wówczas i ciśnienie cząstkowe tlenu w pęcherzykach. Poniżej podane jest zestawienie zależności ciśnienia cząstkowego tlenu w pęcherzykach oraz % nasyconych tlenem ciałek czerwonych krwi w zależności od wysokości.

Jak widać z załączonej tablicy ilość nasyconych ciałek krwi początkowo spada wraz z wysokością powoli, następnie zaś coraz szybciej. Ilość procentowa ciałek krwi nasyconych tlenem, wystarczająca jeszcze dla normalnego działania organizmu człowieka wynosi 80—90% w zależności od indywidualnych zdolności danego osobnika. Jak widać z tablicy, człowiek bez pomocy przyrządów może jeszcze oddychać swobodnie do wysokości 5000—5000m. Przy odpowiednim treningu górna granica tej zależności może być nawet nieco podwyższona.

Wysokość w m	Ciśnienie cząstkowe tlenu w mm słupa Hg	Ilość nasyconych ciałek krwi w %
0	100	95
1000	90	94,5
2000	78	92,5
5000	70	90
4000	60	87
5000	50	82
6000	44	75
7000	37	70
8000	32	60
9000	27	50
10000	24	40

Wynika z tego rozumowania również i to, że dając pilotowi na wysokości dodatkowo nawet czysty tlen, ale nie izolując go od zewnętrznej atmosfery, można mu zapewnić oddech tylko do takiej wysokości, na której całkowite ciśnienie atmosferyczne będzie się równać ciśnieniu cząstkowemu tlenu przy ziemi, gdyż tlen w nieodizolowanym od zewnętrznej atmosfery miejscu będzie dochodził do pilota pod ciśnieniem równym ciśnieniu tej atmosfery. O ile więc ciśnienie atmosferyczne będzie mniejsze od 160mm słupa Hg, ciśnienie tlenu w pęcherzykach będzie mniejsze od 100mm słupa Hg. Ciśnieniu atmosferycznemu 160mm słupa Hg odpowiada mniej więcej wysokość 11500 m. Loty ponad tą wysokością muszą być zasadniczo dokonywane w kabinach stratosferycznych albo w specjalnych ubraniach (kostium nurka powietrznego W. Post).

Po omówieniu sprawy ciśnienia tlenu przy oddechu należy również wyjaśnić sprawę ilościowego zapotrzebowania tlenu przez człowieka. Ilość ta na mocy doświadczeń fizjologów zależy od ciężaru człowieka (proporcjonalna do $\frac{2}{3}$ ciężaru człowieka) oraz od pracy, którą człowiek w danej chwili wykonyuje. Jeden litr tlenu wchłonięty przez organizm człowieka dostarcza temu organizmowi 5,14 kal ciepła. Proces

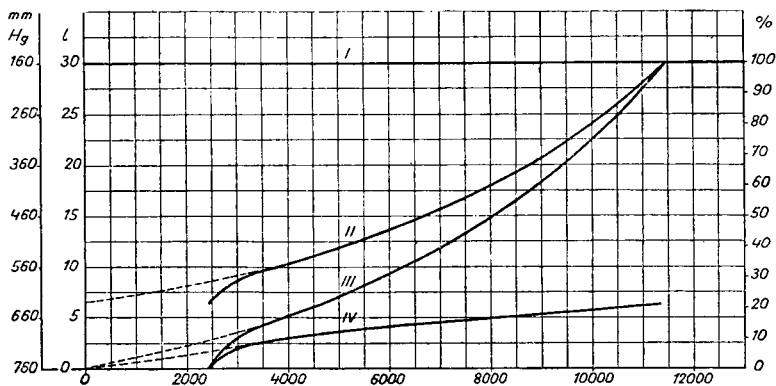
oddychania może być przedstawiony jako proces spalania się poszczególnych elementów organizmu (tłuszczu, białka i węglowodanów) przy łączeniu się tlenu z krwią. Część ciepła wytworzonego przy tym procesie idzie na różne straty jak np. na podtrzymanie temperatury ciała, część traci się przy wydechu, reszta zaś idzie na pracę mięśni, która może być wyrażona w *kgm*. Rozpatrując człowieka jako maszynę, czyli przyrząd do zmiany jednej formy energii w drugą, można nawet ustalić doświadczalnie (Hill) współczynnik sprawności człowieka, jako maszyny, równy około 25%.

Średnio człowiek potrzebuje 6 l tlenu na minutę (litry zredukowane do ciśnienia 760 mm słupa Hg i temperatury 0°C). Odpowiada to lekkiej pracy człowieka w pozycji siedzącej. 6 l tlenu mieści się przy ziemi w 50 l powietrza, jest to więc ilość gazu, którą człowiek wprowadza średnio do swoich płuc. Na mocy powyższych założeń można obliczyć, ile litrów tlenu należy dodatkowo dostarczyć człowiekowi na wysokości, gdy ta sama ilość objętościowa powietrza nie zawiera już tej samej ilości litrów tlenu zredukowanych do warunków przy ziemi. Na wysokości 11500 m, gdzie jak to już było zaznaczone, ciśnienie atmosferyczne równa się cząstkowemu ciśnieniu tlenu na ziemi, oczywiście jest, że całe 50 l gazu wciągane do płuc pilota muszą być czystym tlenem.

Na rys. 178 linia I odpowiada stałej ilości wciąganego do płuc powietrza, krzywa II daje ilość tlenu w *l* niezredukowanych, które muszą być zawarte w 50 l wciąganego do płuc powietrza zależnie od wysokości. Krańcowy punkt tej krzywej odpowiada przecięciu się z krzywą na I na wysokości 11500 m, jak to zostało ustalone już wyżej. Pozostałe punkty krzywej mogą być łatwo obliczone, wychodząc z wielkości zmniejszającego się wraz z wysokością cząstkowego ciśnienia tlenu, przy założeniu że ilość litrów tlenu (niezredukowanych) powinna pozostać stale taka sama.

Różnica pomiędzy krzywą I i II da wówczas ilość azotu dopuszczalną dla oddychającego w 50-tu *l* wciąganego do płuc gazu. Ilość tlenu, który może być zaczerpnięty bezpośrednio z powietrza zewnętrznego wynosi $\frac{21}{79}$ tej ilości. Odkładając tę ilość przeliczoną w litrach (niezredukowanych) w dół od krzywej II otrzymuje się krzywą III. W ten sposób różnica pomiędzy krzywymi II i III da ilości tlenu zaczerpywane przez lotnika z otaczającego powietrza. Ilości brakujące równe odjętym krzywej III musi dostarczyć inhalator. Krzywa IV podaje tę samą ilość tlenu w *l* zredukowanych do ciśnienia 760 mm słupa Hg i temperatury 0°C.

W ten sposób otrzymuje się teoretyczną ilość tlenu w l/min , którą lotnik musi otrzymać z inhalatora przy założeniu, iż średnie zapotrzebowanie człowieka wynosi $6 l/min$. Gdy ta ostatnia liczba zmieni się np. podwoi (wzmóżona praca) muszą być oczywiście podwojone wszystkie pozostałe liczby z powyższego wykresu.



(Katalog f. Audos)

Rys. 178. Wykres zapotrzebowania tlenu w zależności od wysokości

Sprawa ustalenia ilości tlenu, którą należy średnio dostarczać z inhalatora na jednostkę czasu w zależności od wysokości, jest stale przedmiotem badań naukowych. Najbardziej cennymi pracami w tej dziedzinie są prace Jongbloeda, Beyna oraz Stewarta. Dane Stewarta zostały przyjęte jako podstawa do opracowania typu angielskich inhalatorów lotniczych. Dane te zestawione są w następującej tabeli:

Obecnie prowadzone są badania nad dostarczaniem lotnikowi zamiast czystego tlenu mieszanki gazowej, gdyż zauważono, że organizm ludzki reaguje ujemnie nie tylko na brak tlenu ale i na zbytne wymywanie z organizmu dwutlenku węgla, co ma miejsce bardzo często przy użyciu inhalatorów podających czysty tlen. Badania te między innymi dowiodły również, że oddychanie czystym tlenem przy normalnym ciśnieniu przez dłuższy czas może nawet grozić śmiercią — obniżenie ciśnienia, co ma miejsce przy użyciu

Wysokość w m	Ilość tlenu w l/min
3000	2,0
4000	2,4
5000	2,8
6000	3,5
7000	4,2
8000	5,1
9000	6,0
10000	7,1
11000	8,5

inhalatorów lotniczych, znacznie zmniejsza niebezpieczeństwo oddychania czystym tlenem^{*)}.

Należy zaznaczyć, że wpływ braku tlenu jest dla lotników bardzo groźny. Pierwsze odczuwają brak tlenu organy mózgu lotnika. Tak zwana choroba wysokościowa, spowodowana brakiem tlenu, rozpoczyna się od porażenia centrów nerwowych, znajdujących się w mózgu i przejawia się tym, iż człowiek zaczyna niedoceniać niebezpieczeństwa, traci pamięć, samokrytycyzm, śmieje się bez przyczyny. Drugie stadium tej choroby przejawia się omdleniem, które może pociągnąć za sobą nawet śmierć człowieka.

§ 62. Typy inhalatorów. Rodzaje tlenu. Zużycie tlenu. Maszki inhalatorowe. Idealnym typem lotniczego inhalatora tlenowego będzie można nazwać taki inhalator, który w myśl założeń poprzedniego paragrafu potrafi normować dawki tlenu w zależności nie tylko od wysokości ale i od stanu (odpoczynku, lekka praca, wzmożona praca), w którym się lotnik znajduje. Następnie inhalator powinien mieć możliwie wysoki współczynnik sprawności, czyli stosunek pomiędzy tlenem otrzymywanym przez lotnika i tlenem podawanym przez inhalator, gdyż sprawa oszczędnej gospodarki tlenem, zmniejszającym ciężar użyteczny samolotu, stanowi bardzo poważne zagadnienie w lotnictwie.

Oczywiście niezależnie od tego inhalator powinien być pewny w działaniu, bez względu na otaczającą temperaturę, oraz wstrząsy i drgania na samolocie.

Sprawa jest tym ważniejsza, iż w związku z objawami choroby wysokościowej, spowodowanej brakiem tlenu pilot często nie jest w stanie, jak to było wyjaśnione, zdać sobie sprawę z tego, że mu właśnie tlenu brakuje i ocalić się od wypadku lub, nawet śmierci przez obniżenie poziomu lotu.

Wszystkie istniejące inhalatory lotnicze można podzielić na inhalatory o ciągłym przepływie tlenu, mianowicie dostarczające tlen w czasie wdechu i wydechu oraz inhalatory o przepływie tlenu przerywanym. Te ostatnie dają tlen tylko podczas wdechu i noszą nazwę płucnych albo oszczędnościowych. W inhalatorach tych zawór regulowany jest pośrednio lub też bezpośrednio podciśnieniem powstającym przy wdechu względnie nadciśnieniem występującym przy wydechu. Przykładem takich inhalatorów są: inhalatory Draeger, Audos, Siebe i Gorman-Lunggoverned Type oraz polski inhalator FMP typ III.

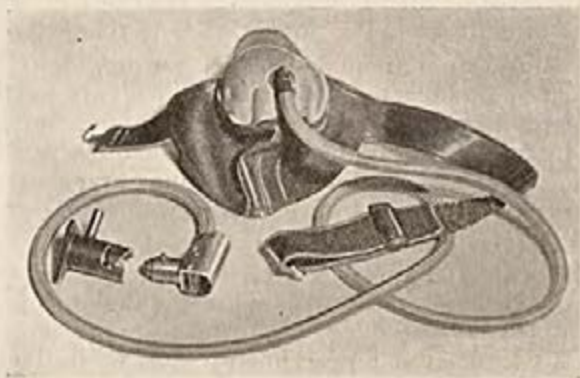
Poza tym inhalatory dzielą się na inhalatory o otwartym obwodzie oddechowym, które tlenu wyrzuczonego przez płuca

^{*)} Doświadczanie dr. med. Richon. (Les Ailes, № 792. 1936).

nie użytkowują więcej, i inhalatory o zamkniętym obwodzie, w których tlen wyrzucony wraca do płuc po odpowiednim oczyszczeniu przez filtry, znajdujące się w obwodzie oddechowym inhalatora. Zbiornik inhalatora w tym wypadku dostarcza teoretycznie tlen tylko w rzeczywistości pochłonięty przez krew oddychającego. Większość inhalatorów lotnicznych posiada obwód otwarty. Jako przykład inhalatora o obwodzie zamkniętym może służyć inhalator niemiecki Inhabad.

Podział inhalatorów może być również przeprowadzony stosownie do sposobu regulacji podawania tlenu. W tym względzie inhalatory dzielą się na samoczynne i ręczne. Samoczynna i ręczna regulacja odnosi się do dawkowania tlenu w zależności od wysokości.

Inhalatory samoczynne posiadają zawory regulowane membraną lub też zespołem membran barometrycznych. Przykładem takiego typu inhalatorów są inhalatory: Murerelle, Gourdou-Lescurre, Siebe i Gorman Mark VI, Gaertner, OMI.



Rys. 179. Maska inhalatorowa f. Siebe i Gorman

Do inhalatorów z regulacją ręczną należą: inhalator Siebe i Gorman Mark VII i VIII. Normowanie tlenu w zależności od wysokości może być przeprowadzone również i w inhalatorach o przepływie przerywanym.

Dopływ tlenu do organów wdechowych (ust i nosa) skutecznia się najczęściej za pomocą masek. W niektórych inhalatorach płucnych stosuje się ustniki (smoczki).

Najczęściej używanym typem maski inhalatorowej jest maska Siebe i Gorman (Smith) pokazana na rys. 179. Składa się ona z kawałka blachy, obciągniętego irchą oraz skórzanego fartucha, przylegającego do twarzy. W środku maski mieści się końcówka do przyłączenia przewodu tlenowego, idącego od regulatora inhalatorowego oraz otwory do powietrza wydechowego. Przewód doprowadzający tlen wykonany jest zwykle

z gumy pokrytej ochronną przedzą. Przewód ten, jak pokazane jest na rysunku, posiada końcówkę do przyłączenia go do regulatora. Na rysunku pokazane jest złącze bagnetowe typu Siebe i Gorman.

W nowej polskiej masce typu FMP jako materiał służący do wykonania maski zastosowany jest miękki filc. Nad pierwszą powierzchnią maski znajduje się druga powierzchnia ze skóry. Między obu warstwami dzięki specjalnym podkładkom ze skóry tworzy się dodatkowa przestrzeń. Tlen idący od inhalatora wchodzi do tej dodatkowej przestrzeni, ogrzewa się gazami znajdującymi się w przestrzeni przytwarzowej i dzięki temu wchodzi już do przestrzeni przytwarzowej zlekką ogrzany. Jednocześnie z tym w tej dodatkowej przestrzeni następuje zwilgocenie tlenu parą wodną oraz pewne domieszanie do tlenu dwutlenku węgla z powietrza wydychanego.

Stosowanie filcu w maskach ma też swoje duże zalety: maska jest sporządzona z materiału, który nie naraża lotnika na zranienie przy uderzeniu, co może mieć miejsce przy maskach blaszanych, następnie filc posiada dużą zdolność izolacji cieplnej, co jest jeszcze podniesione przez istnienie dodatkowej przestrzeni międzywarstwowej w masce.

Ostatni podział wszystkich inhalatorów może się stosować do postaci tlenu, w której ten zostaje zmagazynowany w zbiornikach inhalatorów. Większość inhalatorów korzysta z tlenu w postaci sprężonego gazu. Gaz spręża się zwykle do ciśnienia 115 — 150 atm. i przechowuje się w butlach stalowych przeznaczonych do przechowywania gazów wysokoprężnych. Normalnie używa się butle zawierające 500 lub też 750 l tlenu zredukowanych do ciśnienia 760 mm słupa Hg i temperatury 0°C. Butle dla tlenu obecnie wyrabia się, jak to już było zaznaczone w § 59, z wysokowartościowej stali.

Ciężar butli tlenowej 500 l używanej w lotnictwie polskim wynosi 3,8 kg. Butle te wyrabiane są w Anglii przez firmę Vickers oraz w Polsce przez Towarzystwo Sosnowieckich Fabryk Rur i Żelaza.

Poniżej podane jest porównawcze zestawienie ciężaru butli do gazów wysokoprężnych w stosunku do 1 l tlenu zredukowanego do ciśnienia 760 mm słupa Hg i 0°C.

Butle ze stali zwykłej	18,6 g
Butle z lekkich stopów	9,5 g
Butle ze stali wysokowartościowej	7,4 g

Przy użyciu tlenu sprężonego przy regulatorze inhalatora względnie przy butli mieści się zwykle zawór redukcyjny,

zmniejszający ciśnienie tlenu do rzędu 2—5 atm. Zakładając określone zużycie tlenu można obliczyć zawsze na ile czasu przy locie na danej wysokości wystarczy dana butla. Należy tylko pamiętać, że działanie zaworu redukcyjnego, a więc działanie inhalatora, jest zwykle zabezpieczone mniej więcej do spadku ciśnienia w butli do $\frac{1}{10}$ wartości tego ciśnienia. W związku z powyższym zaleca się zawsze schodzenie w dół, gdy ilość tlenu w butli zmniejszy się do $\frac{1}{8}$ jej zawartości.

Normy zużycia tlenu przyjęte w lotnictwie polskim dla inhalatorów o ciągłym przepływie tlenu podane są w załączonej tabeli.

Wysokość w m	Zużycie tlenu w l min
3000	2,4
4000	3,5
5000	4,5
6000	5,7
7000	7,2
8000	9,1
9000	11,6
10000	14,7

W ten sposób np. przy butli o pojemności wodnej, około 4 l, w której mieści się przy roboczym ciśnieniu 125 atm. około 500 l tlenu, zawartość butli będzie zmieniać się zgodnie z tabelą.

Przy zastosowaniu inhalatorów płucnych czasy zużycia zwiększają się przeszło dwukrotnie.

W razie potrzeby lotnik może zabierać ze sobą oczywiście większą ilość butli połączonych równolegle.

Tlen gazowy przeznaczony do oddychania nie może zawierać żadnych szkodliwych domieszek. Procent czystego tlenu w butli powinien być nie mniejszy od 97%, przy czym na pozostałe 3% zanieczyszczeń mogą się składać gazy nieszkodliwe dla zdrowia, jak azot, argon i wodór.

Poza najczęściej spotykaną postacią gazową tlenu, tlen magazynuje się również w zbiornikach inhalatorów w postaci płynu oraz w postaci stałej, mianowicie w postaci specjalnej substancji bogatej w tlen i wydzielającej ten tlen przy spalaniu.

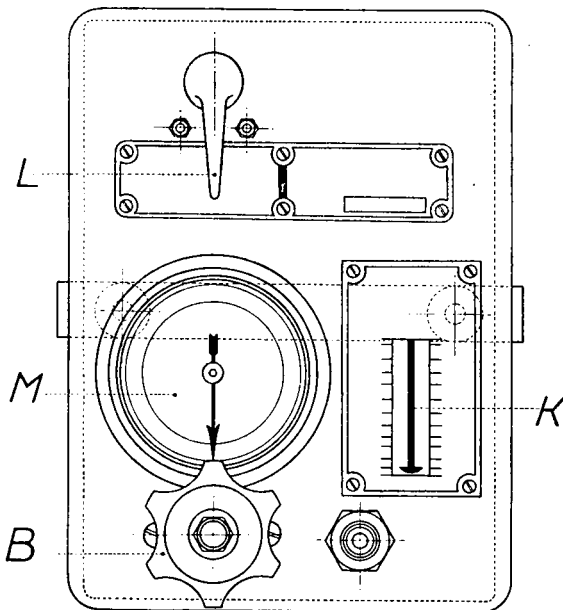
Jeden litr płynnego tlenu odpowiada mniej więcej 800 l tlenu gazowego (litry zredukowane do ciśnienia 760 mm słupa Hg i temperatury 0°C). Tlen wyprodukowany w płynie jest zwykle bardzo czysty chemicznie i nie potrzebuje być przechowywany w ciężkich butlach stalowych. Tlen płynny przechowuje się w naczyniach dewarowskich (dwuściennych z próżnią między ściankami). Wadą płynnego tlenu jest zjawisko jego parowania przy normalnej temperaturze. Z tego względu niemożliwe jest przechowywanie płynnego tlenu w naczyniach zamkniętych. Dzięki parowaniu tlenu traci się dziennie około 20% jego ilości. Wobec tego tlen płynny, pomimo swoich zalet, może być uży-

Przy locie na wysokości w m	Na czas	
	godz	min
4000	2	15
5000	1	40
6000	1	20
7000	1	—
8000	—	50
9000	—	40
10000	—	50

wany tylko w tym wypadku, o ile wytwórnia tlenu znajduje się bezpośrednio koło miejsca jego użytkowania.

Tlen w postaci stałej używa się w formie brykietów. Brykiety te noszą nawę „O₂350”. Nazwa ta pochodzi stąd, że objętościowo 1 brykiet może wyzwolić przy spalaniu tyle litrów tlenu zredukowanych do ciśnienia 760 mm słupa Hg i temperatury 0°C, ile da w tej samej objętości, którą zajmuje brykiet, takich samych litrów tlenu, tlen w postaci gazowej sprężony do 350 atm. Tlen wyzwalający się z brykietów musi być oczyszczony przez filtry, gdyż zawiera zawsze szkodliwe dla oddychania domieszki. Jest to największa wada tlenu w tej postaci, gdyż niezależnie od sprawności samego inhalatora (szczelności przewodów, działania zaworu itp.) życie lotnika zależy jeszcze od stanu filtrów, które z czasem się wyczerpują, muszą być zamieniane na nowe i nigdy nie są stuprocentowo pewne w działaniu.

§ 63. Inhalatory samoczynne o ciągłym przepływie tlenu. *Inhalator Munerelle*. Zasadniczą częścią inhalatora Munerelle



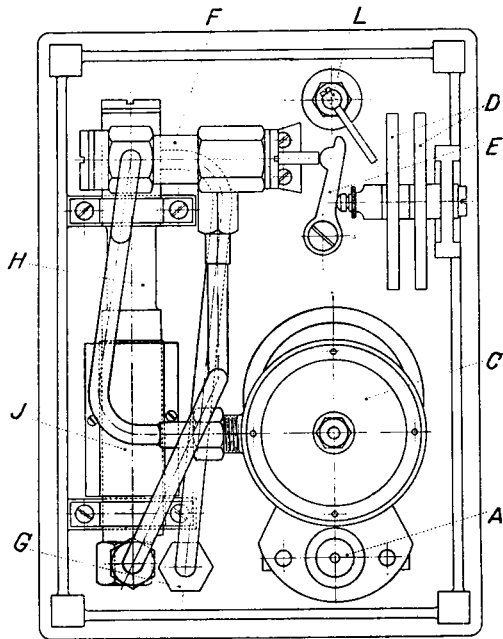
(Katalog f. Aera)

Rys. 180. Regulator przepływu tlenu Munerelle

jest jego regulator przepływu tlenu (rys. 180). Regulator ten zamknięty jest w skrzynce blaszanej o wymiarach 157 × 122 × 36 mm. Ciężar regulatora wynosi 1,5 kg. Tlen z butli dostaje się do regulatora za pośrednictwem otworu umieszczonego z tyłu regulatora i odgłębia się do manometru M, wskazującego ciśnienie w butli tlenowej inhalatora. Następnie tlen przechodzi do zaworu redukcyjnego C (rys. 181). Zadaniem tego zaworu jest utrzymanie

na stałym poziomie nadciśnienia tlenu w regulatorze w stosunku do ciśnienia atmosferycznego. Dalszy przepływ tlenu regulo-

wany jest dwiema membranami barometrycznymi *D*, działającymi przez dźwignię *E* na zawór *F*, posiadający specjalnie wykonany profil i służący do zamykania otworu z którego idzie tlen. Profil zaworu *F* ma zabezpieczyć odpowiedni przepływ tlenu na różnych wysokościach. Tlen wychodzi do maski przez otwór *G*. W regulatorze mieści się wskaźnik przepływu tlenu, który składa się ze stożkowego metalowego naczynia *H* i rurki szklanej oraz pływaka, stanowiącego połączenie dwu tarcz, z których jedna przesuwana się w stożkowym naczyniu *H* i stanowi właściwy miernik przepływu, druga zaś w rurce szklanej *J* i stanowi wskaźnik tego przepływu. Przy rurce *J* umieszczona jest skala z podziałką w $l/godz.$

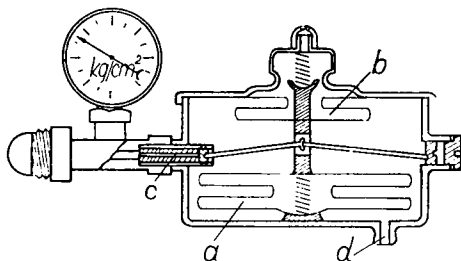


(Katalog f. Aera)

Regulator posiada Rys.181. Regulator przepływu tlenu Munerelle rączkę bezpieczeństwa *L*, za pomocą której przesuwana się dźwignię *E* w jej skrajne położenie, dające największy przepływ tlenu niezależnie od działania membran barometrycznych. Dopływ tlenu regulowany jest w tym wypadku wyłącznie głównym zaworem *B*.

Inhalator Gourdou-Leseurre, typ MA. W odróżnieniu od większości inhalatorów, regulator w inhalatorze Gourdou-Leseurre umieszcza się nie przy tablicy przyrządów pokładowych, lecz bezpośrednio przy butli tlenowej. Na tablicy przyrządów umieszcza się tylko wskaźnik przepływu tlenu typu ciśnieniowego. Tlen przechodzący przez wskaźnik ciśnie na płytkę, której wychyleniu przeciwdziała sprężyna. Położenie strzałki wskaźnika, związanego z płytką pokazuje wydatek tlenu z dokładnością około 15%. Skala podaje wysokość w *km*, której odpowiada dany przepływ tlenu, ustalony przez normy wytwórni.

Regulator inhalatora składa się z manometru oraz puszki z dwiema membranami (rys. 182). Jedna z tych membran *a* jest membraną główną, druga zaś *b* membraną pomocniczą. Obie membrany, za pośrednictwem dźwigni pokazanych na rysunku,



Rys. 182. Schemat regulatora przepływu tlenu Gourdou-Leseurre

działają na zawór *c*, umieszczony na przewodzie doprowadzającym tlen z butli. Tlen do maski idzie z regulatora przez otwór *d*. Działanie obu membran sprowadza się do tego, iż w puszcze regulatora ciśnienie tlenu wzrasta stale z wysokością, dzięki czemu wzrasta wydatek tlenu w masce. Inhalator jest bardzo prosty i ma tę za-

letę, że nie posiada przewodów wysokoprężnych. Wadą inhalatora jest uzależnienie widoczności manometru, od ustawienia butli tlenowej, na której regulator przepływu tlenu musi być bezpośrednio umieszczony, bez obserwacji zaś tego przyrządu pilot nie może określić ilości tlenu jaką rozporządza.

Inhalatory Munerelle i Gourdou-Leseurre używane są w lotnictwie francuskim.

Inhalator włoski OMI. Inhalator ten w swej konstrukcji zbliżony jest bardzo do inhalatora Munerelle różni się od niego zewnętrznymi kształtami puszki regulatora, która w inhalatorze OMI jest okrągła.

Inhalator Siebe i Gorman Mark I'1. Charakterystyczną cechą regulatora tego inhalatora jest zastosowanie całego zespołu membran, który stwarza dostateczną siłę do regulowania ruchów zaworu tlenowego bez zbyt wielkich odkształceń poszczególnych membran należących do zespołu. Poza tym regulator posiada wszystkie zasadnicze części przyrządów tego rodzaju, jak: zawór redukcyjny, wskaźnik przepływu oraz manometr wskazujący ciśnienie w butli. Wskaźnik przepływu stanowi stożkowe naczynie szklane z pływakiem. Skala wskaźnika wychowana jest w *km* wysokości.

Specjalna rączka pozwala zmienić działanie samoczynne regulatora na działanie ręczne. Przy pomocy tej rączki można tlen prawie całkowicie zamknąć. Nieznaczny przepływ tlenu w dziesiątych częściach litra jest konieczny w celu uniknięcia niebezpiecznych nadciśnień w przewodach. Całkowite powstrzymanie przepływu tlenu osiąga się za pomocą zaworu umieszczonego bezpośrednio na butli.

Na rys. 183 pokazany jest w schematycznym przekroju zawór regulatora przepływu tlenu Siebe i Gorman. Tlen wchodzi z butli przez zawór redukcyjny do zaworu regulacyjnego przez otwór *a* i wychodzi następnie przez otwór *b*, idąc do maski przez wskaźnik przepływu tlenu. Charakterystyczne jest tutaj wycięcie tłoczka *c*, poruszanego przy odpowiednich ruchach zespołu membran. Wycięcie tłoczka dostosowuje wydatek tlenu ściśle do przewidzianych norm.

Regulację zaworu można osiągnąć za pomocą przesunięcia śrubek łączących tłoczki zaworu z dźwignią idącą do membran.

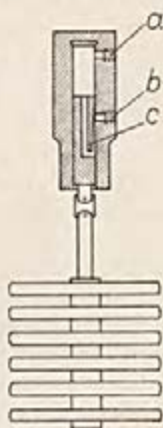
Regulator wbudowany jest w ramkę metalową o wymiarach $200 \times 150 \text{ mm}$ i waży około 2 kg.

Inhalatory Siebe i Gorman odznaczają się bardzo wysokim gatunkiem membran, nie posiadających prawie żadnej histerezy ani też szcążtkowych odkształceń.

Przewodu maski nie dołącza się bezpośrednio do regulatora, lecz za pośrednictwem złącza bagnetowego, (rys. 179) i przewodu metalowego połączonego na stałe z regulatorem przepływu tlenu.

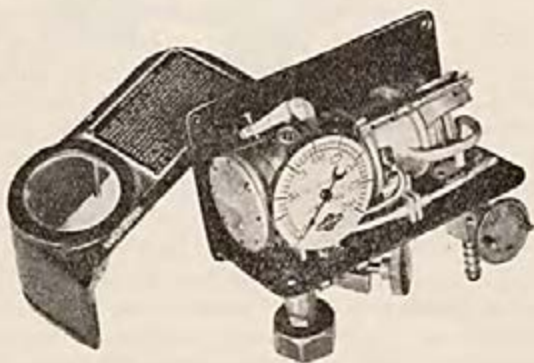
Inhalator Gaertner typ A-4. Podobnie jak regulator Siebe i Gorman Mark VI inhalator Gaertner typ A-4 korzysta z zespołu membran widocznych na rys. 184. Regulator typ A-4 odznacza się wielką zwartością budowy, pozwalającą na zmniejszenie zewnętrznych wymiarów tego regulatora. Wymiary puszeki regulatora wynoszą zaledwie $65 \times 125 \times 70 \text{ mm}$, ciężar zaś regulatora wynosi około 1 kg.

Regulator otwiera się automatycznie na wysokości 10000 stóp (około 3000 m). Regulator nie posiada wskaźnika przepływu, lecz tylko manometr ciśnienia tlenu w butli. Cha-



(Stewart, Aircraft Instruments)

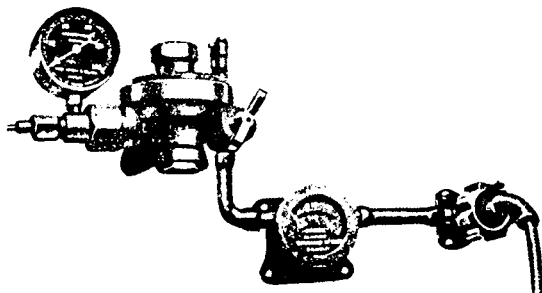
Rys. 183. Wentyl inhalatora Siebe i Gorman Mark VI



Rys. 184. Inhalator Gaertner

rakterystycznymi cechami regulatora są: zawór bezpieczeństwa w komorze zaworu redukcyjnego oraz możliwość przełączenia inhalatora na dawanie tlenu bezpośrednio z butli z całkowitym wyłączeniem aparatury regulatora. Należy wówczas rączkę z napisem „emergency”^{*)} przestawić z położenia „on” na położenie „off” (napisy te widoczne są na rysunku). W tym wypadku reguluje się dopływ tlenu zaworem głównym umieszczonym na przewodzie niskiego ciśnienia.

§ 64. Inhalatory ręczne. Zamarzanie tlenu. Inhalatory na tlen płynny. Pomimo pozornych zalet inhalatorów samoczynnych, regulujących dopływ tlenu w zależności od wysokości za pomocą membran barometrycznych, inhalatory te nie cieszą się zbyt wielkim uznaniem w lotnictwie. Przyczyną tego jest zawodność działania nawet najlepiej wykonanych przyrządów tego rodzaju. Pod wpływem zmian temperatury, wstrząsów i wibracji zawory regulowane bądź co bądź delikatnymi membranami mogą się zaciąć i przerwać dopływ tlenu. W związku z powyższym we wszystkich inhalatorach samoczynnych z małymi wyjątkami istnieją zawsze urządzenia pozwalające na przełączenie ich na regulację ręczną. Ze



Rys. 185. Regulator przepływu tlenu Siebe i Gorman Mark VII

względem jednak na objawy choroby wysokościowej pilot korzystający z automatycznej regulacji może czasem zapomnieć o możliwości ręcznego regulowania przepływu tlenu i dlatego obecnie przejawia się dążenie do korzystania wyłącznie z regulatorów ręcznie nastawianych.

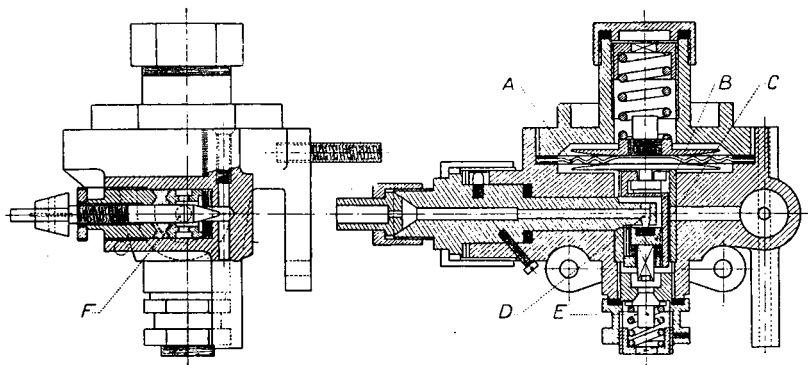
Pierwszym typem takiego inhalatora był inhalator firmy Siebe i Gorman Mark VII (rys. 185). Regulator tego inhalatora przedstawiony na rys. 186 mieści w sobie jednocześnie zawór redukcyjny *ABCD*, zawór bezpieczeństwa *E* po stronie niskiego ciśnienia oraz ręczny zawór regulacyjny *F*. Przy regulatorze umieszczony jest manometr ciśnienia tlenu w zbiorniku. Niezależnie od regulatora umieszczony jest na tablicy przyrządów wskaźnik przepływu tlenu (ciśnieniowy) wycechowany w jednostkach wysokości, podobnie jak wskaźnik w inhalatorze Gourdou-Leseurre, opisanym w § 65.

*) odpowiada naszemu „niebezpieczeństwo”.

Inhalatorami tego typu posługiwali się lotnicy angielscy przy lotach nad Mont-Everest.

Inhalatory zawierające tlen sprężony mają jeden słaby punkt niezależnie od regulacji, a mianowicie zawór redukcyjny.

Z powodu nagłego rozprężenia gazu zachodzi znaczny spadek temperatury. Jeżeli przyjmiemy pod uwagę, że inhalatory w ogóle działają przy niskich temperaturach i że w tlenie może znajdować się para wodna, to będzie zupełnie oczywiste, iż



(Stewart, Aircraft Instruments)

Rys. 186. Wentyl inhalatora Siebe i Gorman Mark VII

zawór redukcyjny narażony jest na obmarzanie, które w poszczególnych wypadkach może całkowicie zahamować dopływ tlenu do maski i być przyczyną katastrofy. Jednym ze środków walki z zamrażaniem regulatorów tlenowych jest suszenie tlenu w specjalnych suszarkach przed ładowaniem gazu do butli. Drugim — podgrzewanie tlenu za pomocą grzejników elektrycznych. Rurka wstawiona do obwodu tlenu otoczona jest drutem oporowym, po którym przechodzi prąd elektryczny z instalacji samolotowej. Drut z wierzchu jest izolowany azbestem, który z kolei osłonięty jest metalowym cylindrem. Przy jednej z końcówek tego cylindra mieszczą się zaciski prądowe.

Na rys. 187 przedstawiony jest element grzejny firmy Siebe i Gorman.

Podgrzewanie tlenu czyni również przyjemniejszym sam proces oddychania, natomiast suszenie tlenu wywołuje często podrażnienie błon śluzowych w drogach oddechowych.

Ostatnio firma Siebe i Gorman opracowała typ tak zwanego niezamarzającego zaworu. Konstrukcja tego zaworu widoczna

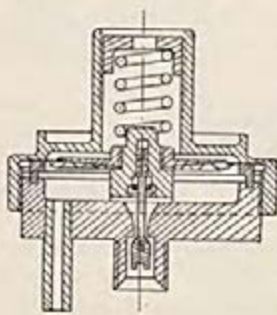
jest na rys. 188. Zasada konstrukcji polega na tym, że zawór przy przechodzeniu tlenu stale wibruje. W normalnych zaworach redukcyjnych, gdy w komorze zaworu ustali się pewne ciśnienie, odpowiada ono pewnemu położeniu równowagi zaworu regulującego dopływ sprężonego gazu. W zaworze wibrującym,



Rys. 187. Grzejnik tlenu

gdy tylko pewna dawka tlenu weszła do komory zaworu i podniosła tam ciśnienie, zawór zamyka się i otwiera dopiero, gdy tlen z komory przeszedł do maski i ciśnienie w komorze znowu spadło.

Jak wynika z doświadczeń konstrukcja zaworu nie chroni go od częściowego zamarzania. Przy próbach z normalnie wilgotnym tlenem, przy temperaturze zewnętrznej -18°C , przepływ tlenu zmniejszył się prawie o 50%, jednak zawór nie zamarzł całkowicie nawet po doprowadzeniu otaczającej temperatury do -75°C , zmniejszając tylko przepływ do 20% normalnie przewidzianego przepływu.



Rys. 188. Wentyl niezamarzający Siebe i Gorman

Zawór niezamarzający wprowadzony został do regulatora inhalatora Siebe i Gorman Mark VIII (rys. 189). Regulator ten posiada tabliczkę z dwiema skalami. Pierwsza z tych skal podaje ciśnienie tlenu w butli, druga zaś służy jako skala wiatraczkowego wskaźnika przepływu tlenu. Ciśnienie w butli tle-

nowej w odróżnieniu od innych inhalatorów podane jest tu nie w jednostkach ciśnienia, lecz w częściach zawartości butli, co ułatwia znacznie lotnikowi orientację dotyczącą ilości pozostałego do rozporządzenia tlenu. Oczywiście takie skalowanie jest zupełnie możliwe, gdyż spadek ciśnienia w butli normalnie naładowanej np. o połowę świadczy, iż w butli pozostała tylko

połowa tlenu. Przepływ tlenu podany jest w kilometrach. Pośrodku tabliczki umieszczona jest rączka zaworu regulującego przepływ tlenu. Z tyłu za tabliczką mieści się opisany wyżej zawór niezamarzający, w komorze którego umieszczony jest zawór bezpieczeństwa, następnie mechanizm manometru, mechanizm wskaźnika przepływu oraz zawór regulowany rączką umieszczoną z przodu tabliczki.

Tlen po przejściu przez wskaźnik przepływu doprowadzony jest, jak we wszystkich inhalatorach firmy Siebe i Gorman, za pomocą przewodu metalowego do gniazdko bagnetowego, do

którego zakłada się łącznik bagnetowy, zakańczający przewód maski. Regulator jest bardzo przejrzysty i zajmuje na tablicy stosunkowo niewiele miejsca.

Jako przykład inhalatora z regulacją ręczną może służyć również inhalator na tlen płynny firmy Siebe i Gorman. Inhalator ten przedstawiony jest schematycznie na rys. 190. Inhalator na tlen płynny posiada zbiornik Z, połączony z tak zwanym gaźnikiem (evaporatorem) G, przeznaczonym do zamiany postaci tlenu płynnego na postać gazową. Zbiornik Z posiada podwójne ścianki, przestrzeń międzysciankowa jest próżna. Gaźnik umocowuje się na szyjce zbiornika za pomocą śrubowych nakrętek.

Gaźnik składa się z szeregu komór wzajemnie ze sobą połączonych oraz syfonowej rury R, której jeden koniec dochodzi prawie do dna zbiornika Z, drugi zaś do dna najniższej komory gaźnikowej.

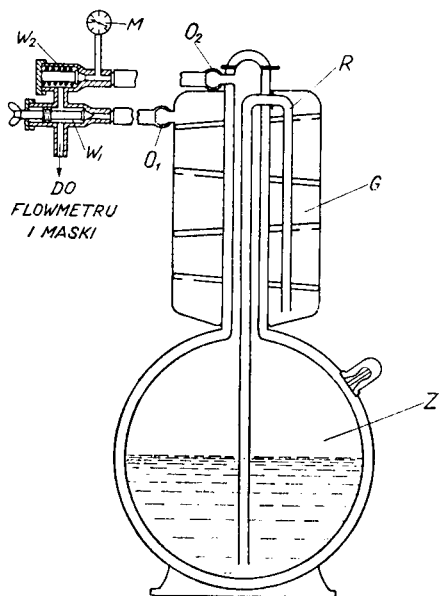
U góry gaźnika znajduje się otwór O_1 , przeznaczony do połączenia górnej komory gaźnika za pośrednictwem gumowej rurki z ręcznie regulowanym iglicowym wentylem W_1 , skąd przez wskaźnik przepływu tlen idzie do maski oddechowej.



Rys. 189. Regulator przepływu tlenu Siebe i Gorman Mark VII

Na wierzchu szyjki zbiornika mieści się otwór O_2 łączący zbiornik Z z manometrem i zaworem W_2 , obciążonym sprężyną. Zawór ten gra rolę zaworu bezpieczeństwa.

Płyn znajdujący się w zbiorniku paruje. Gdy ciśnienie tlenu w przestrzeni, znajdującej się nad lustrem płynu, dojdzie do



Rys. 190. Inhalator Siebe i Gorman na tlen płynny

określonej granicy, inhalator jest gotów do użytku. Gdy otwiera się zawór regulacyjny W_1 , wówczas zmniejsza się w komorach gaźnika istniejące tam pewne początkowe ciśnienie; ciśnienie w zbiorniku przepycha w tej chwili płyn przez rurkę syfonową R do gaźnika, gdzie płyn natychmiast wyparowuje całkowicie. Im większe jest otwarcie zaworu regulacyjnego W_1 , tym prędkiej płyn przedostaje się przez syfon.

W celu stworzenia początkowego nadciśnienia w gaźniku oraz w przestrzeni nad lustrem płynu w zbiorniku, oba otwory inhalatora łączą się między sobą dodat-

kową rurką, w obwodzie której znajduje się manometr, i zbiornik wraz z gaźnikiem na parę chwil przewraca się do góry nogami.

Wskaźnik przepływu tlenu jest typu ciśnieniowego jak w normalnych inhalatorach Siebe i Gorman, nie różni się tu również od innych inhalatorów tej firmy cała instalacja maski.

W czasie lotu pomimo zachowania prawie stałego ciśnienia w inhalatorze ciśnienie wskazywane na manometrze inhalatora, zmienia się z łatwo zrozumiałych przyczyn. Manometr pokazuje właściwie tylko różnicę ciśnień pomiędzy wnętrzem zbiornika i zewnętrzną atmosferą, ciśnienie zaś zewnętrznej atmosfery, jak wiadomo ulega zmianie z wysokością. Z tymi samymi zjawiskami związane jest również działanie zaworu bezpieczeństwa przyrządu. Utrzymuje on stałą wielkość nadciśnienia w inhalatorze w stosunku do otaczającej atmosfery.

Inhalatory na tlen płynny stosowane są bardzo szeroko w angielskim lotnictwie balonowym.

§ 65. Inhalatory o przepływie tlenu tylko w czasie wdechu. Inhalatory o zamkniętym obwodzie oddechowym. Inhalatory o przepływie tlenu tylko w czasie wdechu, jak to już było zaznaczone, posiadają zawór tlenowy regulowany albo podciśnieniem stwarzanym przy wdechu (otwieranie wentyla), albo też nadciśnieniem (właściwie prądem powietrznym), stwarzanym przy wydechu (zamykanie zaworu). Pierwsze noszą nazwę płucnych i wymagają szczelnych obwodów wydechowych, drugie mogą korzystać z obwodów nieszczelnych, tak jak inhalatory o stałym przepływie tlenu. Inhalatory te noszą nazwę oszczędnościowych.

Szczelny obwód oddechowy uzyskuje się albo przez stosowanie szczelnie przylegających do twarzy masek, albo też ustników z jednoczesnym zaciskaniem nosa. Powietrze wydechowe wychodzi przez odpowiednio urządzony zawór zwrotny. Dopływ zaś powietrza zewnętrznego musi być dokonywany w samym regulatorze tlenowym, podczas gdy mieszanie tlenu z powietrzem zewnętrznym w inhalatorach o stałym przepływie tlenu zachodzi bezpośrednio w masce inhalatorowej.

Oddychanie za pośrednictwem ustnika jest zasadniczo sprzeczne z fizjologicznymi zasadami oddechu. Powietrze zwłaszcza przy wysiłkach powinno być wciągane przez nos dla ogrzania i nasycenia parą wodną. Poza tym trzymanie ustnika może narazić pilota na odmrożenie warg. Sprawa komplikuje się jeszcze tym, że obecność w jamie ustnej końcówki ustnika wywołuje silne wydzielanie się śliny, która nie może być całkowicie połykana i ścieka wzdłuż ustnika. Przy stosowaniu ustników należy uznać prawie za konieczne podgrzewanie tlenu.

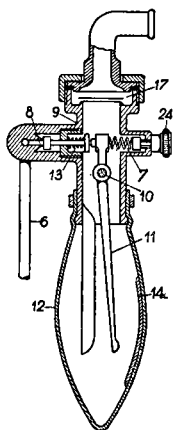
Noszenie szczelnych masek jest również uciążliwe, gdyż uciska twarz i czyni ją więcej wrażliwą na odmrożenie.

Niezależnie od tego system szczelnego obwodu wprowadza pewne utrudnienie oddychania, polegające na powiększeniu przestrzeni niewyżyskanej narządu oddechowego (usta, nos, gardło, tchawica, oskrzele), w której powietrze nie zmienia się przy oddechu o pojemność maski względnie ustnika wraz z przewodem doprowadzającym. Z tego względu inhalatory tak zwane płucne przy dużej oszczędności tlenu posiadają duże wady i powodują często subiektywne uczucie braku powietrza i duszności, zwłaszcza w momentach intensywniejszej pracy.

Jako przykład inhalatora płucnego mogą być podane inhalatory niemieckie Draeger i Audos.

Inhalator Draegera przedstawiony schematycznie na rys. 191 i 192 działa w sposób następujący.

Tlen z butli stalowej 1, przechodzi przez zawór redukcyjny 2 i zawór 5 za pośrednictwem rurki 6 do regulatora inhalatorowego pod ciśnieniem około 5 atm. Manometr 4 wskazuje ilość tlenu w butli. W regulatorze tlen spotyka na swej drodze zawór 8—9, utrzymywany sprężyną 7. Sprężyna nie działa na zawór bezpośrednio, ale za pośrednictwem dźwigni 11, obracającej się koło czopa 10. Drugie ramię tej dźwigni dochodzi aż do środka worka oddechowego 12. Wystarcza minimalne ciśnienie na ramię dźwigni, aby przeciwstawić się sprężynie 7 i otworzyć zawór 8 przy pomocy sprężyny 15. Te minimalne ciśnienia stwarza się przy każdym wdechu za pośrednictwem płytki 14. Przy oddychaniu worek 12 opróżnia się za pośrednictwem szczelnej maski 15, węża 16 i zwrotnego zaworu 17, przy opróżnieniu się dzięki stworzonemu podciśnieniu opadają na siebie ścianki worka 12. Ciśnienie wystarczające dla reakcji płytki 14 na dźwignię 11 występuje już przy opróżnionym do połowy worku 12.



(Katalog f. Draeger)

Rys. 191. Szczegół inhalatora Draeger

Tlen idący z otwartego zaworu 8 przechodzi przez wykonany z boku otwór do komory 18, kanału 19 i następnie do dyszy 20. W dyszy tej następuje zmieszanie tlenu idącego z butli z powietrzem zewnętrznym, które jest przez tlen idący pod ciśnieniem pociągnięte do wspólnego ruchu przez otwór 21. Ilość powietrza zewnętrznego reguluje się zaworem 22. Zawór ten posiada skalę wysokościową i poruszany jest ręcznie przez lotnika. Przy wydechu zawór 8 zamyka się.

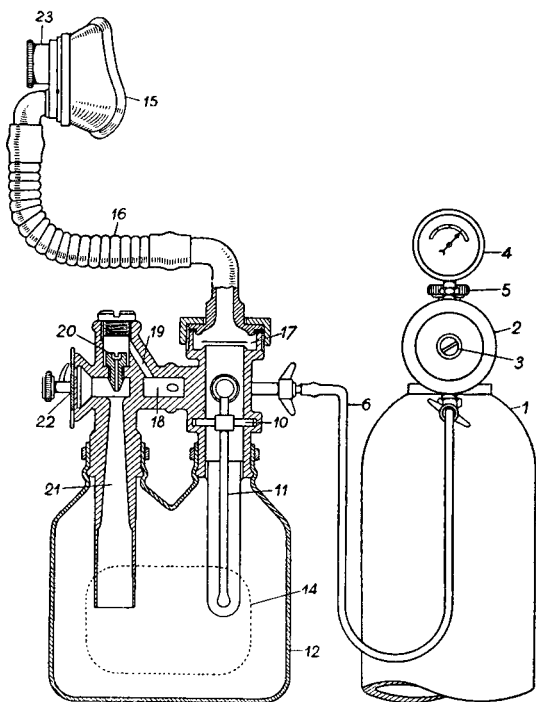
Powietrze wydechowe zatrzymane przez zawór 17 nie idzie do regulatora, ale wychodzi na zewnątrz za pośrednictwem drugiego zwrotnego zaworu 25, umieszczonego w samej masce. Za pośrednictwem rączki 24 można w razie wypadku zawór 8 otworzyć na stałe.

W podobny sposób wykonany jest inhalator Audos typ J. Natomiast typ PSH tego inhalatora różni się od inhalatora draegerowskiego bardzo znacznie. Różnice polegają na regulacji dopływu powietrza zewnętrznego do obwodu oddechowego za pośrednictwem zaworu związanego z membraną barometryczną, podczas gdy w inhalatorze Draegera regulacja ta odbywa się ręcznie.

Tlen płynie z butli stale i zbiera się wraz z zewnętrznym powietrzem w tak zwanym worku zapasowym, skąd następnie idzie do maski lub też do ustnika oddechowego.

Tlen z butli idzie początkowo przez zawór redukcyjny połączony z zaworem bezpieczeństwa, po czym natrafia na komorę, gdzie następuje zmieszanie tlenu z powietrzem atmosferycznym. Stosunek tlenu i powietrza reguluje, jak to już było wyżej omówione, membrana barometryczna, dzięki której w miarę wznoszenia się na wysokość zwiększa się dopływ czystego tlenu i zmniejsza się dopływ powietrza tak, że przy wysokości około 11500 m idzie już do worka tylko tlen czysty. W worku istnieje dodatkowy zawór bezpieczeństwa.

Przy ustniku umieszczone są dwa zawory zwrotne: jeden do wpuszczania powietrza przy wdechu i drugi do wypuszczania powietrza przy wydechu.



(Katalog f. Draeger)

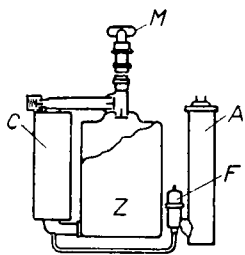
Rys. 192. Inhalator Draeger

Bardzo prosty jest inhalator płucny Siebe i Gorman. Regulator tego inhalatora przedstawia metalową puszkę z otworami, w której mieści się skórzany worek. Przy wdechu worek kurczy się i reaguje na dźwignię związaną z zaworem tlenowym. Ilość powietrza dodatkowego reguluje się za pośrednictwem ręcznego zaworu.

Wszystkie wady inhalatorów płucnych omówione na wstępie, usuwa inhalator polski oszczędnościowy FMP typ 5.

Wyzyskuje on prąd powietrza przy wydechu, czyli energię, którą traci się normalnie bez żadnego pożytku.

Na drodze tego prądu powietrznego przy otworach wydechowych maski ustawiony jest kontakt, posiadający kształt elastycznej płytki zwierającej pod minimalnym ciśnieniem obwód elektryczny. Prąd powstały w tym obwodzie za pośrednictwem elektromagnesu zamyka zawór tlenowy. Jako źródło prądu służy tu zwykła bateryjka kieszonkowa. Niezależnie od kontaktu w obwodzie elektrycznym istnieje wyłącznik. Po wyłączeniu prądu inhalator działa jak zwykły inhalator ręczny, gdyż w ogóle przepływ tlenu zależy od wysokości reguluje się w tym inhalatorze za pomocą ręcznego zaworu. Inhalator posiada rów-



(Katalog f. Inhabad)
Rys. 193. Inhalator
Inhabad

nież zawór niezamarzający, który przy próbach zupełnie nie wykazał zmniejszenia przepływu tlenu pomimo obniżenia temperatury zewnętrznej do -75°C . Inhalator posiada dwa wskaźniki, podobnie jak inhalator firmy Siebe i Gorman Mark VIII, mianowicie wskaźnik ciśnienia tlenu w butli i wskaźnik przepływu tlenu wydechowany w jednostkach wysokości. Inhalator FMP typ 3, daje oszczędność zużycia tlenu w stosunku do inhalatorów o stałym przepływie tlenu około 30%.

Jako przykład inhalatora o zamkniętym obwodzie oddechowym może służyć inhalator niemiecki Inhabad. Schemat tego inhalatora pokazany jest na rys. 195.

A przedstawia komorę spalania, w której brykiecik „ O_3 350” spala się wytwarzając tlen. Zapalenie brykietu odbywa się za pomocą iskry elektrycznej. Zaciski prądu elektrycznego wywołującego tę iskrę widoczne są na rysunku i łączą inhalator z instalacją elektryczną na samolocie. F jest filtrem oczyszczającym tlen od gazów spalinowych. Z tego filtru idzie tlen do filtru C, gdzie oczyszcza się od dwutlenku węgla. W filtrze tym tlen idący z komory spalania A łączy się z tlenem wydechowym, zbierającym się w zbiorniku Z. Z filtru C tlen idzie do maski M. W przewodzie łączącym filtr C z maską M istnieje odgańlenie do zbiornika Z. Ruch tlenu regulują tu dwa zawory zwrotne. Pierwszy z tych zaworów nie dopuszcza powietrza wydechowego do filtru C ze strony powietrza czystego, drugi zawór nie dopuszcza, by powietrze ze zbiornika Z wracało przy wdychu z powrotem do maski bez uprzedniego oczyszczenia. Poza tym w przewodzie łączącym filtr z maską znajduje się zawór bezpieczeństwa.

Jak widać z powyższego urządzenia oddychanie cały czas odbywa się czystym tlenem. Wobec tego jednak, że inhalator pokrywa tylko rzeczywiste zapotrzebowanie tlenu przez organizm, brykiety mogą dostarczać tylko dwa i pół litra tlenu na minutę, co należy uznać za wartość całkowicie wystarczającą bez względu na wysokość.

Inhalator Inhabad z powodu znacznego ciężaru filtra dla CO_2 jest wogóle dość ciężki. Ciężar kompletnego przyrządu wraz z brykietem „ O_2 350”, dającym 300 litrów tlenu, co odpowiada około 2 godz. użycia inhalatora niezależnie od wysokości, wynosi 9 kg. Wymiary pudełka zawierającego całe urządzenie inhalatorowe wynoszą $500 \times 350 \times 275$ mm.

Inhalatory Inhabad o zamkniętym obwodzie oddechowym mogą mieć znaczenie przy oddychaniu w atmosferze zagazowanej, co może mieć miejsce podczas wojny nawet na znacznej wysokości. Oczywiście sprawa ochrony lotników od gazów może być rozwiązana i innymi sposobami np. przez dołączenie do inhalatora maski gazowej, jest to jednak sprawa przechodząca zakres niniejszej książki.

Instalacje z filtrami do oczyszczania powietrza od dwutlenku węgla stosuje się w kabinach stratosferycznych.

§ 66. Badanie i konserwacja inhalatorów. Badanie inhalatorów polega na sprawdzeniu ich działania, czyli zbadaniu stanu wszystkich zaworów, szczelności przewodów itp. Poza tym konieczne jest sprawdzenie wydajności inhalatora. W tym celu ustala się ilość litrów tlenu, dostarczanych przez inhalator do maski w zależności od wysokości.

W wypadku inhalatorów płucnych niezbędne jest ustalenie nie tylko ilości objętościowej gazu lecz i jego jakości (procentu tlenu) wobec tego, iż do maski inhalatora względnie ustnika idzie przy inhalatorach płucnych, jak to było już zaznaczone, nie czysty tlen lecz mieszanka tlenu z powietrzem atmosferycznym.

Określanie ilości litrów gazu, dostarczanego przez inhalator, odbywa się najczęściej przy pomocy flowmetrów (rys. 130) wycechowanych dokładnie i posiadających tablicę poprawek w zależności od ciśnienia środowiska, do którego tlen wpływa. Określenie takie najlepiej może być przeprowadzone w tak zwanych komorach niskiego ciśnienia, w jakich badani są sami lotnicy. W komorach takich musi istnieć możliwość nie tylko zmniejszania ciśnienia ale i obniżania temperatury. Należy nadmienić, że inhalatory w takiej komorze będą pracować w znacznie gorszych warunkach niż to ma miejsce w rzeczywistości z powodu ilości wilgoci w komorze.

Inhalatory o stałym przepływie tlenu pod względem wydajności mogą być badane pod kloszem próżniowym w przyrządzie do badania wysokościomierzy.

Zamarzanie inhalatorów może być sprawdzone w niewielkiej komorze niskich temperatur podobnej do tej, jaka np. była opisana na wstępie niniejszej książki (rys. 6 i 7).

Przy badaniu inhalatorów przy pomocy klosza próżniowego krzywa wydajności przyrządu (zależność litrów tlenu wydawanych przez inhalator od wysokości) może być określona bez pomocy flowmetrów na mocy następujących rozumowań:

Niech objętość klosza wynosi V litrów, przy czym ciśnienie panujące pod kloszem równa się P mm słupa Hg, wówczas ilość powietrza V_0 w litrach zredukowanych do ciśnienia 760 mm słupa Hg określi się z równania

$$PV = 760 V_0.$$

Jeżeli teraz wprowadzimy pod klosz wylot inhalatora i uruchomimy go na przeciąg t min, to w ciągu tego okresu ciśnienie pod kloszem wzrośnie o pewną wartość dP zaś ilość litrów gazu pod kloszem wzrośnie o pewną wartość dV_0 , będziemy więc mogli napisać

$$(P + dP)V = 760 (V_0 + dV_0),$$

skąd

$$dPV = 760 dV_0.$$

albo

$$dV_0 = \frac{V dP}{760}.$$

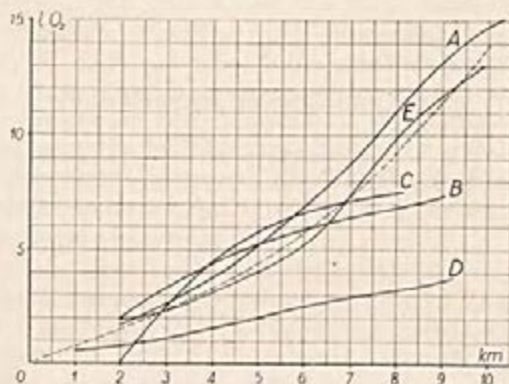
Odczytując wartość dP na barometrze rtęciowym jako różnicę pomiędzy ciśnieniem początkowym i końcowym, i znając objętość klosza można określić wydatek inhalatora w ciągu czasu trwania próby, a więc i jego wydajność na jednostkę czasu na wysokości, odpowiadającej średniemu ciśnieniu podczas trwania pomiaru. Wynik otrzyma się w litrach zredukowanych do ciśnienia 760 mm słupa Hg i temperatury przy jakiej odbywa się doświadczenie.

Badanie inhalatorów płucnych jest trudniejsze, gdyż wymaga posiadania tak zwanej maszyny oddechowej, czyli pompy stwarzającej okresowo lub stale podciśnienie, odpowiadające podciśnieniu przy oddechu człowieka i wypompowujące na minutę pewną ilość litrów gazu, którą normalnie wdycha człowiek np. 30 l/min.

W celu dokonania analizy mieszanki zbiera się ją do specjalnych worków.

Inhalatory wymagają bardzo pieczołowitej konserwacji, oczyszczenia od kurzu itp. Należy jednak pamiętać o tym, co już niejednokrotnie było podkreślone, że żadna część inhalatora podlegającego zetknięciu ze sprężonym tlenem nie może być smarowana tłuszczem.

Na rys. 194 podane są krzywe wydajności poszczególnych typów inhalatorów. Krzywa *A* na tym rysunku odpowiada inhalatorowi Siebe i Gorman Mark VII, krzywa *B* inhalatorowi Gourdou-Leseurre, krzywa *C* inhalatorowi Munerelle, krzywa *D* inhalatorowi OMI, krzywa *E* inhalatorowi Gaertner. Jako krzywa przerywana podana jest teoretyczna krzywa wydajności inhalatorów tlenowych o ciągłym przepływie tlenu według norm polskich.

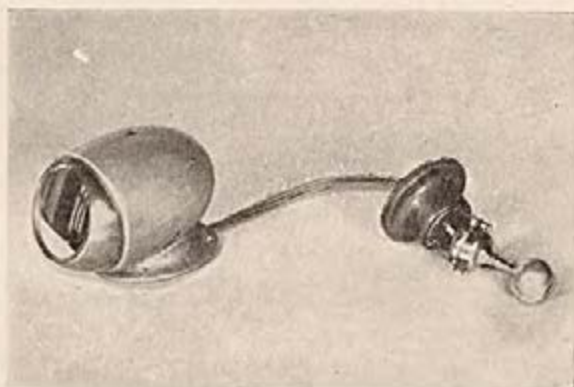


Rys. 194. Krzywe wydajności poszczególnych inhalatorów

o ciągłym przepływie tlenu według norm polskich.

§ 67. **Lusterka zwrotne.** Za przyrządy bezpieczeństwa mogą być również uznane lusterka zwrotne, używane przez pilotów do obserwacji przestrzeni, znajdującej się z tyłu samolotu. Lusterka te mają szczególne znaczenie dla samolotów, jednomyślnych w lotnictwie wojskowym, gdyż umożliwiają obserwację ataków nieprzyjaciela z tyłu.

Najczęściej spotykane lusterka są kształtu okrągłego i umocowane są przed pilotem na krawędzi kadłuba na kulistym, przegubowym uchwycie, pozwalającym na zmianę



Rys. 195. Lusterko zwrotne chor. Pokrzywki

jego położenia stosownie do życzenia pilota np. w celu zwiększenia pola widzenia, większej swobody ruchów, ochrony od olśnienia odbitymi promieniami słońca itp.

Na rys. 195 pokazane jest lustro zwrotne, które dzięki systemowi giętkich przewodów sterujących ma możliwość zmiany swego położenia bez potrzeby ruszania się pilota ze swego miejsca, w wypadku gdy lustro to musi być umieszczone poza bezpośrednim zasięgiem ręki pilota.

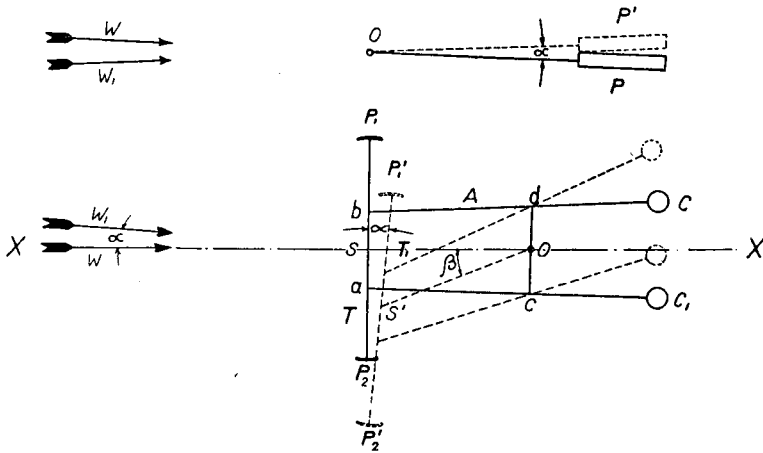
Wadą tego urządzenia jest stosunkowo skomplikowany mechanizm lusterka, jego ciężar oraz konieczność umieszczenia obok pilota nowej dźwigni, przez co zwiększa się ilość przyrządów sterowniczych, którymi musi on operować.

ROZDZIAŁ VII

Przyrządy i urządzenia specjalne

§ 68. Wskaźniki kąta natarcia i ślizgu samolotu. Jak wiadomo samolot może lecieć w powietrzu pod różnymi kątami natarcia, czyli przy różnych kątach jego powierzchni nośnych w stosunku do strumienia powietrznego.

Przyrządem służącym do określania kąta natarcia jest między innymi wskaźnik kąta natarcia systemu Constantin. Zasadą działania przyrządu Constantin jest wyzyskanie samoczynnego ustawienia się płytki P (rys. 196) mogącej się obracać dokola osi O prostopadłej do strumienia powietrza.



(Katalog f. Aera)

Rys. 196. Wskaźnik kąta natarcia Constantin

Bezpośrednio z płytki takiej, jako przyrządu pomiarowego, korzystać nie można z tego względu, że kąt natarcia zmienia się stosunkowo w bardzo niewielkich granicach i ruchy płytki powodowane wibracjami i wstrząsami samolotu mogłyby być zupełnie tego samego rzędu co i ruchy płytki pod wpływem zmian kierunku wiatru, tym bardziej że na płytkę oddziały-

wuje stosunkowo niewielka składowa tej siły, z powodu wzajemnego układu wektora wiatru i powierzchni płytki. Przyrząd Constantin ma za zadanie, wykorzystując samą zasadę działania płytki, uczynić wskazania jej bardziej czułymi i możliwymi do odczytu w granicach dopuszczalnych błędów.

Jedna powierzchnia płytki (rys. 196) zastąpiona jest we wskaźniku Constantin dwiema wypukłymi powierzchniami P_1 i P_2 , ustawionymi symetrycznie do pewnej osi XX i połączonymi nieruchomą w stosunku do tych powierzchni sztabką T . Sama zmiana kształtu powierzchni oraz zdwojenie płaszczyzn jest już przyczyną, że przy tej samej sile wiatru siła zmieniająca położenie płytek jest przeszło czterokrotnie większa. Sztabka T umocowana jest przegubowo na konstrukcji A , przy czym ciężar płytek P_1 i P_2 oraz występujące w tych płytkach przyspieszenia są zrównoważone przeciwcieżarami C i C_1 . Konstrukcja A może się obracać naokoło osi O .

Gdy wiatr zmieni kierunek W na W_1 o kąt α równowaga układu przyrządu naruszy się i ustali się dopiero w chwili, gdy nowe położenie sztabki T będzie prostopadłe do nowego kierunku wiatru W_1 .

Istota przyrządu polega na tym, że zamiast pomiaru kąta α pomiędzy pierwotnym i końcowym położeniem sztabki T , czyli kąta, który równa się kątowi zmiany kierunku wiatru, można mierzyć kąt β , utworzony przez linie OS i OS_1 łączące oś obrotu ze środkiem sztabki T . Zależność między tymi kątami utrzymuje się przy pomocy następującego wzoru, który wyprowadza się z podstawowych założeń trygonometrii

$$\operatorname{tg} \beta = \operatorname{tg} \alpha \frac{1}{1 - \frac{ab}{cd} (1 + \operatorname{tg}^2 \alpha)^{\frac{1}{2}}}$$

Wobec tego, że kąt α jest niewielki, człon $\operatorname{tg}^2 \alpha$ możemy we wzorze pominąć, dzięki czemu wzór przyjmuje postać następująca

$$\operatorname{tg} \beta = \operatorname{tg} \alpha \frac{1}{1 - \frac{ab}{cd}}$$

Zakładając określony stosunek ab do cd np. $ab = 0,99 cd$ otrzymamy

$$\operatorname{tg} \beta = 100 \operatorname{tg} \alpha.$$

Kąt β jest wobec tego dostatecznie wielki, by można go było bez błędu odczytać i by wstrząsy ani też wibracje na samolocie nie były z nim współmierne.

W praktyce dla odczytywania kąta natarcia wykonana jest sygnalizacja elektryczna z 16 kontaktami, umieszczonymi w podstawie osi O . Na tablicy przyrządów pilota w zależności od położenia płytek P zapala się jedna z 16 elektrycznych lampek, odpowiadających wyżej podanym kontaktom. Każda lampka zasłonięta jest przezroczystą płytką z odpowiednią liczbą stopnia kąta natarcia. Przy zapalaniu się jednoczesnym dwu sąsiednich żarówek np. żarówek w lampkach z liczbami 10 i 11 kąt natarcia będzie posiadał wielkość $10,5^\circ$.

Przy pomocy tego przyrządu można określić kąt natarcia, przekroczenie którego grozi utratą szybkości na samolocie, następnie kąt natarcia, którego nie można przekroczyć przy locie nurkowym itp. Przyrząd Constantin może być pomocny przy określaniu charakterystyk samolotu, silnika i śmigła. Ciężar przyrządu wraz z przewodami długości do 10 m lecz bez źródła prądu wynosi 1,4 kg.

Przyrząd Constantin zbudowany w nieco odmienny sposób może służyć również do określenia kąta ślizgu samolotu. W tym wypadku przyrząd wskazuje w stopniach zmiany kierunku prądu powietrza w stosunku do osi podłużnej. Przyrząd posiada skalę w pół stopniach w granicach od $+4^\circ$ do -4° . Utrzymując samolot przy zerowym wskazaniu wskaźnika pilot jest pewny, że nie grozi mu w żadnym wypadku ślizg na prawe lub lewe skrzydło.

Wadą przyrządu jest jego znaczny opór aerodynamiczny oraz skomplikowana sygnalizacja.

Zasada przyrządu Constantin ostatnio znalazła zastosowanie przy urządzeniach samoczynnych służących do utrzymania stateczności bocznej i podłużnej samolotu.

Pomiar kąta natarcia może być przeprowadzony również za pomocą pomiaru ciśnień. Jednym z przyrządów tego rodzaju jest przyrząd, w którym ciśnienie mierzy się w dwu punktach na walcu, umieszczonych symetrycznie względem jednej z płaszczyzn symetrii walca. Ciśnienia te będą sobie równe, gdy płaszczyzna symetrii jest równoległa do kierunku przepływu strumienia powietrza.

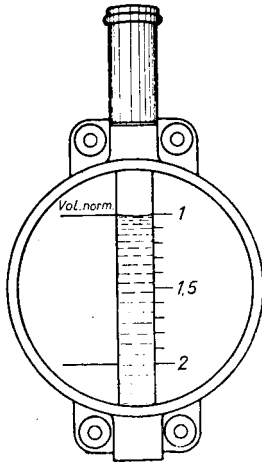
Drugi przyrząd tego rodzaju zbudowany został na podstawie pomiaru ciśnień w dwu rurkach, tworzących ze sobą kąt 90° przy różnych położeniach ich wspólnej osi symetrii względem kierunku przepływu prądu powietrza.

Na podobnej zasadzie, mierzenia różnicy ciśnień, zbudowany jest przyrząd do wykrywania ślizgów bocznych t. zw. glis-

§ 69. **Przyśpieszeniomierze. Wibromierze. Optografy.** Wobec tego, że wytrzymałość samolotu i odporność człowieka ograniczona jest wielkością przyśpieszeń, które mogą występować w czasie lotu, zbudowane są specjalne przyrządy do pomiaru wielkości tych przyśpieszeń.

Jednostką pomiarową przy mierzeniu przyśpieszeń jest zwykle g — przyśpieszenie ziemskie równe $9,8m/sek^2$.

Przyrządy do badania przyśpieszeń nazywają się przyśpieszeniomierzami i dzielą się na przyśpieszeniomierze zwyczajne i samopiszzące (akcelerometry i akcelerografy). W niektórych wypadkach przyśpieszeniomierze połączone są z instalacjami sygnalizacyjnymi, które zawiadamiają lotnika o wystąpieniu przyśpieszeń bliskich do granicy dopuszczalnej. Najczęściej w tych wypadkach na tablicy przyrządów zapala się specjalna żarówka elektryczna. Poza tym przyśpieszeniomierz może być związany z licznikiem, który może wskazać ile razy samolot przekroczył przyśpieszenia pewnej określonej wartości.



(Katalog I. Aera)

Rys. 197. Przyśpieszeniomierz Badin

Podstawową częścią wszystkich przyśpieszeniomierzy jest zwykle pewna masa utrzymywana w położeniu równowagi sprężyną i wychodząca z tego położenia równowagi pod wpływem przyśpieszeń.

Wobec tego, że wszystkie przyśpieszenia zachodzą zwykle w okresach bardzo krótkich (części sekundy) okres wahań własnych masy i sprężyny musi

być bardzo niewielki; zwykle okres ten wynosi $\frac{1}{50}$ do $\frac{1}{100}$ sek.

Jako przykład zwyczajnego przyśpieszeniomierza można podać przyśpieszeniomierz systemu Badin. W przyśpieszeniomierzu tym (rys. 197) wyzyskany jest ruch ciężarka zawieszzonego na długiej sprężynie. Ciężarek wraz ze sprężyną umieszczony jest w rurce szklanej, nadającej kierunek wszystkim ruchom ciężarka. Rurka szklana napelniona jest poza tym jakimkolwiek płynem, którego celem jest tłumienie ruchów ciężarka. Kształty ciężarka są tak dobrane, iż dzięki zjawisku włoskowatości pomiędzy ciężarkiem i ściankami rurki znajduje się zawsze chociażby najcieńsza warstwa płynu, która zabezpiecza przesuwanie się ciężarka w rurce nawet w tym wypadku, o ile rurka wraz z przyrządem nachyli się do pionu 15° do 20° .

Przyrząd wycechowany jest w granicach od $+0,5g$ do $-2,5g$

i nie wymaga ani specjalnej konserwacji, ani też umiejętności odczytów. Wskazania daje położenie ciężarka w stosunku do skali wykonanej na tarczy przyrządów obok rurki.

Ciężar przyrządu wynosi 0,24 kg. Puszka przyrządu ma średnicę wielkości 105 mm.

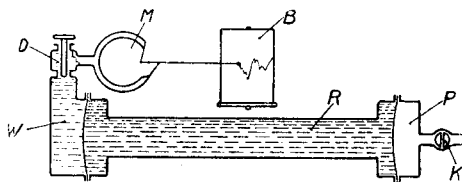
Bardzo wygodne do obserwacji są również przyspieszeniomierze amerykańskiej firmy Kollsman, posiadające skalę okrągłą, ze wskazówką przesuwającą się wzdłuż tej skali w miarę występujących przyspieszeń.

Jako przykład przyspieszeniomierza samopiszzącego może służyć akcelerograf systemu HMP. W przyrządzie tym mierzone przyspieszenia powstają w masie rtęci. Miarą przyspieszeń

jest ciśnienie wywierane przez tę masę na mieszaninę wody z gliceryną w kierunku tych przyspieszeń. Przyrząd (rys. 198) składa się z cylindrycznej rury *R*, zawierającej rtęć pomiędzy dwiema elastycznymi ściankami (membranami). Za jedną z tych membran znajduje się komora *P* ze sprężonym powietrzem. Przeznaczeniem tej komory jest zmiana położenia masy rtęci, konieczna przy skalowaniu przyrządu. Komora ta posiada otwór dla połączenia jej z obwodem sprężarki przy skalowaniu przyrządu. Normalnie otwór ten zamknięty jest zaworem. Druga membrana służy do przekazywania ruchów masy rtęci na mieszaninę wody z gliceryną *W*. Ciśnienia spowodowane uderzeniem rtęci są mierzone za pomocą manometru *M*. Pomiędzy manometrem a komorą z mieszaniną wody z gliceryną ustawiony jest zawór dławiący *D*, którego zadaniem jest tłumienie wskazań przyrządu. Zawór ten reguluje się ręcznie.

Dla uskutecznienia zapisów rurka manometru dołączona jest do wskazówki, która zapisuje przyspieszenia w określonej skali na bębnie *B*, poruszany przy pomocy mechanizmu zegarowego. Przy bębnie istnieje druga wskazówka uruchamiana ręcznie (nie pokazana na rysunku), która ma na celu odznaczenie specjalnie ciekawych momentów do rejestracji przyspieszeń np. przed wykonaniem jakiegokolwiek określonej akrobacji. Całość przyrządu umieszczona jest w aluminiowym pudełku.

Przyrząd posiada dwa wymienne manometry. Pierwszy z nich służy do notowania przyspieszeń większych, drugi do notowania przyspieszeń mniejszych. Skala przyrządu w pierwszym wypad-



(Katalog i. Aera)

Rys. 198. Przyspieszeniograf HMP

ku waha się 2—5 mm na 1 g, w drugim wypadku 7—18 mm na tę samą jednostkę.

Szybkość obrotu bębna wynosi w pierwszym wypadku 1 obrót na 50 sek, w drugim wypadku 1 obrót na 10 sek.

Przyrząd jest pewny w działaniu, gdyż składa się z bardzo prostych i nieskomplikowanych elementów. Wadą przyrządu jest jego znaczny ciężar około 15 kg oraz stosunkowo dość znaczne wymiary 440×150×150 mm.

Powyższych wad nie posiada przyśpieszeniometer Smith Mark II A. Przyrząd ten waży tylko 3,2 kg i posiada wymiary 215×165×140 mm. Poza tym przyrząd ten zapisuje nie tylko przyśpieszenia ale i szybkości, dzięki czemu zapis przyśpieszeń staje się bardziej przejrzysty.

Zapis szybkości przeprowadzany jest przy pomocy rurki Pitot, stwarzającej różnicę ciśnień w dwu częściach komory, przedzielonej elastyczną przeponą (membraną), której ruchy za pomocą systemu dźwigni przekazywane są na piórko.

Przyśpieszeniometer składa się z cienkiej fibrowej płytki, której końce są na stałe zamocowane w nieruchomej ramie. Ruchy środka płytki odpowiadają przyśpieszeniom, prostopadłym do płaszczyzny powierzchni płytki. Środek płytki naświetlony jest przy pomocy małej lampki elektrycznej. Promienie odbite od płytki za pośrednictwem systemu optycznego rzucone są na film fotograficzny, przesuwany za pomocą tego samego mechanizmu zegarowego, który przesuwaa taśmę z zapisami szybkości samolotów. W ten sposób otrzymuje się zapis ruchów płytki w kształcie śladów punktu świetlnego na filmie, a więc zapis przyśpieszeń.

Zakres działania przyrządu wynosi 60—400 km/godz w stosunku do szybkościomierza i od -1 g do +5 g w stosunku do przyśpieszeniometera. Wielkość skali do zapisów przyśpieszeń (wysokość filmu) wynosi 19 mm. Szybkość przesuwania się filmu może być regulowana i może dojść do 100 mm/min.

Oczywiście przyśpieszeniometer Smith jest bardziej delikatny od przyśpieszeniometera Aera i wymaga wielkiej wprawy przy użyciu.

Ostatnio został zbudowany przyśpieszeniometer przez Beau-douina, oparty na zjawisku powstawania ładunków elektrycznych na płycie kwarcu pod wpływem ciśnienia. Przyrząd ten daje dokładne pomiary w bardzo szerokich granicach.

Wszystkie opisane wyżej przyśpieszeniometerze były przyśpieszeniometerami liniowymi t.j. wskazywały przyśpieszenie tylko w jednym kierunku. W książce Stewarta (Aircraft Instruments str. 247) opisany jest przyśpieszeniometer trójwymiarowy.

Przyrząd ten mierzy przyśpieszenia w zasadniczym kierunku w granicach $-1 g$ do $+4 g$, posiadając okres własnych wahań równy $1/100$ sek, w dwu zaś pozostałych kierunkach (prostopadłych do pierwszego) mierzy przyśpieszenia w granicach $\pm 1/2 g$ posiadając okres wahań własnych równy $1/50$ sek.

Jako przyrządy specjalne można wymienić przyrządy do mierzenia drgań na samolocie.

Potrzeba takich przyrządów wyjaśniona była przy omawianiu wbudowywania przyrządów pokładowych, które muszą być specjalnie amortyzowane.

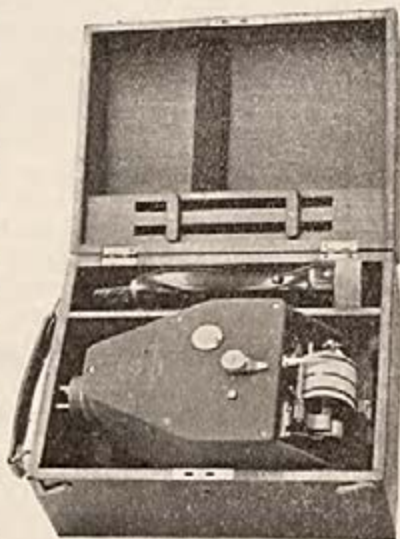
Przyrządy mierzące drgania nazywają się wibromierzami, względnie wibrografami, o ile nie tylko mierzą ale i zapisują te drgania. Przy pomocy wibrografów może być określona nie tylko wielkość amplitudy drgań ale i częstotliwość drgań.

Zwykle wibromierze są to precyzyjne czujniki mechaniczne. Na rys. 199 pokazany jest dla przykładu wibromierz firmy Zeiss-Jena. Wibromierz ten ma podziałkę odpowiadającą $0,01 mm$. Druga skala (mniejsza) daje wskazania w mm . Nad szkłem utrzymującego szkło umieszczone są dwa ruchome wskaźniki, w celu ujęcia zakresu dopuszczalnych drgań badanego miejsca np. tablicy przyrządów.

Pomiar za pomocą wibromierza przeprowadza się w ten sposób, iż ujmuje się rączkę przyrządu umocowaną do puszk *Rys. 200. Wibrograf Cambridge Istr.Co* i dotyka się miejsca, którego drgania należy zmierzyć, przy pomocy stożkowato zakończzonego sztyftu, idącego prostopadle do bocznej powierzchni puszk *i* przyrządu.



Rys. 199. Wibrometr Zeiss

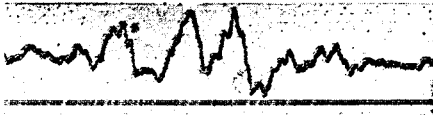


Rys. 200. Wibrograf Cambridge Istr.Co

Z najbardziej znanych wibrografów może być podany wibrograf firmy Cambridge Instrument Co (rys. 200).

Na rys. 201 podany jest wykres otrzymany przy pomocy tego wibrografu w powiększonej skali.

Inżynier R. Papault skonstruował wibrograf do mierzenia amplitudy i częstotliwości drgań na zasadzie siły elektromotorycznej, powstałej w cewce z powodu drgań drugiej cewki związanej z częścią samolotu, której drgania się mierzy. Po cewce ruchomej przechodzi pewien niewielki stały prąd. Do obwodu cewki nieruchomej dołączony jest układ wzmacniający.



Rys. 201. Wykres wibrografu
(trzykrotne powiększenie)

Wielkość prądu w obwodzie cewki nieruchomej określa amplitudę drgań, częstotliwość prądu w tej cewce — częstotliwość drgań.

Drgania na samolocie mogą być określane również sposobem fotograficznym, za pomocą filmowania dwu punktów na samolocie, z których jeden zmienia swe położenie w stosunku do drugiego. W punktach tych umieszczane są bądź lusterka, zbierające promienie słońca lub też żarówki elektryczne. Przyrząd umożliwiający tego rodzaju pomiary nazywa się optografem. Z bardziej znanych optografów można wskazać optograf niemieckiego Instytutu Badań Lotnictwa (DVL).

Do przyrządów specjalnych można zaliczyć również wszystkie inne przyrządy, służące do mierzenia odkształceń i naprężeń na samolocie, jak np. tensiometry itp. Urządzenia te jednak nie dotyczą już techniki przyrządów pokładowych w rozumieniu niniejszej książki, gdyż związane są nie z używalnością samolotu, lecz jego budową i sprawdzaniem wytrzymałości jego konstrukcji.

§ 70. Urządzenia samoczynne na samolocie. Obserwator samoczynny. Pilot samoczynny. Urządzenia endomechaniczne. Samoczynne urządzenia na samolocie można podzielić na trzy zasadnicze grupy. Pierwsza z nich jest to grupa przyrządów ułatwiających pracę pilota, druga — zastępujących pracę pilota i wreszcie trzecia — ułatwiających lub zastępujących pracę innych członków załogi na samolocie.

Do grupy pierwszej należą urządzenia, które pozwalają na samoczynne utrzymanie samolotu w określonym kierunku lotu i pilnują zachowania podłużnej i poprzecznej równowagi samolotu. Urządzenia te noszą popularną nazwę pilotów automatycznych. Do grupy drugiej należą te urządzenia, przy pomocy których samolot mógłby samodzielnie wystartować, wykonać

w powietrzu określone zadania i wrócić na lotnisko swoje lub też dolecieć do jakiegokolwiek innego lotniska. Do grupy tej będą należeć również urządzenia, które pozwolą na samodzielne wykonanie przez samolot jakiegokolwiek manewru.

Do grupy trzeciej należą zasadniczo wszystkie pozostałe i już częściowo opisane samoczynnie działające na samolocie przyrządy i urządzenia, jak np. samopiszzące obrotomierze, przyspieszeniomierze, barografy. Do tej grupy należeć będą również samoczynne gaśnice, wskaźniki utraty szybkości, różne instalacje alarmowe komunikujące pilotowi, najczęściej przy pomocy światła, o przekroczeniu temperatury smarów silników, przekroczeniu dopuszczalnych przyspieszeń, urządzenia wyłączające samoczynnie obwód zapalający silnika w razie zderzenia jego z ziemią itp.



(Katalog I. Smith)

Rys. 202. Automatyczny obserwator Smith

Specjalną nazwę „automatycznego obserwatora” nosi urządzenie firmy Smith (rys. 202), składające się z aparatu kinematograficznego, który fotografuje pewną część przyrządów w określonych odstępach czasu.

Przyrządy fotografowane przez automatycznego obserwatora są przyrządami powtarzającymi odpowiednie wskazania przyrządów, znajdujących się na tablicy pod bezpośrednią obserwacją pilota.

Dzięki takiemu urządzeniu można po locie sprawdzić zachowanie się wszystkich przyrządów podczas najbardziej ciekawych momentów lotu i co najważniejsze zauważyć wzajemny stosunek tych wskazań.

W obserwatorze automatycznym pokazanym na rys. 202 jednoczesnemu fotografowaniu podlegają następujące przyrządy: obrotomierz, szybkościomierz, zegarek, chylomierz podłużny oraz termometr służący jednak jedynie do wprowadzenia po-

prawek na temperaturę przyrządów badanych. Jeden z tych przyrządów może być zamieniony na wysokościomierz.

Wszystkie przyrządy zamknięte są w pudełku metalowym ze szklaną szybą, przez którą wykonywane są fotografie. Wnętrze pudełka jest oświetlone czterema żarówkami elektrycznymi. W celu zapobieżenia tworzeniu się na szybie pudełka szronu, szkło ogrzewa się za pomocą metalowej siatki o tak dobranych okach, aby druty siatki nie przeszkadzały fotografii.

Aparat kinematograficzny posiada obiektyw F 2,8 z odległością ogniskową 25 mm. Bębny aparatu mogą nawinąć na siebie 50,5 m filmu o zwykłej szerokości 55 mm. Normalna szybkość filmowania wynosi 16 zdjęć na sekundę.

Przyrząd posiada kontakt elektryczny, który działa jednocześnie na zasłonę obiektywu aparatu fotograficznego oraz zapala lampy elektryczne wewnątrz pudełka. Kontakt ten może się włączać stosownie do ustawienia regulatora przyrządu co 5—10—15 względnie 50 sek. Podczas każdego włączenia dokonuje się zwykle 5—4 zdjęć. Włączenie kontaktu po uruchomieniu przyrządu za pomocą wyłącznika głównego odbywa się samoczynnie.

Automatyczny obserwator Smith waży 49 kg. i posiada wymiary 210×190×545 mm

Na rys. 205 podany jest kawałek taśmy filmowej ze zdjęciami, wykonanymi przez ten typ automatycznego obserwatora.

Oczywiście dla specjalnych celów pomiarowych może być wykonany cały szereg wariantów podobnych urządzeń.

Nazwę samoczynnego obserwatora mógłby nosić również przyrząd firmy Askania t. zw. „urządzenie wielopiszące” (Mehrfachschreiber) za pomocą tego urządzenia można otrzymać na jednym bębnie zapis czterech dowolnych przyrządów pokładowych.

Zapis uskutecznia się za pomocą promieni 4-eh lampek elektrycznych związanych z odbiornikami poszczególnych przyrządów na światłoczułym papierze nawiniętym na bębnie.

Wracając teraz do grupy pierwszej, czyli do pilotów automatycznych należy podkreślić, że oddają one już obecnie wielkie usługi zwłaszcza w lotnictwie komunikacyjnym. Zalety tych urządzeń polegają na:

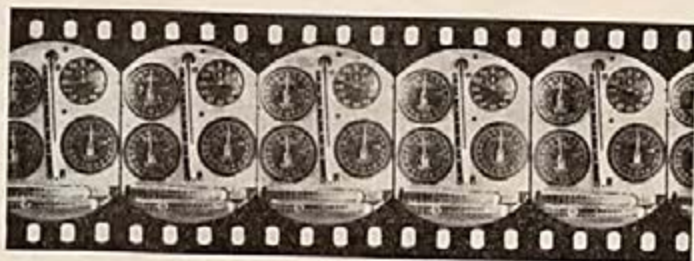
- a) zwiększeniu dokładności prowadzenia samolotu,
- b) zmniejszeniu ilości zużycia paliwa.
- c) zmniejszeniu zmęczenia pilota, co umożliwia zwiększenie czasu lotu,
- d) umożliwieniu pilotowi wykonywania prac niezwiązanych bezpośrednio z pilotażem, jak np. rozwiązywanie zadań nawigacyjnych, podtrzymywanie łączności radiowej itp.

Z istniejących pilotów automatycznych należy wymienić pilota automatycznego systemu Sperry, Smith, Siemens oraz Pollock Brown. Opisy trzech pierwszych pilotów będą podane w §§ 70, 71 i 72.

Podstawą działania większości pilotów automatycznych są zwykle żyroskopy, busole odległościowe, membrany barometryczne, wskaźniki kąta natarcia itp., które za pośrednictwem przekaźników hydraulicznych, pneumatycznych i elektrycznych związane są ze sterami na samolocie.

Urządzenie należące do grupy drugiej, czyli całkowicie zastępujące pilota w praktyce mają zastosowanie tylko do poszczególnych manewrów samolotu, jak to ma np. miejsce w urządzeniu do wykonywania skrętów w automatycznym pilocie Siemens.

Tym niemniej w tym kierunku odbywa się cały szereg prób i doświadczeń z dodatnimi wynikami.



(Foto Smith)

Rys. 203. Film automatycznego obserwatora Smith

Urządzeń podobnego rodzaju nie należy zasadniczo utożsamiać z kierowaniem samolotów za pośrednictwem radia, gdyż urządzenia radiowych nie można nazwać samoczynnymi: samolot musi być tu cały czas pod obserwacją stacji, która nim kieruje.

Wobec tego iż urządzenia radiowe w lotnictwie przekraczają zakres niniejszej książki, należy tylko zaznaczyć, że przy kierowaniu samolotami za pomocą radia muszą być koniecznie stosowane urządzenia samoczynne grupy pierwszej, gdyż oczywiście utrzymywanie równowagi statku powietrznego na odległość jest niemożliwe nawet teoretycznie.

Za pomocą radia a właściwie przekaźników elektrycznych, uruchamianych odpowiednimi sygnałami radiowymi, można wpływać tylko na zmianę określonych stanów lotu samolotu, jako to: zmianę kierunku lotu, zmianę wysokości, zmianę szybkości itp.

Najtrudniejsza sprawa do rozwiązania przy kierowaniu samolotem za pośrednictwem radia jest sprawa lądowania. Z tego względu przy pomocy radia najczęściej samolot doprowadza się tylko nad pole wzlotów, następnie zaś kierowanie samolotem oddaje się urządzeniu, przynależnemu do samoczynnych urządzeń drugiej grupy, czyli całkowicie zastępujące pilota w doślośnym tego słowa znaczeniu.

Urządzenia te noszą nazwę urządzeń endomechanicznych. Endomechaniką nazywa się ta gałąź techniki, która zajmuje się, według z góry zadanego planu, samoczynnym kierowaniem wszelkiego rodzaju środków przewozowych, za pomocą urządzeń mieszczących się wewnątrz samych poruszających się przedmiotów.

Rozpoczęcie działania instalacji endomechanicznej dla lądującego samolotu kierowanego radiem może być uskutecznione za pomocą specjalnego sygnału radiowego lub też może być wykonane samoczynnie. Tak np. przy doświadczeniach z samolotami kierowanymi przy pomocy radia we Francji uruchomienie przyrządu, przeprowadzającego lądowanie (zamknięcie gazu, wyrównanie samolotu itp.) osiągnęte było przy pomocy mechanicznej sondy wysokościowej zwieszającej się stale z samolotu, co już było w swoim czasie zaznaczone przy opisie tych sond w § 50.

Przy lotach korzystających wyłącznie z urządzeń endomechanicznych, nadawcą wszelkich zmian stanu lotu samolotu są najczęściej silniki elektryczne sprzężone ze sterami. Silniki te regulowane są za pomocą przekaźników elektrycznych, za pośrednictwem urządzeń przypominających rozwijającą się przy pomocy zegarowego mechanizmu taśmę aparatu telegraficznego Morse.

Odpowiednie wycięcia w tej taśmie przygotowanej specjalnie stosownie do zadania, które ma wykonać samolot, ustalają kolejność i czas działania wszystkich znajdujących się na samolocie przekaźników.

Samolot zaopatrzony w urządzenia endomechaniczne może teoretycznie wykonać nie tylko pewien określony lot, ale jeszcze cały szereg innych dowolnych czynności, jak np. pewną ilość fotografii terenów, nad którymi ten samolot przelatuje, zrzućenie w określonym czasie lotu pewnej ilości bomb itp.

Urządzenia endomechaniczne muszą być oczywiście, jak i w wypadku kierowania samolotem za pomocą radia, uzupełnione urządzeniami samoczynnymi pierwszej grupy, czyli tak zwanymi pilotami automatycznymi.

Pierwsze próby z urządzeniami endomechanicznymi na samo-

locie dokonane były na lotnisku genewskim w 1955 r. przez Dussant.

Bez względu na wynik tych prób należy podkreślić, że sprawa całkowitej automatyzacji w lotnictwie jest sprawą bardzo poważną i bez wątpienia ma wielką przyszłość zwłaszcza w lotnictwie wojskowym.

Trudno jest jednak w danej chwili powiedzieć, kiedy taka kompletna automatyzacja przewycięży wszystkie piętzące się na jej drodze trudności i będzie z niej można korzystać tak, jak się dziś korzysta z częściowej automatyzacji pod postacią tak zwanych pilotów automatycznych lub innych samoczynnych urządzeń na samolocie, należących do grupy trzeciej w rozumieniu niniejszego paragrafu.

§ 71. Pilot automatyczny Sperry. Pilot automatyczny Sperry reguluje położenie lotek i steru kierunkowego oraz steru wysokościowego na samolocie. Działanie jego oparte jest na wykorzystaniu dwu układów żyroskopowych, które w stosunku do całego urządzenia odgrywają rolę jak gdyby mózgu. Żyroskopy oddziałują na serwomotory, związane ze sterami i lotkami za pośrednictwem pneumatycznych i hydraulicznych (olejowych) przekaźników. W ten sposób żyroskopy, przekaźniki i serwomotory są to trzy zasadnicze części automatycznego pilota Sperry.

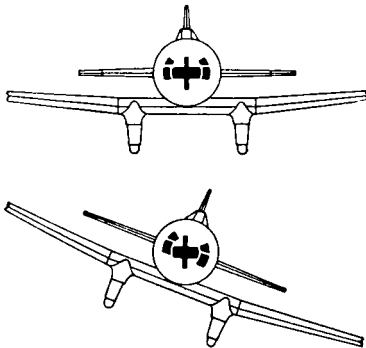
Pierwszy układ żyroskopowy zbudowany jest zasadniczo, tak jak w żyroskopowym wskaźniku kursu. Wirnik tego żyroskopu obraca się dokoła osi poziomej w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny podłużnej symetrii samolotu. Drugi układ żyroskopowy zbudowany jest zasadniczo tak, jak układ sztucznego horyzontu. Wirnik tego żyroskopu wiruje dokoła osi prostopadłej do płaszczyzny horyzontu.

Za pomocą tych dwu układów żyroskopowych samolot leci, zachowując to samo położenie w stosunku do płaszczyzny horyzontu i ten sam kierunek lotu w stosunku do stron horyzontu, pomimo przeciwnych prądów powietrza i porywów wiatru.

W celu umożliwienia oddziaływania żyroskopów na przekaźniki, a więc i na serwomotory oraz związane z nimi lotki i stery, w układach żyroskopowych automatycznego pilota Sperry wprowadzone są pewne zmiany konstrukcyjne w stosunku do żyroskopów zastosowanych w sztucznym horyzontcie i w żyroskopowym wskaźniku kursu, opisanych w §§ 46 i 47 niniejszej książki.

Zmiany te polegają na ustawieniu dokoła wirników żyroskopów dodatkowych tarcz z otworami. Otwory te wpuszczają normalnie jednakowe ilości powietrza do każdej z dysz poszczególnego wirnika żyroskopu.

Gdy samolot zboczy z wybranego kierunku lotu lub też zmieni położenie w stosunku do płaszczyzny horyzontu, to w odpowiednim układzie żyroskopowym wzajemne położenie otworów w dyszach i otworów tarczy zmieni się, gdyż jedne z nich związane są z nieruchomym położeniem wirnika żyroskopu w przestrzeni, drugie zaś z ruchomym położeniem puszkii przyrządów. Dzięki powyższemu urządzeniu zmniejszy się strumień powietrzny, przechodzący przez jeden otwór i zmniejszy się strumień powietrzny przechodzący przez drugi otwór. Spowoduje to różnicę ciśnień w odpowiednim przełączniku pneumaticznym, który zaczyna



(Katalog f. Sperry)

Rys. 204. Schemat samoczynnego pilota Sperry

Na rys. 204 pokazany jest schematycznie system tarcz z otworami przy wirniku żyroskopu sztucznego horyzontu, utrzymującego równowagę poprzeczną. Działanie tego systemu jest zupełnie jasne z rysunku.

Na rys. 205 pokazane jest to samo urządzenie tylko z dołączonym schematem działania przełącznika powietrznego P na hydrauliczny zawór W . Gdy membrana M przełącznika P jest w równowadze, obieg oleju poruszanego pompą PMO jest zamknięty i nie dochodzi do serwołoka związanego ze sterem. Gdy równowaga membrany jest naruszona, olej z pompy dostaje się bądź przez otwór 2 do serwołoka, wracając do niej przez otwór 4, bądź też przez otwór 3, wracając odpowiednio przez otwór 1. W tym ostatnim wypadku ruch serwołoka będzie miał kierunek przeciwny niż to miało miejsce w pierwszym wypadku.

Na rysunku pokazana jest jeszcze pompa powietrzna PMP z regulatorem podciśnienia R_1 , zbiornik oleju Z , pompa olejowa PMO i regulator R_2 szybkości przepływu oleju.

Pod serwołokiem umieszczony jest zawór R_3 , za pomocą którego można wyłączać działanie automatycznego pilota w stosunku do danego steru. Po otwarciu tego zaworu przy pomocy rączki znajdującej się na tablicy przyrządów pokładowych olej kładzie swobodnie równolegle do serwołoka, który w tym czasie nie zmienia swego położenia.

Pilot automatyczny Sperry posiada jeszcze bardzo ważne urządzenie noszące nazwę urządzenia korygującego (*abcd*, rys. 205), które jest zastosowane w tym celu, aby zapobiec przedłużaniu się działania mechanizmu samoczynnego sterowania. Urządzenie to wraca stery samolotu do ich położenia zerowych z tą chwilą, gdy tylko samolot odzyska położenie równowagi. Działanie tego urządzenia polega na tym, iż przesunięcie serwołoka powoduje przesunięcie się tarczy z otworami, otaczającymi wirnik odpowiedniego żyroskopu, do jej pierwotnego położenia.

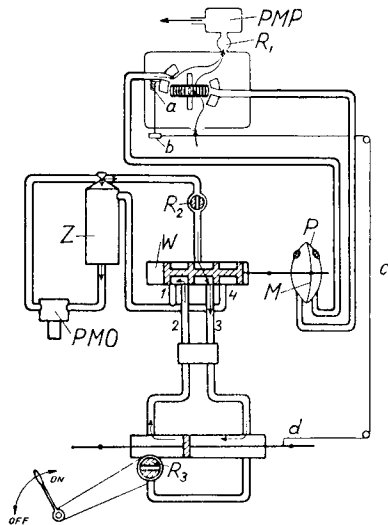
Urządzenie korygujące musi być dostosowane do każdego samolotu przez odpowiednią regulację.

Niezależnie od żyroskopów pilot automatyczny Sperry może być uzupełniony urządzeniem pozwalającym na utrzymanie samolotu na określonej wysokości.

Urządzenie to składa się z komory membranowej z zaworem, odcinającym tę komorę od zewnętrznej atmosfery w chwili, gdy samolot osiągnie wysokość, którą się zamierza utrzymywać, podobnie jak to miało miejsce w statoskopie Richard opisanym w § 27. Z chwilą zamknięcia komory każda zmiana wysokości pociąga za sobą ruchy jej ścianek, które za pomocą przekaźników oddziałują na serwołok steru wysokościowego.

Na rys. 206 pokazana jest tablica przyrządów automatycznego pilota Sperry.

Na tablicy tej umieszczone są: sztuczny horyzont *H* ze wskaźnikami wychylenia poprzecznego i podłużnego WPL i WPP , żyroskopowy wskaźnik kursu z chyłomierzem poprzecznym *Ch*,

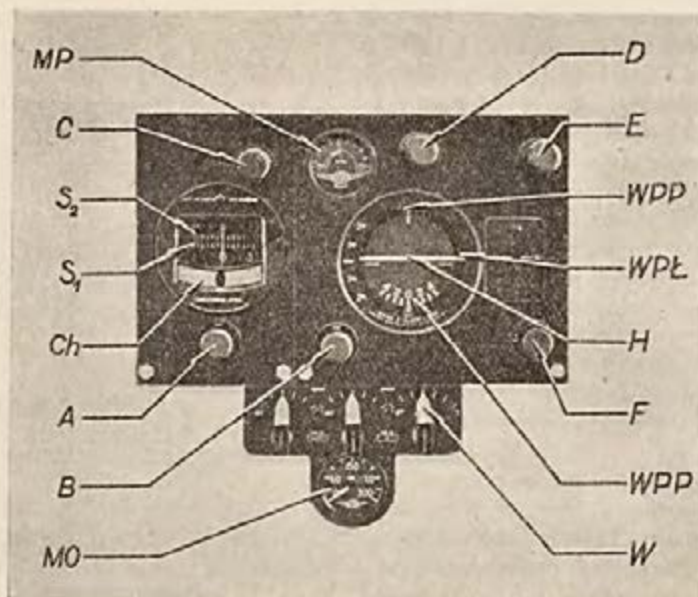


(Katalog f. Sperry)

Rys. 205. Schemat samoczynnego pilota Sperry

manometr ciśnienia powietrza *MP*, manometr ciśnienia oleju *MO*, regulatory szybkości działania servotłoka *W* oraz szereg rączek do regulatorów *A*, *B*, *C*, *D*, *E* i *F* w kształcie moletowanych galek (guzików), związanych z działaniem poszczególnych części pilota.

Należy zaznaczyć, że w czasie, gdy pilot automatyczny nie jest czynny, załoga samolotu może posługiwać się sztucznym horyzontem i żyroskopowym wskaźnikiem kursu, jak normalnymi przyrządami tego rodzaju.



(Katalog I. Sperry)

Rys. 206. Tablica przyrządów automatycznego pilota Sperry

Chcąc uruchomić automatycznego pilota należy przede wszystkim sprawdzić, czy ciśnienia wskazane na manometrze powietrznym oraz manometrze oleju są wystarczające. Ciśnienie a właściwie podciśnienie w przewodzie powietrznym winno wynosić około 100 mm słupa Hg, ciśnienie oleju powinno być mniej więcej około 10 kg/cm². Po sprawdzeniu ciśnienia należy dać od 5—5 min czasu na rozbieg przyrządów żyroskopowych. Przy rozbiegu guzik *A* żyroskopowego wskaźnika kursu należy wyciągnąć, guzik zaś *B* sztucznego horyzontu należy wcisnąć. Następnie należy samolot wyrównać i skierować go na obrany kurs, posługując się wskazaniem busoli samolotu.

Po tych czynnościach należy przez naciśnięcie i obrócenie guzika A uzgodnić położenie dolnej skali żyroskopu S_1 ze wskazaniami busoli, gdy zaś to nastąpiło, guzik A wyciągnąć z powrotem. W celu lepszej orientacji żyroskopowy wskaźnik kursu posiada jeszcze dodatkową górną skalę S_2 , która za pomocą regulatora nastawiana jest zupełnie zgodnie ze skalą dolną, związaną z ruchami wirnika żyroskopu. Ustawienie skali S_1 musi być normalnie sprawdzane przy pomocy busoli w odstępach 15 minutowych. Następnie przy pomocy głównej dźwigni przyrządu znajdującej się pod tablicą i pokazanej schematycznie na rys. 205 uruchamia się pilota automatycznego przestawiając tę dźwignię z położenia „off” na położenie „on”, upewniając się przed tym, czy wszystkie trzy regulatory serwołotków (R_2 na rys. 205) są całkowicie otwarte (skrajne prawe położenie). Regulatory te na rys. 206 oznaczone są literą W .

Gdy samolot leci już przy pomocy automatycznego pilota, należy ocenić w przybliżeniu jaką czułość należy nadać poszczególnym serwołotkom, przestawiając odpowiednio regulatory W .

Wszystkie manewry na samolocie mogą być wykonywane bez wyłączenia automatycznego pilota, jak następuje:

- a) niewielkie płaskie skręty wykonywane się pokręcając guzik C z napisem „skręt” w prawo lub w lewo,
- b) skręty większe z przechyleniami samolotu wykonywane się pokręcając guzik pochylenia poprzecznego D oraz guzik skrętu C , przy czym pokręcanie tych obydwu guzików winno być wykonane tak, aby kulka chyłomierza poprzecznego pozostała w położeniu środkowym. Ewentualne nieznaczne zadarcie lub opuszczenie ogonu samolotu można poprawić guzikiem E z napisem „wznoszenie”. Analogicznie należy postępować przy spiralach,
- c) przy wznoszeniu się lub zniżaniu samolotu należy początkowo wyłączyć guzik poziomu F , (położenie „off”) i następnie pokręcać guzik E , wznoszenie. Po dojściu do odpowiedniej wysokości należy włączyć znowu guzik poziomu na położenie „on”.

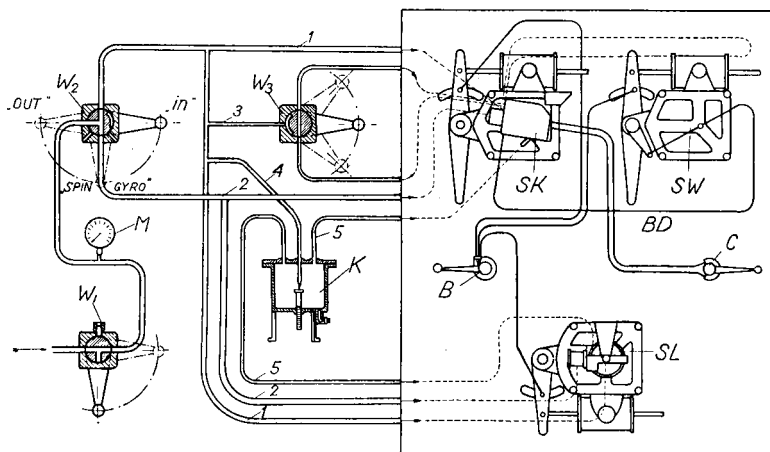
W razie chęci lub potrzeby przejścia na pilotaż ręczny należy dźwignię główną przestawić na położenie „wyłączone” (off), ujmując oczywiście przed tym w ręce drążek sterowy i umieszczając nogi na orczyku. W nagłych wypadkach należy pamiętać o tym, że ruchy bezpośrednie pilota żywego przewyżczą zawsze ruchy pilota automatycznego.

Całość urządzeń pilota automatycznego Sperry waży około

30 kg

§ 72. **Pilot automatyczny Smith.** Rolę organów kierowniczych w pilocie automatycznym Smith ujmują, podobnie jak w pilocie Sperry, układy żyroskopowe, przy czym do utrzymania kierunku lotu pilot automatyczny Smith może być dodatkowo połączony z busolą odległościową Holmes opisaną w § 40.

Pilot automatyczny Smith odróżnia się jednak od pilota Sperry sposobem powiązania żyroskopów ze sterami, dzięki czemu zachowanie się pilota Smith jest nieco odmienne od pilota Sperry. Ponadto, podczas gdy w pilocie Sperry źródłem siły jest pompa olejowa, w pilocie Smith źródłem siły jest pokładowa sprężarka powietrzna napędzana śmigiełkiem. Zadaniem sprężarki jest dostarczanie do urządzeń pilota automatycznego odpowiedniej ilości suchego powietrza pod ciśnieniem $2,5 \text{ kg/cm}^2$.



Rys. 207. Schemat automatycznego pilota Smith (Katalog f. Smith)

Sprawa suchości powietrza jest tu bardzo ważna ze względu na możliwość zamrażania pary wodnej, istniejącej w wilgotnym powietrzu i kondensującej się na znacznych wysokościach w rozgałęzionych przewodach automatycznego pilota. W związku z powyższym na drodze pomiędzy sprężarką a pilotem automatycznym ustawiona jest suszarka z chlorkiem wapnia, który musi być okresowo zmieniany.

Działanie automatycznego pilota Smith najlepiej może być zrozumiane ze schematu przedstawionego na rys. 207.

Na rysunku tym W_1 oznacza zawór próbierczy. Zawór ten daje możliwość próbowania mechanizmu automatycznego pilota na ziemi za pomocą niezależnej sprężarki, gdy sprężarka pokładowa jeszcze nie działa. W locie zawór ten nie ma zupełnie

żadnego znaczenia i pilot nie ma do niego dostępu. M oznacza manometr. Przyrząd ten razem z zaworem bezpieczeństwa i zaworem regulacyjnym przy sprężarce pokładowej nie pokazanymi na schemacie, ma za zadanie dopilnowanie, aby ciśnienie robocze było utrzymane na należytych poziomach w całym urządzeniu. W_2 oznacza zawór główny. Za pomocą tego zaworu załoga samolotu uruchamia automat. Zawór ma trzy położenia: „in” (pokazane na rysunku), przy którym sprężone powietrze ma dostęp do wszystkich urządzeń automatu, „out”, gdy automat jest odcięty od sprężarki pokładowej, ta zaś połączona jest z zewnętrzną atmosferą za pośrednictwem otworu znajdującego się w zaworze oraz położenie „spin gyro”, gdy powietrze dochodzi tylko do dysz napędzających żyroskopy, nie może zaś jeszcze przenikać ani do przełączników powietrznych ani też do serwołoków związanych ze sterami.

Przy uruchomieniu pilota należy początkowo zawór główny postawić na położenie „spin gyro”, poczekać parę minut, dopóki żyroskopy nie nabiorą odpowiedniej szybkości (mniej więcej 5 — 5 min) a następnie zaś dopiero włączyć zawór główny na położenie „in” odpowiadające działaniu automatu.

Powietrze idące z zaworu głównego rozgałęzia się i idzie: przewodami oznaczonymi liczbą 1 do żyroskopów, przewodami oznaczonymi liczbą 2 do urządzeń noszących nazwę centralizatorów oraz do głównych serwołoków, przewodami oznaczonymi liczbą 3 do zaworu zmiany kierunku W_3 , który znajduje się przed pilotem obok zaworu głównego, przewodami oznaczonymi liczbą 4 do komory rozprężającej K .

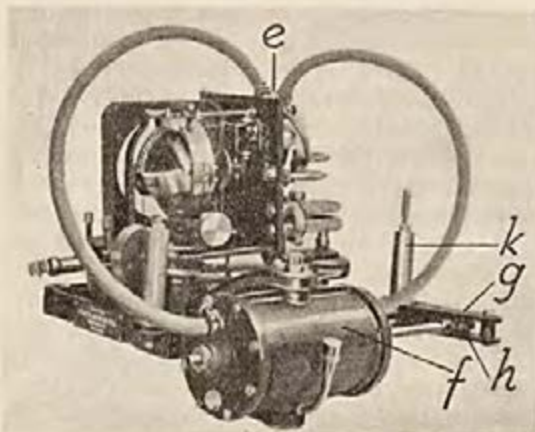
Zadaniem komory K jest stworzenie w instalacji zmniejszonego ciśnienia, przy pomocy którego za pośrednictwem przewodów, oznaczonych liczbą 5, uruchamiane są tłoczki przełączników, bardzo delikatnych przyrządów, dla których ciśnienie otrzysmywane w sprężarce pokładowej jest za wielkie.

W dalszym ciągu, na rys. 207, B oznacza dźwignię bezpieczeństwa. W razie nagłym załoga samolotu może nie tylko wyłączyć działanie automatu za pomocą zaworu głównego W_2 , lecz również przerwać bezpośrednio mechaniczne połączenie między serwołokami i sterami samolotu za pośrednictwem dźwigni B .

C oznacza dźwignię dla normowania urządzenia regulującego wysokość, litery zaś SK , SH oraz SL oznaczają organy automatu przeznaczone do kierowania odpowiednio sterem kierunkowym, sterem wysokościowym i lotkami.

Organ przeznaczony do kierowania sterem kierunkowym składa się (rys. 208) z układu żyroskopowego, w którym wirnik obraca się w łożyskach kulkowych w pierścieniu pozio-

mym. Pierścień ten może się swobodnie obracać na czopach w pierścieniu pionowym, osadzonym z kolei w nieruchomej ramie. Urządzenie to jest widoczne z lewej strony rysunku. Żyroskop obracając się w płaszczyźnie poziomej gra tu rolę



(Katalog I. Smith)

Rys. 208. Szczegóły mechanizmu automatycznego pilota Smith

podobną do żyroskopowego wskaźnika kursu w automatycznym pilocie Sperry. W ten sposób, gdy następuje odchylenie samolotu od ustalonego pierwotnie kursu, zachodzi względne przesunięcie pomiędzy pierścieniem pionowym żyroskopu i jego ramą. Każdy ruch tego pierścienia pociąga za sobą ruch wału tłoka, którego cylinder *e* umocowany jest na stałe na nieruchomej ramie. Dzięki przesunięciu się tłoczka sprężone powietrze idące z zaworu głównego do cylindra przedostaje się przez jeden z otwartych przez tłoczek i znajdujących się w tym cylindrze otworów, a następnie przez jeden z giętkich przewodów, widocznych na rysunku, do odpowiedniej strony serwołoka *f*. W tej chwili serwołok *f* za pośrednictwem dźwigni *h*, osadzonej w orczyku *g* oddziałującej przez ten orczyk na ster kierunkowy. Cylinder tłoka *f* może się obracać dookoła osi pionowej, zaś dźwignia *h* obraca się w tym samym czasie dookoła tej samej osi, co i orczyk *g*.

Połączenie dźwigni *h* z orczykiem *g* dokonane jest za pomocą obciążonej sprężyny zatyczki *k*. Zatyczka ta może być wyciągnięta w każdej chwili za pomocą giętkiego przewodu sterowniczego uruchamianego dźwignią *B*, pokazaną na schemacie pilota na rys. 207.

Ruchy steru są proporcjonalne do ruchów pierścienia żyroskopu względem jego ramy i w ten sposób są proporcjonalne do kąta odchylenia samolotu od kursu. Proporcjonalność tę osiąga się przy pomocy dźwigni *l* (rys. 209), łączącej dźwignię *h* z ramą żyroskopu. Gdy tylko następuje ruch dźwigni *h*

natychmiast następuje obrót ramy żyroskopu dokola osi pionowej, w ten sposób iż wzajemne przesunięcie się tej ramy i pionowego pierścienia żyroskopu zmniejsza się, otwór w cylindrze *e* zamyka się. Przez to dalszy ruch steru zostaje wstrzymany i następuje dopiero wówczas, o ile nastąpi dalsze odchylenie samolotu od kursu.

Dzięki istniejącym w dźwigniach *l* szczelinom istnieje możliwość odpowiedniego wyregulowania ruchów steru, zależnie od typu samolotu.

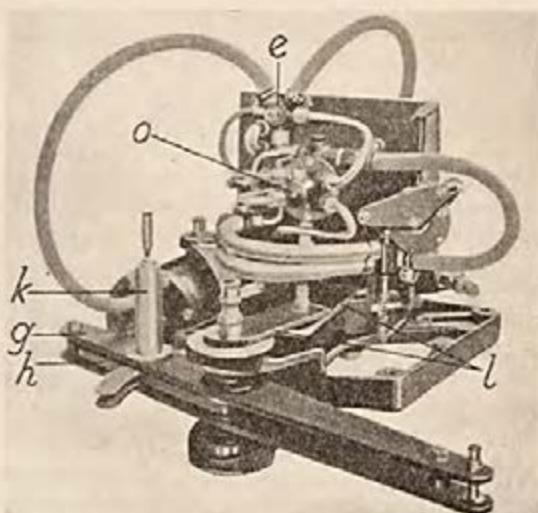
Pozostaje jeszcze do wyjaśnienia działanie urządzenia nazywanego centralizatorem i oznaczonego na rysunku literą *o*. Jest to tłoczek obciążony sprężyną. Gdy automat jest nieczynny mechanizm ten

blokuje za pomocą stożka, widocznego w pobliżu żyroskopu na rys. 208, wirnik tego żyroskopu. Gdy automat zostaje uruchomiony powietrze nie idzie wprost do cylindra *e*, ale trafia z początku do cylindra tłoczka centralizatora, który zwalnia wirnik żyroskopu.

Żyroskop organu uruchamiającego ster kierunkowy służy również do uruchamiania steru wysokości, gdyż wszelkie odchylenia samolotu od położenia lotu w linii poziomej, wywołują ruch względny środkowego pierścienia żyroskopu w stosunku do ramy tego żyroskopu — ten względny ruch przekazywany jest na serwołok *SW* związany ze sterem wysokości.

Przekazywanie ruchu pierścienia na serwołok nie jest jednak bezpośrednie, jak to miało miejsce przy sterze kierunkowym, ale za pośrednictwem przekaźnika, którego działanie przedstawione jest na rys. 210. *Ż* wyobraża tu wirnik żyroskopu, *P* pierścień wewnętrzny, *K* przekaźnik, *E* cylinder regulacyjny.

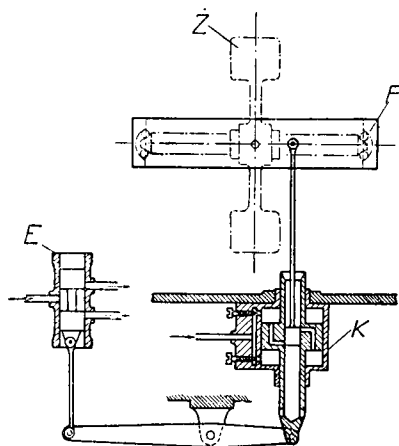
Wobec tego, że serwołok znajduje się w pewnej odległości



(Katalog I. Smith)

Rys. 209. Szczegóły mechanizmu automatycznego pilota Smith

od ramy żyroskopu, ruch zwrotny mechanizmu sterowego wpływa na układ żyroskopu za pośrednictwem giętkiego przewodu sterowniczego *BD*, pokazanego schematycznie na rys. 207 i dochodzącego do dźwigni widocznej po prawej stronie na rys.



(Katalog f. Smith)

Rys. 210. Przekładnik automatycznego pilota Smith

ciężarków, które przy wychyleniu wirnika wywołują same ruchy precesyjne, przeciwny do ruchu spowodowanego wychyleniem bączka pod wpływem własnego ciężaru. Ruch spowodowany ciężarkami dodatkowymi równoważy się sprężyną, której naciąg regulowany jest dźwignią *C* pokazaną na schemacie na rys. 207 za pośrednictwem giętkiego przewodu sterującego.

Organ sterujący lotkami *SL* (rys. 207) wykonany jest analogicznie do organu uruchamiającego ster wysokości, czyli działa na ten ster przez przekładnik, posiada jednak swój własny wirnik żyroskopowy i własny centralizator. Ruch zwrotny odbywa się tu tak, jak w organie uruchamiającym ster kierunkowy. Wobec zrównoważenia układu żyroskopowego za pomocą tylko ciężarków (wahadłowo), działanie organu sterującego lotkami nie rozpoczyna się w chwili pochylenia samolotu, jak to ma miejsce w automatycznym pilocie Sperry, posiadającym idealne urządzenie antiprecesyjne, ale dopiero w chwili, gdy siła ciężkości przewycięża albo też jest przewyciężona przez siły odśrodkowe na samolocie, mianowicie w wypadku ślizgu samolotu na skrzydło w dół albo też w górę.

Zawór zmiany kierunku ma dwa położenia „w prawo” i „w le-

wo". Przy ustawianiu tego zaworu (H_3 na rys. 207) uruchamia się na ramce żyroskopu łoczek dwukierunkowy, który wywołując obrót poziomej osi żyroskopu, stwarza jego ruch precesyjny, który wywołuje działanie steru kierunkowego. Szybkość skrętu samolotu wynosi w tym wypadku 90° na minutę.

Zmiany wysokości za pomocą dźwigni regulującej wychylenie podłużne samolotu (dźwignia C na rys. 207) związanej ze sprężyną przy ciężarkach regulacyjnych żyroskopu mogą być dokonywane w granicach $-5^{\circ} + 2,5^{\circ}$ względnie $-5^{\circ} + 10^{\circ}$ zależnie od typu automatu. (Mark I względnie Mark I A).

Ciężar automatycznego pilota Smith wynosi 56 kg.

Przy połączeniu automatu z busolą odległościową Holmes przełączniki elektryczne włączone do obwodu tej busoli mogą oddziaływać na zawór kierunkowy H_3 . W ten sposób każde wychylenie z kursu magnetycznego samolotu natychmiast uruchamia ster kierunkowy. Gdy pilot chce sam wykonać skręt samolotu musi uprzednio wyłączyć busolę. Gdy pilot leci bez busoli odległościowej Holmesa kurs nadawany za pomocą żyroskopu musi być sprawdzany analogicznie, jak w automatycznym pilocie Sperry, mniej więcej co 15 min na mocy wskazań zwykłej busoli, mieszczącej się przed pilotem.

§ 75. Pilot automatyczny Siemens. Pilot automatyczny Siemens różni się od opisanych w poprzednich paragrafach podobnych urządzeń Sperry i Smith tym, że organami kierującymi (mózgami urządzenia) nie są tu układy żyroskopowe, które w pilocie Siemens grają tylko rolę pomocniczą, nadając wszelkim zmianom położenia samolotu charakter aperiodyczny i silnie amortyzowany. Układy żyroskopowe w automatycznym pilocie Siemens przeznaczone są tylko do kontroli szybkości zmian położenia steru, nie zaś samych kątów wychylenia tych sterów.

Właściwymi organami kierującymi w pilocie automatycznym Siemens są: busola odległościowa, wahadło oraz rurka aerodynamiczna Pitot.

Zadaniem odległościowej busoli jest utrzymanie kierunku samolotu. Zadaniem wahadła — utrzymanie poprzecznej równowagi, zadaniem rurki Pitot — utrzymanie równowagi podłużnej. Rurka Pitot jest wskaźnikiem szybkości technicznej samolotu: gdy samolot zniża lot następuje przy stałym otwarciu przepustnicy gaźnika wzrost szybkości, gdy samolot wznosi się to przy tych samych warunkach szybkość się zmniejsza. Automatyczny pilot Siemens utrzymuje więc właściwie nie stałą wysokość lotu, lecz stałą szybkość lotu. Ta okoliczność nadaje automatycznemu pilotowi Siemens specjalne samoczynne

zabezpieczenie w razie uszkodzenia silnika, gdyż przy spadku obrotów silnika i związanym z tym zmniejszeniu szybkości samolot samoczynnie skieruje się w dół do chwili dopóki szybkość nie osiągnie pierwotnej wielkości. W ten sposób w skrajnym wypadku, a mianowicie przy całkowitym zaprzestaniu pracy silnika, samolot samoczynnie przechodzi w lot ślizgowy.

Normalnie silnik samolotu korzystającego z automatycznego pilota Siemens posiada specjalne samoczynne urządzenie do utrzymywania stałych obrotów silnika.

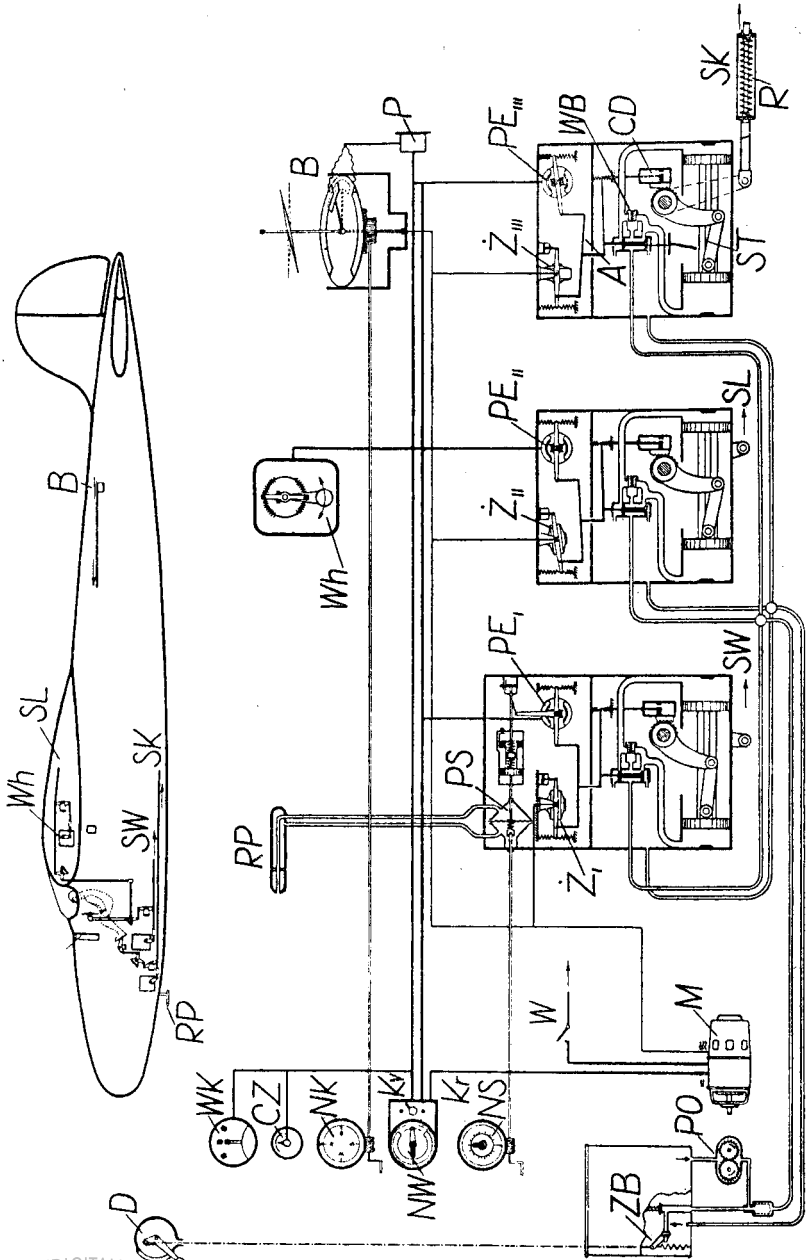
Na rys. 211 podany jest ogólny schemat automatycznego pilota Siemens.

Na tym schemacie liniami podwójnymi oznaczone są przewody olejowe, łączące pompę olejową *PO* wraz ze zbiornikiem i filtrem z poszczególnymi organami sterującymi *SW*, *SL* i *SK* związanymi ze sterem wysokościowym, lotkami i sterem kierunkowym, oraz przewody powietrzne idące od rurki Pitot *RP* do przekaźnika szybkościowego *PS*.

Liniami podwójnymi oznaczone są również wałki giętkie. Jeden z takich wałków idzie od nadajnika kursu *NK*, umieszczonego na tablicy pilota, do busoli odległościowej *B*. Drugi od nadajnika wielkości szybkości *NS*, umieszczonego obok nadajnika kursu, do przekaźnika szybkościowego *PS*. Trzeci wałek giętki oznaczony linią przerywaną idzie od dźwigni bezpieczeństwa *D*, również umieszczonej przed pilotem, do zaworu bezpieczeństwa *ZB*, mieszczącego się w obwodzie pompy olejowej w zbiorniku. Za pomocą tego zaworu można w jednej chwili zmniejszyć ciśnienie w obwodzie pompy i w ten sposób wyłączyć działanie całego automatycznego pilota przez przerwanie działania serwołoków.

Liniami pojedynczymi grubymi oznaczone są na schemacie przewody elektryczne prądu stałego o napięciu 24 voltów. Sieć ta zasilana jest ze źródła prądu istniejącego normalnie na samolocie i może być wyłączona za pomocą głównego wyłącznika *W*. Stały prąd potrzebny jest w automatycznym pilocie dla uruchomienia wszystkich przekaźników w organach sterujących *PE_I*, *PE_{II}*, *PE_{III}*.

Liniami pojedynczymi cienkimi oznaczone są przewody elektryczne prądu zmiennego trójfazowego. Prąd ten otrzymuje się przy pomocy jednotwornikowej przetwornicy *M*. Prąd zmienny służy do uruchomienia żyroskopów, będących wtórnymi organami sterującymi przy serwołokach (*Z_I*, *Z_{II}*, *Z_{III}*) oraz dla busoli odległościowej *B*. Co się tyczy busoli, to w celu związania jej wskazań z serwołokiem steru kierunkowego, który uruchamiany jest, jak i wszystkie inne serwołoki, za pomocą



(Siemens Zeitschrift, 1925)

Rys. 211. Schemat automatycznego pilota Siemens

przekaźnika prądu stałego, prąd zmienny zostaje wyprostowany przy pomocy prostownika P .

Busola odległościowa B umieszczona jest, jak i inne busole tego rodzaju, w miejscu najbardziej oddalonym od wszystkich wpływów magnetycznych mas na samolocie, mianowicie w okolicy ogona samolotu, zawieszona jest na specjalnym amortyzującym urządzeniu, chroniącym ją od drgań i wstrząsów. Zasada działania busoli odległościowej przypomina trochę busolę Holmes opisaną w § 40. Igła magnetyczna busoli stanowi jednocześnie elektrodę, do której doprowadzony jest prąd przez osł obrótu w busoli. W karterze busoli napełnionym elektrolitem, znajdują się dwie nieruchome elektrody, które po odpowiednim nastawieniu kursu za pomocą nadajnika NK zajmują w stosunku do elektrody ruchomej położenie symetryczne. Dzięki temu w rozgałęzieniach prądu idących do tych elektrod wielkości prądów są jednakowe. Gdy samolot z jakichkolwiek przyczyn odchyła się od kursu, równowaga w układzie zostaje naruszona, co wywołuje odpowiedni ruch w przekaźniku PE_{III} oraz na wskaźniku kursu WK mieszczącym się na tablicy przyrządów pilota.

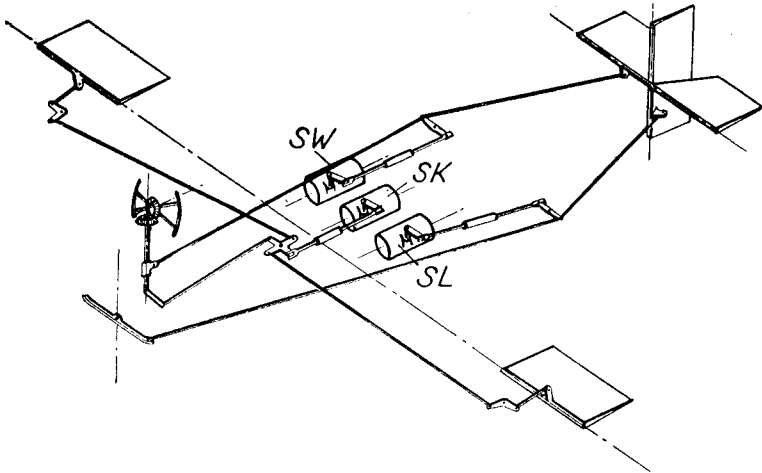
Busola posiada podwójne tłumienie za pomocą prądów wirowych, powstających w ruchomej elektrodzie oraz za pomocą płynu w karterze. W celu zmniejszenia tak zwanego błędu północnego, opisanego w § 59, w busoli istnieje specjalne urządzenie, składające się z opornika CZ wprowadzonego do obwodu elektrycznego busoli. Przy pomocy tego opornika załoga samolotu przy locie w kierunku północnym może zmniejszyć czułość busoli, przez co zwiększa się jej tłumienie i w ten sposób busola zbliża się do warunków pracy busol aperiodycznych, które nie posiadają prawie wcale błędu północnego.

W celu wyrównania chwilowych zmian kursu równoległe do elektrycznego przekaźnika PE_{III} istnieje żyroskop Z_{III} . Oba te przyrządy za pomocą dźwigni A oddziałują na tłoczek T rozdzielacza strumienia oliwy, idącej od pompy PO do serwołuku ST poruszającego za pomocą dźwigni ster kierunkowy SK .

W układ dźwigni włączone jest zębate kółko poruszające cylinder CD , które pociąga za sobą umieszczony w nim tłoczek dodatkowy, związany z kolei za pomocą układu dźwigni z tłoczkiem rozdzielacza T . Ten dodatkowy tłoczek przy ruchu swym ustawia tłoczek w rozdzielaczu na pierwotne miejsce. Dzięki temu urządzeniu ruchy tłoczka w rozdzielaczu, ruchy serwołuków i sterów są proporcjonalne do ruchów busoli, związanych ze zmianą kursu samolotu.

Równoległe do cylindra tłoczka rozdzielacza T włączony jest

zawór bezpieczeństwa *WB*, za pomocą którego pilot może wyłączyć każdy poszczególny ster z ogólnego układu samoczynnego. Gdy pilot nie chce wyłączać układu samoczynnego, a potrzebuje w nagłym wypadku skrócić samolot, może on podziać na ten ster siłą swoich mięśni, przewyciężając nacisk sprężyny *R*, pokazanej na rysunku tylko przy organie sterowniczym *SK*.



(Siemens Zeitschrift, 1955)

Rys. 212. Schemat automatycznego pilota Siemens

Urządzenie organu sterującego lotkami jest zupełnie analogiczne do urządzenia organu steru kierunkowego z tą tylko różnicą, że przekąźnik elektryczny prądu stałego PE_{II} pracujący równolegle z żyroskopem Z_{II} włączony jest w obwód elektryczny sterowany wahadłem W_h . Wahadło to umieszczone jest w pobliżu środka ciężkości samolotu w płaszczyźnie prostopadłej do linii lotu.

W organie steru wysokościowego znajduje się przekąźnik szybkościowy PS . Przekąźnik ten ma postać komory z elastyczną przeponą. Do obu części komory doprowadzone są przewody ciśnienia dynamicznego i statycznego idące od rurki Pitot. Położenie równowagi przepony może być osiągnięte przy dowolnej szybkości samolotu, przy pomocy nadajnika szybkości NS umieszczonego obok innych nadajników przed pilotem. Gdy przepona wychodzi z równowagi przesuwają się tłoczki związane z tą membraną, który amortyzując jej ruchy działają jednocześnie na przekąźnik elektryczny PE_I pracujący, jak

w poprzednio opisanych organach sterujących równolegle z żyroskopem. Na rys. 212 pokazany jest schemat układu wszystkich trzech organów sterujących na samolocie.

Niezależnie od tych trzech organów sterujących automat Siemens posiada dodatkowe urządzenie służące do samoczynnego wykonywania skrętów. Urządzenie to składa się z nadajnika *NW*, umieszczonego na tablicy pilota. Nadajnik posiada u dołu dźwigenkę, posiadającą dwa położenia *Kv* i *Kr*. Gdy pilot pragnie wykonać skręt wyłącza on działanie busoli odległościowej przez ustawienie dźwigenki na położenie *Kv* („Kurve”) — skręt, z normalnego położenia *Kr* („Kurs”) — lot prostolinijny, następnie pokręca rączką, znajdującą się pośrodku nadajnika, jego wskazówkę na jedno z dwunastu położen, oznaczonych na skali tarczy nadajnika. Sześć z tych położen odpowiada skrętom w prawo, sześć zaś skrętom w lewo. Każde poszczególne położenie z prawej lub lewej strony odpowiada różnym kątowym szybkościom skrętu. Przy nieznacznych szybkościach skrętu (do 2° na sek) skręt odbywa się tylko przy pomocy steru kierunkowego, przy większych szybkościach uruchamiają się również i lotki.

Gdy pilot z jakichkolwiek przyczyn wyłącza automat i nie przestawi nadajnika skrętu w położenie zerowe, wtedy z chwilą ponownego uruchomienia automatu samolot nie zacznie w dalszym ciągu skręcać, gdyż w nadajniku istnieje specjalne urządzenie zabezpieczające, dzięki któremu dla wprowadzenia samolotu w nowy skręt nadajnik musi przejść po uruchomieniu automatu koniecznie przez położenie zerowe.

Poza tym pilot automatyczny Siemens posiada całą sygnalizację ostrzegawczą dźwiękową i wzrokową, nie pokazaną na rysunku, która natychmiast alarmuje załogę samolotu o jakichkolwiek niedokładnościach w działaniu automatu.

§ 74. **Zakończenie.** Kończąc opis przyrządów i urządzeń specjalnych ze szczególnym uwzględnieniem tak zwanych pilotów automatycznych, można zauważyć, że istotnie technika przyrządów pokładowych w ostatnich latach zrobiła razem z całym lotnictwem nadzwyczajne postępy.

Mogłoby się więc zdawać, że cel wytknięty w rozwoju przyrządów pokładowych i podany w pierwszym paragrafie tej książki, zastąpienia człowieka na samolocie przez przyrządy, zbliża się do urzeczywistnienia. Należy jednak stwierdzić, że cel ten jest jeszcze bardzo odległy i prawdopodobnie poza specjalnymi wypadkami nigdy całkowicie osiągnięty nie będzie. Podobnie, jak w marynarce najnowsze ulepszenia techniczne nie mogą usunąć z pokładu okrętu marynarza, który wycho-

wał się w twardej szkole zwykłego statku żaglowego i zmniejszyć jego wartości, tak też w lotnictwie nigdy nie będzie można obejść się bez doświadczonego pilota, który w chwili niebezpieczeństwa potrafi rzucić na szalę całą swoją wiedzę, połączoną z intuicją, czego nie może dać nawet najdoskonalszy i najbardziej precyzyjny mechanizm. Rola wszystkich przyrządów będzie zawsze ograniczała się tylko do pomocy człowiekowi.

SKOROWIDZ

- A** EG 116.
Aera 24, 25, 109, 111, 134, 153, 155,
156, 158, 159, 171, 197, 199, 201,
208, 239, 243, 244.
Aera licencje vide G. Gerlach.
Aerodynamiczna rurka 2, 31, 127,
129, 130, 132, 134, 161, 181, 186,
187, 305.
Aerodynamiczny opór 10.
Aeroklub R.P. 94.
Aeronawigacja 213.
Aeronautical Res. Comm. 150.
Aerotermometry vide Termometry.
Accelerometr vide Akceleromierz.
Akcelerograf 286.
Akceleromierz 286.
Alkan 198, 208.
Amagnetyczność przyrz. . . 12, 14.
AM I 147.
Amortyzacja przyrz. 26, 193, 198.
Amsler 59, 60.
Amyot 49, 55, 78.
Amundsen 139.
Anemometr 123, 208.
Anemotachometr 123.
Anomalie magnetyczne. . . . 140.
Anschutz 138.
Askania 3, 23, 27, 49, 107, 109, 115,
156, 160, 162, 187, 227, 246, 292.
Astronomiczna aeronawigacja 241,
242, 245.
Atmosfera FAI 94, 97, 98.
Atmosfera izotermiczna . . . 93, 94.
Atmosfera wzorcowa 91, 95, 97, 98.
Atme. 44.
Autos 261, 262, 275.
Autoestimograf 137, 234.
Autosyn 86, 89.
- Avia 54.
Avionaut 227.
- B**abinet 94.
Badanie przyrządów 13, 50, 58, 69,
81, 112, 133, 164, 187, 192, 196,
205, 279.
Badin 109, 110, 130, 183, 184, 197,
206, 208, 210, 211, 285, 286.
Badin-Integral 185, 206.
Bailey 123.
Bamberg 162.
Barbier, Benard et Turenne 136,
155, 162, 234.
Barografy 26, 98, 106.
Barotermografy 103.
Barrow 144.
Barwienie tarcz 20.
BBT vide Barbier, Benard et Tu-
renne.
Beaudouin 288.
Behm 116.
Bennewitz 122.
Benzynomierze vide Paliwomierze.
Benzynowskazy vide Paliwowska-
zy.
Beyn 261.
Bonneau 197.
Bormeau 246.
Bosch u. Bosch 107, 108.
Bourdonne 55, 63, 64, 66, 67, 68, 88,
89.
Boyle-Mariotte 93.
Bruhn 36, 42.
Budowa przyrządów 7.
Bureau of Standarts USA . . . 94.
Burze magnetyczne 141.
Busole 27, 137.
Busole balonowe 151, 159.

Busole fotoelektryczne	163.
Busole indukcyjne	160, 163.
Busole odległość. 160, 234, 305, 308.	
Busole pneumatyczne	160.
Busole selenowe	162.
Busole słoneczne	139.
Busole żyroskopowe	138.
Butle tlenowe	264.

Calculateur vide Kalkulator.

Cambridge Instr. Com. 69, 289, 290.	
Cerini	193, 200, 202.
Chamont Granat	48.
Chronometrie Industrielle.	216.
Chyłomierze	175, 184, 185, 186.
Ciągłość wskazań	11.
Ciężar przyrządów.	9.
Coldwey	150.
Computer	103.
Constantin	283.
Corset	74.
Coutinho	217.
Cloutring	202, 205.
Crogman i Huttenlocker	74.
Curtiss „Condor” 1933	4.
Czujnik mechaniczny	289.

Daillère	249.
Deklinacja.	140.
De la Hay.	210.
Deuta	44.
Derywacja.	214.
Derywomierz.	214, 215, 230.
Dewiacja	143.
Directional Gyro vide Żyroskopowy wskaźnik kursu.	
Dokładność wskazań.	8.
Douglas.	229.
Draeger.	262, 275.
Dubois	138.
Dubois-Laboureur	117.
Dugit.	217.
Dumas	74.
Dusaut	295.
DVI	16, 290.

Echolot.	116.
Eclipse	47, 86, 181.
Elektryfikacja przyrządów 5, 12, 14, 45, 62, 63, 67, 76, 86, 88, 90, 107, 116, 118, 119, 121, 122, 125, 132, 137, 138, 139, 162, 163, 183, 198, 271, 278, 285, 286, 288, 290, 292, 293, 305, 306, 308.	
Elliot.	85.
Emil	156, 169.
Endomechaniczne urządzenia 290, 294.	
Engine gage unit vide Ogólny przyrząd silnikowy.	

F A 1	94, 98, 100, 108.
Fage	123.
Favé	241, 249.
Florisson	117.
Flowmetr	85, 188, 189.
Flugzeuglot	116.
F M P.	262, 277.
Fontaine	223.
Fotofora	73.
Fotometr	15.
Fournier	111.
Foucault	133.

Gaertner	263, 269.
Garnier	197.
Gańnice	240.
Gańnice bromko-metylowe	256.
Gańnice centralne.	251.
Gańnice indywidualne	256.
Gańnice śniegowe	254.
Gańnice tetrowe	251.
Gatty	221.
Geoskop	215.
Gerlach G. 39, 50, 56, 57, 64, 71, 77, 103, 134, 172, 184, 244.	
Glissometr	285.
G M	81.
Goertz	112, 219.
Goulier	94.
Gourdou-Leseurre	263, 267, 270.
Graetz	45.

- Guyot 241.
 Gyro vide Żyro.
 Gyroclinometre 193.
- H**aefner i Selinger 122.
 Hay de la 210.
 Heath 218.
 Hebrard 197.
 Hill 260.
 Historia rozwoju przyrządów 1.
 H M P 287.
 Holmes 162, 163, 300, 305.
 Horn 45.
 Horyzont sztuczny 178, 189, 193,
 198, 295.
 Hughes 226, 228.
 Husun 156, 158.
 Huttenlocker i Crogman 74.
- I**A T A 20.
 Ice warning indicator vide Ostrze-
 gacz tworzenia się lodu.
 I F H 86.
 Impar 217, 278.
 Inhalator 258.
 Inhalator oszczędnościowy 275, 277.
 Inhalator o zamkniętym obwodzie
 oddechowym 275, 278.
 Inhalator na tlen płynny 270, 273.
 Inhalator na tlen stały 278.
 Inhalator płucny 275.
 Inhalator ręczny 270.
 Inhalator samoczynny 266.
 Inklinacja 140.
 Izodyna 140.
 Izogena 140.
 Izoklina 140.
 Izotermiczna atmosfera vide At-
 mosfera izotermiczna.
- J**aeger 36, 38, 47, 48, 87.
 Jongbloed 261.
 Junkers 90.
- K**aczmarczyk 243.
 Kalkulator 223, 226, 230, 234.
 Kasser 249.
 Kettler 217.
 Kinematograficzny aparat 292.
 Kleiner Emil vide Emil.
 Knock-Out 251, 255.
 Kolberg 151.
 Kollman 12, 67, 87, 103, 105, 110,
 111, 287.
 Koło wysokości 241.
 Komora próżniowa 112.
 Kompensacja buso! 144, 168.
 Kontroler lotu 132, 183, 208, 210.
 Konserwacja przyrządów 25.
 Koppe 1.
 Korect 77, 81.
 Korozja przyrządów 12.
 Korygujące urządzenie 297.
 Kraan 15.
 Krauss 155.
 Kurs busoli 145, 214, 222.
 Kurs geograficzny 138, 222.
 Kurs magnetyczny 138, 222.
 Kurs samolotu 214, 222, 234.
- L**aplace 94, 102.
 Lehmbeck 44.
 Lenier 163.
 Lepère 129.
 Lepetit 241.
 Le Prieure 197, 217, 232.
 Log powietrzny 136, 235.
 Longines 228.
 Lord 27, 193.
 Lusterko zwrotne 281.
- Ł**ączenie przyrządów silnik. 86.
- M**agazynowanie przyrządów 32.
 Magnetyzm ziemski 137.
 Manometry 54, 87, 89.
 Manometr ciśnienia ładowania 56.
 Mapnik 235, 239.
 Marque Saint Hilaire 249.
 Maska inhalatorowa 263.
 Masa świecąca 11, 15, 21.

Mehrfachsreiber vide Urządzenie wielopiszące.

Mengden 136, 137, 162, 217, 230, 232, 234.

Miernik przepływu paliwa . . . 84.

Mikrokomparator 157.

Mikroprzyrządy 209.

Mikroskop 12.

Montaż przyrządów 13, 25.

Morel 155.

Morell 42, 44, 45.

Munerelle 263, 266.

Nadajnik kursu 161, 163, 164, 233.

Nawigraf 215, 222.

Negretti i Zambra 57, 67, 71.

Niemczyńców 77.

Normalizacja 13, 19, 20, 21, 22, 26, 95.

Nurek powietrzny 259.

Nutsford 82.

Obmarzanie samolotów . . . 62.

Obrotomierze 34, 89.

Obrotomierze całkujące . . . 39.

Obrotomierze chronometryczne 35.

Obrotomierze elektryczne . . 45.

Obrotomierze hydrostatyczne 49.

Obrotomierze magnetyczne . . 42.

Obrotomierze odśrodkowe . . . 42.

Obrotomierze pneumatyczne . . 49.

Obrotomierze różniczkujące . . 35.

Obrotomierze sumujące 39.

Obrotomierze tarciove 39.

Obserwator samoczynny . . . 290.

Obsługa przyrządów 25.

O₂-350 266, 278.

Ogólny przyrząd silnikowy . . . 87.

Omega 255.

Omi vide Ottico Meccanica Italiano.

Opakowanie przyrządów 32

Opór aerodynamiczny vide Aerodynamiczny opór.

Optica 122.

Optograf 286, 290.

Ostrzegacz tworzenia się lodu 62.

Oświetlenie przyrządów 10, 15, 21.

Ottico Meccanica Italiano 27, 164, 193, 208, 263, 268.

Paliwo (pomiar ilości przepływu) 71.

Paliwomierze ciśnieniowe . . . 77.

Paliwomierze elektryczne . . . 76.

Paliwomierze pływakowe . . . 73.

Paliwowskazy 72.

Papault 290.

Perlewitrz 159.

Pesco 181.

Peters 130.

Pettersen 116.

Phylax 42, 43, 44.

Pilot automatyczny vide Pilot samoczynny.

Pilot samoczynny 290, 295, 300, 305.

Pintsch 121.

Pionier 42, 46, 85, 88, 136, 163, 185.

Pitot 2, 127, 130, 134, 305.

Plath 159.

Podział przyrządów 4.

Poisson 144.

Pokrzywka 281.

Pole magnetyczne 139.

Pollock Brown 239.

Polskie Normy Wojskowe vide Normalizacja.

Polskie Zakłady Optyczne 45, 151, 197.

Pompy próżniowe 181, 190.

Post 259.

Potez 171.

Półbusola 203.

Północny błąd 149.

Precht 112.

Przejrzystość wskazań 10.

Przełącznik ciśnieniowy 54.

Przyrząd do rozwiązywania trójkąta szybkości 222.

Przyrządy bezpieczeństwa 6, 250.

Przyrządy nawigacyjne 5, 213.

Przyrządy pilotażowe 5, 175.

Przyrządy silnikowe 5, 33.

Przyrządy specjalne . . . 6, 283.
 Przyspieszenie 9, 286.
 Przyspieszeniomierze. . . . 286.
 PZO vide Polskie Zakłady Op-
 tyczne.

Quo Vadis 234.

Radeau. 94.

Radioe urządzenia 5.

Radioecho 116.

Record Electrical 45.

Reherer. 86, 188.

Reid i Sigrist. 186, 205.

Richard 109, 207.

Richon 262.

Robinson 123.

Roger i Lenier 163.

Romec 181.

Rotametr 188.

Rozmieszczenie przyrządów 3, 4,
 21, 23, 24, 25, 28, 91, 206.

Rozpakowywanie przyrządów 32.

Róża wiatrów 146.

Rurka aerodynamiczna vide Aero-
 dynamiczna rurka.

Salva 286.

Samoczynne urządzenia . . . 290.

S C A M 117.

Schilowsky 31, 187.

Schlegemilch. 62.

Selenowa busola vide busola se-
 lenowa.

Seiinger i Haefner 122.

Sekstans 245.

Sferant 249.

Siebe i Gorman 18, 262, 264, 268,
 270, 277.

Siemens 121, 163, 293, 305.

Simms 73.

Skrętomierz 132, 178, 181, 183, 189.

Smith 52, 69, 74, 76, 158, 162, 163,
 216, 219, 288, 291, 293, 300, 305.

Sonabend 240.

Sorau 54.

Sosnowieckie Tow. Fabryk Rur
 i Żelaza 264.

Sperry 24, 27, 28, 138, 182, 189, 194,
 196, 200, 202, 207, 208, 210, 293,
 295, 300.

Spirobbloc 75.

Statoskop 108, 297.

Stewart 7, 35, 36, 68, 78, 166, 168,
 188, 246, 261, 269, 271, 288.

Stroboskop 52.

Suwak lotniczy 103, 136, 222, 245.

Switcher 4, 16, 21.

Światłne masy vide Masy świetlne.

Synchronoskop 47.

Sztuczny horyzont vide Horyzont
 sztuczny,

Szybkość (metody pomiaru) 122,
 215.

Szybkościomierz cieplny . . . 123.

Szybkościomierz ciśnieniowy 125.

Szybkościomierz do lądowania 208.

Szybkościomierz orientacyjny 208.

Szybkościomierz wiatraczkowy 123,
 136.

Tablica przyrządów vide Rozmie-
 szczenie przyrządów.

Tachymetr vide Obrotomierz.

Tarczka kompensacyjna 168, 172.

Tel 36, 38.

Televel 75.

Temperatury (Wpływ na przyrzą-
 dy) 9.

Tensiometr 290.

Termometry 61, 87, 89.

Termometry ciśnieniowe . . . 63.

Termometry elektryczne . . . 63.

Termografy vide Termometry i Ba-
 rotermografy.

Torby na mapy 239.

Totalizator vide Obrotomierz su-
 mujący.

Toussaint i Lepère 129.

Transport przyrządów 32.

Trójkąt szybkości 213, 222.

Trójwskazówkowy przyrząd . 213.

Trzęsionka 16.

Tunel aerodynamiczny . . . 133.
Tuskiewicz 146, 229.

Układ przyrządów vide Rozmieszczenie przyrządów.

Urządzenie korygujące vide Korygujące urządzenie.

Urządzenie samoczynne . . . 290.

Urządzenie wielopiszzące . . . 292.

Ustnik inhalatora 263.

Utrata szybkości 126.

Van Sicklen 36.

Variometry 108, 185.

Veeder 49, 137.

Veigel 76.

Venturi 127, 129, 132, 136, 161, 181, 187, 190, 197.

Vipera 54.

Vickers 264.

Waltham 44.

Walek giętki do obrotomierzy 33.

Warnier 44.

Wbudowywanie przyrządów . 25.

Weston 68.

Wheatstone 68, 162, 163.

Wiatraczkowe przyrządy . . . 122.

Wiatromierz 230, 236.

Wibrograf 289.

Wibromierz 193, 286, 289.

Wskaźnik kąta natarcia i ślizgu 283.

Wskaźnik kursu (żyroskopowy) vide Żyroskopowy wskaźnik kursu.

Wskaźniki nastawialne . . . 10, 57.

Wskaźniki przesuwalne vide nastawialne.

Wskaźnik utraty szybkości . 126.

Wymiary przyrządów 9.

Wymiennosc przyrządów . . . 13.

Wysokość (zasady pomiaru) . 92.

Wysokościomierz balistyczny 122.

Wysokościomierz barometryczny 98, 222.

Wysokościomierz do lądowania 102, 103, 105, 104.

Wysokościomierz dźwiękowy 115.

Wysokościomierz elektr. 116, 121.

Wysokościomierz grawitac. 121.

Wysokościomierz mechaniczny 120.

Wysokościomierz optyczny . 122.

Wzorcowa atmosfera vide Atmosfera wzorcowa.

Z-6 151, 171.

Zand 4, 16, 28, 29.

Zasadnicze cechy przyrządów 7.

Zegar czasowy 228, 242.

Zeiss 12, 221, 239, 289.

Ziemskie pole magnetyczne 137.

Zrównoważenie statyczne i dynamiczne 7.

Zürn 151.

Żardecki 77.

Ż-I, Ż-II 77, 83, 85.

Żyrorektor 188.

Żyroskop (teoria) 178.

Żyroskopowa busola vide Busola żyroskopowa.

Żyroskopowy wskaźnik kursu 178.

E R R A T A

Stro- nica	W i e r s z	J e s t	Powinno być
2	19 od góry	aerotermometrów	termometrów
20	23 " "	aerotermometrów	termometrów
37	10 od dołu (Rys. 19)	pod rysunkiem opuszczono napis „Stewart, Aircraft Instruments”	
194	21 od góry (Rys. 133)	Sztuczny horyzont Sperry	Sztuczny horyzont Cerini
208	21 " "	w lewą	w prawą
208	25 " "	w prawą	w lewą
230	17 " " (Rys. 161)	określenia kierunku wiatru	określenia kierunku i wielkości wiatru
237	2 od dołu	rys. 164	rys. 165
289	15 od góry (Rys. 199)	wibrometr Zeiss	wibromierz Zeiss

13997



26254

C B W