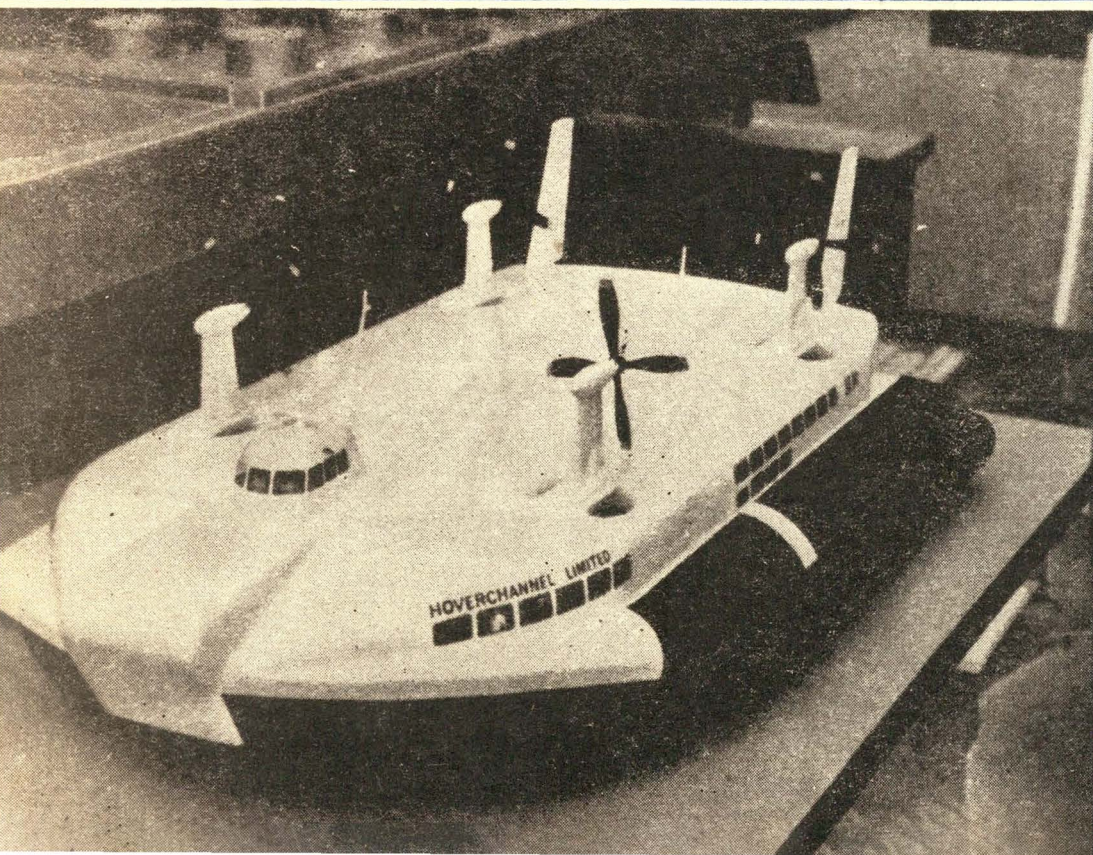


# TECHNIKA LOTNICZA



4

1965

WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT



# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

## Opory interferencyjne układów skrzydeł i gondol silnikowych

(c.d.)

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

3. Opory interferencyjne zespołu skrzydło-gondola z owiewką typu NACA w układzie dwupłata i śmigła ciągnącego.

Badany dwupłat zbudowano z dwóch płatów o profilu Clark Y, połączonych sztywnymi zastrzałami. Ciężarówka profilu 965 mm, rozpiętość 4826 mm, odległość między dwoma płatami 916 mm. Model silnika, gondoli i owiewki NACA (silnikowej) nie uległ zmianie w stosunku do badań poprzednio opisanych.

Na rys. 22 i w tabeli VIII pokazano układ badanych połączeń gondoli względem dwupłata. W tabeli IX podano współczynniki oporu zespołu dwupłat-gondola dla różnych położań gondoli.

Na wykresach 23a i b podano współczynniki oporu zespołu skrzydło-gondola w zależności od  $x/c$  i  $y/c$  (od położenia gondoli względem skrzydeł).

Rys. 24 pokazuje przebieg krzywych o stałych wartościach współczynnika oporu w zależności od położenia gondoli względem skrzydła. Tabela X i rys. 25a i b oraz rys. 26 podają te same zależności, ale w odniesieniu do oporu interferencyjnego (opór zespołu skrzydło-gondola minus opór sumy izolowanego dwupłata i izolowanej gondoli).

Na rys. 27 podano przebieg krzywych stałego oporu względnego gondoli przy zmiennych  $x/c$  i  $y/c$ . Oporem względnym zespołu skrzydło (dwupłat)-gondola określony jest przez stosunek:

$$\tau_x = \frac{\text{efektywny opór gondoli}}{\text{opór gondoli izolowanej przy } \alpha = 0^\circ} =$$

$$= \frac{\text{opór zespołu dwupłat-gondola} - \text{opór dwupłata izolowanego}}{\text{opór gondoli izolowanej przy } \alpha = 0^\circ}$$

Porównanie oporu zespołu skrzydło-gondola w układzie dwupłata i jednołata przeprowadzono dla pięciu różnych położań gondoli względem skrzydła. Rys. 28 obrazuje dobór i podobieństwo położań gondoli względem jednołata i dwupłata.

Rys. 29 a, b, c, d, e i tabela XI obrazują porównanie zależności współczynnika efektywnego oporu gondoli w układzie jedno- i dwupłata. Do porównania przyjęto wyniki badań gondoli z owiewką NACA.

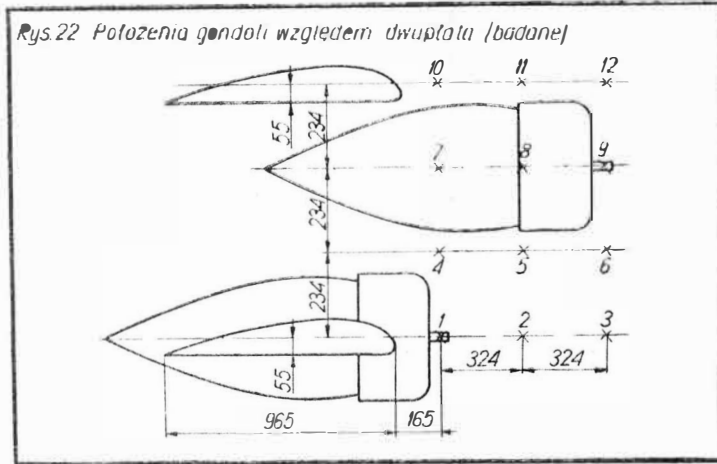


Tabela VIII

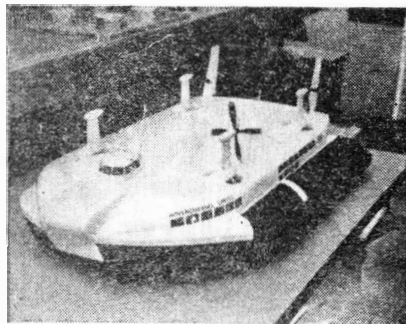
Oznaczenie	x	x/c	y	y/c
1	165	0,171	0	0
2	470	0,487	0	0
3	774	0,804	0	0
4	165	0,171	324	0,336
5	470	0,487	324	0,336
6	774	0,804	324	0,336
7	165	0,171	614	0,637
8	470	0,487	614	0,637
9	774	0,804	614	0,637
10	165	0,174	914	0,948
11	470	0,487	914	0,948
12	774	0,804	914	0,948

Pomoce konstruktorskie 7.80/60 str. 8 okt

### TREŚĆ ZESZYTU

Przed Zjazdem Delegatów SIMP . . . . .	Str. 85
W. ZĄBKOWICZ — Niektóre zagadnienia projektowania układów pomiarowych do prób samolotów w locie, cz. II . . . . .	86
M. LĘKOWSKI, J. PERLIŃSKI, L. WOŹNICKI — Ciśnieniowy pomiar wysokości i prędkości lotu samolotu w obszarze przydźwiękowym i naddźwiękowym, cz. II . . . . .	88

K. ZUCHOWICZ — Oświetlenie samolotu . . . . .	94
Z. BRODZKI — Sterowanie i kierowanie statkiem kosmicznym . . . . .	99
Nowości techniczne . . . . .	106
Kronika . . . . .	111
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej — E LEWALSKA: Opory interferencyjne układów skrzydeł i gondol silnikowych, c. d. . . . .	II okł.



### NASZA OKŁADKA

Projekt poduszkiowa Westland

### CONTENTS

	Page
Before the meeting of SIMP representatives . . . . .	85
W. ZĄBKOWICZ — Some design problems of measurement systems for aircraft flight tests, part II . . . . .	86
M. LĘKOWSKI, J. PERLIŃSKI, L. WOŹNICKI — Measurement by pressure of aircraft altitude and speed at transonic and supersonic range . . . . .	88
K. ZUCHOWICZ — Aircraft lighting . . . . .	94
Z. BRODZKI — Guide systems for space vehicles . . . . .	99
Technical news . . . . .	106
The chronicle . . . . .	111
Designer's data sheets — E. LEWALSKA: Interference drag between wing and engine pod . . . . .	II on cover

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Berzyńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działów, Dorota Pietrzykowska — redaktor techniczny

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 26-74-61, wewn. 137.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 35, tel. 26-74-61.

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

PKO Warszawa, konto 1-9-121697 WCT. Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.



# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XIX

KWIECIEŃ 1965 R.

ZESZYT 4

## Przed Zjazdem Delegatów SIMP

Jesteśmy w przededniu kolejnego Walnego Zjazdu Delegatów Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich. „Technika Lotnicza” — jako czasopismo Sekcji Lotniczej, stanowiącej organizacyjną jednostkę realizującą naukowo-techniczne cele naszej branży — scharakteryzuje w skrócie działalność Stowarzyszenia i pracę jego członków.

SIMP jest najstarszym w Polsce stowarzyszeniem technicznym. Pod znakiem SIMP zrzeszają się już dwa pokolenia inżynierów, a dziś Stowarzyszenie to reprezentuje blisko 30 tysięcy członków — inżynierów i techników. Jest to więc najliczniejsza w kraju organizacja techniczna.

Na terenie kraju istnieją 32 oddziały SIMP oraz 859 kół zakładowych.

Przy zarządzie Głównym SIMP pracuje 10 komisji i 25 sekcji.

Zakres działania komisji obejmuje wszystkie dziedziny życia Stowarzyszenia. Wśród innych — wydajnie pracują dobrze znane aktywistom kół zakładowych komisje: Szkoleniowo-Odczytowa, Wydawnicza i Współpracy z Zagranicą. Nie wszyscy simpowcy wiedzą, że istnieje też dla nich Komisja Bytowa SIMP.

Sekcje naukowo-techniczne reprezentują branże przemysłowe lub gałęzie wiedzy. Przypomnimy czytelnikom o istnieniu pewnych sekcji, których działalność interesuje pracowników lotnictwa. Wymieńmy tu sekcje: Metrologii i Mechaniki Precyzyjnej, Wytrzymałości i Badania Materiałów, Przeróbki Plastycznej, Tworzyw Sztucznych, Silników Spalinowych, Organizacji Przemysłu oraz Hydrauliki i Pneumatyki.

Na baczną uwagę naszych czytelników zasługuje działalność Stowarzyszenia w zakresie szkolenia, odczytów oraz organizowania narad i konferencji.

Ilość kursów organizowanych przez Ośrodki Szkoleniowe: ZG SIMP i Sekcji Przemysłu Drobnoego oraz oddziały SIMP — wynoszą rocznie około 200, zaś ilość odczytów — rzędu 2000. Świadczy to o olbrzymim wysiłku organizacyjnym i dydaktycznym simpowców. Struktura tej działalności odpowiada — znanym nam — faktycznym potrzebom przemysłu: 20% kursów poświęcono zagadnieniom technologicznym, 16% — organizacji produkcji, 13% pomiarom i kontroli. Znamiennie jest, że prawie połowa kursów odpowiadała poziomowi wyższemu, zaś prelekcje organizowane są w oparciu o referaty przygotowane przez fachowców poszczególnych branż i uzyskane najnowsze doświadczenia w kraju i za granicą. Oddziały i sekcje SIMP preeliminowały zorganizowanie w 1965 r. 60 narad naukowo-technicznych. Z ilości tej 30 pozycji weszło do planu Stowarzyszenia.

Naszych czytelników powinny szczególnie zainteresować narady o następującej tematyce:

Automatyzacja podawania i mocowania przedmiotów (W-wa, II kw.).

Problemy technologiczne elementów z tworzyw (Poznań, III kw.).

Technologia wytwarzania matryc (Rzeszów, III kw.).

Konstrukcja i produkcja sprężarek (Stalowa Wola, IV kw.).

W br. zorganizowanych będzie również 12 konferencji o zasięgu krajowym, wśród nich konferencje poświęcone poniższej tematyce:

Nowoczesne metody pomiarów i oceny jakości produkcji w przemyśle metalowym (Poznań, II kwartał).

Obrobki ze sterowaniem programowym i ich zastosowanie w produkcji (Warszawa, II kwartał).

Tworzywa sztuczne w produkcji narzędzi przemysłu maszynowego (Warszawa, II kwartał).

Rozwój obróbki ściernej wykańczającej (Łódź, IV kwartał).

Przejawem poważnej, odpowiedzialnej i popularnej działalności SIMP — z którą każdy z nas spotyka się na co dzień — jest wydawanie czasopism. Dziesięć ukazujących się na rynku periodyków naukowo-technicznych (dostępnych dla członków SIMP z 30% obniżką ceny) — jest bezpośrednim tego dowodem.

Charakteryzując pracę członków Stowarzyszenia należy z wielkim uznaniem podnieść ich inicjatywę i zapał przy włączaniu się w każdą akcję społeczną czy państwową, mającą na celu dobro gospodarki krajowej, polepszenie organizacji przemysłu lub wdrażanie nowej techniki.

Simpowcy analizują i korygują zakładowe plany postępu technicznego, włączają się w akcję realizacji uchwał XV Plenum KC PZPR, współpracują w zakładowych zespołach oceny poziomu technicznego produkowanych wyrobów, podejmują realizację uchwał IV Zjazdu PZPR w latach 1964—1965.

Poświęćmy parę słów ostatniej z wymienionych inicjatyw. Członkowie naszego Stowarzyszenia opracowali szczegółowy plan działalności społecznej w realizacji uchwał IV Zjazdu Partii. W planie tym zawarte zostały wytyczne dotyczące postępu technicznego, rozwoju eksportu, rozszerzenia współzawodnictwa, pracy kół zakładowych, szkolenia w ramach SIMP i wielu innych akcji.

Stowarzyszenie nasze stale współpracując z resortem przemysłu ciężkiego, nawiązało też ścisły kontakt ze Związkiem Zawodowym Metalowców. Ta ostatnia współpraca dotyczy w szczególności zagadnień związanych z rozwojem techniki, racjonalizacją i wynalazczością pracowniczą.

Po ostatnim kongresie CRZZ i wspólnej konferencji CRZZ i NOT przedstawiciele kół zakładowych SIMP biorą czynny udział w pracach KSR, koncentrując w pierwszym rzędzie swą działalność na problemach postępu technicznego. Simpownicy podjęli również inicjatywę CRZZ, NOT i ZMS w sprawie uczczenia XX-lecia Polski Ludowej czynami społecznymi.

Należy wspomnieć, że koła SIMP współpracują lub opiekują się w zakładach klubami techniki i racjonalizacji. Po przejściowym okresie stagnacji w tej dziedzinie, rok ubiegły przyniósł wzrost aktywności inżynierów i techników w KT iR, co przyniosło niezaprzeczone korzyści dla ruchu wynalazczego.

Zarząd Główny SIMP usilnie stara się o wzmocnienie kół zakładowych i w inicjatywach ich zarządów widzi wielkie możliwości rozwoju społecznego i technicznego w zakładach. Dużym bodźcem wzrostu aktywności zawodowej i społecznej członków SIMP będzie współzawodnictwo kół zakładowych.

Nową i wysoce pożyteczną formą działalności SIMP są — organizowane od niedawna — rejonowe narady poświęcone zagadnieniom danego terenu lub problemom pewnej części kraju.

Należy nadmienić, że szereg korzyści dla członków SIMP i terenów ich działalności przynosi współpraca ze specja-

listami zagranicznymi. Współpracę tę realizuje się przez organizowanie indywidualnych wyjazdów simpowców za granicę i zapraszanie cudzoziemców do Polski, jak również przez inicjowanie wycieczek technicznych. Akcje takie rozwijają się pomyślnie i będą obejmować coraz większy wachlarz krajów.

Kończąc przegląd działalności i dorobku naszego Stowarzyszenia dajemy wyraz ufności, że XIX/XXXII Walny Zjazd Delegatów SIMP — który odbędzie się 23 maja w Krakowie — ugruntuje dalszy rozwój SIMP i wytyczy mu nowe kierunki pożytecznej dla kraju działalności.

Mgr inż. WŁADYSŁAW ZĄBKOWICZ

533.6.054

## Niektóre zagadnienia projektowania układów pomiarowych do prób samolotów w locie

### cz. II

*W części I umieszczonej w zeszycie 3/65 przeprowadzono analizę funkcjonalną elementów układów pomiarowych, omówiono charakterystykę czujników oraz modyfikację i rejestrację parametrów mierzonych.*

*W części II omówione są problemy związane z opracowaniem wyników pomiarów.*

#### Systemy pomiarowe i problem opracowania wyników

Omówione poprzednio elementy układów pomiarowych tworzą pewne systemy. W technice prób samolotów w locie stosuje się współcześnie dwa systemy pomiarowe:

- pokładowe z rejestracją oscylograficzną lub z rejestracją magnetyczną (tylko do prób obiektów pilotowanych),
- telemetryczne systemy pomiarowe do prób obiektów tak pilotowanych, jak i bezpilotowych.

Systemy pierwszego rodzaju znajdują zastosowanie w przypadkach, gdy:

- a) ilość mierzonych parametrów nie przekracza kilkunastu, bowiem przy większych ilościach mierzonych parametrów nasuwają się duże trudności z rozmieszczeniem na badanym obiekcie odpowiedniej ilości aparatury,
- b) istnieje możliwość odzyskania zarejestrowanych na taśmie wyników,
- c) próby mają charakter wycinkowy i decydują względy ekonomiczne.

Systemy drugiego rodzaju stosuje się zazwyczaj, gdy:

- a) brak jest możliwości odzyskania wyników,
- b) próby mają charakter kompleksowy,
- c) konieczne jest opracowanie wyników na bieżąco celem wprowadzenia korekcji programu nawet w czasie wykonywania lotu pomiarowego.

Decydują o tym względy ekonomiczne (np. maksymalne skrócenie czasu prób celem szybkiego wprowadzenia do produkcji).

Telemetryczne systemy pomiarowe są układami złożonymi, wymagającymi do obsługi wysoko wykwalifikowanego personelu. Zastosowanie takiego systemu uzasadnione jest w pełni tylko wtedy, gdy przewidziane jest automatyczne opracowanie wyników na bieżąco. Brak w telemetrycznym systemie pomiarowym wyposażenia do automatycznego opracowania wyników w znacznym stopniu obniża jego przydatność. Duże koszty i stosunkowo skomplikowana ich eksploatacja powodują, że niektóre publikacje informują o pewnej niechęci inżynierów prowadzących próby do tych nowoczesnych środków pomiaru. Nie przesądza to jednak o ich szybkim rozwoju, ponieważ w wielu przypadkach są one niezastąpione.

Ogólna ilość informacji uzyskanych z prób samolotu przy wykorzystaniu któregoś z omawianych systemów jest stosunkowo duża. Nie wszystkie jednak poddawane są przeliczeniom. W literaturze fachowej spotyka się często określenie poziomu informacji. Przez poziom informacji rozumie się liczbę danych w poszczególnych próbie w stosunku do

ogólnej liczby informacji (w czasie). Poziom I (rys. 15) przedstawia całość danych, jakie mogą być łatwo uzyskane w czasie próby.

Poziom II przedstawia tę liczbę danych, do których inżynier prowadzący próby może mieć życzenie przedstawienia w formie łatwej do szybkiego przeglądu, ponieważ dane te znajdują się w programie lotu pomiarowego. Poziom III przedstawia dane, które powinny być poddane przeliczeniom dla bardziej szczegółowej oceny badanego samolotu. Do inżyniera prowadzącego próby należy rola właściwej oceny danych, które powinny się znaleźć w określonym poziomie.

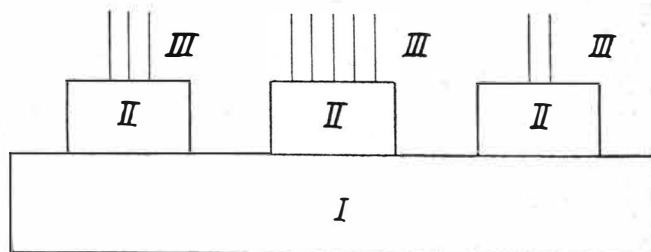
Dyskutując o sposobach opracowania wyników należy mieć na uwadze dwa podstawowe aspekty zagadnienia:

1. Sposób ograniczenia ilości przedstawionych danych do pewnej ich optymalnej ilości.
2. Metodę przedstawienia danych pozwalających pracownikowi na ich odczytanie z maksymalną sprawnością. Rola tzw. filtrowania nie może być przesadnie podkreślana ze względu na duże obecnie tendencje poddawania szczegółowej analizie maksymalnej liczby danych. Wynika to z rozwoju urządzeń do automatycznego opracowania wyników w bardzo krótkim czasie.

#### Możliwości przyspieszenia opracowania wyników zarejestrowanych na taśmie oscylografu pętlicowego

Proces opracowania wyników z taśm oscylografów pętlicowych składa się z następujących etapów:

1. Określenie przesunięcia linii zapisu względem linii odniesienia.
2. Przekształcenie przesunięcia linii zapisu względem linii odniesienia przy pomocy krzywej skalowania w odpowied-



Rys. 15. Przejście informacji z poziomów I-III

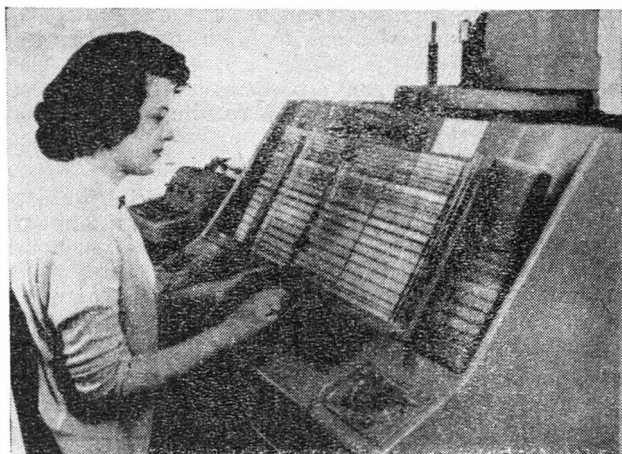


nią wielkość, wyrażoną w jednostkach mierzonego parametru.

3. Przedstawienie otrzymanych rezultatów w formie krzywej, będącej funkcją czasu lub innej zmiennej.

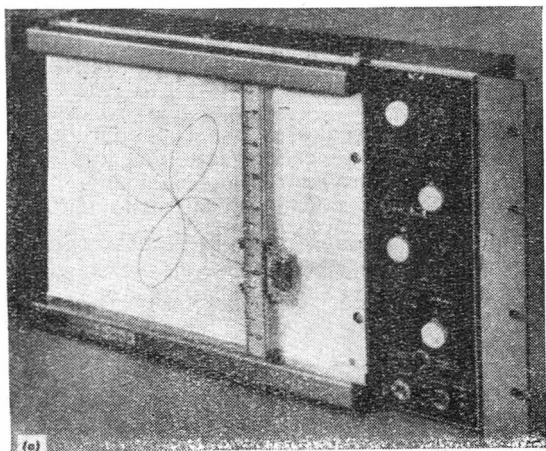
Dla każdego z tych etapów istnieją sposoby przyspieszenia operacji i powiększenia ich dokładności.

Rysunek 16 ilustruje przyrząd służący do tego celu. Odczyt linii zapisu względem linii odniesienia odbywa się drogą ręcznego ustawienia specjalnej nakładki mierzącej odległość od linii odniesienia i przetwarzającej tę odległość na napięcie. Przetworzone tą drogą napięcie, proporcjonalne



Rys. 16. Przyrząd do opracowania wyników z taśm oscylografów pętlicowych

do zmian mierzonej wielkości, wprowadza się do przelicznika. Do przelicznika wprowadza się również skalę w jednostkach mierzonych parametrów. Po dokonaniu szeregu niezbędnych operacji rezultaty mogą być przedstawione graficznie w postaci krzywej będącej funkcją czasu lub funkcją innej zmiennej, przy pomocy rejestratora  $x, y$  (rys. 17). Pełna automatyzacja tego procesu jest utrudniona szczególnie przy wykorzystaniu wielokanałowego oscylografu, ze względu na wzajemne przecinanie się linii zapisu



Rys. 17. Rejestrator  $x, y$

(większość parametrów rozciągnięta jest na całą szerokość taśmy dla powiększenia dokładności).

#### Automatyczne opracowanie wyników

Wykorzystując rejestratory magnetyczne w układzie pomiarowym, otrzymuje się wygodną postać zapisu dla automatycznego opracowania wyników. Wykorzystuje się do tego celu przeliczniki, które można podzielić na dwie sekcje: sekcję analogową i sekcję cyfrową.

Analogowe przedstawienie wyników jest bardzo wygodną formą ze względu na duże możliwości człowieka w ocenie tak przedstawionych informacji.

Przeliczniki analogowe stosuje się do rozwiązywania wielu typów liniowych i nieliniowych równań różniczkowych, zawierających funkcje trygonometryczne i inne. Składają

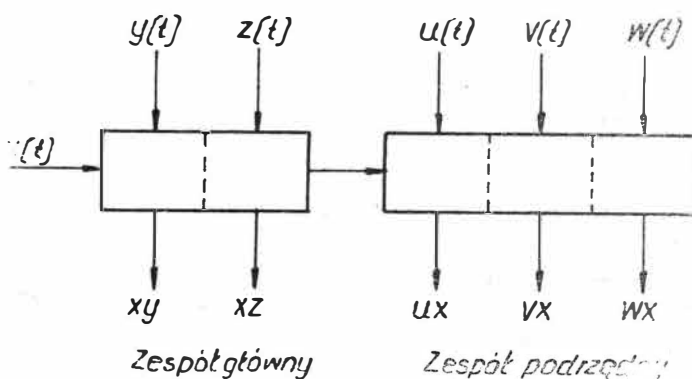
się one zwykle z kilku wzmacniaczy operacyjnych o dużym stopniu wzmocnienia, przeliczników trygonometrycznych, generatorów funkcji, mnożników itp. Wzmacniacze operacyjne służą do sumowania, mnożenia, zmiany znaku, całkowania, różniczkowania i zmiany skali. Wyjście przeliczników trygonometrycznych ma postać sinusa i cosinusa zmiennej, wchodzącej na wejście przelicznika.

Generator funkcji, oparty zwykle na diodach, służy do odwrotzenia funkcji  $y$  względem  $x$ , gdy wartości  $y$  znane są dla pewnych wartości  $x$  i można przeprowadzić między dowolnymi dwoma punktami odcinek linii prostej. Gdy na wejście wchodzi sygnał  $x(t)$ , na wyjściu otrzymujemy odpowiednią wartość  $y(t)$ . Układy mnożące służą do mnożenia jednej wielkości przez drugą. W niektórych przelicznikach analogowych spotyka się cztery zespoły głównego układu mnożącego i dwa podrzędne.

Każdy z głównych zespołów mnoży funkcję  $x(t)$  przez  $y(t)$  oraz  $x(t)$  przez  $z(t)$ . Zespół podrzędny użyty jest w połączeniu z jednym z zespołów głównych i mnoży funkcję  $x(t)$  przez trzy dodatkowe zmienne  $u(t)$ ,  $c(t)$  i  $w(t)$ .

Przy żądaniu bardzo dokładnego opracowania wyników wykorzystuje się do tego celu przeliczniki cyfrowe.

W tego rodzaju przelicznikach zespół obróbczy otrzymuje dane i instrukcje, przechowuje je, a następnie wybiera w miarę potrzeby w procesie obróbki, wykonuje działania arytmetyczne, porównuje i przeprowadza działania zależne od wyników porównania (o ile założono takie działanie w jego programie). Układ przeliczający składa się z bloku sterującego, bloku pamięciowego i zespołu arytmetycznego. Blok sterujący interpretuje instrukcje i zleca różne operacje. Blok pamięci otrzymuje instrukcje, przechowuje wyniki pośrednie i zwalnia informacje zgodnie z wytycznymi otrzymanymi z bloku sterującego.



Rys. 18. Schemat zespołu mnożącego przelicznika

Do układu obróbczego podłączony jest szereg urządzeń pośrednich, których zadaniem jest przetworzenie wchodzących na wejście problemów (urządzenia wejściowe) i pobieranie informacji wysyłanych z przelicznika oraz dysponowanie nimi, zgodnie z założeniami otrzymanymi z bloku sterującego (urządzenia wyjściowe). Przeliczniki cyfrowe są układami bardzo rozbudowanymi często uniwersalnego charakteru. Istnieją również maszyny specjalizowane dla rozwiązywania specyficznych problemów. Są to jednak urządzenia bardzo kosztowne, opłacające się w przypadku maksymalnego ich wykorzystania. Jeżeli prace nie mają charakteru ciągłego, należy zastanowić się nad ewentualnym wykorzystaniem do omawianych celów maszyny o charakterze uniwersalnym.

Zaprojektowanie układu pomiarowego z uwzględnieniem możliwości automatycznego opracowania wyników jest stosunkowo kosztowne, lecz biorąc pod uwagę koszty i czas prowadzenia prób wydaje się często ekonomicznie uzasadnione, pomijając przypadki prób o charakterze wycinkowym, nie wymagającym złożonych układów pomiarowych.

#### LITERATURA

1. Flight Test Manual, vol IV, wyd. A.G.A.R.D., 1959 r.
2. Instrument for engineering measurement R. H. Cerni, L. E. Foster, wyd. John Wiley, Londyn 1962
3. L'automatique Des Informations, F. H. Raymond, 1957. Przekład z francuskiego na język rosyjski pod red. B. J. Kogana, Moskwa, 1961
4. Radio-telemetry, Myron, H. Nichols. Przekład na język rosyjski pod redakcją A. E. Baszarina, Moskwa, 1958
5. Flight Test Instrumentation, wyd. Pergamon Press, 1961 r., pod redakcją M. A. Perry



# Ciśnieniowy pomiar wysokości i prędkości lotu samolotu w obszarze przydźwiękowym i naddźwiękowym

## cz. II

*Część pierwsza, zamieszczona w zeszycie 3/65 zawiera wytyczne dla prawidłowego pomiaru ciśnień w locie, ze specjalnym omówieniem wpływu fal uderzeniowych i kształtu sond pomiarowych.*

*W niniejszym zeszycie podano metody cechowania prędkościomierzy i wysokościomierzy w locie oraz przykłady wpływu konstrukcji i rozmieszczenia sond na samolocie na błędy pomiarów.*

### METODY CECHOWANIA PRĘDKOŚCIOMIERZA I WYSOKOŚCIOMIERZA W LOCIE

#### Uwagi ogólne

Na skutek niemożności wysondowania za pomocą aparatury pokładowej rzeczywistych ciśnień — całkowitego i statycznego, panujących w strumieniu wolnym, zachodzi konieczność cechowania w locie prędkościomierza i wysokościomierza.

Dla nowej instalacji cechowanie powinno się składać z dwóch etapów. Pierwszy z nich polega na sprawdzeniu, czy dobór miejsca na sondę (jej pozycja) jest prawidłowy, to znaczy, czy zakłócenia ciśnień mają charakter ustalony i wartość liczbowa błędów nimi spowodowana nie jest nadmierna. Drugi etap, po uzyskaniu wyników zadowolających z pierwszego, to dokładne wyznaczenie w określonych warunkach lotu wielkości poprawek aerodynamicznych, na podstawie których można wyznaczać wysokości barometryczne i równoważne prędkości lotu, a w dalszej kolejności, za pomocą znanych metod, także odpowiednie liczby  $M_\infty$ .

#### Metoda wstępnego sprawdzania w locie sondy ciśnienia całkowitego

Wobec wymagania, aby sonda ciśnienia całkowitego znajdowała się bezwzględnie przed jakąkolwiek falą uderzeniową, spowodowaną przez elementy samolotu, należy się co do tego upewnić przez próbę w locie.

Kryterium prawidłowości pomiaru ciśnienia całkowitego jest następujące: jeżeli dwie sondy ciśnienia całkowitego na samolocie we wszystkich przypadkach lotu ustalonego (kiedy nie zachodzi opóźnienie wskazań) przekazują jednocześnie na manometry to samo ciśnienie, można być pewnym, że obie pracują poprawnie. Jest to zrozumiałe, gdyż zgodnie z definicją, ciśnienie całkowite jest maksymalnym ciśnieniem, jakie można uzyskać w jakimkolwiek punkcie samolotu, a wszelkie jak wiadomo niezentropowe zakłócenia obniżają jego wartość. Trudno sobie wyobrazić, aby jednocześnie dwie rurki podające jednakowe ciśnienia sondowały inne ciśnienia niż ciśnienia całkowite. Mogłoby to zaistnieć w przypadku umieszczenia rurek w warunkach idealnej symetrii, co gwarantowałyby jednocześnie powstawania jednakowych zakłóceń. Jednak w praktyce nie osiąga się nigdy idealnej symetrii, a poza tym, co jest w tym przypadku najważniejsze, kontrolnej sondy ciśnienia całkowitego nie umieszcza się symetrycznie w stosunku do badanej.

Można np. w przypadku badania sondy przedskrzydłowej, umieścić sondę kontrolną na długim maszcie przed kadłubem (wskazówki co do umieszczenia sondy ciśnienia całkowitego podano na początku oraz na końcu niniejszego artykułu).

#### Praktyczne wykonanie próby sondy ciśnienia całkowitego

Po zainstalowaniu obu sond ciśnienia całkowitego przewody od nich można doprowadzić do odpowiednio czułego manometru różnicowego lub przy jego braku, do dwóch prędkościomierzy, przeskalowanych uprzednio laboratoryjnie. Przeciwiśnienie należy doprowadzić do tych prędkościomierzy ze wspólnego źródła, np. z otworów statycznych sondy, która przypuszczalnie będzie miała korzystniejszą

pozycję, lub z otworów statycznych rurki Pitota, przeznaczonej na stałe wyposażenie samolotu. Wspólne źródło przeciwiśnienia jest ważne ze względu na konieczność wyeliminowania zakłóceń, spowodowanych tymi przeciwiśnieniami, w przypadku pochodzenia ich z różnych nadajników.

Na tak przygotowanym samolocie wykonuje się ustalone przeloty poziome na kolejnych prędkościach, w interesującym zakresie tych prędkości, ze szczególnym uwzględnieniem obszaru, w którym mogą występować jakieś osobliwości. Ze względu na konieczność uchwycenia wpływu liczby  $M$ , pomiar powtarza się na kilku interesujących wysokościach.

W przypadku wykrycia nieprawidłowości w pracy sondy badanej należy zmienić jej pozycję, np. przez wydłużenie masztu lub wybór innego miejsca, a badania w locie powtórzyć aż do uzyskania rezultatów zadowolających.

Po ustaleniu właściwej pozycji sondy ciśnienia całkowitego oraz w przypadku pobierania przeciwiśnienia z otworów statycznych badanej rurki, a także po zorientowaniu się co do rodzaju i wielkości zakłóceń sondowanego ciśnienia statycznego, zdejmuje się z samolotu sondy dodatkowe i przeprowadza w locie właściwe cechowanie prędkościomierza.

#### Właściwe cechowanie instalacji prędkościomierza i wysokościomierza

Przy wyznaczaniu prędkości przez pomiar  $p_c$ ,  $p_s$  i  $T_c$  trzeba w teorii wykonać cechowanie dla każdego z tych parametrów. Dla przeprowadzenia cechowania ciśnień bywają, jak wiadomo, stosowane dwie różne metody:

1. Metoda pomiaru prędkości na określonym odcinku drogi (kilometraż).
2. Metoda barometryczna polegająca na porównaniu ciśnień statycznych — wskazywanego z rzeczywistym na wysokości przelotu.

Kombinacja tych dwu metod może posłużyć do wyznaczenia błędu ciśnienia całkowitego. Jednakże normalne błędy ciśnienia całkowitego (w poziomym locie ustalonym, kiedy nie ma opóźnienia wskazań) są nieznaczne i powszechnie przyjmuje się, że cały błąd aerodynamiczny pochodzi od ciśnienia statycznego.

#### Kilometraż

Metodę tę można stosować na małych wysokościach lub na dużych wysokościach, mających zasadnicze znaczenie przy ustalaniu wpływu dużych liczb  $M$  na wskazania przyrządów. W obu tych przypadkach konieczne są precyzyjne metody określania czasu przelotu między dwoma stałymi punktami w terenie. Metoda kilometrażu jest kłopotliwa i obciążona licznymi błędami, z których najpoważniejszy jest błąd powstały na skutek działania wiatru, zmieniającego prędkość samolotu względem ziemi. Przeloty w obie strony usiłują błąd od wiatru możliwie zmniejszyć.

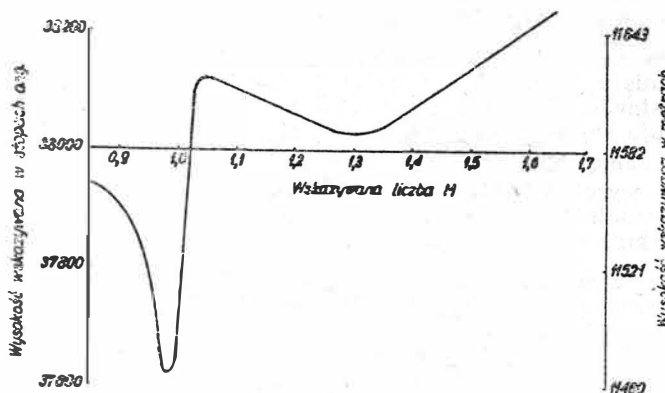
Ponadto, jak wynika z równań na prędkość rzeczywistą (patrz dalej), wymagana jest dokładna znajomość tempe-



ratury powietrza otaczającego przelatujący samolot, gdyż jej wpływ jest bardzo ważny. Z tych względów warto potrudzić się przy wyszukiwaniu właściwej pozycji sondy ciśnienia całkowitego na samolocie oraz do uzyskania precyzyjnego cechowania użyć prostszej metody barometrycznej.

### Metody barometryczne

Rzeczywiste ciśnienie statyczne na wysokości wykonywanego pomiaru można określić różnymi sposobami, w zależności od wysokości pomiarowej i prędkości lotu. Pomiaru na małych prędkościach i prędkościach około 1000 km/h zostały już opisane w osobnej metodyce [5] i [6].



Rys. 9. Krzywa cechowania wysokościomierza samolotu FD2 wykonana na wysokości barometrycznej  $h_b = 38\,000$  stóp (11 582 m)

Zasadą pomiaru jest porównanie znanego ciśnienia barometrycznego na wysokości pomiarowej z ciśnieniem wskazywanym przez wyskalowany uprzednio laboratoryjnie wysokościomierz, znajdujący się na badanym samolocie. Różnica ciśnień jest poszukiwanym błędem aerodynamicznym ciśnienia statycznego. Znajomość tego błędu umożliwia obliczenie znanymi metodami, poprawki aerodynamicznej wysokościomierza i prędkościomierza, mając oczywiście przy tym ostatnim na uwadze, że błąd ciśnienia całkowitego, jak już uprzednio zaznaczono, musi być znikomy i możliwy do pominięcia.

Na dużych wysokościach wykorzystuje się tę samą zasadę porównywania ciśnień w metodzie, polegającej na lotach samolotu badanego za samolotem stanowiącym „bazę” wysokości geometrycznej. Ponieważ ta metoda w naszych warunkach ma największe szanse na realizację, omówiono ją dalej szczegółowo.

Przed tym jeszcze warto wyliczyć inne stosowane metody, jak np. radarową metodę określania błędów aerodynamicznych, przy dużych prędkościach na dużych wysokościach. Przy tej metodzie najpierw trzeba wykonać cechowanie samolotu na małych prędkościach, a przed właściwym pomiarem wykonać lot na małej prędkości w warstwie powietrza, w której odbędą się dalsze loty. Jest to konieczne dla uzyskania zależności między wysokością geometryczną, jako linią odniesienia, a wysokością ciśnieniową.

Również użyteczna jest metoda lotu parą, zwłaszcza przy małych prędkościach, przy użyciu wycechowanego samolotu towarzyszącego, posiadającego mniejszą prędkość przeciągnięcia niż samolot badany.

Wymienione metody pozwalają wyznaczyć poprawki aerodynamiczne przy wszelkich prędkościach i na rozmaitych wysokościach, przy przeciążeniu bliskim jedności. Wyznaczenie poprawek aerodynamicznych dla większych przeciążeń jest możliwe przy określeniu wysokości geometrycznej za pomocą radaru podczas lotu w zakręcie.

### WYKONANIE BAROMETRYCZNEGO CECHOWANIA PRZY UŻYCIU SAMOLOTU „BAZY”

Jak już wspomniano, najwygodniejszą metodą przeprowadzenia cechowania barometrycznego na dużych wysokościach przy dużych prędkościach jest metoda lotów za wycechowanym samolotem „bazą”. Metody tej użył np. Anglik do wycechowania wysokościomierza samolotu FD2 przed jego lotem na pobicie rekordu prędkości. Cechowanie wykonano na wysokości 38 000 stóp (11 582 m), w zakresie liczb  $M$  od 0,85 do 1,7.

Jako samolotu „bazy” użyto uprzednio wycechowanego samolotu Venom, który w czasie cechowania samolotu FD2 latał wzdłuż ustalonej trasy na dokładnie wyznaczonej wysokości i ze ściśle określoną prędkością. Samolot Venom utrzymywał  $M = 0,75$ , a samolot FD2 na tym samym kursie i wysokości geometrycznej dopędzał go i wyprzedzał na prędkościach okołodźwiękowych, zaczynając rozpędzanie od około 20 mil (32 km) za nim. Metoda ta, określona wprawdzie przez sprawozdawcę czasopisma „Flight” jako „jeżące włosy na głowie”, okazała się jednak dzięki wydatnej pomocy w kontroli i naprowadzeniu ze strony radiolokacyjnych stacji Dowództwa Myśliwców (Fighter Command) oraz dzięki doskonałej współpracy między obu pilotami, całkowicie bezpieczna i bardzo precyzyjna.

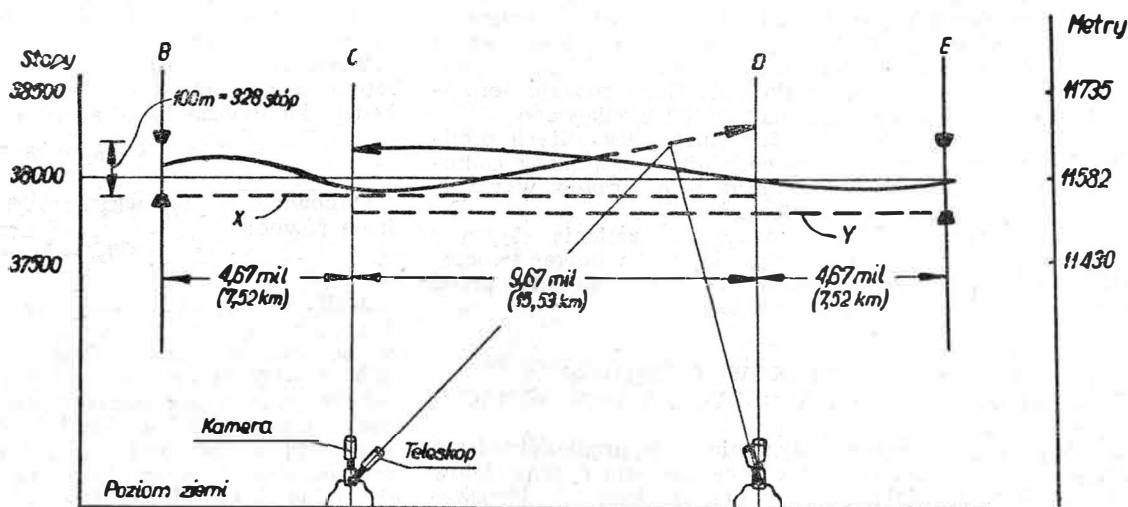
Dokładną krzywą, pokazaną na rys. 9, w omawianych warunkach uzyskano po ośmiu lotach pomiarowych. O precyzji tej krzywej świadczy fakt, że pilot wykorzystując poprawki wysokościomierza uzyskane na podstawie tej krzywej mógł w czasie dwu lotów rekordowych na wysokości 38 000 stóp (11 582 m) ze średnią prędkością 1132 mile na godzinę (1823 km/h), na trasie długości 19,01 mil (30,6 km), utrzymać samolot w warstwie powietrza nie przekraczającej 98 stóp (30 m) grubości, przy wymaganej przepisami FAI nieprzekraczalnej warstwie 328 stóp (100 m). Schemat trasy przelotów rekordowych dla ilustracji pokazano na rys. 10.

### Przygotowanie techniczne pomiaru

Przed przystąpieniem do pomiaru omawianego w poprzednim podrozdziale trzeba wykonać szereg prac przygotowawczych. Ich kolejność może być następująca:

1. Dokładne laboratoryjne skalowanie prędkościomierzy i wysokościomierzy pokładowych lub przy użyciu rejestracji automatycznej, np. fotorekorderem, także przyrządów dodatkowych. Oczywiście nie trzeba przypominać, że podczas skalowania wysokościomierza tarcza wysokościomierza ma być ustawiona na 760 mmHg (1013,25 milibarów).

Rys. 10. Schemat trasy ze stanowiskami pomiarowymi na ziemi i „bramkami” wlotowymi; X i Y są dolnymi granicami pierwszego i drugiego przelotu





2. Sprawdzenie szczelności obwodów ciśnienia całkowitego i statycznego na obu samolotach, które należy powtarzać przed każdym lotem pomiarowym.

3. Cechowanie w locie prędkościomierza i wysokościomierza samolotu „bazy”, ze szczególnym uwzględnieniem zakresu prędkości i liczb  $M$ , przy których będzie on latał podczas cechowania samolotu badanego.

Cechowanie samolotu „bazy” można wykonać np. metodą barometryczną na małej wysokości, w sposób dotychczas praktykowany, przy wzorcowym wysokościomierzu znów ustawionym na 760 mmHg, aby uzyskać zgodność ze skalowaniem laboratoryjnym. Po opracowaniu wyników tego cechowania i ustaleniu odpowiednich poprawek aerodynamicznych prędkościomierza i wysokościomierza dla wysokości, na których ma się odbyć cechowanie samolotu badanego, można przystąpić do pomiaru właściwego.

#### Organizacja pomiaru

1. Zapewnienie doskonałej łączności radiowej między obu samolotami oraz między naziemnymi stanowiskami kontroli obszaru.

2. Zapewnienie kontroli i prowadzenia przez naziemne stacje radiolokacyjne.

3. Wybranie terenu, nad którym mają odbyć się loty pomiarowe. Dla ułatwienia pilotom orientacji, trasę należy wybrać np. wzdłuż prostoliniowych odcinków torów kolejowych, szosy lub innych punktów orientacyjnych. Oczywiście pomiar wykonuje się przy doskonałej widoczności, przy czym na dużych wysokościach ułatwieniem w kontroli lotów mogą być również smugi kondensacyjne, wytwarzane przez przelatujący samolot.

4. Ustalenie sposobów kontroli i oceny ewentualnych różnic wysokości między obu samolotami w czasie wyprzedzania samolotu „bazy” przez samolot badany. W tym celu pożądane jest, aby samolot „baza” był samolotem dwu- lub wieloosobowym, a obserwator znajdujący się w nim, oprócz łączności radiowej z pilotem samolotu badanego, posiadał bodaj najprostszycy celownik, umożliwiający mu kontrolę.

5. Ustalenie sposobu synchronicznej rejestracji i przekazywania wskazań prędkościomierzy, wysokościomierzy oraz ewentualnie termometrów obu samolotów. Przy czym jeszcze raz należy podkreślić, że w czasie pomiaru wysokościomierze służące do pomiaru, na obu samolotach powinny mieć tarcze ustawione na 760 mmHg.

6. Po wstępnym treningu załóg samolotów i kontroli naziemnej można przystąpić do właściwych pomiarów.

7. Obliczanie wyników z prawidłowo przeprowadzonych prób nie nastęrcza trudności i odbywa się dotychczas znanymi metodami, które bliżej omówiono w dalszej części artykułu.

#### POMIAR W LOCIE TEMPERATURY POWIETRZA OTACZAJĄCEGO

Ponieważ przy pomiarze osiągow samolotu ważnym parametrem jest temperatura powietrza otaczającego, warto wspomnieć, jakie warunki zapewniają jej prawidłowy pomiar. Oczywiście jako sondy temperatury stosuje się na samolocie nadajniki z nasadką do wyhamowywania strug powietrza. Dla uniknięcia opóźnienia wskazań należy zapewnić wystarczający przepływ powietrza przez nadajnik. W tym celu nasadka posiada otwórki wentylacyjne, które muszą być określonej wielkości, aby zbyt wielki przepływ nie przeszkodził powstaniu zasadniczych warunków zastoju (spiętrzenia) w nadajniku. Współczynnik takiego termometru powinien wynosić około 0,95. Tego rodzaju termometry elektryczne są obecnie najczęściej użytkowane.

W związku z pomiarem temperatury przy dużych prędkościach warto zaznaczyć, że nadajnik temperatury całkowitej można umieszczać na samolocie prawie wszędzie, z wyjątkiem warstwy przyściennej.

Ponieważ temperatura całkowita nie zmienia się przy przejściu przez falę uderzeniową, nie trzeba unikać tworzenia się fali uderzeniowej, spowodowanej samolotem, przed nadajnikiem temperatury całkowitej.

#### OBLICZANIE WYNIKÓW CECHOWANIA BAROMETRYCZNEGO NA DUŻYCH WYSOKOŚCIACH

Obliczanie poprawek aerodynamicznych prędkościomierza i wysokościomierza na podstawie cechowania podczas lotów na dużych wysokościach i przy prędkościach przydźwiękowych

oraz naddźwiękowych, nie różni się od zasadniczego schematu obliczeń, stosowanych dotychczas przy obliczaniu wyników cechowania na małych wysokościach i prędkościach poddźwiękowych. Aby jednak na podstawie niniejszego opracowania można było wykonać efektywne przeliczenie, bez konieczności poszukiwań istniejących, lecz nie zawsze znajdujących się pod ręką metodyki, poniżej pokrótce powtórzono właściwy tok postępowania.

Oczywiście obliczenia poprawek dla samolotu „bazy” na podstawie cechowań wykonanych w początkowej fazie prób metodą barometryczną na małej wysokości należy przeprowadzić w całości, np. według metodyki [5] lub [6].

Praktyczny tok postępowania przy obliczaniu wyników cechowania barometrycznego

Po przyjęciu dla samolotu „bazy” indeksów 1, a dla samolotu badanego indeksów 2, dla kolejnych lotów, na podstawie filmów z fotorekorderu lub taśm oscylografu, notuje się czas pomiaru, prędkości przyrządowe  $V_{p1}$  i  $V_{p2}$  obu samolotów, wskazane wysokości przyrządowe  $h_{p1}$  i  $h_{p2}$  (wg wysokościomierzy ustawionych na 760 mmHg) oraz ewentualnie temperatury całkowite, zarejestrowane termometrami z nasadką  $T_{p1}$  i  $T_{p2}$ .

Na wykresach skalowań laboratoryjnych znajduje się odpowiednie poprawki  $\delta V_1$ ,  $\delta h_1$  oraz  $\delta T_1$  i po ich dodaniu do wartości wskazywanych oblicza się tzw. prędkości, wysokości i temperatury przyrządowe poprawione:

$$\begin{aligned} V_{pp} &= V_p + \delta V_1 \\ h_{pp} &= h_p + \delta h_1 \\ T_{pp} &= T_p + \delta T_1 \end{aligned}$$

Dla samolotu „bazy”, na podstawie uprzednio sporządzonych wykresów poprawek aerodynamicznych prędkościomierza, oblicza się prędkość równoważną:

$$V_{o1} = V_{pp1} + \delta V_{a1}$$

oraz z nomogramu  $\delta h_a = f(V_o; \delta V_a)$ , dla odpowiednich wartości  $V_{pp1}$ , i  $\delta V_{a1}$  odczytuje się  $\delta h_{a1}$  na wysokości przyrządowej poprawionej  $h_{pp} \approx h_b$ . Następnie oblicza się wysokość barometryczną samolotu „bazy”:

$$h_{b1} = h_b + \delta h_{a1}$$

Według wykresu atmosfery wzorcowej, dla wyrażonych w metrach wartości  $h_b$  i wartości  $h_{pp2}$  wyznacza się odpowiedniki  $p_{s1} = p_s$  i  $p_{s2}$  wyrażone w mm Hg. Różnica tych wartości:

$$p_s = p_s - p_{s2} = \delta p_a$$

jest szukaną poprawką aerodynamiczną ciśnienia statycznego.

Wykorzystując ponownie w.w. nomogram, tym razem w układzie  $\delta V_a = f(V_o; \delta p_a)$ , dla odpowiednich  $\delta p_a$  i prędkości przyrządowych poprawionych  $V_{pp2} \approx V_{o2}$ , oblicza się wartości  $\delta V_{a2}$ . Mając wartości  $V_{pp2}$  i  $\delta V_{a2}$  można znaleźć dla samolotu badanego prędkość równoważną:

$$V_{o2} = V_{pp2} + \delta V_{a2}$$

Wysokość barometryczna samolotu badanego na skutek lotu obu samolotów na wspólnej wysokości geometrycznej będzie identyczna jak dla samolotu „bazy”:

$$h_{b1} = h_{b2} = h_b$$

Odpowiednie poprawki aerodynamiczne wysokościomierza będą równe:

$$\delta h_{a2} = h_b - h_{pp2}$$

Jeśli wysokości geometryczne różniły się nieznacznie i można było tę różnicę określić, należy to uwzględnić w powyższym wzorze. Jeśli jednak przelot odbył się na znacznie różniących się wysokościach geometrycznych, nie należy go brać pod uwagę i pomiar trzeba powtórzyć. Znajdąc dla samolotu na danej wysokości barometrycznej  $h_b$ , poprawki aerodynamiczne i wyliczone z nich prędkości równoważne  $V_o$ , można z nomogramu  $M = f(V_o; h_b)$  wyznaczyć odpowiednie liczby  $M$ , a z nomogramu  $\delta V_{sc} = f(V_o; h_b) -$

poprawki na ściśliwość oraz obliczyć prędkość równoważną poprawioną:

$$V_i = V_o + \delta V_{\text{śc}}$$

Jeśli na wysokości pomiarowej została zmierzona temperatura powietrza  $t$ , to z nomogramu tzw. krzywej dnia, dla odpowiednich  $h_b$  odczytuje się ciśnienie barometryczne  $p$  (mm Hg) i dla tego ciśnienia oraz temperatury  $t$  ( $^{\circ}\text{C}$ ) znajduje się wartość  $\sqrt{\sigma}$  oraz w następstwie oblicza prędkość rzeczywistą samolotu badanego:

$$V = \frac{V_i}{\sqrt{\sigma}}$$

#### OBLICZANIE TEMPERATURY POWIETRZA OTACZAJĄCEGO

W przypadku pomiaru temperatury powietrza termometrem z nasadką, w czasie cechowania samolotu „bazy” metodą barometryczną na małej wysokości należy wyznaczyć lub dla już znanego termometru sprawdzić, jego stałą  $\beta$  i dla wartości przyrządowych poprawionych wg skalowania laboratoryjnego  $T_{pp} = T_p + \delta T_i$ , sporządzić, dla różnych  $M = \text{const}$ , nomogram temperatur rzeczywistych (statycznych) wg wzoru:

$$T = \frac{T_{pp}}{(1 + 0,2 \beta M^2)}$$

Posługując się tym nomogramem, dla zmierzonych  $T_{pp}$  i  $M$  można każdorazowo określić temperaturę bezwzględną na wysokości pomiaru oraz według wzoru:

$$t = T - 273$$

temperaturę w stopniach Celsjusza, co potrzebne jest do korzystania z krzywej dnia, przy wyznaczaniu  $\sqrt{\sigma}$ . Należy dodać, że ze wzoru na temperaturę statyczną i opartego na nim nomogramu można korzystać przy liczbach  $M \leq 2,2$ . Wynika to stąd, iż przy większych liczbach  $M$ , a ściślej powyżej odpowiadającym im temperaturom spiętrzenia nie można przyjąć  $k = f(T_c) = \text{const}$ . Równoznaczne jest to temu, że współczynnik liczbowy 0,2 w omawianym wzorze dla liczb  $M > 2,2$  zbyt odbiega od przyjętej wartości stałej. Oczywiście można opracować nomogram uwzględniający tę zmienność wykładnika adiabaty  $k$  od temperatury  $T_c$  i wtedy ograniczenie liczbą  $M$  znika.

#### PRZYKŁAD CECHOWANIA W LOCIE METODĄ BAROMETRYCZNĄ ORAZ POMIARU PRĘDKOŚCI ZA POMOCĄ KILOMETRAŻU [13]

Jak już wspomniano, w trakcie przygotowań rekordowego lotu samolotu delta FD2, wykonano cechowanie barometryczne na stałej wysokości barometrycznej 11582 m przy użyciu samolotu „bazy”.

Rysunek 9 przedstawia wynik tego cechowania. Z wykresu widać, że od  $M = 0,85$  w locie na stałej wysokości, ciśnienie w otworach statycznych sondy umieszczonej na maszcie nosowym zaczyna wzrastać i osiąga maksymalną wartość przy  $M = 0,98$ . Odpowiada to pozornemu spadkowi wysokości ciśnieniowej, licząc od rzeczywistej wysokości barometrycznej, o  $\Delta h = 116$  m. Przy założeniu, że sondowanie ciśnienia całkowitego odbywa się wtedy bezbłędnie, błąd prędkości pochodzący od błędu ciśnienia statycznego nie przekracza w danym przypadku 1% prędkości równoważnej  $V_o$ .

Po przekroczeniu  $M = 0,98$  nadwyżka ciśnienia w otworach statycznych maleje i przy  $M = 1,02$  znika. Powyżej tej wartości w otworach statycznych sondy wytwarza się podciśnienie, które osiąga przy  $M = 1,05$  maksimum, a następnie przy  $M = 1,3$  minimum i przy dalszym wzroście liczby  $M$  znów wzrasta. Ta zmiana ciśnienia statycznego przy prędkościach naddźwiękowych zależy prawdopodobnie wyłącznie od samej sondy tego ciśnienia, a charakter tej zależności w danym przypadku ilustruje omawiany wykres.

Ponieważ przebieg mierzenia prędkości lotu rekordowego, wykonanego na dużej wysokości, jest ciekawy ze względu na jego podobieństwo do metody tak zwanego kilometrażu (a wykonanie nastąpiło za pomocą stosunkowo prostych środków technicznych), warto zapoznać się z nim bliżej.

Rys. 10 przedstawia schemat trasy dwu lotów pomiarowych, wykonanych w obie strony. Odcinek pomiarowy znajdował się między płaszczyznami zaznaczonymi na rysunku literami C i D. Płaszczyzny te, wytyczone osiami kamer fotograficznych, ze względu na kulistość ziemi założono nie wg lokalnego pionu, lecz równoległe do siebie.

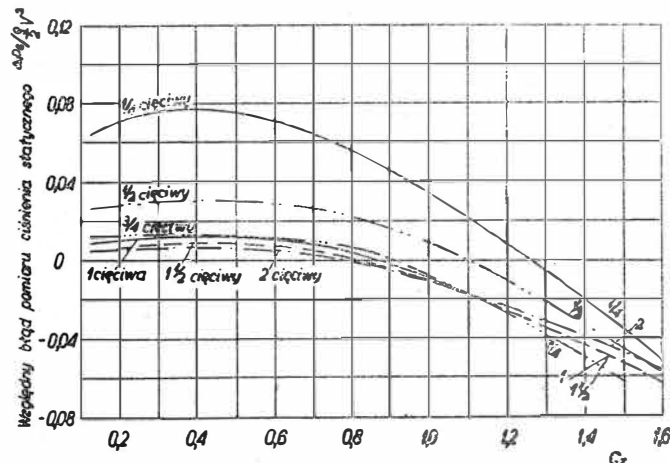
W punktach B i E znajdowały się tak zwane „bramy wlotowe”. Według regulaminu FAI odnoszącego się do tego rodzaju rekordów, pilot na trasie przelotu nie może stracić więcej niż 100 m wysokości w stosunku do tejsze bramy wlotowej. Jeszcze bardziej trudnym warunkiem jest żądanie, aby przelot następny (powrotny) rozpoczął się przez stumetrową bramę na wysokości zafiksowanej przelotem pierwszym.

Poza tym, aż do zakończenia ostatniego przelotu nie zezwala się, aby samolot gdziekolwiek przekroczył o 750 m średnią wysokość obu pierwszych dwu przelotów — nawet na zewnątrz bram.

Dokładne przecechowanie wysokościomierza oraz kontrola i naprowadzenie naziemnymi stacjami radarowymi umożliwiły spełnienie tych warunków w jeszcze węższych granicach. Uzyskana różnica wysokości wyniosła tylko 30 metrów.

Wysokość przelotów ustalono na 38 000 stóp (11 582 m), gdyż gwarantowało to najlepsze warunki osiągowie ze względu na zwiększenie ciągu w niskiej temperaturze oraz (co jest ważne z punktu widzenia pomiarowego) stwarzało dobre warunki powstawania smugi kondensacyjnej, ułatwiającej namierzanie z ziemi. Próba użycia do tego celu sztucznego dymu nie dała dobrych rezultatów, gdyż przy dużej prędkości dym rozprzestrzeniał się zbyt cienką smugą. Próby dokonywania zdjęć bez występowania smugi kondensacyjnej, jak wykazało doświadczenie, nie dały rezultatu.

Punkty pomiarowe, zaznaczone na rys. 10 literami C i D, ustawiono w odległości 9,67 mil (15,53 km). Zorganizowano doskonałą łączność telefoniczną. Zainstalowano dwa niezależne obwody do precyzyjnego pomiaru czasu przelotu między obu punktami naziemnymi. Użyto dwu kompletów najnowszej aparatury radiolokacyjnej. Ustawiono dodatkową aparaturę radiową, aby uzyskać pełną łączność między obu stanowiskami pomiarowymi, samolotem i lotniskiem, z którego samolot startował. Urządzenie pomiarowe oparto na zespołach teleskop-kamera ustawionych na obu stanowiskach pomiarowych. Większość wyposażenia wykonano w Dziale Przyrządów Instytutu w Farnborough (RAE). Poszczególne kamery zamontowano pionowo, ale jak już wspomniano, osie optyczne kamer ustawiono nie promieniowo w stosunku do kuli ziemskiej, lecz równoległe jedna do drugiej. Kamery mogły się wtedy obracać jedynie dokoła osi równoległych do kierunku lotu, czyli w płaszczyźnie prostopadłej do toru lotu. Sprężony z kamerą teleskop mógł obracać się dokoła osi prostopadłej do kierunku lotu, tzn. mógł śledzić samolot w czasie jego przelotu pomiarowego (patrz rys. 10). Obserwator mógł uchwycić teleskopem smugę kondensacyjną nadlatującego samolotu jeszcze pod małym kątem w stosunku do horyzontu i prowadzić ją, aż do  $90^{\circ}$  w pionie, kiedy to teleskop uruchamiał włącznik, powodujący wykonanie zdjęcia kamerą, i elektryczną aparaturą chronometryczną. Jednocześnie samolot FD2 był wyposażony w jed-

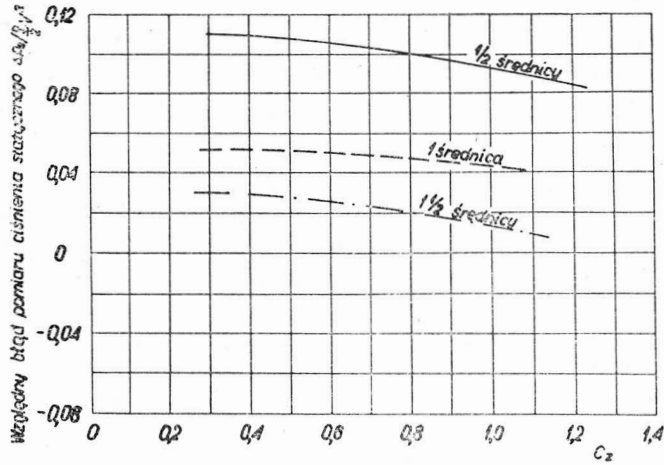


Rys. 11. Wyniki cechowania sondy ciśnienia statycznego umieszczonej w różnych odległościach przed krawędzią natarcia skrzydła samolotu



na parę rejestratorów samopiszących, uruchamianych przed startem. Kreśliły one zmiany wysokości, prędkości i temperatury. Wykresy te po żmudnych przeliczeniach dawały potrzebne wartości, jak np. wysokość w tak zwanej bramie wlotowej.

Warto wspomnieć, w jaki sposób pilot odnajdował właściwą, nakazaną wysokość lotu podczas przejścia od prędkości poddźwiękowej do naddźwiękowej. Ponieważ samolot FD2 bardzo gładko przechodzi barierę dźwięku, pilot obserwował przyrządy, aby zobaczyć na wysokościomierzu sygna-



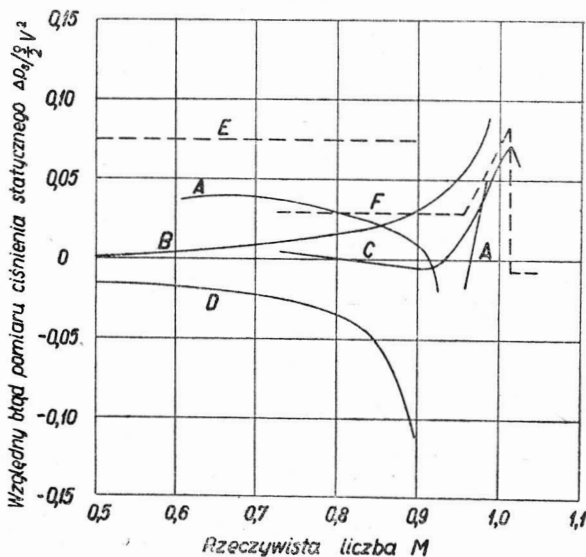
Rys. 12. Wyniki cechowania sondy ciśnienia statycznego umieszczonej przed kadłubem w odległości 0,5; 1,0 i 1,5 jego średnicy

lizujący „podskok” rzędu 500 stóp (150 metrów), występujący w momencie, kiedy fala uderzeniowa przechodziła przez otwórki ciśnienia statycznego przy  $M=1$ . Odtąd miał on utrzymywać rzeczywistą wysokość ciśnieniową 38 000 stóp (pomocnicze czerwone linie na wysokościomierzu) według wyżej wymienionej krzywej cechowania.

**PRZYKŁAD WPŁYWU SKRZYDŁA NA BŁĘDY POMIARU CIŚNIENIA STATYCZNEGO [12]**

Rys. 11 przedstawia błędy ciśnienia statycznego, wyrażone w ułamku ciśnienia dynamicznego, jako funkcję współczynnika siły nośnej  $c_z$  (kąta natarcia) dla sond umieszczonych w różnych odległościach przed krawędzią natarcia skrzydła. Z wykresu widać, że poczynając od odległości wynoszącej 3/4 lokalnej cięciwy skrzydła, błędy w zakresie  $c_z = 0 + 1,0$  są niewielkie i przy dalszym zwiększaniu odległości praktycznie zmieniają się niewiele.

Powyżej  $c_z = 1$  błąd (ujemny) wzrasta, najprawdopodobniej na skutek wzrastającego podciśnienia wywołanego skrzydłem na dużym kącie natarcia.



Rys. 13. Zależność względnego błędu pomiaru ciśnienia statycznego od rzeczywistych liczb M

**PRZYKŁAD WPŁYWU KADŁUBA NA BŁĘDY POMIARU CIŚNIENIA STATYCZNEGO [12]**

Rys. 12 przedstawia błędy ciśnienia statycznego, wywołane oddziaływaniem kadłuba na znajdującą się przed nim sondę w odległości wyrażonej jako wielokrotność średnicy kadłuba. Z analizy wynika, że sonda umieszczona przed kadłubem wykazuje nadciśnienie, które nawet dla odległości sondy równej półtorakrotnej średnicy wahają się w granicach 3 do 10% ciśnienia dynamicznego. W przedstawionym zakresie  $c_z = 0,3$  do 1,1, ze wzrostem kąta natarcia obserwuje się spadek nadciśnienia (nadciśnienia w stosunku do rzeczywistej wartości mierzonego ciśnienia).

**PRZYKŁAD WPŁYWU LICZBY M NA BŁĘDY POMIARU CIŚNIENIA STATYCZNEGO SOND O RÓŻNEJ LOKALIZACJI NA SAMOLOCIE [12]**

Rys. 13 przedstawia w funkcji liczby M błędy ciśnień statycznych dla sond o różnej lokalizacji na samolocie. Pozytę poszczególnych sond objaśnia tabela. Dane uzyskane na podstawie prób w locie obejmują zakres prędkości poddźwiękowych i przydźwiękowych.

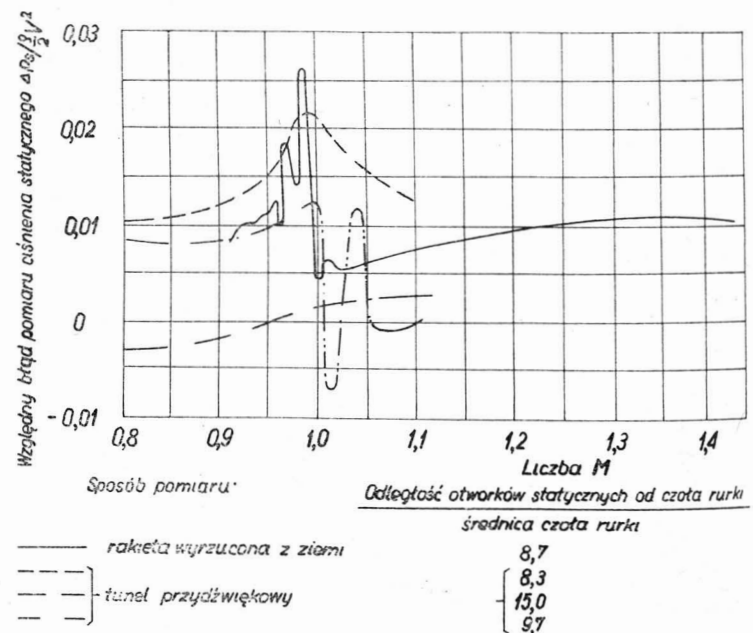
Jak widać z wykresu, sondy statyczne umieszczone przed kadłubem w jego osi (E, F), w obszarze poddźwiękowym, są niewrażliwe na zmianę liczby M, mimo że różnią się co do mierzonej wartości bezwzględnej ciśnienia statycznego (nadciśnienie odpowiednio rzędu 7,5% oraz 3%).

Najmniejsze odchyłki wykazuje sonda (C) umieszczona na końcu skrzydła skośnego w odległości półtoraj średnicy przed krawędzią natarcia. Ponadto, sondy C i F wykazują

Tabela

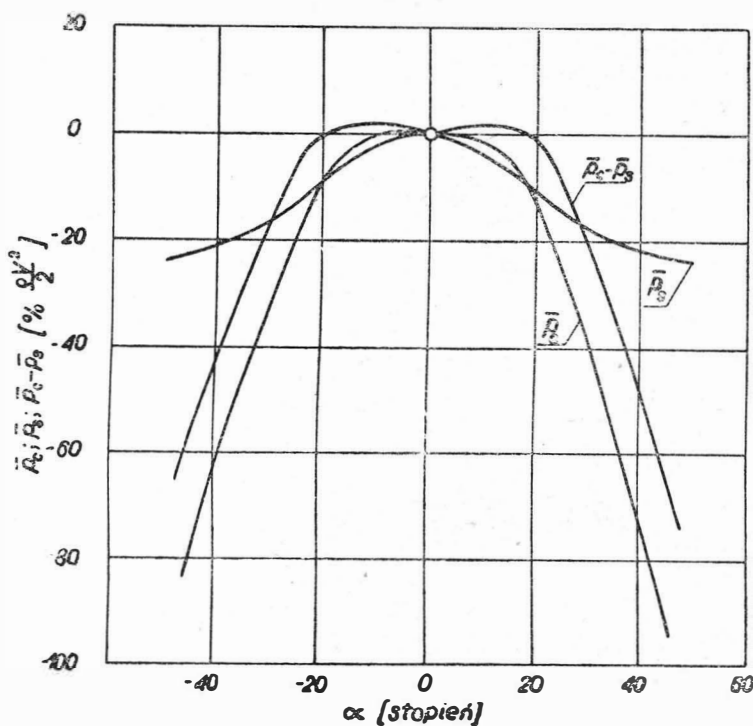
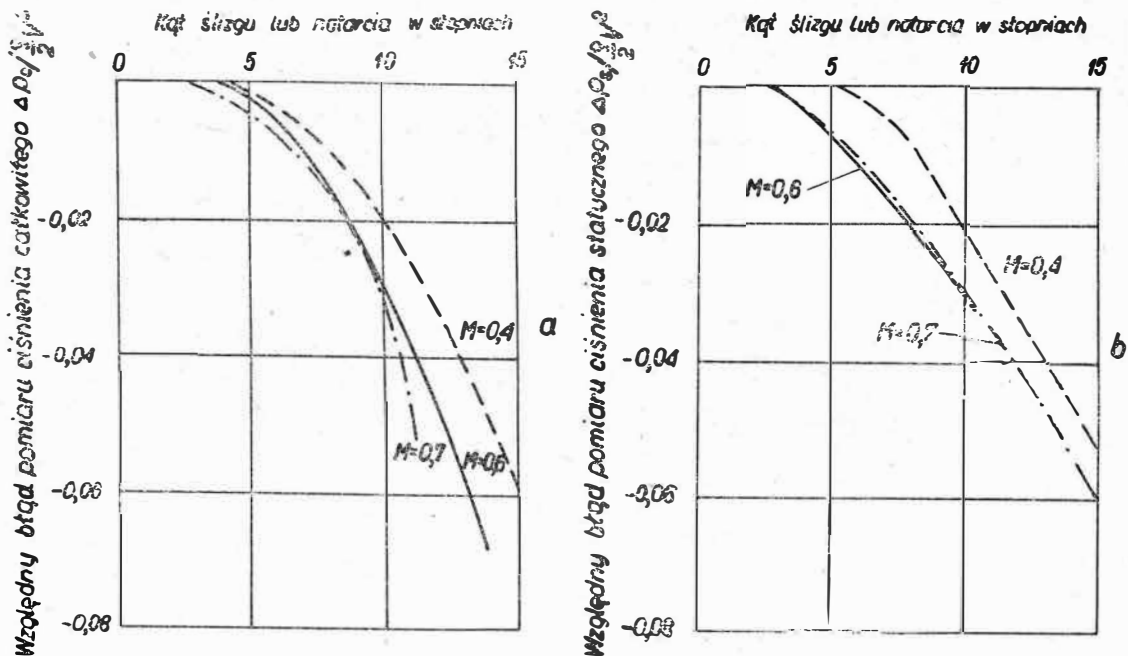
Pozycja sondy	Rodzaj skrzydeł	Lokalizacja sondy wzdłuż rozpiętości	Długość masztu
A krawędź natarcia skrzydła	skośne	0,91b	0,63 l
B —,—	—,—	0,71b	0,66 l
C —,—	—,—	1,0b	1,47 l
D —,—	delta	1,0b	0,15 b
E przód kadłuba	—,—	0	0,95 D
F —,—	skośne	0	1,81 D

b = pół rozpiętości; l = lokalna cięciwa; D = średnica kadłuba.



Rys. 14. Porównanie względnego błędów pomiaru ciśnienia statycznego przy dużych liczbach M dla różnych pomiarów rurek opływanych poosiowo

Rys. 15. Wpływ opływu skośnego i liczby  $M$  na względny błąd pomiaru ciśnienia całkowitego (z lewej) i statycznego (z prawej), przekazywanego rurką Pitota typu Mark VIII A



Rys. 16. Wpływ kąta  $\alpha$ , zawartego między kierunkiem strug i osią rurki Pitota, na jej wskazania

uskok ciśnien spowodowany kryzysem falowym w stosunkowo małym zakresie w pobliżu  $M=1$  (dla sondy E brak danych). Pozostałe sondy już od  $M=0,8$  zaczynają wykazywać tendencję do silnego zniekształcania ciśnien statycznych.

#### PRZYKŁAD WPŁYwu POZYCJI OTWORÓW CIŚNIENIA STATYCZNEGO NA BŁĘDY POMIARU TEGOŻ CIŚNIENIA [12]

Rys. 14 przedstawia w funkcji liczb  $M$  wpływ odległości otworów ciśnienia statycznego od czoła sondy. Widać, że dla odległości przewyższających ośmiokrotnie średnicę sondy, uzyskuje się już zadowalające rezultaty. Najlepszy jednak wynik w rozpatrywanym przypadku otrzymano dla odległości równej 15 średnicom czoła rurki.

#### PRZYKŁAD WPŁYwu SKOŚNEGO OPŁYwu I LICZB $M$ NA BŁĘDY POMIARU CIŚNIENIA CAŁKOWITEGO, STATYCZNEGO I DYNAMICZNEGO [12], [10]

Rysunek 15 podaje dla angielskiej rurki Pitota typu Mark VIII A (w czasie opracowywania niniejszego artykułu danymi konstrukcyjnymi nie rozporządzano) zależność błędów ciśnienia całkowitego (rys. 15a) oraz statycznego (rys. 15b) od kąta natarcia lub ślizgu. Widać tu, że w obu przypadkach do liczb  $M=0,4$  sondy wykazują ciśnienia prawidłowe, przy odchyleniach przepływu od poosiowego w zakresie do  $5^\circ$ . Przy wzroście liczb  $M$  zakres ten maleje do około  $3^\circ$ . Przy dalszym odchyleniu błędy obu ciśnien wzrastają osiągając przy  $15^\circ$  wielkość około 6% ciśnienia dynamicznego. Warto zauważyć, że dla obu ciśnien błędy mają znak ujemny, tzn. sondy wykazują ciśnienie zaniżone (podciśnienie w stosunku do rzeczywistego). Fakt zgodności znaków obu błędów jest korzystny, ze względu na pomiar ciśnienia dynamicznego, gdyż rozszerza to zakres kątów, przy których uzyskuje się niewrażliwość rurki Pitota, mierzącej  $\Delta p = p_c - p_s$ , na odchyłki przepływu od osi rurki. Ilustruje to rys. 16, na którym ciśnienie dynamiczne jest obciążone minimalnym błędem przy kątach odchylenia przepływu w zakresie  $\pm 20^\circ$ .

#### LITERATURA

1. N. S. Arżanikow, W. N. Malcew — Aerodynamika — PWN, Warszawa 1959
2. J. Bukowski — Mechanika płynów — PWN, Warszawa 1959
3. A. Ferri — Aerodynamika swierchzwekowych течених, Moskwa, Leningrad 1952
4. W. F. Hiltner — Aerodynamika bolszych skorostiej — Izdatel'stvo Inostrannoј Litieratury, Moskwa 1955
5. M. Łękowski — Barometryczne wyznaczanie poprawek aerodynamicznych odbiorników ciśnienia powietrza — wydawnictwo wewnętrzne Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1955
6. M. Łękowski, J. Perliński, L. Woźnicki — Metodyka ciśnieniowego pomiaru wysokości i prędkości samolotu w obszarze przydźwiękowym i naddźwiękowym — Wydawnictwo wewnętrzne Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 1959
7. A. K. Martynow — Eksperymentalnaja aerodinamika — GIOP, Moskwa 1958
8. J. Renaudie — Essais en Vol tom I — DUNOD, Paris 1960
9. J. Rościszewski — Aerodynamika stosowana — MON, Warszawa 1957
10. W. S. Wiedrow, M. A. Tajc — Lotnyje ispytanija samolotow — Oborongiz, Moskwa 1951
11. N. Zaks — Podstawy aerodynamiki doświadczalnej — MON, Warszawa 1957
12. Praca zbiorowa — Flight test manual tom I, wyd. II — Pergamon Press, London 1959
13. Czasopismo: Flight — 16 March 1956, 23 March 1956



# Oświetlenie samolotu

W artykule podano najnowsze przepisy ICAO odnośnie oświetlenia samolotu oraz odchylenia od tych przepisów w praktyce w państwach, biorących czynny udział w ich opracowaniu. Ponadto omówiono nowe źródła światła.

## Wstęp

W „Technice Lotniczej” nr 2/57, jak i w Poradniku Techniki Oświetlenia PWT — 1960 r., podane zostały przez autora zasady oświetlenia samolotu oparte na źródłach, które czerpały informacje ze sprawozdania z plenarnej Sesji C.I.E., odbytej w 1955 r. w Zurychu.

Celem niniejszego artykułu jest poinformowanie czytelników o zmianach, jakie zaszły w międzyczasie w praktyce i w przepisach.

Obecnie ogólny kierunek w oświetleniu samolotu zmierza raczej do zwiększenia widoczności świateł nawigacyjnych oraz w kierunku poprawienia oświetlenia przyrządów pokładowych. W innych typach oświetlenia samolotu wprowadzono tylko nieznaczne zmiany.

## Część I

### 1. Oświetlenie zewnętrzne

Uwaga: Zgodnie z określeniem stosowanym w USA, „Światła pozycyjne” są to światła zabudowane blisko końców skrzydeł i na ogonie samolotu. „Światła nawigacyjne” obejmują światła pozycyjne oraz światła kadłubowe lub antykolizyjne.

1.1. Samolotowe światła nawigacyjne (światła pozycyjne z 1955 r.).

Światła te są obowiązkowe; typy ich, jak i miejsce zabudowania nie są jeszcze dokładnie ustalone (tabele I, II, III).

1.2. Pokładowy projektor lądowania.

1.2.1. Stosowane są dwa typy projektorów pokładowych lądowania:

- a) nie sterowane,
- b) sterowane.

Projektory nie sterowane są zwykle stosowane na samolotach małych. W projektorach sterowanych niektóre państwa wprowadziły zmiany w stosunku do danych ze sprawozdania z 1955 r., a mianowicie:

**Anglia** — ogólna tendencja w kierunku powiększenia mocy, zwykle 600 W lub 1000 W,

**USA** — nie wprowadzono zmian,

**Francja** — w projektorach stosuje się czasami dwa druty żarnikowe, jeden do oświetlenia terenu lądowania, drugi — do kołowania. Istnieje jednak tendencja do stosowania dwu oddzielnych projektorów i do zwiększenia światłości w projektorach lądowania,

1.1.1. Światła pozycyjne na końcu skrzydeł

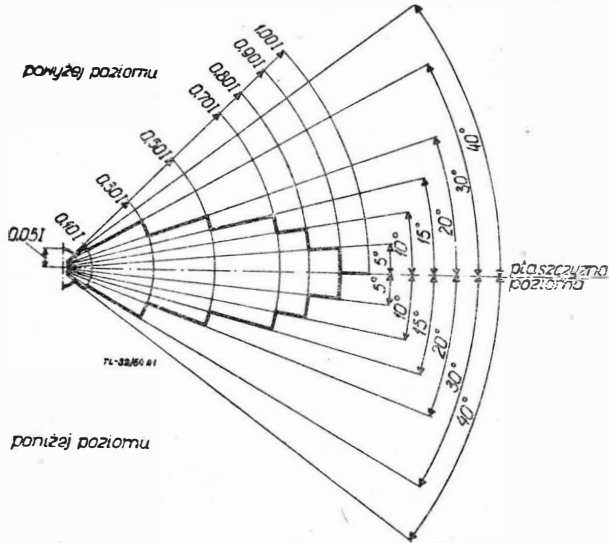
Tabela I

I.C.A.O. lub państwo	Opis i barwa	Kąt rozsyłu	Światłość		
			minimalna wymagana		
			w płaszczyźnie poziomej mierzona w żądanej barwie std.	powyżej i poniżej płaszczyzny poziomej podana jest jako część żądanej światłości w danej płaszczyźnie	maksymalna w kącie zachodzenia ograniczona dla uniknięcia pomyłek wzięcia przypadkowych świateł za sygnalizacyjne w cd
I.C.A.O.	Std. światło stałe z przewidzianą możliwością jako błyskowe, gdy światła kadłubowe nie są błyskowe: lewe — czerwone, prawe — zielone	Std. 110° lewe i prawe, a ponadto ograniczone zachodzenie kąta do przodu; w płaszczyźnie pionowej od +90° do -90° rys. 1 [3]	w kątach 0° -10° -20° -110° 40 30 5 cd rys. 1	w kątach 0° -5° -10° -15° 0,9 0,8 0,7 20° -30° -40° -90° 0,5 0,3 0,1 0,05 cd. uwaga: wymagania te podane w raportach różnych państw były prawie jednokowe rys. 1	w kątach 0° -10° bez ograniczenia w kątach 10° +20° -10 cd do przodu i 5cd w innych kierunkach 20° + kąt zachodzenia 1 cd.
Anglia	Wymagania są korygowane, aby były zgodne z przepisami I.C.A.O. Dla samolotów powyżej 5600 kg obowiązują od 1.7.1963 r., dla samolotów mniejszych data nie ustalona	rys. 2 [5]	rys. 2	rys. 2	
USA	I.C.A.O. jako std., lecz są tolerowane wyjątki	I.C.A.O. jako std., lecz 100° dla lewego i prawego są również stosowane	Cywilne jak I.C.A.O. wojskowe 0° -10° -20° -110° 40 40 6 cd.	jak I.C.A.O.	
ZSRR	Światła stałe barwy jak I.C.A.O.	w poziomie od 10° poza prostą do przodu do 110° na lewo i prawo, a w płaszczyźnie pionowej od +80° do -80°	0° -10° -20° -110° 60 30 20 cd	jak I.C.A.O.	
Francja	Światła błyskowe oprócz przypadku, gdy światła kadłubowe są błyskowe. Barwy jak I.C.A.O.	jak I.C.A.O.	jak I.C.A.O.	jak I.C.A.O.	jak I.C.A.O.





światłość 5000 cd i strumień świetlny o rozsyle 26° w płaszczyźnie poziomej i pionowej. Dodatkowe druty żarnikowe są o mocy 170 W i dają strumień świetlny o rozsyle 30° w płaszczyźnie poziomej i maksymalnej światłości 75 000 cd.



Rys. 1b

Ilość projektorów kołowania na jednym samolocie waha się od jednego do trzech.

1.4. Proponowane różnorodnie światła pomocnicze dla celów specjalnych. Francja podała w raporcie dodatkowe światła, które stosuje, a mianowicie:

- 1) światło do wykrywania oblodzenia samolotu,
- 2) światło mijania,
- 3) światło szyku (formacyjne),
- 4) światło spadochronowe (na spodzie kadłuba samolotu),
- 5) światło tożsamości.

Światła te nie są powszechnie stosowane w innych krajach oprócz światła do wykrywania oblodzenia samolotu, które są zabudowane jako ważne na pewnych typach samolotów cywilnych w USA.

## 2. Oświetlenie śmigłowców

2.1. Przy oświetleniu śmigłowców obowiązują te same zasady co i dla samolotów.

2.2. Światła nawigacyjne (pozycyjne i kadłubowe).

2.2.1. Światła pozycyjne.

Z wypowiedzi przedstawicieli zainteresowanych państw wynika, że są one analogiczne jak dla samolotów. Światła te są zabudowane na obu bokach kadłuba zamiast na końcach skrzydeł.

2.2.2. Światła kadłubowe — w praktyce są takie same jak dla samolotów.

2.3. Pokładowe projektory lądowania.

Moce żarówek są takie same dla śmigłowców jak dla samolotów, lecz rozsył światłości może być zmieniony. Przedstawiciele Francji, USA i ZSRR oświadczyli, że projektory ich są zdalnie sterowane w kącie azymutowym, jak i do przodu.

Tabela IV

1.2.3. Charakterystyki świetlne projektorów pokładowych lądowania

Kraj	Moc	Maks. światłość I max. cd.	Kąty rozsyłu strumienia świetlnego w płaszczyźnie	
	W		cd.	poziomej
Anglia	600	500 000		
	1000	500 000		
Francja	250	200 000	6	6
	500	450 000	6	6
USA (115 v)	450	400 000	13	14
	600	600 000	11	12
	1000	800 000	12	13
	1000	600 000	20	11
ZSRR	220	200 000	9	9
	600	450 000	13	9

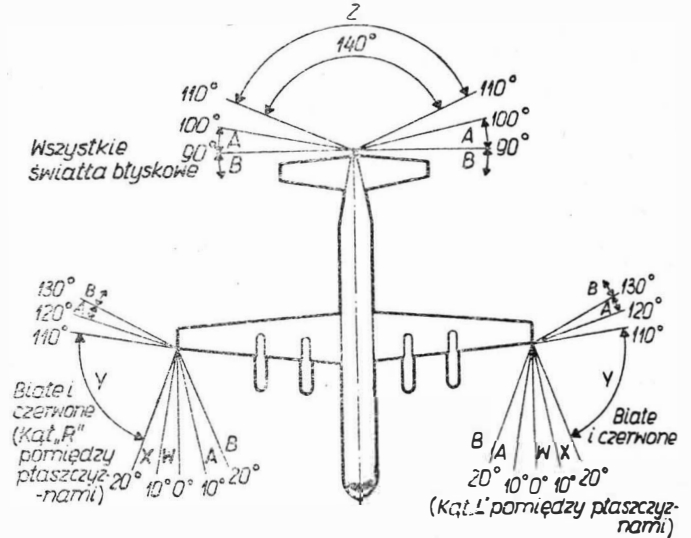
2.4. Światła na końcach łopat.

ZSRR stosuje żarówki o mocy 9 W na napięcie 7,5 V. Żadne z pozostałych państw nie stawiają wymagań zastosowania światła na końcach łopat na śmigłowcach cywilnych.

## Część II

### 1. Oświetlenie wewnętrzne

U wagi ogólne. Oświetlenie przyrządów, dźwigni oraz światła sygnalizacyjne są ważne ze względu na bezpieczeństwo lotu i z tego powodu komisje międzynarodowe poświę-



Minimalne światłości w danej płaszczyźnie pionowej

Kąt powyżej lub poniżej poziomu	Minimum światłości w cd.			
	strefa W	strefa X	strefa Y	strefa Z
0°	40	30	5	20
0° - 5°	35	27	4,5	18
5° - 10°	32	24	4	16
10° - 15°	28	21	3,5	14
15° - 20°	20	15	2,5	10
20° - 30°	12	9	2	6
30° - 40°	4	3	2	2
40° - 90°	2	2	2	2

Max. światłości w strefach zachodzenia

Zachodzenie	Max. światłość (w cd.)		Minimalne światłości w płaszczyźnie poziomej	
	strefa „A”	strefa „B”	strefa	Min. światłość
Zielony w kącie „L”	10	1	W	40 cd.
Czerwony w kącie „R”	10	1	X	30 cd.
Zielony w kącie „A”	5	1	Y	20 cd.
Czerwony w kącie „A”	5	1	Z	20 cd.
Białe w kącie „L”	5	1		
Białe w kącie „R”	5	1		

Rys. 2

ciły im dużo czasu. Niżej omawiane są tylko obecne kierunki rozwoju.

### 2. Oświetlenie przyrządów

2.1. Oświetlenie ogólne przyrządów przez naświetlanie lampami zabudowanymi poza tablicami jest stosowane coraz rzadziej.

**Francja** — Oświetlenie ogólne jest stosowane o zabarwieniu czerwonym, białym i napromieniowanie światłem nadfioletowym.

**Anglia** — stosuje obecnie oświetlenie ogólne tylko o zabarwieniu czerwonym; białe i nadfioletowe nie stosowane.

**USA** — Oświetlenie ogólne jest traktowane jako przestarzałe — używane jest jedynie jako rezerwowe w przypadku uszkodzenia oświetlenia zasadniczego.

**ZSRR** — Oświetlenie ogólne nie jest stosowane.

2.2. Oświetlenie przyrządów masami radioaktywnymi (stałego działania). Stosowanie mas radioaktywnych stopniowo zanika.

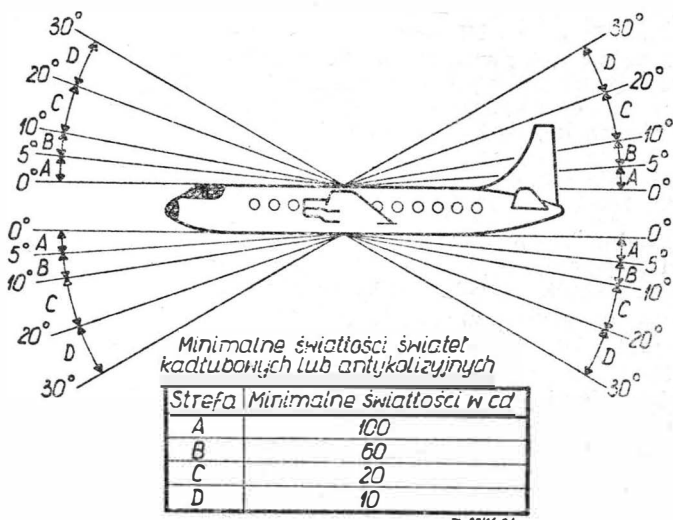
**Francja** — stosuje tylko w przypadkach mało ważnych.  
**ZSRR** — stosuje tylko na starych samolotach.

2.2.1. Oświetlenie pośrednie (ekranowe lub krawędziowe), opis podany w „Technice Lotniczej”, zes. 2 z 1957 r.

Ten sposób oświetlenia uważany jest jako przestarzały.

2.2.2. Oświetlenie indywidualne.

Światło jest doprowadzone do tarczy przez oprawkę umieszczoną w obudowie każdego przyrządu.



Rys. 3

**Anglia** — Metoda ta jest stosowana na nowoczesnych samolotach — stosowane są dwie oprawki w każdym przyrządzie.

**USA** — Metoda ta jest powszechnie stosowana.

**ZSRR** — Metoda ogólnie stosowana na nowoczesnych samolotach — dwie oprawki w jednym przyrządzie.

2.2.2.1. Oprawa oświetleniowa umieszczona w środku szklanej oprawy. Sposób prawie przestarzały.

2.2.2.2. Oświetlenie tylne. Oprawki są zabudowane w przyrządach i światło do tarcz i wskazówek dostaje się przez płytkę w plastyku.

Metoda ta jest jedną z powszechnie stosowanych w USA.

2.2.2.3. Oświetlenie pryzmatyczne.

Przednia część przyrządu wykonana jest w postaci pryzmatu. Światło wysyłane z oprawek umieszczonych w krawędzi pryzmatu odbijając się pada na oznaczenia tarczy i wskazówkę. Sposób ten jest powszechnie stosowany w USA.

2.3. Metody doświadczalne. Najbardziej ciekawy sposób, to stosowanie elektroluminescencji jako środka do oświetlenia tarcz i wskazówek.

2.4. Barwa światel przyrządowych.

**Francja** — czerwona, biała i promieniowanie nadfioletowe.

**Anglia** — jako znormalizowane — światło czerwone, czasami stosowane jest białe.

**USA** — stosowane jest światło czerwone i białe.

2.5. Regulacja natężenia oświetlenia przyrządów dokonywana jest za pomocą oporników.

**Anglia** — zaniechała stosowania mechanicznych żaluzji.

2.6. Najpowszechniej stosowane żarówki do oświetlenia przyrządów pokładowych.

**Francja** — od mocy 1 do 4,8 W na napięciu 26—28 V.

**Anglia** — od mocy od 0,04 do 10 W na napięciu 28 V.

**USA** — od mocy 0,05 do 1,2 W na napięciu 1,3, 5, 6, 28 V.

**ZSRR** — o mocy 1,4 W na napięciu 28 V.

### 3. Światła pomocnicze

Światła te mają na celu oświetlenie oznaczeń, dźwigniek kontrolnych, dla ułatwienia obsługi oraz dla ułatwienia rozróżnienia poszczególnych przyrządów.

3.1. Oświetlenie ogólne jest obecnie jedynym praktycznym sposobem, ułatwiającym rozpoznanie poszczególnych przyrządów. Oprawki tych światel mogą być zabudowane na krawędziach tablic lub w pewnych odstępach od nich. Barwa światel czerwona lub biała. Natężenie oświetlenia może być regulowane.

3.2. Krawędziowe oświetlenie tablic.

Oświetlenie tablic kontrolnych za pośrednictwem światła przesłanego przez płytkę plastikową.

**Francja** — stosuje powszechnie światła czerwone.

**Anglia** — stosuje taki system jako znormalizowany, a jako rezerwowo — oświetlenie ogólne.

**USA** — stosuje taki system jako standardowy.

**ZSRR** — stosowana jest ta metoda oraz napromieniowanie światłem nadfioletowym.

3.3. Połączenie metod.

Gdy do oświetlenia tablic kontrolnych stosowane jest oświetlenie krawędziowe i ogólne, to zwykle ostatnie jest rezerwowo.

3.4. Barwa światła.

Stosowane jest światło czerwone i białe.

3.5. Regulacja natężenia oświetlenia jest analogiczna, jak dla światła przyrządowego.

3.6. Metody doświadczalne.

Do oświetlenia tablic kontrolnych czynione są próby zastosowania elektroluminescencji przez zastosowanie związków fosforu jako środka, który umożliwi zauważenie tablicy kontrolnej w przypadku, gdy zasadnicze źródło energii zostanie uszkodzone.

### 4. Światła sygnalizacyjne

W Stanach Zjednoczonych Ameryki Północnej jest tendencja do stosowania trzech kategorii światel sygnalizacyjnych, które pozwalają na łatwe rozróżnienie.

4.1. Światła ostrzegawcze.

Światła te ostrzegają przed natychmiastowym niebezpieczeństwem powstałym na skutek nieprawidłowej pracy urządzeń. Dla tych światel uzgodniono ogólnie stosowanie barwy czerwonej.

**Francja** — gdy to jest możliwe stosuje w tych przypadkach światło podwójne. Nie są one wyłączane. Istnieje tendencja do wprowadzenia dwóch poziomów światłości, dziennej i nocnej. Równoległe z sygnalizacją świetlną stosowana jest sygnalizacja dźwiękowa.

**Anglia** — Światła te nie są przyciemniane podczas nocy, chociaż duża iluminacja jest potrzebna tylko podczas dnia — prawdopodobnie dlatego, że byłoby pewne ryzyko przywrócenia jej podczas dnia.

**USA** — nie posiadają doświadczeń w tym kierunku, lecz jest dążność, podobnie jak i we Francji, do zgrupowania tych światel na jednej tablicy i do oświetlenia napisów, podających ich przeznaczenie. Przedstawiciele pewnych towarzystw lotniczych nie pozwalają stosowania przyciemniania światel — podobnie jak w Anglii, inni znów wprowadzają automatyczną regulację dla zwiększenia światłości podczas dnia. Sygnalizacja świetlna przeciwpożarowa nie jest przyciemniana.

4.2. Światła informacyjne.

Jest to nowa kategoria światel wprowadzona w USA. Obejmuje ona sygnały informujące o mającym nastąpić niebezpieczeństwie, takim jak: mało paliwa, niskie ciśnienie oleju itp. Do tego celu stosowane są żółte sygnały w postaci przeświecających napisów na czarnym tle. Obecnie światła informacyjne są zgrupowane na tablicach umieszczonych na zewnątrz normalnego pola widzenia pilota, a uwagę na sygnały zwraca pojedynczy sygnał informacyjny główny, będący w polu widzenia pilota. Zaden z pozostałych delegatów, reprezentujących inne państwa, nie zgłosił podobnych propozycji.

4.3. Światła wskaźnikowe.

Światła te informują pilota, że wyposażenie działa lub daje inne informacje o prawidłowej pracy.

**Francja** — światła te stosuje się o różnych zabarwieniach oprócz czerwonego. Mogą one być kontrolowane przez pilota i umieszczone w łatwo widocznym miejscu.

**Anglia** — światła te są zwykle barwy żółtej.

**USA** — nie mają doświadczenia w tym kierunku. W jednym z systemów nazywają je światłami doradczymi i są wykonane o barwie zielonej na czarnym tle. W innym — światła doradcze mogą być barwy zielonej, niebieskiej lub białej.

**ZSRR** — światła te są stosowane w sposób podany wyżej o barwach zielonej, niebieskiej oraz czerwonej i żółtej.

### 5. Światła w przedziale pasażerskim

5.1. Natężenie oświetlenia zmienia się bardzo w różnych typach samolotów należących do tego samego przedsiębiorstwa. W tabeli V podano wartości natężenia oświetlenia stosowane obecnie w niektórych państwach w porównaniu do danych z raportu z 1955 r.



Tabela V

Miejsce w samolocie	Wg raportu jednego towarzystwa USA z 1955 r. (Lux)	1962 r. USA jednego tow., innego niż w 1955 r. (Lux)	1962 r. ZSRR (Lux)
Ogólne	10	20—2	30 na poziomie poręczy
Na powierz. czytania	200	160—40	50 (minimum)
Umywalnia	50		50 umywalnia
Kuchnia	100		100 kuchnia
Sygnaly ostrzegawcze	100		
Bagażnik	10	20—2	30 0,5 m nad podłoga
Tablice pokładowe	50	20—2	15 podłoga
Stół nawigatora	200	160—80	
Radiostacja	100	50—5	
Kabina inżyniera	100	80—40	
Sypialnia	50		
Szatnia			30 na poziomie wieszaka 15 podłoga szatni

Anglia zaproponowała poniższe wartości luminacji, które wydają się właściwe.

Oznaczenia skal przyrządów pilota i inżyniera pokładowego powinny mieć minimalny poziom luminacji światła czerwonego — 2,0 mililamberta (m.L.).

Do czytania map, oznaczenia skal przyrządów, powierzchni pracy, stoły itp. — 1 mL (powyższe wartości powinny występować w czasie, gdy ślizgacz opornika przyciemniającego jest w środkowym położeniu).

„Powierzchnie pracy”. Użytkowe powierzchnie pracy, jak: stół nawigatora, radio oficera i inżyniera pokładowego, powinny mieć różnice natężeń oświetlenia nie większe aniżeli 5:1. Oprawy światła powinny być tak zabudowane, aby unikać cieni w miejscach pracy.

„Tablice oświetlone od spodu”. Napisy wytrawiane na tablicach, oświetlone od spodu, powinny mieć taki rozsył światła, by oznaczenia umieszczone w dowolnym miejscu na tablicy miały luminację w granicach 3:1, lecz w żadnym wypadku nie mniejszą od 1 mililamberta.

„Oświetlenie ogólne”. Dla ułatwienia rozpoznania miejsca zabudowania przyrządów na tablicy — jest ona oświetlona. Luminacja jej powinna wynosić 0,03—0,01 mililamberta. Do oświetlenia urządzeń kontrolnych pedałów należy przewidzieć oddzielne, regulowane źródło światła, czerwone i białe. Przy środkowym położeniu opornika luminacja powinna wynosić 0,2—0,05 mililamberta.

„Oświetlenie podłogi”. Różne poziomy w podłodze kabiny pilota powinny być oświetlone stałym światłem czerwonym o luminacji 0,03—0,01 mililamberta, włączanym wyłącznikiem głównym lub oddzielnym.

## 6. Oświetlenie rezerwowe

### 6.1. Kabina pilota.

Najważniejsze przyrządy mają rezerwowe oświetlenie.

**ZSRR** — Oświetlenie rezerwowe wykonane jest oddzielnymi przewodami.

**USA** — Oświetlenie rezerwowe jest zasilane z akumulatora. We wszystkich krajach jako dodatkowe rezerwowe źródło światła stosują latarkę kieszonkową. Może ona mieć regulowany strumień świetlny przy pomocy przysłonki, zakładany na żądanie — filtr czerwony.

### 6.2. Przedział pasażerski.

We wszystkich krajach wprowadzono jako obowiązkowe — rezerwowe światło przy wyjściu. Wszystkie światła rezerwowe w przedziale pasażerskim są wykonane w ten sposób, żeby mogły być użyte w przypadku koniecznym jako przenośne. Podczas zabudowania na samolocie zasilane są one wyłącznie z akumulatora pokładowego. Światła rezerwowe mogą być włączane przez pilota ręcznie, automatycz-

nie, wyłącznikiem bezwładnościowym, a w pewnych przypadkach po zetknięciu się z wodą.

## 7. Nowe źródła światła

Konwencjonalne źródła światła, ze względu na swoje duże wymiary, mają ograniczone zastosowanie do oświetlenia przyrządów.

Obecnie przeprowadzane są badania nad zastosowaniem w przyrządach dwu nowych źródeł światła. Jedno z nich — elektroluminescencyjne, o którym wspomniano wyżej, polega na doprowadzeniu napięcia do okładzin kondensatora, pomiędzy którymi jest proszek siarczku cynku. Napięcie zasilające zmienne dawniej stosowano od 200 do 400 V, a obecnie robione są próby użycia napięcia stałego o wartości 100 V.

Trudno jest przewidzieć przyszłość rozwojową tego źródła światła, ponieważ fizyczne podstawy wytwarzania światła przez proszek siarczku cynku są nieznane.

Drugie źródło światła stałego było odkryte w ZSRR w 1923 r. przez Łossiewa, który zauważył, że gdy węglík krzemu przepływa prąd elektryczny, to wytwarza on światło. Ponieważ w tym czasie teoria półprzewodników nie była dostatecznie rozpracowana, zjawisko to było ciekawostką naukową aż do ostatnich lat. W 1953 r. Lehovec wykazał, że zjawisko powyższe można wytłumaczyć za pomocą teorii p-n złącza dla półprzewodników, a mianowicie: nośniki mniejszościowe wprowadzone do złącza przegrupowują się i ich energia może być oddana w postaci energii świetlnej. Ten rodzaj elektroluminescencji zaobserwowano obecnie na wielu półprzewodnikach, z których fosforek galu wysyła, zaleźnie od posiadanych zanieczyszczeń, zakres fal świetlnych — zielone, żółte, czerwone i podczerwone.

Źródło światła oparte na promieniowaniu na skutek przegrupowania w złączu p-n nazwano lampą krystaliczną.

Lampa krystaliczna jest diodą. Światło jest emitowane, gdy prąd płynie w kierunku przewodzącym. Emitowany strumień świetlny jest w przybliżeniu proporcjonalny do natężenia prądu. Typowe warunki pracy lampy krystalicznej są: napięcie zasilające  $U = 2,7$  V, jest ono stałe co do wartości, natomiast prąd zależny jest od wymiarów kryształu i wynosi od 30 mA do 1 A.

Przy zasilaniu napięciem o prostokątnych impulsach światło będzie migać. Z lampy krystalicznej można otrzymać światło o dużej luminancji, gdy przez nią będą przepływać silne impulsy prądu, byleby jednak średnia moc wydzielana w kryształ nie przekroczyła określonej wartości. Na przykład prąd 1 A w impulsie trwającym 1  $\mu$  sek, płynący przez lampę krystaliczną o prądzie znamionowym 50 mA, wytworzył luminację 20-krotnie większą niż przy 50 mA.

Sprawność świetlna tych lamp wynosi około 0,01%. Powodem tego jest zatrzymywanie w kryształach większości strumienia świetlnego wytworzonego w złączu, który zamienia się na ciepło.

Zastosowanie czystego kryształu fosforu galu z zanieczyszczeniem, koniecznym dla uzyskania żądanej barwy, może bardzo poprawić sprawność, która teoretycznie może zbliżyć się do 100%. Osiągnięte dotychczas luminancje wynoszą od 17 do 170 nitów  $\left(1 \frac{\text{cd}}{\text{m}^2} = 1 \text{ nit}\right)$ , zaleźnie od zabarwienia.

Lampy krystaliczne, dzięki małym wymiarom i małemu zużyciu energii elektrycznej, mogą znaleźć szerokie zastosowanie do oświetlenia przyrządów pokładowych, jako wskaźniki włączenia w odbiornikach tranzystorowych, w licznikach impulsów itp.

## LITERATURA

1. Commission Internationale de L'eclairage C.I.E. compte Rendu, Zurich, 1955
2. Airborne Lighting and Signals E. 3.3.3. C.I.E., Vienne, 1963
3. Airworthiness of Aircraft Annex 8 to the Convention International Civil Aviation, Fifth Edition, April, 1962
4. L'equipement Electrique der Bord par Jean Duc
5. Principles and Practice of Aircraft Electrical Engineering, H. Zeffert. London, Georges Newnes Limited, 1960
6. Design Recommendations for Aircraft Instrument Lighting, A. M. Blumfeld, Aerodigest, August, 1956
7. The Crystal Lamp A. Novel Light Source by J. W. Allen, Instrument Practice, vol. 16, nr 12, December, 1962

## Sterowanie i kierowanie statkiem kosmicznym

Zagadnienie podróży międzyplanetarnych można nazwać najbardziej pasjonującym zagadnieniem obecnych czasów. Temu też zagadnieniu poświęcono większą część referatów wygłaszanych na XV Kongresie Astronautycznym, odbytym w Warszawie. Termin lądowania na księżycu statku kosmicznego z załogą ludzką stanowi pytanie powtarzające się przy rozmowach, czy wywiadach z uczonymi zajmującymi się naukami, pośrednio czy bezpośrednio związanymi z astronautyką.

Przydatność, czy bezużyteczność człowieka jako bezpośredniej części systemu eksploatacji kosmosu jest przedmiotem ciągłej kontrowersji. Wiele wybitnych autorytetów podkreśla wady i braki człowieka w tym względzie. Człowiek może znosić jedynie małe zmiany parametrów fizycznych otoczenia, posiada stosunkowo długi czas reakcji na bodźce zewnętrzne; jego decyzja — wynikała z określonych faktów — może być różna w poszczególnych przypadkach. Koszt transportu człowieka i jego ochrona są dla przypadku podróży kosmicznych bardzo wysokie.

Zwolennicy kierowania „ludzkiego” podnoszą ludzkie zdolności umysłowe i fizyczne do przystosowania się do zadania, wszechstronne możliwości obserwacyjne, umiejętność powzięcia decyzji przy zmiennych kombinacjach danych z pamięci i bezpośrednio postrzeganych informacji.

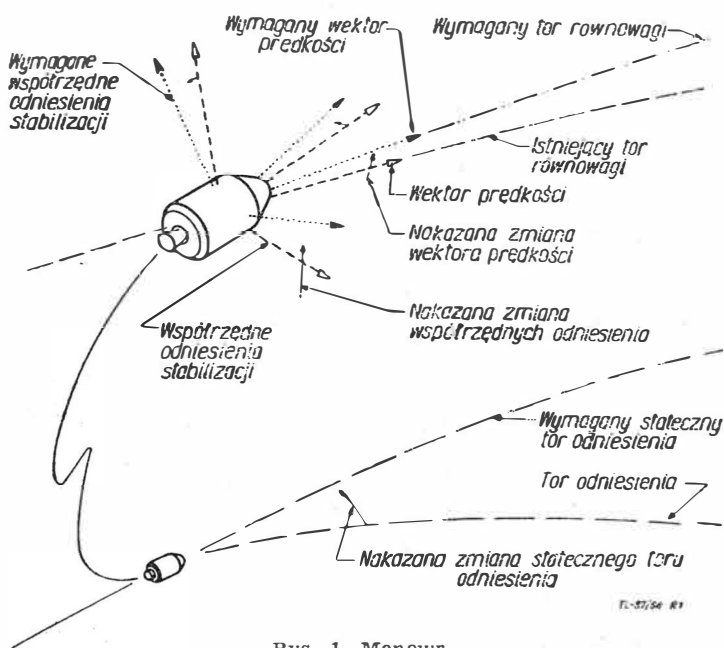
Z drugiej strony wyniki eksploracji kosmosu — wiedza, przygody lub narodowe, czy ekonomiczne korzyści, mogą być uzyskane tylko dzięki ludzkiemu umysłowi.

Jeżeli chodzi o zadania „kosmiczne”, należy rozróżnić systemy: „automatyczny”, „bezpośredni ludzki” oraz „zdalnie sterowany”.

Dla przypadku rozważanego, to jest transportu, urządzenie — w tym przypadku statek kosmiczny — niesie ludzką załogę, jednak kontakt operatora nie jest bezpośredni, jak w przypadku na przykład sterowania dawnego, prostego samolotu. Kosmonauta jest oddzielony od otoczenia „skorupą”, a jego postrzeganie odbywa się za pośrednictwem licznych przyrządów i urządzeń.

System „automatyczny” jest całkowicie programowany i jako taki może realizować tylko takie zadania, które były przewidziane. Układ może uwzględnić jedynie takie zmiany, które są możliwe dla samoczynnej regulacji urządzenia.

Na rys. 2, 5 widzimy zależność człowiek-maszyna dla układu „automatycznego”. Udział człowieka może przyjąć tu formę analizatora przez opracowanie danych przez uczonego w ziemskim laboratorium. Jego spostrzeżenia mogą dać materiał dla wyjaśnienia lub przeprogramowania następnych operacji.



Rys. 1. Manewr

System „zdalnie sterowany” posiada zalety lepszej przystosowalności systemu „ludzkiego” — jednak wadą jego jest zwłoka czasowa na skutek wędrówki sygnału informacyjnego od statku na ziemię do bazy, następnie rozkazu od bazy do statku.

Kierowanie i sterowanie są funkcjami, które umożliwiają taki ruch statku kosmicznego, aby cel podróży był osiągnięty.

Dla ułatwienia dalszych rozważań trzeba podać definicję tych pojęć:

Kierowaniem statkiem kosmicznym nazywa się proces gromadzenia wiadomości i wytwarzanie rozkazów niezbędnych dla spełnienia zadania. Określenie nawigacji jest zasadniczo podobne — określa się ją jako proces gromadzenia potrzebnych danych, wytwarzania informacji o pozycji i ruchu statku i wreszcie przetwarzania tych informacji dla wskaźników i rejestratorów.

Ponieważ operacje obydwóch funkcji są podobne i wykonywane zasadniczo przez to samo urządzenie — cały zespół nazywa się układem kierowania i nawigacji.

Stabilizacja jest procesem powodującym, że: 1) stałe osie statku kosmicznego (związane ze statkiem) dążą do położenia równowagi zgodnego z osiami odniesienia stabilizacji (rys. 1); 2) rzeczywisty wektor prędkości dąży do równowagi zgodnej z prędkością odniesienia stabilizacji.

Manewr jest procesem polegającym na zmianie współrzędnych odniesienia i wektora prędkości, tak aby ustalenie statku i prędkość prowadziły do spełnienia zadania. Stabilizacja powoduje, że statek przechodzi w te nowe osie odniesienia.

Sterowanie jest złożonym działaniem, które zawiera stabilizację i manewrowanie. Inaczej sterowanie można określić jako układ lub urządzenie wywierające wpływ ograniczający, rządzący lub kierujący. Sterowanie jest więc w zasadzie prowadzeniem statku.

### Układ automatycznego kierowania i sterowania

Rozwój pocisków raketowych dla celów militarnych i statków kosmicznych bezzałogowych wpłynął na rozwój automatycznego kierowania i sterowania. Wynikło to głównie z braku warunku powrotu do bazy w zadaniu tego rodzaju statków. Podstawą jest tu stabilizacja oparta na giroskopowych urządzeniach i wizowaniu na gwiazdy.

Ogólny kierunek organizacji pętli stabilizacji i sterowania są identyczne jak w pilotażu samolotowym z operatorem-pilotem. Jak widać na schemacie (rys. 5 i 2), wszędzie mózg pilota zastępują przeliczniki, zaś ręce pilota zastępują układy sprzężeniowe. Detalicznie przeliczniki i przełączniki danych, zastępują ludzki mózg i funkcje myślenia, natomiast proces sprzężenia jest wykonywany przez urządzenia, które przerabiają sygnały tak, jak potrzeba dla wybrania wewnętrznych problemów między różnymi składowymi łańcucha operacji.

### Układ kierowania i sterowania z ludzkim śledzeniem i możliwością wyboru operacji

W statku kosmicznym dostatecznie dużym dla zamieszkania ludzkiej załogi, tak jak w Wostoku, czy projektowanym Apollo, możliwy jest projekt całkowitej operacji ręcznej, całkowicie automatycznej (jak wyżej) lub mieszanej (omówiony dalej Apollo).

Podany na rys. 2 schemat uwzględnia już ingerencję operatora-astronauty, który poprzez urządzenia kontrolne (monitor) może wybrać rodzaj operacji.

Schemat ten pokazuje podstawową pętlę stabilizacji (środkową) wraz ze sterowaniem, która przy odpowiedniej kombinacji przełączników jest zdolna do operacji automatycznych. Dodatkowo monitor i pętla dowolnego wyboru wokół pętli stabilizacji i kierowania są połączone z układem informacyjnych przyrządów wskaźnikowych, przedstawiających sprzężenie zwrotne informacji do monitora-operatora.

Na podstawie informacji i innych wejść — jak programy, zalecenia i wiadomości o bieżącej sytuacji, monitor powoduje to, że wybierak operacji i układ wyboru rozkazów wysyłają rozkazy do innych części układu.

Rozkazy te włączają przewody i uruchamiają programową kolejność czynności przy uwzględnieniu lub pominięciu zmian wywołanych przez monitor. W rezultacie operator ludzki może wybrać i uzyskać każdy rodzaj działania lub kolejność działań, które umożliwia układ kierowania i sterowania przy ograniczeniach wynikłych z programów zapisanych w pamięci przelicznika.

Monitor, ustawiony przez operatora, może skrajnym lewym obwodem dokonać bezpośredniej operacji. Może on również wysłać rozkaz sprawdzenia i akceptowania własnych działań.

### Kierowanie i sterowanie z pokładowym i zdalnym kontrolowaniem

Poprzedni układ może wypełnić kierowanie i sterowanie dla każdego zadania, otrzymując informacje przez pokładowe dane i programy zapisane w pamięci przelicznika na taśmie magnetycznej lub na mikrofilmie. Jeżeli układ jest tak przygotowany, że daje początkowe warunki wyjściowe startu, nie potrzeba kooperującej pomocy z zewnątrz.

Jednak dla praktycznych celów informacji bazy kontroli misji musi być przewidziane połączenie radiowe z bazą naziemną.

Te połączenia nie muszą być prowadzone w sposób ciągły, tak, że wszystkie czasowe zakłócenia, wynikłe z obrotu planety, czy dużych odległości, nie grają decydującej roli. Przy udziale bazy naziemnej śledzenie przez radio informacji o zasięgu i innych danych telemetrycznych wchodzi w układ przerabiania danych i przeliczników, które na bazie posiadają znacznie ciężar i objętość oraz większą moc i co za tym idzie — większą pojemność pamięci i wykonywanych operacji niż pokładowe przeliczniki.

Wyjścia z układu naziemnego są przedstawione w grupie wskaźników i rejestratorów monitora: interpretacje sytuacji istniejących i przyszłych oraz decyzji zespołów kontrolnych są transmitowane z ziemi do nawigatora statku kosmicznego — do pokładowego układu rejestrującego.

Przy uzgodnieniu między monitorami (ziemnym i pokładowym) jest możliwa sytuacja, że sygnały ze stacji naziemnych podają wybór rodzaju operacji i podają rozkazy bezpośrednio do układu kierowania i sterowania statku.

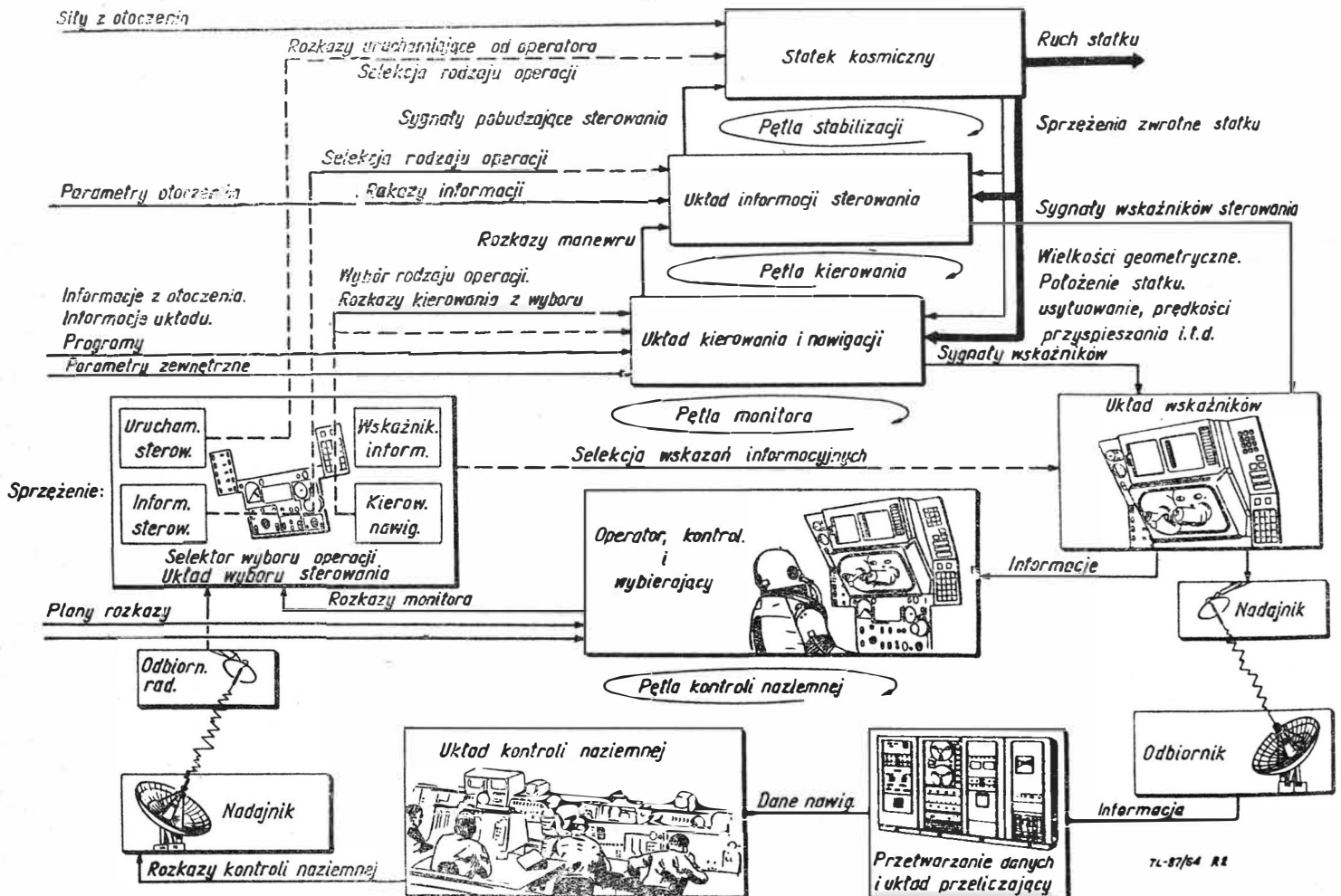
Jak widać na schemacie (rys. 2), pętla naziemnego monitora bazy zamyka się wokół monitorów pokładowych i pętli wyboru operatora przy pomocy połączenia anten radiowych naziemnych i pokładowych.

### Statek kosmiczny

Przy działaniach potrzebnych do stabilizowania do stanu równowagi lub przy zmianie kursu przy rozkazie manewru — układ sterowania otrzymuje sygnały wejściowe i uruchamia działanie sił i momentów, wykorzystując pokładowe źródło mocy.

Charakterystyczne dla pocisków raketowych, jak i dla większości statków latających, siły dynamiczne, potrzebne do manewrowania, są zmienne co do wielkości i kierunku lub co do obydwóch wielkości przy sterowaniu położenia statku, gdyż główne siły napędowe i aerodynamiczne obracają się z osiami statku. Bardziej skuteczne jest stosowanie krótkookresowych działań dla zmiany położenia.

Ciężar jest krytycznym parametrem dla statku kosmicznego i rozkazy sterowania muszą być zmienne w czasie — dla operatora ludzkiego bez automatyki byłoby trudno reagować na tę zmianę. Statek musi mieć czynną cały czas pętlę stabilizacji, gdyż brak mu stateczności statycznej względem trzech osi i jest statycznie niestateczny w czasie lotu przez atmosferę. Na ogół dla lotu statku kosmicznego jest niezbędna jedynie ograniczona zdolność manewrowania, jednak mimo to mogą powstać w czasie lotu przez atmo-

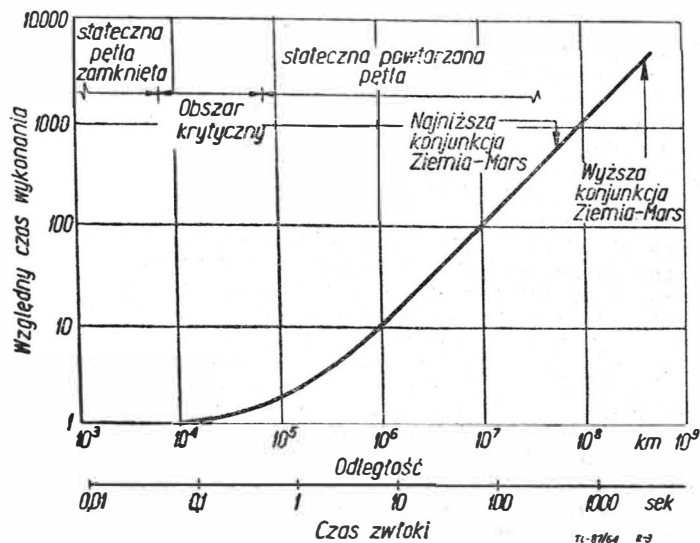


Rys. 2. Układ sterowania i kierowania z kontrolą z bazy naziemnej. Linia ciągła w trzech górnych rzędach — automatyka ludzkie śledzenie — automatyka + blok operatora



sferę komplikacje na skutek wpływu sprzężeń aeroelastycznych oraz nadmiernych obciążeń aerodynamicznych przy podmuchach. Przy oddzielaniu poszczególnych stopni rakiet napędzających mogą poza tym powstać znaczne momenty zakłócające. Wszystkie te zakłócenia toru likwiduje pętla stabilizacji.

System informacji sterowania pętli stabilizacji składa się (rys. 8) z układu czujników, układu przetwarzania informacji i układu sprzężenia. Typowy układ czujników składa się z przyrządu, który odbiera fizyczną wielkość (na przy-

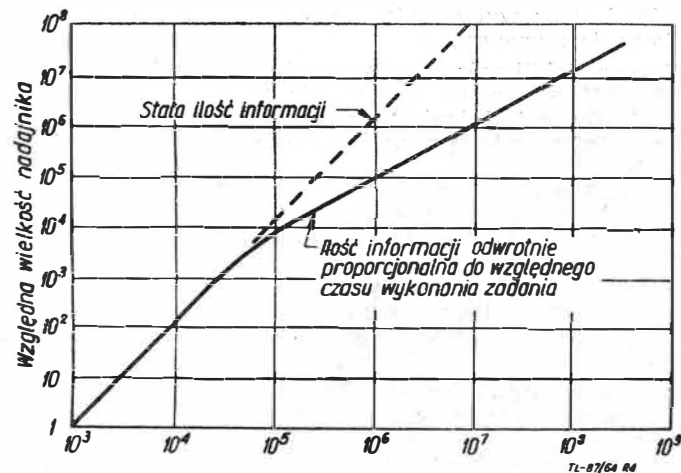


Rys. 3. Czas wykonania zadania w zależności od odległości

kład światło) i wysyła odpowiednie sygnały elektryczne jako wyjście. Fizyczne wielkości, które są odczuwane, to ciśnienie, kierunek lokalnego przepływu wokół korpusu, przyłożone siły, kątowne położenie i jego zmiany) względem układu odniesienia. Zależnie od mechanicznych rozwiązań układu informacje mogą być przesłane do układu przetwarzania lub bezpośrednio do układu sprzężenia.

Funkcjonalnie system przetwarzania informacji wytwarza sygnały przedstawiające odchylenia orientacji statku i wektora prędkości od wyznaczonych (ustalonych) wielkości i dokonuje kompensacji sygnałów potrzebnych do uzyskania założonych osiągnięć pętli stabilizacji dynamiki. Ten proces odpowiednio powoduje porównanie sygnałów, kombinację i modyfikację fazowej charakterystyki składowych sygnałów dla uzyskania wymaganej kompensacji pętli. Przetwarzanie sygnału obejmuje filtrowanie składowych gębcia struktury i drgań własnych konstrukcji. Komplikują to duże zmiany częstotliwości drgań własnych, na skutek zmian warunków lotu, jak i zużycia paliwa. Szkodliwe mogą być błędy wynikłe z przymocowania czujników do uginających się części.

Układ uruchamiania sterowania jest ostatni w łańcuchu kierowania statkiem kosmicznym. Wyjściem z układu prze-



Rys. 4. Wielkość nadajnika w zależności od dystansu

tworzania informacji jest sygnał rozkazu, powodujący liniowe lub kątowne przyspieszenia. Sygnał ten musi się zmienić do postaci potrzebnej do wejścia na układ uruchamiania. Może to być wykonane przez układ sprzężenia, przez przetworzenie sygnału elektrycznego lub uruchomienie kompleksowego urządzenia elektro-mechanicznego lub hydraulicznego. Układ uruchamiania sterów składa się z kabli, przekładni mechanicznych, serwomechanizmów — dla uruchamiania sterów aerodynamicznych i przegubów dysz silników.

Układ siłowy musi pochłaniać moc niewielką w stosunku do wywoływanego rezultatu i tak wyczynowy samolot, czy rakieta pochłania do napędów 20 KM, a bombowiec naddźwiękowy do 200 KM. Wymagania dynamiczne napędu 5 do 10 cykli/sek.

Wymagania stabilizacji dla lotu statku kosmicznego są następujące:

ustawienie fotokomórek	10°
pomiar temperatury	10°
pomiar parametrów otoczenia	1—10°
łączość i meteorologia	1°
doświadczenia naukowe	0,5°
manewry w środkowej części kursu	0,1—0,2°
zmiany kąta obserwacji mniej	0,1°/godz.

### Ograniczenia systemu zdalnego sterowania

Dwustronne łącze pomiędzy operatorem i zdalnie kierowanym urządzeniem musi dostarczyć informacji z decyzją, potrzebne dane z pokładu i musi zapewnić właściwe wy-ciszenie szumów, które tak jaskrawo deformują podawane ze sztucznych satelitów sygnały i obrazy. Dane, głównie wizualne, muszą być widzialne w granicach dostępnych dla zmysłów. Geometryczna ich konfiguracja musi być taka, aby była rozpoznawalna dla operatora. Jak przy bezpośrednim sterowaniu, oddziaływanie na odpowiedź operatora musi być automatyczne i natychmiastowe.

Zwłoka czasu — przebiegu sygnału z prędkością światła jest dla działania sterowania stracona. Dodając do straty czasu przekazania — stałą czasową człowieka i układu, otrzyma się stałą czasową układu zdalnego sterowania. W ten sposób sterowanie na dystansie Ziemia-Mars da stratę 6 minut.

Przy zdalnym sterowaniu z tych względów musi być zasadniczo różna technika operowania (przykład takiego systemu podano dalej). Gdy operator nie jest odległy od kierowanej maszyny, zwłoka przesyłania sygnału jest mała w porównaniu do czasu refleksu operatora.

Poszczególne fazy operacji są zasadniczo następujące: wybór potrzebnego działania, samo działanie i oczekiwanie na wyniki działania. Ta kolejność jest powtarzana, aż otrzyma się wymagany stopień dokładności. Taki rodzaj działania zachodzi dla prostych zadań przy zwłokach rzędu sekundy. Konsekwencje wzrostu czasu przy wzroście odległości są widoczne na wykresie (rys. 3). Systemy powodujące zwłokę czasową tego samego rzędu wielkości jak czas postrzegania i reakcji (0,1 do 1,0 sek.) prowadzą do niestatecznego oddziaływania operatora.

Usiłowania działania przez operatora zawodzą w obszarze czasu zwłoki pośrednim pomiędzy tym, w którym może on działać na bazie stacjonarnego czasu i obszaru, w którym musi on stosować powtarzające się przybliżenie. Problem operowania w tym zakresie zwłoki czasu może być czasem złagodzony przez zastosowanie przewidywania lub uprzedzających wskaźników, które wykazują natychmiast potrzebne dla danego wariantu dane.

Krzywa przedstawiająca wpływ odległości na czas wykonania zadania podaje odległość (i czas) pomiędzy operatorem i statkiem kosmicznym w zależności od względnego czasu wykonania zadania, który jest stosunkiem czasu wymaganego do osiągnięcia zadania przy danej odległości do czasu potrzebnego bez zwłoki na skutek dystansu. Odstęp czasu pomiędzy 0,1—1,0 sek. jest odstępem krytycznym. W tym obszarze musi być zastosowana zmiana techniki działania, zestaw wyposażenia musi być odmienny (mowa o tym będzie dalej).

Gdy czas zwłoki i dystans staje się tak duży, że wzrośnie też znacznie czas osiągnięcia zadania, będzie korzystnie wyposażyć statek kosmiczny pewnym stopniem swobody kierowania.

Alfred M. Mayo wprowadza potencjał wielkości polepszenia czasu osiągnięcia zadania:

$$\frac{T_d + T_a}{T_a}$$

$T_d$  — całkowity czas zwłoki,  
 $T_a$  — czas, w którym statek może działać automatycznie bez nowego rozkazu.

Gdy czas, w którym maszyna może działać bez zewnętrznych rozkazów, zbliża się do całkowitego czasu zwłoki, czas wykonania zadania polepsza się do wartości bliskiej do dwukrotnego czasu systemu z pomijalnym czasem zwłoki. Statek kosmiczny do dystansu Ziemia-Mars, mający zdolność automatycznego działania w czasie równym czasowi całkowitej zwłoki, zredukuje kilkasetkrotnie wzrost czasu osiągnięcia zadania w stosunku do dwukrotnego wzrostu czasu pomijalnej wartości dystansu. Wyposażenie, potrzebne dla dania statkowi zdolności automatycznego kierowania, jest zależne od zadania. Niektóre zadania wymagają wyposażenia bliskiego pamięci i zdolności kojarzenia operatora ludzkiego.

### Moc potrzebna do przenoszenia sygnałów

Moc ta rośnie ze wzrostem odległości. Jest ona proporcjonalna do szerokości pasma częstotliwości i kwadratu odległości. Jeżeli ciężar lub wielkość nadajnika przyjmą, jako proporcjonalną do wydatku mocy, rysunek 4 pokazuje względną wielkość nadajnika jako funkcję odległości. Linia kreskowana pokazuje tę wielkość przy stałej ilości informacji, linia ciągła wartość zmniejszoną na skutek pomniejszenia ilości informacji, wynikłej z dużego czasu przebiegu sygnałów.

Zdalne sterowanie jest jasno wskazane dla niektórych lotów kosmicznych. Są zadania, dla których ten system jest jedynym, a mianowicie:

1. Eksploracja nieznanymi lub niebezpiecznymi dla człowieka planet, jak na przykład Wenus. Tutaj wiadomości dla automatyki są ograniczone, a powierzchnia Wenus jest zbyt niebezpieczna dla człowieka.

2. Naprawa, zasilanie lub bezpośrednia inspekcja stacji orbitalnych. Na ziemi prace z radioaktywnymi materiałami przy pomocy zdalnych manipulatorów. Obsługa orbitalnych doświadczalnych reaktorów nuklearnych z pokładów załogowych statków kosmicznych — z bezpiecznej odległości.

3. Zasilanie i obsługa dużych układów orbitalnych, wrażliwych na zakłócenia. Do tej grupy należałyby: manipulacja, kontrola i zasilanie satelitarnych obserwatoriów astromicznych, gdzie poruszanie się załogi może być źródłem błędów pomiarowych.

Dla wielu zadań najlepsze będą układy mieszane. I tak dla Marsa proponuje się początkowe automatyczne próbniki, a dopiero potem loty załogowe. Duża odległość, jak podano poprzednio, utrudnia zdalne sterowanie, także przewiduje się lot na orbitę synchroniczną Marsa, a potem badanie określonych okolic za pośrednictwem lądujących próbników.

### Rola czynnika ludzkiego

Zadania kosmonauty-operatora mogą być podzielone na dwie grupy:

1. Zadania wewnątrzukładowe, w których operator występuje jako czynnik wykrywający i regulujący, podczas gdy maszyna wykonuje pomiary, dostarcza mocy i spełnia rolę członów wykonawczych.

2. Zadania zewnątrzukładowe, ograniczające funkcję operatora do dozorowania i narzucania elastycznych zmian programu.

Dla statku kosmicznego może więc człowiek być pilotem-kosmonautą na pokładzie statku (lecz w znaczeniu bardziej ograniczonym niż pilot na przykład prostego samolotu sportowego, czy szybowca) lub operatorem przy zdalnym sterowaniu z bazy.

Operator-kosmonauta zachowuje więc swą pozycję jako członek w systemie sterowania statku dzięki pewnym zaletom stawiającym go wyżej niekiedy od automatu i maszyny liżącej.

Praca mózgu jest w zasadzie podobna do pracy maszyny matematycznej. Praca neuronu (neuron — podstawowa jednostka anatomiczna i czynnościowa układu nerwowego obejmuje komórkę nerwową i jej wypustki) ośrodkowego

systemu nerwowego, wytwarzającego impulsy wyjściowe w reakcji na pewne kombinacje impulsów wejściowych — przypomina działanie organów, tak zwanych logicznych maszyny cyfrowej, opartej o lampy elektronowe lub tranzystory. Prędkość działania układu nerwowego człowieka, jak i maszyny, zależy bezpośrednio od czasu zwłoki wprowadzonego przez jej elementy. Czas zadziałania lampy elektronowej (tranzystora) jest rzędu  $10^{-6}$  —  $10^{-7}$  sek. Odpowiedni parametr dla neutronu (ludzki) wynosi  $10^{-2}$  sek. Widać tu przewagę, niekiedy decydującą, maszyny.

Porównując wymiary obydwóch elementów — materialnego i organicznego, otrzymuje się znowu przewagę organów ludzkich — i to tysiącokrotną. Dla całych zespołów przewaga człowieka będzie jeszcze większa — gęstość w przestrzeni będzie  $10^8$ — $10^9$  razy większa.

Wiąże się z tym sprawa zapotrzebowania energii. W centralnym układzie nerwowym wypada energia  $10^{-9}$  watta na neuron, dla elementów elektronowych lub półprzewodnikowych wypada  $10^8$ — $10^9$  razy więcej.

Cyfra, wyrażająca liczbę elementarnych członów logicznych układu nerwowego (neuronów) wynosi  $10^{10}$  — jest to cyfra nieosiągalna dla maszyn. Według Neumanna, sumaryczny sygnał wejściowy organizmu ludzkiego niesie informację rzędu  $14 \times 10^{10}$  bitów (pojedynczych impulsów) na sekundę; dla przeciętnego wieku 60 lat otrzymuje się pojemność pamięciową człowieka  $2,8 \times 10^{20}$ . Jest to zawrotna wielkość, ale przy założeniu trwałości pamięci. Dla wielkich maszyn liczących pamięć nie przekracza  $10^6$  bitów.

Rozróżniając pamięć długo- i krótkookresową, trzeba przyjąć, że pamięć tak zwana długookresowa ma poważne ograniczenia i ustępuje maszynowej. Długotrwałe działania logiczne będą wykonane mniej dokładnie, lecz układ nerwowy jest znacznie bardziej pewny (choroby się zdarzają rzadziej, niż awarie maszyny). Dodatkową cechą charakterystyczną, odróżniającą człowieka od maszyny jest to, że bardziej podlega on zewnętrznym wpływom.

Wpływy otoczenia i czasu trwania pracy są dla kosmonauty następujące:

Przyśpieszenia — ciężenie, drgania, nieważkość.  
Otoczenie — tlen,  $CO_2$ , temperatura, wilgotność itp.

Czynniki psychologiczne — zmęczenie, znużenie, strach.

Czas zwłoki dla operatora ludzkiego można podzielić na dwa odcinki:

- a) okres rzędu 0,25—0,8 sek., podczas którego operator nie tworzy odpowiedzi, zaś całą uwagę skupia na analizie bieżącej podniety w stosunku do podniety otrzymanej w poprzednim okresie,

- b) czas rzędu 0,20—0,3 sek., w czasie którego wysyła on sygnał wyjściowy i obserwuje jego skutek, na podstawie czego jest w stanie wydać decyzję o dalszym przebiegu procesu.

Daje to w sumie około 0,4—1,1 sek. Według Drapera czas ten wynosi 0,5—1,0 sek.

Dla lepszego oceny roli człowieka w kierowaniu statkiem kosmicznym rozpatrzono poniżej model operatora przy kierowaniu samolotem (rys. 5).

Jak widać na schemacie, istnieją następujące elementy biorące udział w pracy. Przede wszystkim samolot i pilot, następnie czujniki, jak szybkościomierze, manometry, obrotomierze i inne. Wskaźniki ich są widoczne w zespole wskaźników przed pilotem. Ręce pilota i drążek sterowy to układ sprzęgający. Następnie jest układ uruchamiania sterów i stery wytwarzające siły i momenty potrzebne do wykonania manewru.

Czynna stabilizacja samolotu wykonywana jest przez człowieka. Pilot otrzymuje informacje przy pomocy czujników, jak giroskopy (położenie), radar, sekstansy, przyśpieszomierze. Informacje te muszą być dostarczane w formie czytelnej.

Na podstawie obserwacji błędów usytuowania rzeczywistego i potrzebnego pilot wysyła rozkazy sterujące, na przykład przez drążek sterowy, czy pedały nożne, do układu uruchamiania steru. Stery przestawiają się, wytwarzając potrzebne siły i momenty. Następuje poprawny lot — o czym zawiadomiony jest pilot. W ten sposób trzy elementy górne (rys. 5) i trzy środkowe tworzą jakby zamknięty obieg zwany pętlą stabilizacji.

Następną sprawą będzie moc człowieka. Zrozumiałe jest, że człowiek nie mógłby uruchamiać sterów ogromnego samolotu, steruje on jedynie uruchamianie tak zwanych serwowilników, które dając już dostateczną moc przestawiają duże powierzchnie sterów czy inne urządzenia. Te same trzy środkowe elementy: sprzężenie (ręce pilota), układ

przetwarzania informacji (mózg pilota), i układ czujników mają i drugą rolę, mianowicie pilot na podstawie informacji zewnętrznych lub założonego planu może tak pokierować samolotem, żeby wykonać pewien manewr (na przykład lądować). Wówczas na podstawie odczytu wskaźników przyrządów (mogą to być te same lub jeszcze dodatkowe — jak przy stabilizacji) przeprowadza kalkulację myślową — rozkazy kierujące idą do rąk. Ręce, jako układ sprzęgający, poruszają uchwytem steru i dalej następuje wytwarzanie sił i momentów na sterach. W ten sposób zamyka się dolny obwód — pętla kierowania.

Jak więc należy ocenić rolę człowieka w świetle jego właściwości i przykładu jego pracy, podanej wyżej. Wnioski z możliwości człowieka w kierowaniu i stabilizacji są następujące:

Człowiek jest zdolny do wykonywania czynnej stabilizacji w większości sytuacji, mając dostateczne wzmacniacze (serwo) sił napędzających stery i dostateczne dane od czujników — jednak nie wykona zadania w większości przypadków tak dobrze jak automat.

Ponadto stabilizacja ciągła, utrzymywanie na kierunku jest męczącym zadaniem i prowadzi do pogorszenia działania przy długotrwałym locie. Nie wydaje się słuszne absorbowanie człowieka zadaniem, które może wykonać automatyka.

C.S. Draper uważa, że również całkowite kierowanie potrzebne dla podróży kosmicznej wymaga tak dużego udziału urządzeń automatycznych, że całkowita automatyzacja jest i tu usprawiedliwiona.

J. Gerathewohl pisząc o doświadczeniach lotów projektu Mercury podaje, że trudności, które występowały, wyka-

zuja, że podstawową uwagę pilot powinien skupić na kontroli układów kierujących i ich działaniu. Może on z powodzeniem wykonywać funkcje kierowania, ale może też popełniać błędy niedopuszczalne.

Właściwą rolą człowieka w stabilizacji, sterowaniu i kierowaniu w podróży kosmicznej nie jest stały udział, jako składowej części obwodu, lecz jako uzupełniającego obserwatora z możliwością włączania odpowiednich czynności. Schemat blokowy (rys. 8) pokazuje tę równoległą kontrolującą rolę astronauty. Wszystkie dane zewnętrzne i sprzężenia zwrotne są mu dostępne przez układ wskaźników.

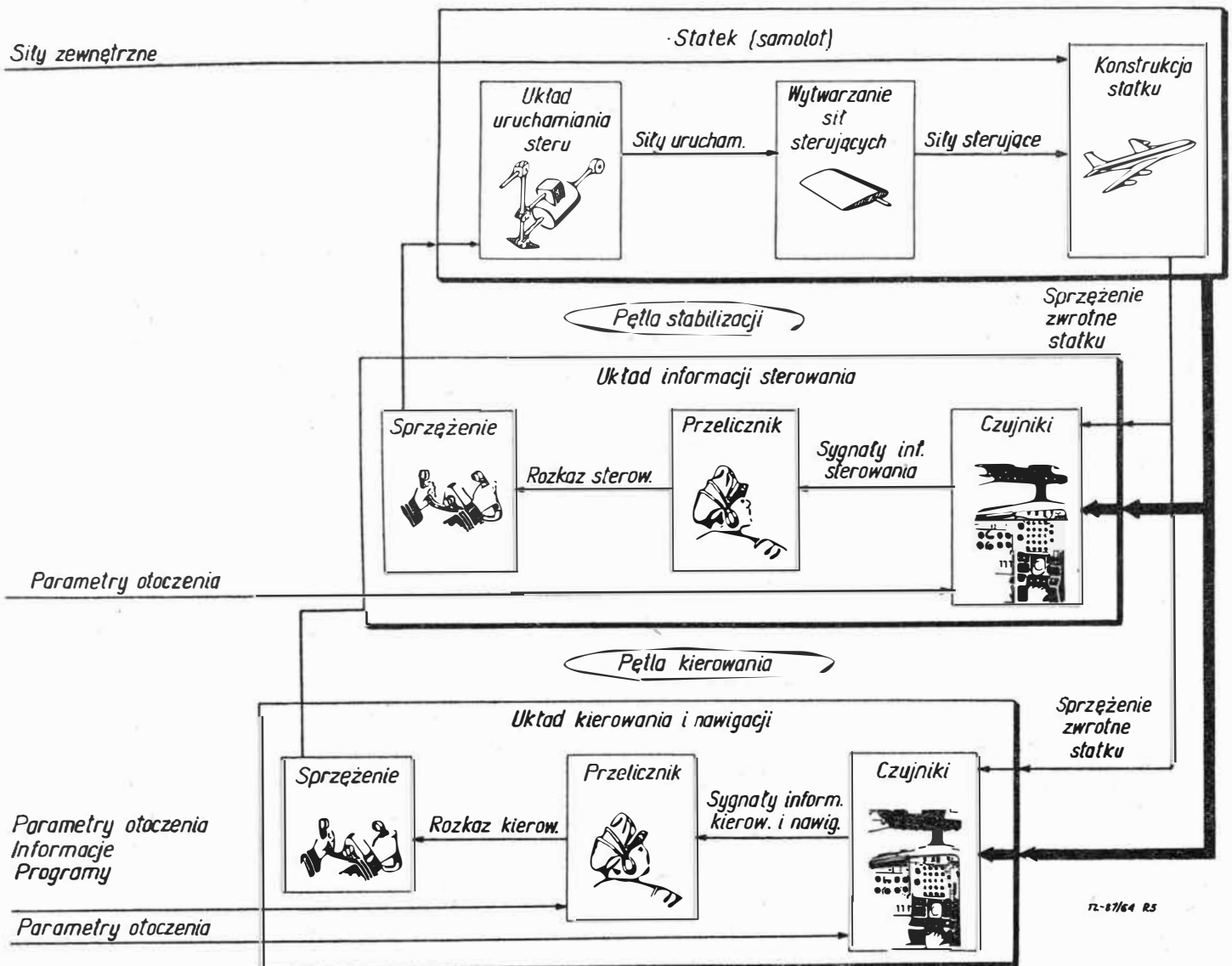
Może on ocenić nienormalne warunki i włączyć się ze swą decyzją do układu kierowania i sterowania statku. W ten właśnie sposób potraktowana jest rola człowieka-operatora w statku Apollo i jak można wnioskować — tak jest w radzieckich Wostokach i Woschodzie.

### Apollo

Przykładem podróży kosmicznej z ludzką załogą jest podróż do księżyca — Apollo. Wymaga ona całej serii działań nawigacyjnych i sterujących (rys. 6).

Poszczególne fazy tej akcji są następujące:

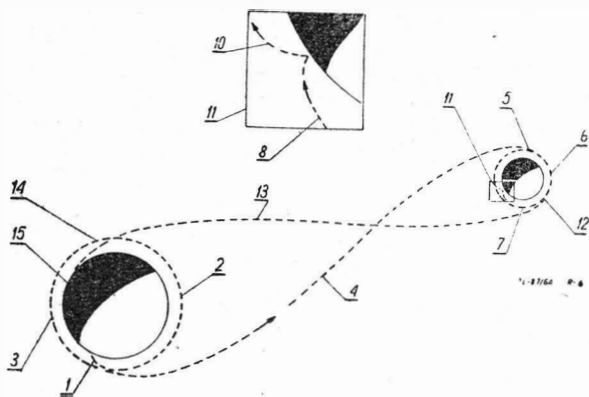
1. Wyrzucenie do śledzonej orbity ziemi.
2. Nawigacja na orbicie (korekta toru).
3. Wejście na trajektorię księżycową.
4. Sterowanie i nawigacja na kurs do księżyca w środkowej fazie lotu.
5. Wejście na orbitę księżyca.
6. Nawigacja na orbicie księżyca.
7. Wejście na orbitę schodzenia — przez kabinę księżycową.



Rys. 5. Układ kierowania i sterowania przy pomocy zmysłów człowieka



8. Hamowanie do lądowania na księżycu.
9. „Siadanie” na księżycu.
10. Start księżycowy.
11. Spotkanie (rendez-vous) na orbicie księżycy.
12. Wejście na trajektorię księżyc-ziemia.
13. Nawigacja i sterowanie na środkowej części lotu powrotnego.
14. Wejście do atmosfery ziemi.
15. Końcowe przybliżenie i przyziemienie.



Rys. 6. Kolejne fazy lotu księżycowego

Początkowe wzniesienie się z ziemi i wejście na orbitę ziemi dokonane będzie przez całkowicie automatyczny układ, opisany wyżej.

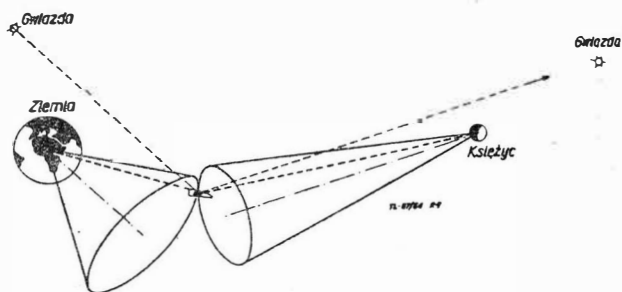
Dla dalszych faz podróży księżycowej statku Apollo przewidziano operacje, które można uskutecznić albo ręcznie przez ludzką załogę lub przez nieożywione wyposażenie automatyczne.

Informacje nawigacyjne w kosmosie otrzymywane będą przez pomiary kątów kierunkowych od statku kosmicznego do zidentyfikowanych gwiazd i do rozpoznanych zarysów na ziemi i księżycu.

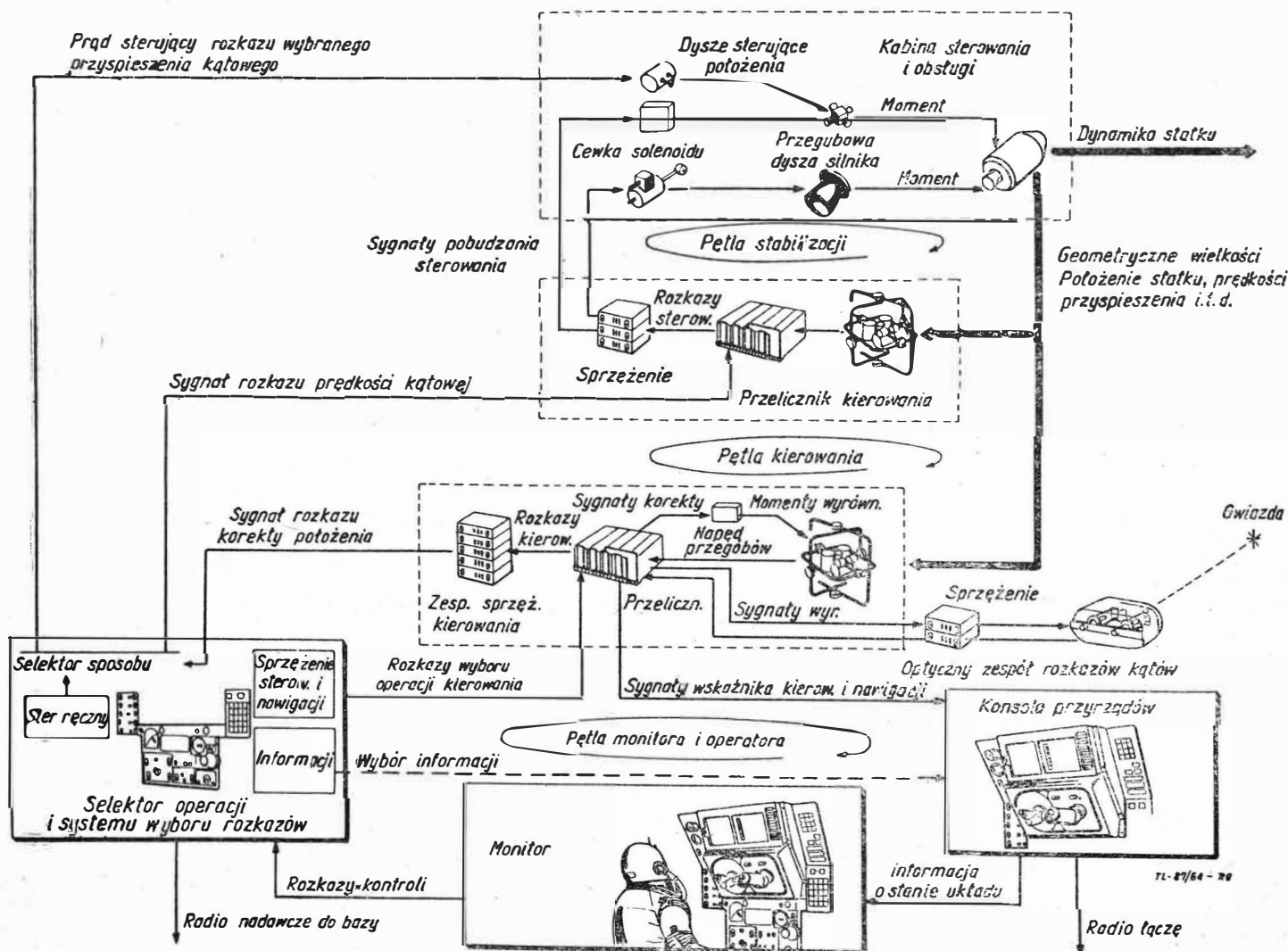
Wybierając trzy różne gwiazdy przyjmuje się, że ich odległość jest tak duża i kąty, jakie namierzy się od poruszającego się w ramach układu słonecznego statku do tych gwiazd, będą stale niezienne. Wybierając znany punkt na ziemi, księżycu lub słońcu (plamę) — namierza się ich położenie katowe (rys. 7).

Jeżeli — jak na rysunku — zbudujemy stożek, którego oś ma kierunek taki, jak wybrana gwiazda i wierzchołek leży w obranym punkcie bliskiej planety (ziemia lub księżyc) lub słońce, zaś kąt wierzchołkowy będzie równy podwójnemu kątowi pomiędzy kierunkiem do gwiazdy i do punktu obranego za wierzchołek — statek kosmiczny będzie leżał na tworzącej tego stożka.

W ten sposób powtarzając operację względem pozostałych par gwiazda, bliska planeta — otrzyma się trzy stożki i trzy tworzące, w których przecięciu będzie się znajdował w przestrzeni w danej chwili Apollo. Dla przeliczenia tych katowych pomiarów na informację pozycji statku w prze-



Rys. 7. Zasada określania położenia w przestrzeni

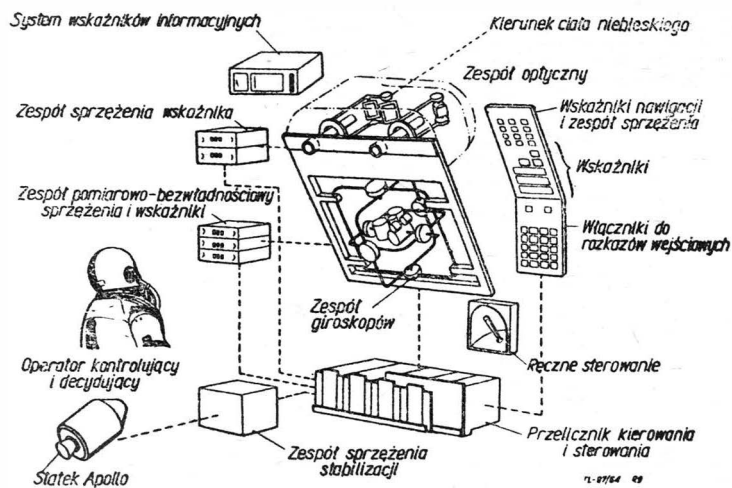


Rys. 8. Schemat działania systemu „Apollo”

strzeni potrzebne jest przeliczenie uwzględniające geometryczne zależności, przyjmując jako odniesienie na przykład średnicę księżyca. Rachunek wykonuje maszyna automatycznie.

Układ współrzędnych w tym rachunku stanowią osie do 3 gwiazd, zaś początek — słońce. Opisana metoda ma być zastosowana do akcji Apollo.

Inna metoda nawigacyjna polega na ustaleniu kierunku lotu, zaś odległość od słońca oblicza się z wielkości jego



Rys. 9. Elementy sterowania „Apollo”

średnicy; wymagana jest tu jednak duża dokładność, gdyż błąd 1 sek. pomiaru łuku na odległości ziemi od słońca daje błąd ponad 60 tys. km.

Trzecia metoda polega na obserwacji planet zamiast gwiazd. Daje to większą dokładność, lecz wymaga tabel położenia planet w każdym czasie.

Inne sposoby polegają na zastosowaniu fal radiowych — 4 radiolaternie krążą na znanych orbitach wokół słońca. Położenie statku wewnątrz układu słonecznego określane jest przez pomiar czasu dojścia sygnałów wysyłanych przez latarnie, przy czym praca latarni byłaby synchronizowana.

Bezwładnościowe urządzenie pomiarowe (rys. 8), składające się z ramy stabilizowanej gioskopami, nadaje sygnały przedstawiające ustawienie statku w przestrzeni (kierunek jego osi) względem ramy odniesienia.

Specjalne odbiorniki sił zamontowane na stabilizowanej ramie wykazują siły napędowe, aerodynamiczne i inne siły niestałe, działające na statek. Dzięki temu mogą być obliczone zmiany prędkości statku.

Nawigacyjne wyposażenie optyczne składa się z szukającego teleskopu dla wyszukiwania i identyfikacji punktów odniesienia na planetach i gwiazdach — oraz sekstansu z dwoma wizjerami dla określenia kątów, o których mowa była wyżej.

Przelicznik kierowania Apollo wykorzystuje informacje dla nawigacji, kierowania i sterowania. Sprzężone zespoły optyczne (rys. 9) i bezwładnościowe zespoły pomiarowe wysyłają swe informacje do przeliczników, wskaźników i do układu sterowania.

Zespoły wskaźnikowe (wskaźniki na „desce przyrządów”) pokazują astronautce właściwe informacje. Połączone z samymi wskaźnikami sterownice i pokręta służą do łączności astronauty z wyposażeniem. Ręczne sterownice zezwalają mu na wytwarzanie włączeń sterowania i śledzenia.

Na końcu obiegu sprzężony zespół sterowania i napęd sterowania przykładają siły i momenty sterujące do statku kosmicznego.

Przy automatycznym trybie postępowania przelicznik kierowania Apollo wytwarza zespół rozkazów potrzebnych dla wykonania poprawek, wykorzystując podkładowe pomiary informacji optycznych oraz sił działających na statek wraz ze wstępnymi informacjami zapisanymi w pamięci, zawierającymi wymaganą trajektorię odniesienia. Przelicznik następnie zestawia zespół rozkazów z informacjami otrzymanymi od czujników, które podają kątowe przemieszczenia przegubów bezwładnościowych zespołów pomiarowych (zespołu gioskopu). W wyniku otrzymuje się poprawkowe sygnały położenia. Sygnały rozkazujące, idące do uruchamiania sterowania, przechodzą przez pętlę stabilizacji dla redukcji korekty do zera.

Gdy ciąg silnika ma być użyty dla zmiany prędkości, zespół sprzężenia sterowania przesyła sygnał uruchamiający do serwo-układu, który odchyła przegubowo zamocowaną dyszę silnika.

W przypadku konieczności korekty położenia statku sygnały są wysyłane do dyszek silniczków sterujących.

Operator-astronauta może sam wywołać sygnał rozkazu prędkości kątowej (wyjście na lewo — rys. 8), używając ręcznego sterowania, które wysyła odpowiednie sygnały do przelicznika. Działanie zespołu pętli stabilizacji powoduje, że statek reaguje prędkością kątową proporcjonalną do rozkazów.

W jeszcze innym rodzaju działania astronauta daje bezpośrednie rozkazy do dyszek sterujących (obwód skrajny — lewo).

Informacje nawigacyjne uzyskuje operator, gdy obraz sekstansu jest ustalony i przez naciśnięcie guzika zostaje przesłany do przelicznika. Przeliczone informacje mogą być uwidocznione wraz z przeliczoną korektą na wskaźnikach. Zmiany prędkości można więc uzyskać odpowiednio zmieniając kierunek statku i uruchamiając silnik na tak długo, aż ustali się wymagana prędkość.

Pomiary nawigacyjne są dokonywane co pewien okres, regularnie, lecz korekty prędkości są dokonywane jedynie wówczas, gdy wiadomość o wymaganej korekcie jest wystarczająco ścisła i dopuszczalna dla ekonomicznego zużycia paliwa. Również dla oszczędności mocy elektrycznej zespół gioskopów wyłącza się między pomiarami. Przy ponownym uruchomieniu zespołu bezwładnościowego konieczne jest ustawienie go względem przyjętego układu odniesienia. Dokonuje się tego uzgodnienia przez przestawienie przegubów, tak aby wybrane kierunki odniesienia pokryły się kierunkami wybranych gwiazd. Potrzebne dla korekty sygnały przekręcenia gioskopów przelicznik przesyła do ramy stabilizowanej zespołu.

Dla umożliwienia astronautce kontroli przebiegu lotu, informacji i przebiegu procesów normalnych i nie przewidzianych, rozpoznania i reperacji wadliwie pracujących zespołów wyposażenia — w układzie wskaźników widoczne są karty gwiazdne, mapy ziemi i księżyca oraz wszelkie potrzebne informacje. Samo zatrzymanie wyposażenia i urządzenia alarmujące o błędach są sygnalizowane światełkami na konsoli wskaźników.

Niektóre wykrywacze awarii, powstałych w nagłych przypadkach, nie tylko wskazują, że awaria zaistniała, lecz organizują serię stosownych dodatkowych akcji, które według opinii astronauty winny zadziałać.

Naprawa wyposażenia ma formę zastępowania i układ jest tak zaprojektowany, że zastępstwo może nastąpić w czasie lotu.

## System Predex

Podany przez Marksona system Predex — Przewidywanie — Ustalanie stanowi pomysł ludzkiego całującego systemu kierowania. Operator ludzki działa tu w pętli kierowania, gdzie może kontrolować wszystkie fazy podróży kosmicznej. Jeżeli operator ma być czynny w układzie, należy według Marksona uwzględnić jego specjalne zdolności w założeniach układu. Należy dostarczyć mu mechanicznych pomocy przez ulepszenie określenia przyszłej pozycji.

Wskaźniki przewidujące zezwolą na sprawdzenie osiągnięć statku. W wyniku działania układu:

a) załoga może natychmiast określić, czy jest paliwo do wykonania całkowitego manewru,

b) następnie tak samo można określić, czy ciąg jest dość duży do lądowania (hamowanie) w wybranym miejscu lub, czy alternatywne miejsca lądowania są w zasięgu statku,

c) załoga będzie wiedzieć, czy warunki zejścia z orbity są łatwe do uzyskania i istnieje bezpieczny „korytarz” zejścia na ziemię,

d) bardzo ważna jest wiadomość, czy istnieją możliwości odrotu przy nieudanym lądowaniu.

Pilot-astronauta, lecąc według wskaźników przewidujących, może łatwo wykonać takie zadania:

a) kompensować duże błędy toru,

b) nowy egzemplarz statku może być wprowadzany w manewr na podstawie doświadczeń z innymi sztukami,

c) uniwersalne zastosowane wskaźników przewidujących może służyć do różnych zadań.

Zmiany w parametrach otoczenia w czasie podróży księżycowej powodują konieczność podziału misji na oddzielne

fazy (rys. 6). Na przykład w pobliżu ziemi działają siły aerodynamiczne, zaś przy księżycu ich brak. Przy starcie z ziemi ciąg musi wynosić setki ton, zaś z powierzchni księżycy wystarcza ciąg o wiele mniejszy. Wszystko to musi być uwidocznione na wskaźnikach przewidujących.

Tak więc z przeglądu widać, że rola człowieka w podróży kosmicznej jest pozytywna. Rodzaje kierowania i sterowania są różne: automatyczny — ograniczony w działaniu i mało elastyczny, automatyczny z ingerencją człowieka, zdalny obciążony wadą zwłoki czasowej (ten sposób popra-

wia częściowo automatyka) i wreszcie metoda przewidywania i ustalania, złożona, lecz najlepiej wykorzystująca ludzkiego operatora.

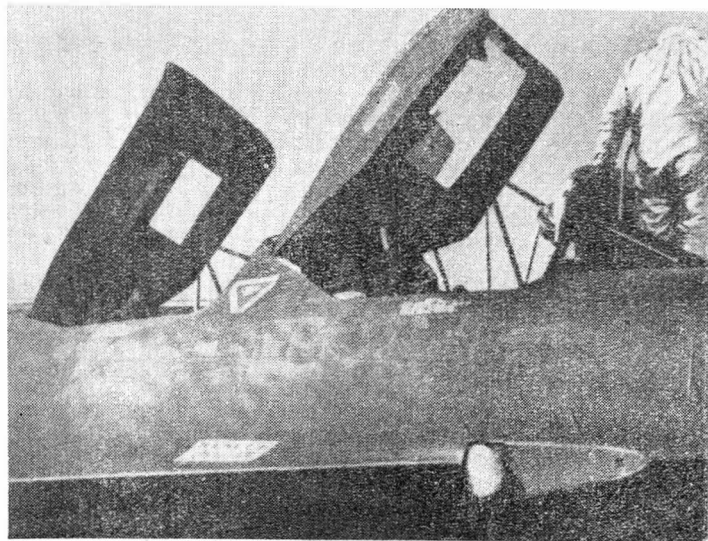
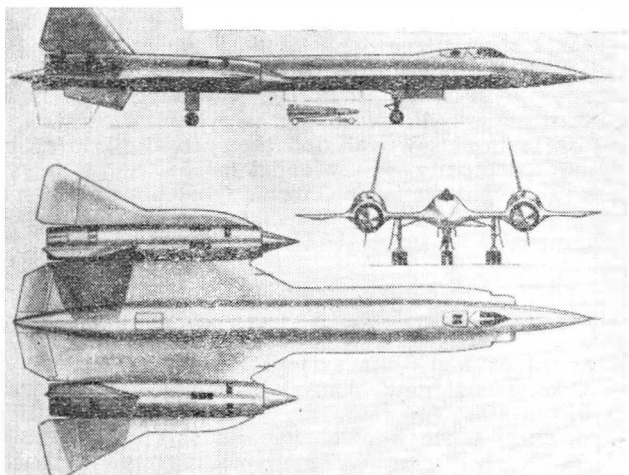
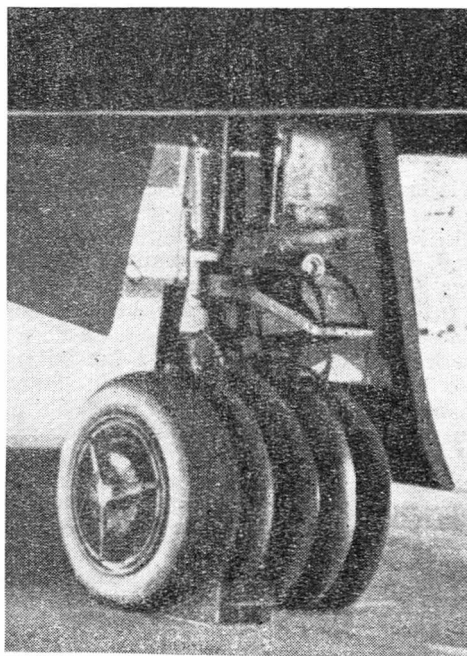
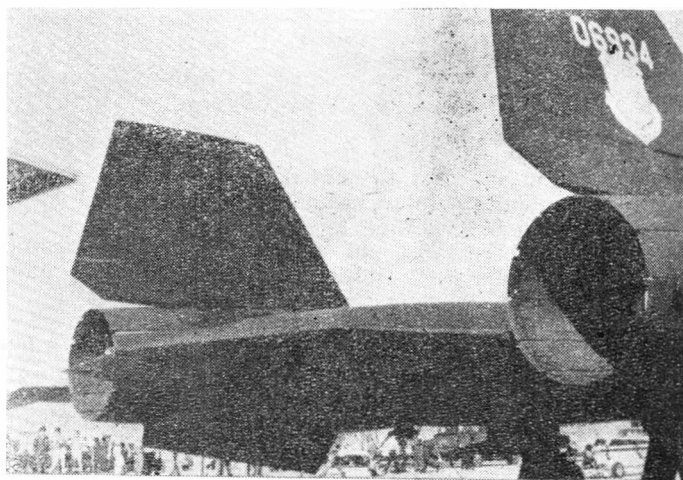
#### LITERATURA

1. C. S. Draper, H. P. Whitaker, L. R. Young — The Roles of Men and Instrument in Control and Guidance Systems for Spacecraft, XV. Int. Astr. Congr.
2. Janusz Morawski — Rola czynnika ludzkiego w układach sterowania, Arch. Bud. Maszyn, zes. 4, 1961 r.
3. A. M. Mayo — Space Exploration by Remote Control, XV. Int. Astr. Congr.
4. E. E. Markson — A Concept for a Man-Integrated Guidance System, XV. Int. Astr. Congr.
5. R. H. Battin — Explicit and Unified Methods of Spacecraft Guidance Applied to a Lunar Mission.

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### PRZECHWYTUJĄCA WERSJA SAMOLOTU A-11

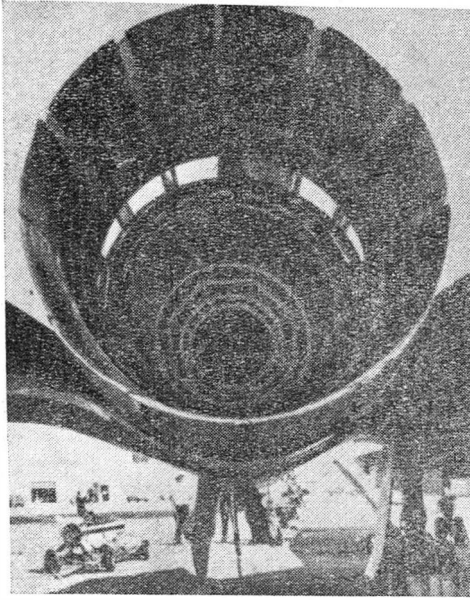
Ujawnienie istnienia amerykańskiego samolotu bojowego o prędkości odpowiadającej  $Ma = 3,5$  i oznaczonego początkowo symbolem A-11 (patrz „Technika Lotnicza nr 7/1964) wywołało na łamach czasopism technicznych dyskusję na temat przeznaczenia i możliwości zastosowań nowego samolotu, podsycaną sprzecznymi informacjami na ten temat ze strony kół oficjalnych. 30 września 1964 roku urządzono w bazie lotniczej Edwards w obecności przedstawicieli prasy pokaz samolotu A-11 w wersji przechwytyjącej no-



szącej oznaczenie YF-12A. Długość samolotu wynosi 31 m, rozpiętość zmodyfikowanego skrzydła „delta” 16,8 m, ciężar całkowity około 60 T. Boczne „półki” kadłuba służą zarówno do zwiększenia siły nośnej, jak i do zmniejszenia oporu falowego. Za kabiną załogi o układzie „tandem” znajduje się końcówka do tankowania samolotu w powietrzu, a w tylnej części kadłuba — zamykany kłapami zasobnik



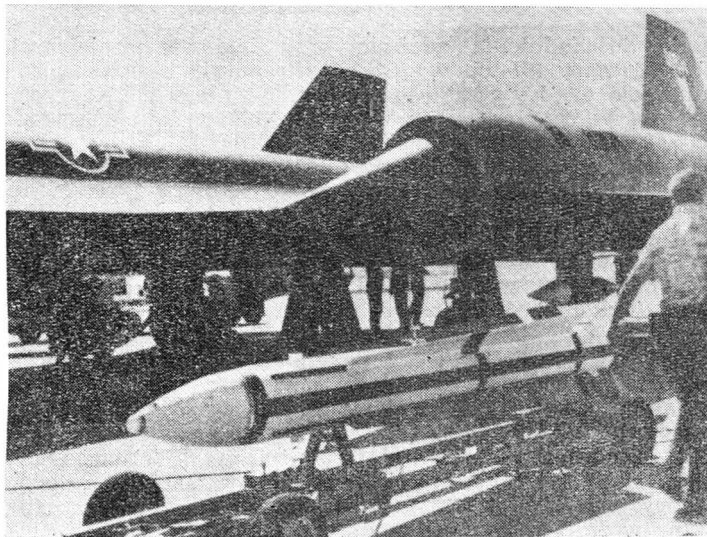
ze spadochronem hamującym. Na krawędzi spływu wewnętrznej części skrzydła — między silnikami — umieszczono stery wysokości; na końcach skrzydła znajdują się lotki. Jako stery kierunku służą dwie „pływające” płyty zamocowane na gondolach silnikowych i nachylone do wewnątrz pod kątem około 15°. Do zwiększenia stateczności podłużnej zastosowano trzy płyty, umieszczone pod kadłubem



bem i pod gondolami silnikowymi, przy czym płyta pod kadłubem jest w czasie startu i lądowania odchylana na bok. Golenie główne podwozia są zaopatrzone w potrójne koła z odpornymi na wysokie temperatury oponami.

Dwa silniki Pratt and Whitney J58 rozwijają z dopalaniem łączny ciąg około 30 000 kG, umożliwiając na wysokości 25 km osiągnięcie prędkości trwałej 3500 km/h. Dzięki dodatkowym otworom wlotowym i wylotowym w przedniej części gondoli silnika wielostopniowy stożek dyfuzora jest przesuwany tylko w niewielkim zakresie, ponieważ warunki przepływu w dyfuzorze są regulowane — w zależności od warunków lotu — przez zasysanie dodatkowych ilości powietrza i upust powietrza z przednich stopni sprężarki. Zbieżno-rozbieżne dysze wylotowe silników mają zmieniany w szerokim zakresie przekrój krytyczny, natomiast przekrój wylotowy jest regulowany tylko w niewielkich granicach, ponieważ właściwa regulacja stopnia rozprężania w dyszy odbywa się za pomocą wtórnego powietrza doprowadzanego przez szczeliny umieszczone za przekrojem krytycznym; szczeliny te otwierają się przy mniejszych prędkościach lotu.

Samolot jest uzbrojony w cztery pociski kierowane Hughes AIM-47A, które są wyrzucane z kadłuba samolotu za pomocą ładunku wybuchowego. Silniki pocisków zapalają się dopiero w pewnej odległości od samolotu i zapewniają



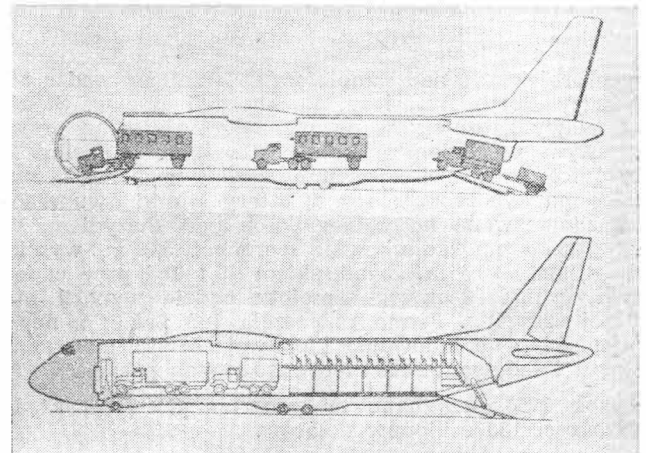
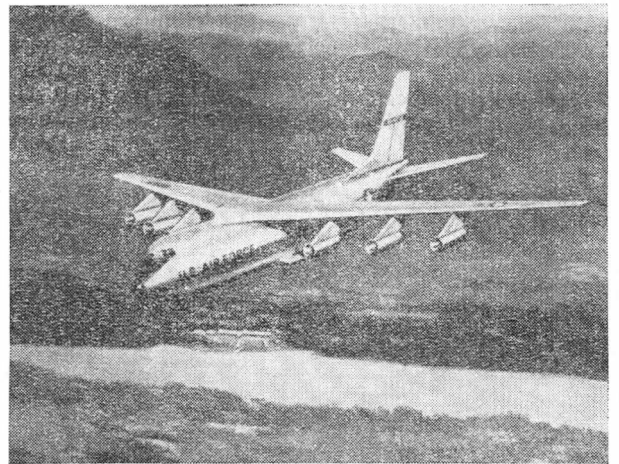
im zasięg 150—200 km. Układ kierowania pociskami Hughes ASG-18 składa się z impulsowego radaru Dopplera, który służy do uchwycenia i śledzenia celu, podczas gdy czujniki na podczerwień, umieszczone z przodu „pótek” kadłuba, umożliwiają śledzenie toru lotu pocisków.

Do końca 1964 roku wybudowano osiem samolotów YF-12A, a w budowie znajduje się dalszych dwanaście. Wiadomo poza tym, że w roku 1965 lotnictwo strategiczne ma otrzymać pierwsze samoloty SR-71, będące wersją samolotu A-11 przeznaczoną do strategicznego rozpoznania; potrzebne do tego celu urządzenia będą umieszczone w zasobniku pod kadłubem. Mówi się również o bombowej odmianie samolotu A-11, mogącej na małych wysokościach lotu przenikać w głąb nieprzyjacielskiego terytorium i bombardować cele z dużą dokładnością.

W. K.

## PROGRAM BUDOWY SAMOLOTU TRANSPORTOWEGO CX-HLS

Strategiczne siły transportowe lotnictwa amerykańskiego MATS są obecnie wyposażone w samoloty śmigłowe Douglas C-124 „Globemaster” i Douglas C-133 „Cargomaster” oraz w samoloty odrzutowe Boeing C-135. Ostatnio wchodzi również do eksploatacji odrzutowy samolot Lockheed C-141



„StarLifter” mogący przewozić ładunki o ciężarze do 40 T. Dzięki dużemu zasięgowi samolot ten przejmie w najbliższej przyszłości większość zadań służby transportowej.

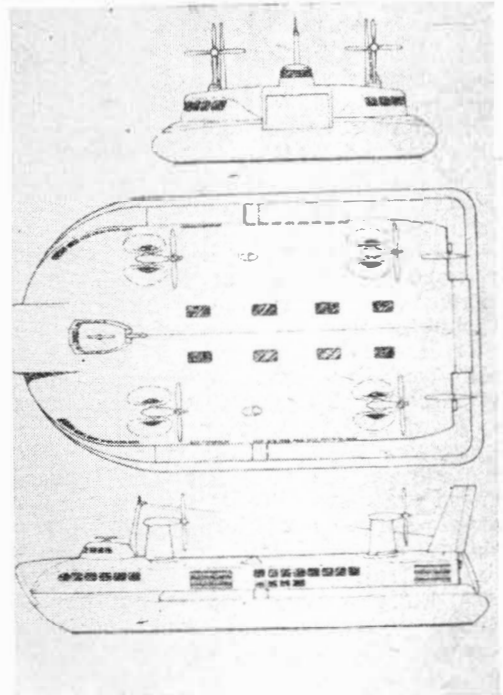
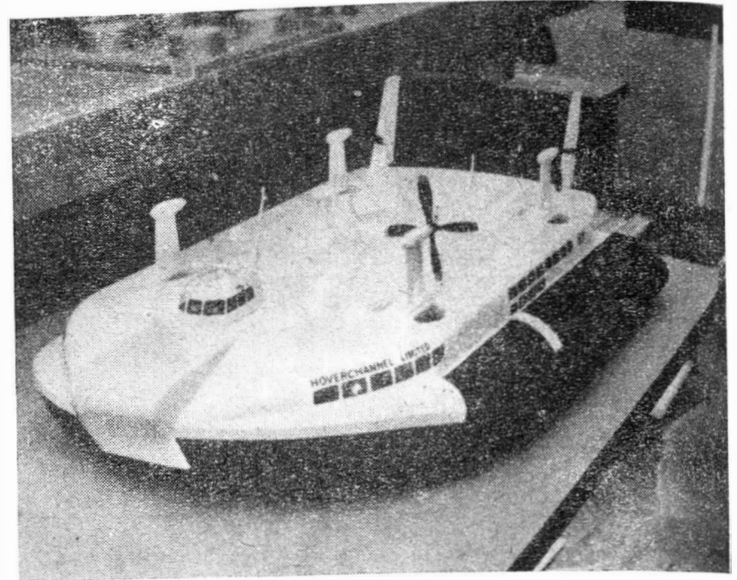
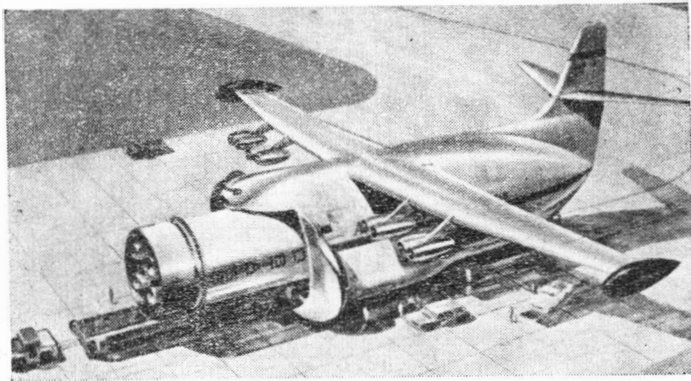
Ostatnio opracowuje się program CX-HSL, którego celem jest budowa samolotu transportowego o ciężarze całkowitym około 290 T i o ciężarze ładunku około 45 T przy zasięgu 10 000 km. Studium nad takim samolotem zajęła się między innymi firma Douglas, projektując samolot o nieoficjalnym oznaczeniu CX-4. Jeszcze w 1962 roku sądzono, że wymiary przestrzeni ładunkowej 3,65 × 4,12 są wystarczające, później jednak okazało się, że samolot, w którym będą się mieścić dwa rzędy pojazdów mechanicznych lub palet ładunkowych typu 463L będzie bardziej ekonomiczny.

## NOWY PROJEKT PODUSZKOWCA WESTLAND

Przeprowadzone przez firmę Douglas obliczenia kosztów transportu wskazują, że szerokość kadłuba nie powinna być mniejsza niż 4,9 m. Przystudiowano trzy wersje samolotu o różnych szerokościach kadłuba 4,9; 5,4 i 5,9 m i o odpowiednio różnych ciężarach całkowitych 220, 265 i 310 T. W przypadku transportu ciężkich, zmotoryzowanych i pancernych jednostek, dwie większe wersje wykazują — przede wszystkim na krótkich trasach — mniejsze koszty eksploatacyjne. Konstruktorzy doszli również do wniosku, że najłatwiej jest ładować i rozładowywać samolot z odchylaną przednią częścią kadłuba i z dodatkową klapą ładunkową z tyłu kadłuba.

Samolot zaprojektowano jako górnopłatowiec, ponieważ taki układ pozwala na korzystne ukształtowanie przestrzeni ładunkowej, umożliwiając przede wszystkim niskie osadzenie podłogi. Ma on być napędzany sześcioma silnikami dwuprzepływowymi o ciągu rzędu 13 500 kG. Samolot może przewozić ładunek o ciężarze 60 T na trasie o długości ponad 7500 km, przy czym długość startu na 15 m przeszkodę wynosi tylko 2400 m. Zmniejszenie ładunku do 54 T zwiększa zasięg do 9250 km, a przy ładunku 45 T zasięg dochodzi do 10 200 km. W przypadku przeciążenia samolotu ładunkiem 73 T długość lądowania z nad 15 m przeszkody po przelocie na trasie 7400 km wynosi 925 m, przy czym pozostaje jeszcze rezerwa paliwa na przelot na odcinku 1850 km — długość startu do lotu powrotnego nie przekracza 840 m.

Samolot CX-4 umożliwiłby bardzo szybkie przemieszczanie znacznych kontyngentów wojsk na odległe teatry wojenne i zaopatrywanie ich z baz krajowych. Dzięki temu stałyby się zbędne bazy lotnicze na wyspach, na których obecnie odbywają się międzylądowania samolotów transportowych.



Prace projektowe nad samolotem CX-HLS prowadzą również firmy North American, Lockheed i Boeing. Samolot transportowy zaprojektowany przez firmę Boeing przypomina swym wyglądem samoloty pasażerskie Boeing 707, z tą różnicą, że skrzydło jest umieszczone na górze kadłuba. Samolot ma być zaopatrzone w cztery silniki dwuprzepływowe, zamocowane na wysięgnikach pod skrzydłem. Wymiary przestrzeni ładunkowej: szerokość 5,8 m, wysokość 4,3 m, długość 36,5 m. Z ładunkiem 45,4 T i przy ciężarze całkowitym 270 T zasięg samolotu będzie wynosił przynajmniej 9200 km. Firma rozpoczęła już próby z nowym rodzajem klap do lądowania i podwoziem przystosowanym do startu i lądowania na nieutwardzonych pasach.

Na rok 1966 przyznano na program CX-HLS kredyty w wysokości 135 milionów dolarów.

Należy tu również wspomnieć o zaprojektowanym — poza programem CX-HLS — przez firmę Aero Spacelines (Kalifornia) samolocie transportowym „Super Guppy” do przewożenia szczególnie dużych ładunków, jak np. pierwszy stopień rakiety „Saturn”. Przy ciężarze startowym 210 T będzie on przewoził ładunki o ciężarze 90 T. Rozpiętość samolotu wynosi 67 m, a jego napęd ma stanowić osiem silników dwuprzepływowych.

Wydaje się, że w przyszłości duże wojskowe samoloty transportowe będą również wykorzystywane jako samoloty pasażerskie mogące przewozić 600—700 pasażerów, gdyż najnowsze studia wskazują na dużą ekonomiczność samolotów zabierających dużą ilość pasażerów i latających z prędkościami około 700 km/h.

W. K.

Na podstawie dokładnej analizy ekonomicznej projektanci poduszgowców firmy Westland doszli do wniosku, że do eksploatacji na pełnym morzu konieczne są znacznie większe poduszgowce niż do komunikacji przybrzeżnej. W opar-

ciu o doświadczenia zdobyte przy budowie mniejszych poduszgowców (27-tonowy SR.N3 utrzymuje regularną komunikację między Southsea i Ryde, 7-tonowy SR.N5 znajduje się w eksploatacji na wyspie Solent) zaprojektowali oni 150-tonowy poduszgowiec SR.N4, którego model pokazano na wystawie w Farnborough. Poduszgowiec składa się z komory pływakowej i nadbudowy. Komora pływakowa jest podzielona wodoszczelnymi gródziami na szereg pomieszczeń służących jako zbiorniki paliwowe i balastowe. Ponad komorą pływakową znajduje się główny pokład do przewożenia samochodów i autobusów. Między czterema kabinami pasażerskimi, umieszczonymi po bokach pomieszczeń towarowych, znajdują się komory zbiorcze zasysanego przez wentylatory powietrza. W rozwidleniu wlotów powietrza osadzono na wspornikach śmigła napędowe łącznie z przekładniami. Za tylną parą śmigieł znajdują się stery kierunkowe.

Do napędu czterech wentylatorów i czterech śmigieł służą cztery silniki turbinowe Bristol Siddeley „Marine Proteus” o mocy trwałej 3400 KM; okres międzynaprawczy tych silników w zastosowaniu do poduszgowca SR.N4 wynosi naj-

mniej 2000 godzin. Czteropłatowe śmigła mają zmienny skok, przy czym podział mocy między śmigła i wentylatory zależy od skoku śmigieł. Wszystkie cztery wsporniki śmigłowe mogą być przestawiane o  $\pm 30^\circ$ , w celu wytwarzania sił bocznych i momentów do sterowania poduszkowca.

Do napędu urządzeń pomocniczych zastosowano dwa silniki turbinowe Rover 25/150.

Prędkość maksymalna poduszkowca SR.N4 przy spokojnym morzu wynosi 145 km/h, przy falach o wysokości 1,2÷1,5 m prędkość spada do 110 km/h, a przy falach 1,8÷2,5 — do 93 km/h. Gdy wysokość fal wynosi 3,7÷4,0 m — takie falowanie morza występuje tylko w ciągu około siedmiu dni na rok — prędkość powinna być zmniejszona do 40 km/h, w celu zapewnienia pasażerom odpowiedniej wygody podróży.

Będą budowane różne wersje poduszkowca: wersja mieszana dla 150÷220 pasażerów i 24÷34 samochodów, wersja czysto pasażerska dla 566 pasażerów, wersja na krótkie wahadłowe trasy z 476 miejscami siedzącymi i 184 stojącymi. Inne rozwiązania to poduszkowiec do transportu trzech autobusów, 15÷18 samochodów i 228 pasażerów lub 60÷65 ton ładunku.

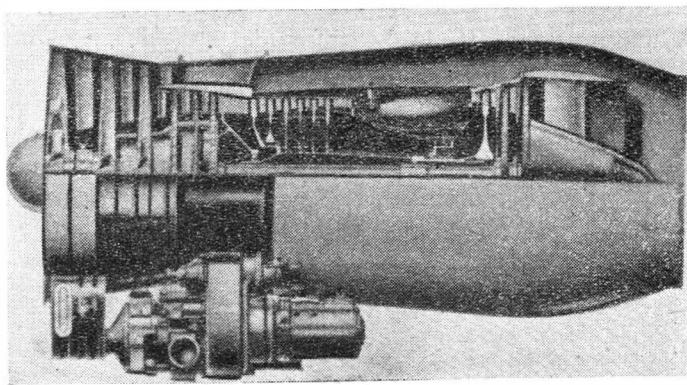
#### Dane poduszkowca

Długość całkowita	39,01 m
Szerokość całkowita	25,15 m
Wysokość całkowita	12,04 m
Zapasy paliwa (nafty)	12 730 l
Zasięg z 50 T ładunkiem i przy prędkości 140 km/h	350 km
Zasięg ze zmniejszonym ładunkiem i 25 460 l paliwa	700 km

W. K.

#### PIERWSZE SZCZEGÓŁY NA TEMAT DWUPRZEPLYWOWEGO SILNIKA RB. 172

Na ostatniej wystawie w Farnborough podano niektóre szczegóły budowy dwuprzepływowego silnika Rolls-Royce RB. 172, który ma napędzać francuski samolot pasażerski na krótkie trasy Marcel Dassault „Mystere” 30. Silnik ma ciąg 2720 kG, ciężar 604 kG, długość 2083 mm i największą



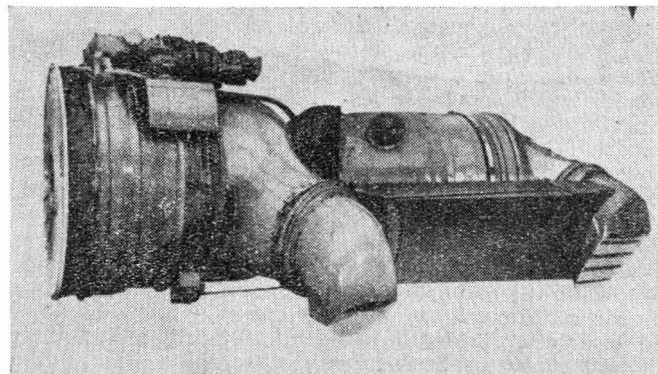
średnicę 808 mm. Silnik zbudowano w układzie dwuwałowym, przy czym sprężarka niskiego ciśnienia ma sześć stopni, w tym trzy stopnie wentylatorowe, i jest napędzana dwustopniową turbiną. Zwraca uwagę brak kierownicy wlotowej, co wskazuje na zastosowanie przydźwiękowego ołopatkowania pierwszego stopnia sprężarki. Sprężarka wysokiego ciśnienia jest również sześciostopniowa i jest napędzana jednostopniową turbiną. Zespół sprężarka-turbina wysokiego ciśnienia jest ułożony na dwóch podporach. Stosunek wydatków strumienia zewnętrznego do wewnętrznego wynosi prawdopodobnie około 2 : 1.

W. K.

#### PIERWSZA PRÓBA SILNIKA BS. 100

30 października 1964 roku przeprowadzono pierwszą próbę stoiskową dwuprzepływowego silnika nośnonapędowego

(tj. z przestawialnymi dyszami wylotowymi), przeznaczonego do taktycznego samolotu pionowego startu Hawker P. 1154. Jest to pierwszy silnik nośno-napędowy do samolotu

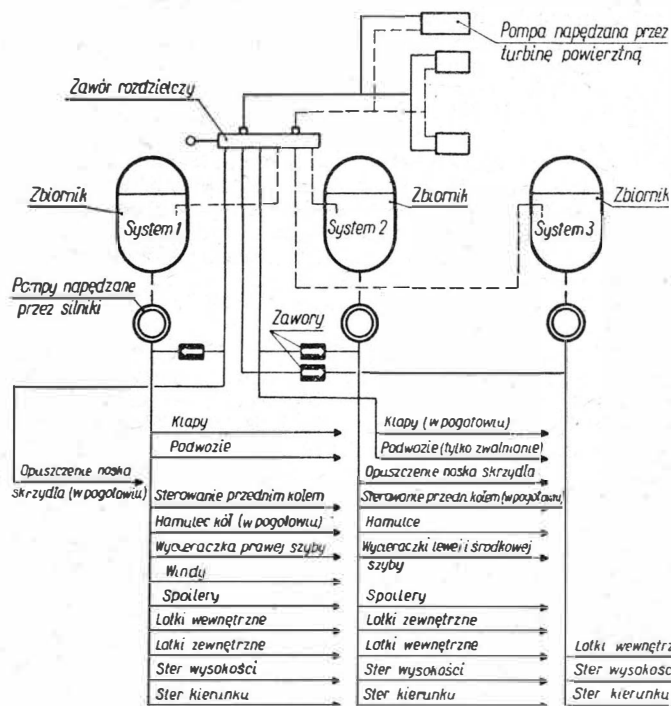


naddźwiękowego. Pod względem układu silnik jest podobny do silnika BS.53, napędzającego samolot Hawker P. 1127, różni się jednak zastosowaniem spalania w zewnętrznym strumieniu i zmiennym przekrojem dysz wylotowych wentylatora. Zmiana przekroju dysz wylotowych odbywa się za pomocą widocznych na zdjęciu przestawialnych bocznych pokryw i pozwala na zmianę stosunku wydatków. Spalanie w strumieniu zewnętrznym (temperatura spalania 1200 °K) zwiększa ciąg w warunkach startowych o 30%, tj. do 13 500 kG. Przyrost ciągu na większych wysokościach przy Ma = 2 wynosi 200%.

W. K.

#### UKŁAD HYDRAULICZNY „FAIL-SAFE”

Na samolocie pasażerskim Hawker Siddeley „Trident”, który jest już eksploatowany przez British European Airways, zastosowano trzy zupełnie niezależne układy hydrauliczne; każdy z nich posiada oddzielną pompę o zmiennym skoku i stałym ciśnieniu, napędzaną przez jeden z trzech silników samolotu. Wszystkie uruchamiane hydraulicznie urządzenia samolotu są podłączone przynajmniej do dwóch z tych układów, przy czym lotki, ster kierunku i pływający ster wysokości — do wszystkich trzech. Wszystkie manewry pilotażowe mogą być przeprowadzane przy nie działającym jednym układzie, a większość z nich — łącznie z lądowaniem — przy dwóch układach nie pracujących. Jeżeli jedna z napędzanych przez silniki pomp ulegnie





uszkodzeniu, zostają włączone dwie będące stale w pogotowiu pompy elektryczne. W przypadku uszkodzenia wszystkich trzech silników — co jest bardzo mało prawdopodobne — pozostaje jeszcze wysuwana awaryjna turbina powietrzna, która umożliwi pracę układu hydraulicznego w czasie przymusowego lądowania.

Wszystkie urządzenia sterownicze samolotu są uruchamiane hydraulicznie — przejścia na sterowanie ręczne nie przewidziano. Każdy ster jest zaopatrzony w trzy siłowniki hydrauliczne, które pracują równocześnie. W przypadku uszkodzenia jednego z układów, sterowanie odbywa się za pomocą dwóch pozostałych, bez wykonania przez pilota żadnej dodatkowej czynności z wyjątkiem ewentualnego odciążenia nie pracującego układu.

Układ pracuje przy ciśnieniu 210 kg/cm<sup>2</sup>; przewody są wykonane ze stali nierdzewnej. Jako ciecz hydrauliczną zastosowano Skydrol 500 A, który wykazuje odpowiednią płynność na dużych wysokościach lotu (wysokość przelotowa samolotu „Trident” 10 700 m). Skydrol ma poza tym dużą odporność na zapłon, co jest ważne ze względu na wysokie temperatury wywiązujące się w czasie lądowania w układzie hamulcowym i w elementach podwozia.

W. K.

### STUDIA NAD NAGRZEWANIEM SIĘ STATKU KOSMICZNEGO OD PROMIENIOWANIA

Niezależnie od grzania aerodynamicznego w czasie lotu statku kosmicznego w atmosferze ziemskiej, ogrzewanie od promieniowania słońca i planet w czasie lotu w przestrzeni międzyplanetarnej stwarza również trudne problemy, tym bardziej że czas działania promieniowania jest tu znacznie dłuższy.

Statek poruszający się w próżni międzyplanetarnej ogrzewany jest przez promieniowanie planety, w której pobliżu przelatuje, przez promieniowanie słońca oraz przez promieniowanie słoneczne odbite od planety (albedo).

Kryterium ograniczające nagrzanie statku kosmicznego stanowi nie tylko główna konstrukcja statku i zjawiska aero-termo-elastyczności, lecz decyduje także wyposażenie elektroniczne i optyczne, poza tym ludzka załoga wymaga dla swych funkcji życiowych ciasnych granic temperatur. Ostatnim wreszcie czynnikiem ograniczającym temperatury jest układ napędowy i paliwo. Regulacja termiczna wnętrza, niezależnie od izolacji i chłodzenia, jest podstawowym zagadnieniem dla statku kosmicznego, dla wyboru toru lotu i ustawienia statku w czasie lotu.

Technika regulowania temperatury statku kosmicznego musi obejmować:

- 1) różne pokrycia i ustawienia względem kierunku promieniowania;
- 2) regulację wewnętrznego oporu termicznego — zmienną izolację;
- 3) sterowanie wewnętrznego obciążenia mocy — regulację wewnętrznego ogrzewania;
- 4) taki układ pokrycia, aby posiadało ono wymagane termofizyczne własności;
- 5) odpowiednie zaprojektowanie toru lotu statku dla możliwego zmniejszenia nagrzania (lot w cieniu planety).

Pierwsze trzy sposoby stanowią aktywną regulację termiczną. Inne — polegające na takim sterowaniu, aby części czułe na temperaturę były po stronie odslonecznej lub w cieniu — stanowią regulację bierną.

Rozważane dalej wyniki są rezultatem przeliczeń na maszynie matematycznej, dla której zaprogramowano, w oparciu o dane fizyczne, zagadnienia termiczne lotu księżycowego.

Finch i Erb w swoim referacie na XV Kongresie Astronautycznym podają niezmiernie ciekawe wyniki obliczeń temperatury cienkiego pokrycia z blachy aluminiowej statku kosmicznego, krążącego na orbicie księżycy. Wpływ ustawienia i grubości pokrycia na zakres temperatur powierzchni statku jest taki, że najwyższą i najniższą temperaturę daje ustawienie „od księżycy” — waha się ona od  $-130^{\circ}\text{C}$  do  $+230^{\circ}\text{C}$ .

Przyjęto, że przyrządy są odporne na temperatury od  $+5^{\circ}\text{C}$  do  $60^{\circ}\text{C}$ . Bliski temu zakres temperatur ma blacha o grubości 6,4 mm przy ustawieniu „do księżycy”. Zakres średni, wspólny dla trzech położeń (położenia „do księżycy”, „od księżycy” i prostopadłe), leży poniżej dopuszczalnej granicy. Wpływ orbity przy locie wokół ziemi jest znaczny i zależy od wyboru godziny startu — to znaczy od przebywania w słońcu lub w cieniu ziemi. Obliczenie temperatury

dla trzech hipotetycznych orbit satelity „Vanguard” przy różnym stopniu pochłaniania promieniowania przez pokrycie wykazuje, że przy małej absorpcji promieniowania średnia temperatura nie zależy od czasu przebywania w słońcu.

Następne obliczenia dotyczyły nagrzania płaskich elementów pokrycia statków krążących na symetrycznych orbitach wokół księżycy i ziemi. Ze stosunków strumieni ciepła wynika, że wyższe jest nagrzanie na orbicie księżycy, szczególnie przy niskich orbitach. Pomimo jednakowego naświetlenia ziemi i księżycy przez słońce — dla elementu zwróconego ku planecie, po stronie słonecznej — nagrzanie od powierzchni księżycy dorównuje prawie nagrzaniu bezpośredniemu przez słońce. Dla kulistego satelity powstaje jeszcze większe nagrzanie na orbicie księżycy w położeniu nad słoneczną stroną, dla niskiej orbity. Przewyższa ono bezpośrednie nagrzanie od promieniowania słonecznego, co wynika z jednoczesnego nagrzewania większej części kuli satelity przez powierzchnię księżycy niż przy „punktowym” promieniowaniu ze słońca.

Własności pokryć służących do ochrony przeciw promieniowaniu słonecznemu zmieniają się przy zastosowaniu ich jako ochrony przeciw promieniowaniu emitowanemu przez księżyc. Widać to dobrze na wykresie stosunku promieniowania księżycowego do słonecznego, pochłanianego przez powierzchnię wirującego satelity. Wyniki te dotyczą położenia nad nasłonecznioną stroną księżycy. Biała farba dobrze odbija promieniowanie słoneczne i jest w tym przypadku doskonałym izolatorem. Farba ta jednak pochłania długie fale promieniowania i źle odbija emitowane ciepło księżycy. Okazuje się, że biały satelita pochłania 6—8 razy więcej ciepła od księżycy niż od słońca — będąc na orbicie księżycy.

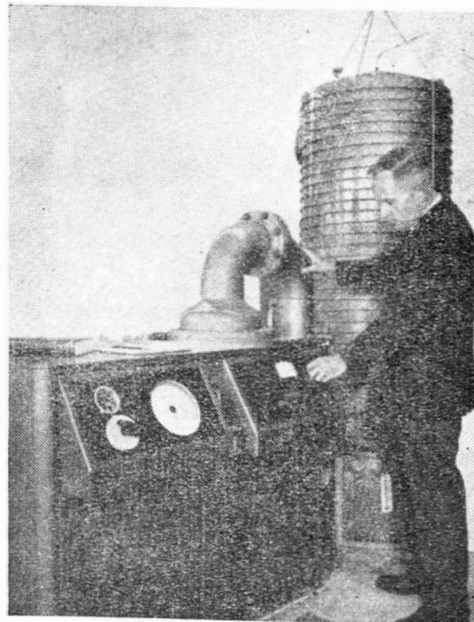
Przeliczono temperatury powierzchni statku księżycowego LEM dla różnych wariantów lotów na niskich orbitach mimośrodowych, dla pokrycia białą farbą i czarną farbą. Przy założeniu (nieprawdziwym) stałej średniej temperatury powierzchni księżycy temperatura elementu zwróconego ku jego powierzchni (niezależnie — białego czy czarnego) zmienia się jedynie o około  $20^{\circ}\text{C}$ . Przy temperaturze zmiennej (dla dnia i nocy) zmiany te przekraczają  $130^{\circ}\text{C}$ .

Wyniki te podkreślają duże znaczenie temperatur powierzchni księżycy dla podróży księżycowych. Wykazują one jedno z niebezpieczeństw podróży do księżycy. Przewiduje się przeliczenie wpływu topografii księżycy na rozkład temperatur.

Z. Br.

### ZASTOSOWANIE WYLADOWAŃ JARZENIOWYCH W PROCESACH TECHNOLOGICZNYCH

W najprostszej formie wyladowanie jarzeniowe można wytworzyć przez przyłożenie napięcia do dwóch elektrod zamkniętych w szczelnym szklanym naczyniu, z którego wy-



pompowano powietrze (ciśnienie nie przekracza 1 mm Hg). W tym przypadku katoda podlegając bombardowaniu jonami wysokiej energii podnosi silnie swoją temperaturę, a uderzające jony przenikają w głąb elektrody. Przy za-

stosowaniu właściwej atmosfery gazu wchodzącego w reakcję zjawisko to może być zastosowane do azotowania, spiekania i lutowania twardego.

Na zdjęciu pokazano urządzenie do azotowania nową metodą. Po prawej stronie widoczny jest zbiornik, którego cała obudowa wewnętrzna stanowi anodę, a od środka wprowadzona jest odizolowana katoda, na której przytwierdza się obrabiany przedmiot. Po załadowaniu przedmiotu i podłączeniu anody i katody do źródła zasilania włącza się układ pomp (na zdjęciu zespół z lewej strony) dla wytwarzania próżni rzędu 0,1 mikrona lub jeszcze wyższej. W tym stanie wprowadza się odpowiedni gaz do ciśnienia 200 mikronów i włącza układ elektryczny zasilania. Po pierwszym wyładowaniu, przy napięciu rzędu 500 V, natężenie i napięcie stopniowo się podnosi. Na początku procesu wyładowania objawiają się w błyskach, ponieważ płatki metali i gazy na powierzchni obrabianego przedmiotu podlegają usunięciu. Po tym oczyszczeniu następuje szybki wzrost temperatury przedmiotu. Po osiągnięciu właściwej temperatury włącza się sprzężenie zwrotne, które utrzymuje tę temperaturę w ciągu określonego czasu. Proces azotacji wg nowej metody przebiega dla niektórych stali znacznie szybciej, dla innych wolniej niż metodą konwencjonalną. Główną zaletą tego procesu jest możliwość dokładnego sterowania parametrami. Przy azotowaniu tworzy się na powierzchni biała krucha warstewka o niekorzystnych własnościach użytkowych.

Wypełniając zbiornik wodorem można przeprowadzić proces odwrotny do azotowania, tj. zmniejszenie zawartości azotu w warstwie zewnętrznej. Jony wodoru, wnikając w warstwę podpowierzchniową, łączą się z azotem tworząc amoniak i w ten sposób zubożają zawartość azotu w materiale. Dzięki temu zjawisku można usunąć kruchą białą warstwę po azotowaniu. Dalsze zalety to niewielkie zmiany wymiarów przedmiotu w czasie zabiegu — rozpylenie materiału od bombardowania jonami kompensowane jest przystaniem na skutek wprowadzenia azotu do struktury metalu. Przedmiot ulega minimalnym deformacjom, gdyż wymiana ciepła prawie w próżni jest niewielka, a więc przedmiot zachowuje równomierną temperaturę. Ponieważ anodą jest cała obudowa, przepływ prądu jest równomierny na całej powierzchni, a przez to i penetracja azotu także równomierna. Osłony przed azotowaniem są inne, niż w procesie klasycznym. Nowy proces dzięki swoim zaletom może być użyty również do spiekania elementów trudnych lub niemożliwych dotychczasowymi środkami. Można go stosować również do lutowania twardego, szczególnie metali egzotycznych lub dla uzyskania specjalnych własności. Zastosowanie nowej techniki rysuje się w bardzo szerokim zakresie jako poważne rozszerzenie możliwości dotychczasowych metod, a także dla przypadków dotychczas uważanych za niemożliwe do realizacji.

A. G.

## KRONIKA

◆ W Instytucie Lotnictwa odbyła się konferencja naukowo-informacyjna na temat flatteru. Podstawowy referat pt. „Zjawisko aeroelastyczne w naszych konstrukcjach lotniczych” wygłosił prof. dr Wł. Fiszon, wyprowadzając tezę, że nawet wprowadzone już konstrukcje wymagają badań w zakresie dynamicznej aeroelastycznej niestateczności. Po prelekcji odbył się pokaz filmu Instytutu Lotnictwa obrazującego flatter. Dalsze referaty wygłosili: mgr inż. R. Romicki — na temat wymagań antyflatterowych w przepisach, dr inż. L. Kalinowski — n.t. flatteru śmigłowców, mgr inż. S. Stankiewicz — n.t. prób rezonansowych. Ponadto mgr inż. J. Bojanowski omówił badania w locie, zaś mgr inż. J. Lamparski zapoznał zebranych z punktem widzenia konstruktora na flatter.

◆ Z inicjatywy Koła Lotniczego przy Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej odbyło się spotkanie studentów z dyrektorem PLL „LOT”, inż. J. Zwierzyńskim. W spotkaniu wzięli również udział: dziekan prof. J. Oderfeld, prodziekan prof. K. Głębicki i prof. R. Aleksandrowicz. Doceniamy celowość takich spotkań przyszłych inżynierów lotniczych z przedstawicielami nauki i użytkownikami sprzętu.

◆ W Warszawie odbyło się posiedzenie plenarne Zarządu Głównego Aeroklubu PRL. Tematem tego posiedzenia były przygotowania do VII Krajowego Zjazdu APRL i perspektywiczny plan postępu technicznego w latach 1965—1970.

◆ W związku ze Zjazdem Aeroklubu PRL, minister Obrony Narodowej Marszałek Polski Marian Spychalski w obecności wiceministra Obrony Narodowej, szefa Sztabu Generalnego WP, gen. broni J. Bordinowskiego i I zastępcy szefa Głównego Zarządu Politycznego WP, gen. dyw. J. Urbanowicza przyjął Prezydium Zarządu Głównego Aeroklubu z jego prezesem Stefanem Antosiewiczem oraz wiceprezesami: J. Olszewskim i gen. dyw. Cz. Mankiewiczem.

Członkowie prezydium poinformowali Ministra Obrony Narodowej o pracy stowarzyszenia oraz o przygotowaniach do zjazdu.

Marszałek Polski przekazał życzenia dalszych osiągnięć w rozwijaniu społecznej działalności obronnej oraz jak najlepszych wyników w rozwoju sportu lotniczego.

◆ Z okazji VII Krajowego Zjazdu APRL prezes St. Antosiewicz udzielił wywiadu redakcji „Skrzydlatej Polski” i omówił działalność Aeroklubu w okresie ubiegłej kadencji oraz zamierzenia na przyszłość. O pracach Zjazdu informujemy Czytelników w następnym zeszycie.

◆ W Szybowcowym Ośrodku Wyczynowym Aeroklubu Jeleniogórskiego w Jeżowie Sudeckim trwają loty i szkolenie przez cały rok. Również i ubiegły okres świąteczny był wykorzystany do lotów. Właśnie w Sylwestra zdobył „na fali” ostatni do złotej odznaki — diament wysokościowy gen. Cz. Mankiewicz, uzyskując na „Musze Standard” przewyższenie 5600 m.

◆ Lotnisko Aeroklubu Tatrzańskiego w Nowym Targu (podobnie jak rejon Jeżowa) charakteryzuje się występowaniem wybitnych prądów (fal) termicznych w okresie od połowy września do połowy lutego. W ubiegłe święta kilkunastu pilotów szybowcowych przeprowadzało tu loty wysokościowe.

Przypomnijmy, że w 1950 r. rekord Polski (8162 m) był jednocześnie rekordem świata. Wynik ten ustanowił na „Zurawiu” jeden z najbardziej doświadczonych pilotów A. Brzóska. Dziś w tabeli szybowcowych rekordów Polski figuruje nazwisko S. Józefczaka, który na szybowcu „Mucha 100 A” osiągnął 11,860 m (przewyższenie 10 655 m). Rekord świata 13 489 m został uzyskany w Kalifornii.

◆ Zatwierdzono już ponad 500 złotych odznak szybowcowych zdobytych przez polskich pilotów. Obecnie w rejestrze odznak szybowcowych uzyskanych przez naszych pilotów figuruje 115 z trzema diamentami i 502 złote.

◆ Aeroklub Rzeszowski (do którego należy wielu pilotów z zakładów lotniczych) wykazał się dużymi sukcesami w ubiegłym roku. Spadochroniarze wykonali 400 skoków (skacze 40 młodych chłopców). Szybownicy mają na koncie 1100 godzin lotów i 14 000 kilometrów przelotów oraz 90 000 punktów memoriałowych, 8 odznak srebrnych i 6 diamentów. Aeroklub zorganizował również dwa obozy szkoleniowe: podstawowy i L.P.W. oraz IV Szybowcowe Zawody Okręgowe, w których wzięli udział piloci z 7 aeroklubów (m.in. z Mielca i Krośna).

◆ Prezydium Zarządu Głównego Aeroklubu PRL upoważniło prezesa APRL do przeprowadzenia rozmów ze Zjednoczeniem Przemysłu Lotniczego w sprawie zakupienia 15 szybowców, w tym trzech „Zefirów” i dwunastu „Fok”.

◆ W Lotniczych Zakładach Naprawczych w Krośnie n. Wisłokiem przeprowadzane są próby nad możliwością zastosowania silnika Walter Minor 6/III o mocy 160 KM do jednoosobowej wersji samolotu Zlin-26, popularnego „Super Kaspia Akrobata”. Ta nowa przeróbka Zlina otworzyła dalsze możliwości treningowo-sportowe dla naszych akrobatów.

◆ Obserwuje się oznaki pewnej poprawy naszej komunikacji lotniczej. Mnożą się też oficjalne wypowiedzi na ten temat. Ostatnio min. komunikacji P. Lewiński udzielił wywiadu redakcji „Skrzydlatej Polski” i poinformował, że w lipcu zostanie otwarte połączenie lotnicze z Warszawy do Helsinek oraz — alternatywnie — do Algierii. Na wielu liniach zagranicznych zostanie zwiększona częstotliwość lotów; czas przelotu do Bułgarii będzie znacznie skrócony. Polepszy się wyposażenie lotnisk — w szczególności Okęcie i Poznań (jako zapasowego — dla ruchu międzynarodowego).

◆ Obecnie pracuje na lotnisku Okęcie szereg nowoczesnych urządzeń, zabezpieczających w znacznym stopniu współczesny ruch lotniczy. Wydłużono dwie drogi startowe: do 3 km i 2 km, oddano do użytku nowoczesny radar precyzyjny PAR. Trwają intensywne prace przy wymianie radiolatarni NDB na bardziej nowoczesne, odpowiadające zaleceniom ICAO radiolatarnie VOR, przy instalowaniu oświetlenia drogi startowej systemu Calverta, montażu urządzeń instrumentalnego systemu lądowania ILS oraz radaru kontroli zblizania SRE, budowie nowoczesnego Centrum Kontroli Ruchu. Przypominamy, że stan osłony ruchu lotniczego w Warszawie zapewnia — już od paru lat — radar kontroli obszaru „Avia” o zasięgu ponad 200 km. Ponadto od roku wprowadzony jest do ruchu samolot kontrolny (Li-2) z zamontowaną aparaturą pomiarową, służący do sprawdzania dokładności radarów i radiolatarni.

◆ Mamy obecnie w kraju ogółem 3 ultrakrótkofalowe radiolatarnie VOR (pozwalające na utrzymanie samolotu w ścisłym korytarzu); w 1966 r. będzie ich dziesięć. Sprowadzanie samolotu przy złej widoczności lub w ciemności będzie się odbywać systemem GCA (przy pomocy dwóch radarów), już w bież. roku na Okęciu, w przyszłości zaś również w Poznaniu.

◆ Krajowa służba meteo uzyskała w roku ub. cenny sprzęt w postaci radaru meteorologicznego, przydzielonego Polsce przez ONZ za pośrednictwem Światowej Organizacji Meteorologicznej. Radar zainstalowano w Zakładzie Aerologii PIHM w Legionowie k. Warszawy. Urządzenie to (produkcji f-my Decca Radar Ltd., W. Brytania), umożliwi dokładną i systematyczną obserwację burz w promieniu do 400 km, pomiar prędkości wiatru na różnych wysokościach, ustalenie kierunku i prędkości przemieszczania się opadów, burz i chmur burzowych, wreszcie badanie ruchów turbulencyjnych. Prawie natychmiastowe wyniki obserwacji pozwolą służbie synoptycznej zabezpieczyć w pełni lotnictwo przed niespodziankami, groźącymi samolotom ze strony burz.

◆ Wprost niedopuszczalnie powolne jest tempo budowy Centralnego Dworca Lotniczego. Sygnalizowany przez T.L. przed pięcioma

laty (przy okazji druku artykułu laureata konkursu inż. arch. J. Dobrowolskiego) termin ukończenia budowy na 1964 r. wielokrotnie był przesuwany. Z ustalonym obecnie terminem na 1967 r. nie powinny zgodzić się władze odpowiedzialne faktycznie i prestiżowo za komunikację i międzynarodowy ruch lotniczy. A przecież z przyszłym dworcem nie tylko łączy się opinia cudzoziemców o polskich liniach lotniczych, lecz również spodziewane wpływy dewizowe.

◆ Również wciąż się odracza budowę Dworca Miejskiego PLL „Lot” w Warszawie, który ma stanąć przy zbiegu alei Jerozolimskich i ul. Chałubińskiego. Budowa ma zacząć się w przyszłej pięciolatce, lecz skończyć się ma dopiero w 1968 r.

◆ W Warszawie otwarto wspólne przedstawicielstwo linii lotniczych „Interflug” i Biura Podróży Niemieckiej Republiki Demokratycznej. Ma ono nawiązać ścisłą współpracę z „Lotem” i „Orbisem”.

◆ W czerwcu przewidziane jest spuszczenie na wodę pierwszego polskiego wodolotu „Gryf”. Po próbach na Zalewie „Gryf” będzie odbywał co dzień 3 rejsy na trasie Szczecin — Swinoujście.

## NOTATKI ZE ŚWIATA

● W kwietniu br. upływa termin opracowania (na polecenie Kom. Wykonawczego Światowej Organizacji Meteorologicznej) wstępnego projektu światowej sieci meteorologicznej z ośrodkami w Waszyngtonie i Moskwie. Ocenia się, że pięciodniowa prognoza pogody — możliwa do osiągnięcia w wyniku zorganizowania tej sieci — pozwoli zaoszczędzić 6 bilionów dolarów rocznie. W USA projektuje się wprowadzenie satelitów na orbity o promieniu 2000 km które odbierałyby, rejestrowały i przekazywały dane, uzyskane z instrumentów zainstalowanych na tysiącach baloników, pław morskich i z posterunków nazemnych. Plan specjalistów radzieckich przewiduje uruchomienie 3500 stacji hydrometeorologicznych, 8000 posterunków i 150 stacji radiosondowych — wszystkie związane z systemem satelitarnym.

● Według danych Międzynarodowego Ośrodka Lotnictwa Rolniczego w Hadze, powierzchnia rolna objęta usługami z powietrza wynosi (z braku miejsca podajemy dane wrywkowe) w mln ha:

Europa (bez ZSRR)	2,2	NRD	0,26
Kanada	1,4	Polska	0,11
Czechosłowacja	0,86	Jugosławia i Francja	0,09

Dla porównania podajemy liczby dla innych krajów w mln ha: ZSRR — 30; USA — 24,2; W. Brytania — 0,06; Holandia, Szwecja, NRF, Włochy od 0,04 do 0,02.

Wybija się na czoło działalność w omawianym zakresie lotnictwa Czechosłowacji i NRD.

Ośrodek oblicza, że w usługach lotniczych dla rolnictwa zaangażowanych jest na świecie około 11 000 różnego rodzaju statków powietrznych.

● Podpisana została umowa między rządem Ludowej Republiki Bułgarskiej a rządem PRL w sprawie dostawy dla Bułgarii samolotów rolniczych.

● Przybył do Polski przedstawiciel Związku Lotniczego Jugosławii (VSJ) w celu zapoznania się z przygotowaniem Aeroklubu PRL do udziału w X Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Anglii. Na poprzednich mistrzostwach w Argentynie ekipa polska uchodziła za najlepiej przygotowaną i wyposażoną do zawodów. Jugosłowianie pragną wykorzystać doświadczenia polskie w zakresie organizacji i przygotowań do mistrzostw.

● W czasie Szybowcowych Mistrzostw Świata — zgodnie z ustaloną tradycją — odbędzie się w Anglii X Kongres OSTiV (międzyna-

rodowa organizacja naukowo-techniczna szybownictwa). Program Kongresu przewiduje odbycie w ciągu 11 dni czterech sesji technicznych i trzech meteorologicznych.

● We wrześniu br. odbędzie się Lot Europejski FAJ. Trasa lotu przebiegać będzie przez Jugosławię, Bułgarię, Węgry, Austrię do Niemieckiej Republiki Federalnej.

● Przez okres półroczny przeprowadzano nad miastem Oklahoma (USA) próby w locie w celu otrzymania danych o skutkach fal uderzeniowych, wytwarzanych przez samolot lecący z prędkością naddźwiękową. Z 600 tys. mieszkańców — 12 588 zgłosiło zażalenie, z tych 8355 wniosło reklamacje o uszkodzenia mienia. Urząd FAA uznał z tego 2070 pretensji, zaś odszkodowanie wypłacono 163 osobom (z tego — w 133 przypadkach za uszkodzenia tynków i oszklenia domów).

● W Nicei odbył się proces o odszkodowanie przeciwko towarzystwu lotniczemu „Air France”. Chodzi o szkody powstałe wskutek hałasu powodowanego przez startujące i lądujące samoloty. Sąd uznał „Air France” winną powstających szkód. Ich wysokość będzie oceniana przez specjalną komisję w miarę zgłaszania.

● Pilot z radzieckiego lotnictwa arktycznego dokonali trudnego zadania, zrzucając na spadochronach noworoczne przesyłki dla członków ekspedycji polarnych na stacje Biegun Północny 12 i 13, położone w odległości 1000—2000 km od wybrzeży Oceanu Lodowatego.

● Do amerykańskich władz astronautycznych zgłosiło się prawie 600 ochotników, którzy chcą być pilotami statków kosmicznych. Z liczby tej wybranych zostanie 20 osób, mających najlepsze warunki fizyczne i psychiczne do pełnienia tej funkcji. Obecnie w USA szkoli się 28 kosmonautów.

● Dokładne badania dokonywane za pomocą elektroencefalografu kandydatów do służby lotniczej na Florydzie wykazały, że przy ciśnieniu 970—999 mb 27% odczuwa senność, przy 1000—1019 mb — 17%, a przy 1020—1030 mb tylko 5%. Reszta znosiła te małe zmiany bez żadnych zaburzeń fizjologicznych. Przy spadku ciśnienia maleje bezwzględna ilość tlenu, wobec czego liczba oddechów musi być większa, aby wyrównać zapotrzebowanie organizmu. To właśnie ma wpływ na uczucie senności. Z.

Najlepszą gwarancją punktualnego otrzymywania

c z a s o p i s m a

jest jego prenumerata

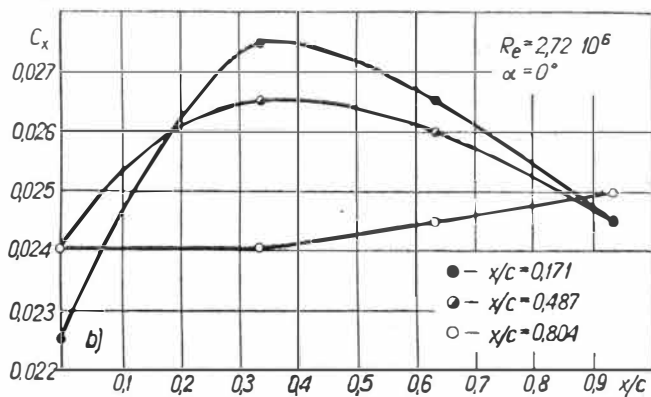
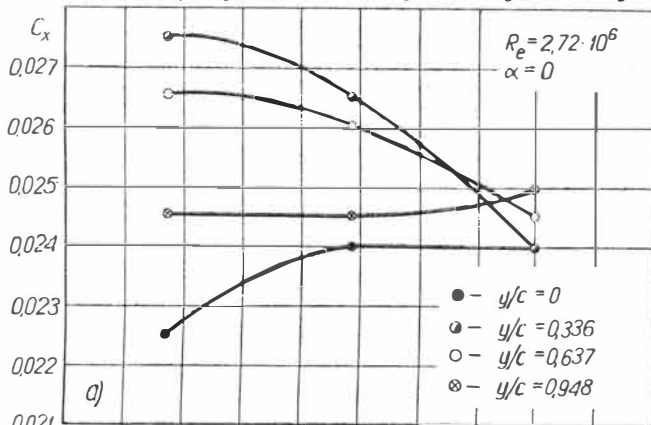


Tabela IX

Potożenie gondoli			$V_{\infty} = 22,2 \text{ m/sek } R_e = 1,35 \cdot 10^6$				$V_{\infty} = 33,5 \text{ m/sek } R_e = 2,04 \cdot 10^6$				$V_{\infty} = 44,6 \text{ m/sek } R_e = 2,72 \cdot 10^6$				
Oznaczenie	x/c	y/c	$\alpha = -5^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = -5^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = -5^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 12^\circ$
Gondola izolow.			0,0040	0,0040	0,0040	0,0050	0,0035	0,0035	0,0040	0,0045	0,0025	0,0030	0,0035	0,0040	0,0050
Plat izolowany			0,0125	0,0220	0,0500	0,0935	0,0125	0,0215	0,0495	0,0930	0,0120	0,0210	0,0490	0,0920	0,1465
1	0,171	0	0,0155	0,0240	0,0510	0,0940	0,0150	0,0235	0,0505	0,0930	0,0140	0,0225	0,0495	0,0920	0,1480
2	0,487	0	0,0160	0,0250	0,0535	0,0980	0,0155	0,0245	0,0530	0,0975	0,0145	0,0240	0,0525	0,0970	0,1540
3	0,804	0	0,0160	0,0250	0,0535	0,0975	0,0155	0,0245	0,0530	0,0970	0,0145	0,0240	0,0525	0,0965	0,1545
4 <sup>o</sup>	0,171	0,336	0,0200	0,0290	0,0570	0,1030	0,0195	0,0285	0,0560	0,1020	0,0185	0,0270	0,0550	0,1010	0,1570
5 <sup>o</sup>	0,487	0,336	0,0185	0,0280	0,0565	0,1050	0,0180	0,0275	0,0555	0,1040	0,0170	0,0265	0,0545	0,1030	0,1685
6	0,804	0,336	0,0175	0,0265	0,0535	0,0970	0,0165	0,0255	0,0530	0,0965	0,0150	0,0240	0,0520	0,0960	0,1540
7 <sup>o</sup>	0,171	0,637	0,0195	0,0280	0,0550	0,0970	0,0190	0,0275	0,0545	0,0905	0,0180	0,0265	0,0540	0,0960	0,1525
8 <sup>o</sup>	0,487	0,637	0,0200	0,0275	0,0540	0,0965	0,0195	0,0270	0,0535	0,0960	0,0180	0,0260	0,0530	0,0955	0,1510
9	0,804	0,637	0,0180	0,0260	0,0535	0,0970	0,0170	0,0255	0,0530	0,0965	0,0160	0,0245	0,0520	0,0955	0,1520
10	0,171	0,948	0,0170	0,0270	0,0560	0,1005	0,0160	0,0260	0,0550	0,0995	0,0150	0,0245	0,0530	0,0995	0,1580
11	0,487	0,948	0,0175	0,0270	0,0550	0,1010	0,0165	0,0260	0,0540	0,1005	0,0150	0,0245	0,0530	0,0995	0,1580
12	0,804	0,948	0,0180	0,0270	0,0570	0,1030	0,0170	0,0260	0,0565	0,1030	0,0160	0,0250	0,0560	0,1025	0,1600

Uwaga: W potożeniach 4,5,7,8 zastosowano oprofilowane przejście skrzydło-gondola.

Rys 23 Współczynnik oporu, zespołu skrzydło-gondola w zależności od x/c i y/c (od potożenia gondoli względem skrzydła)



Rys 24 Krzywe stałego oporu dla różnych wzajemnych potożeń skrzydło-gondola x/c i y/c

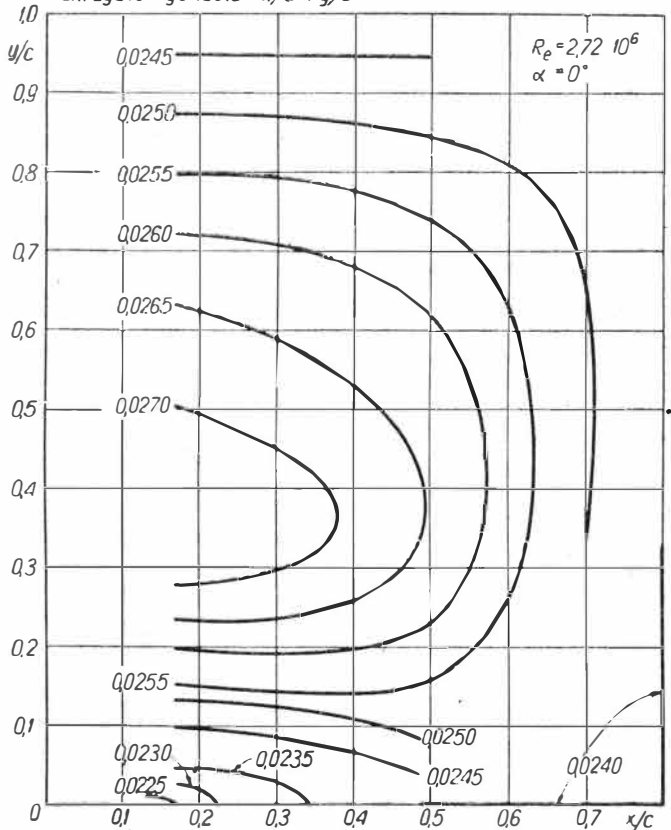
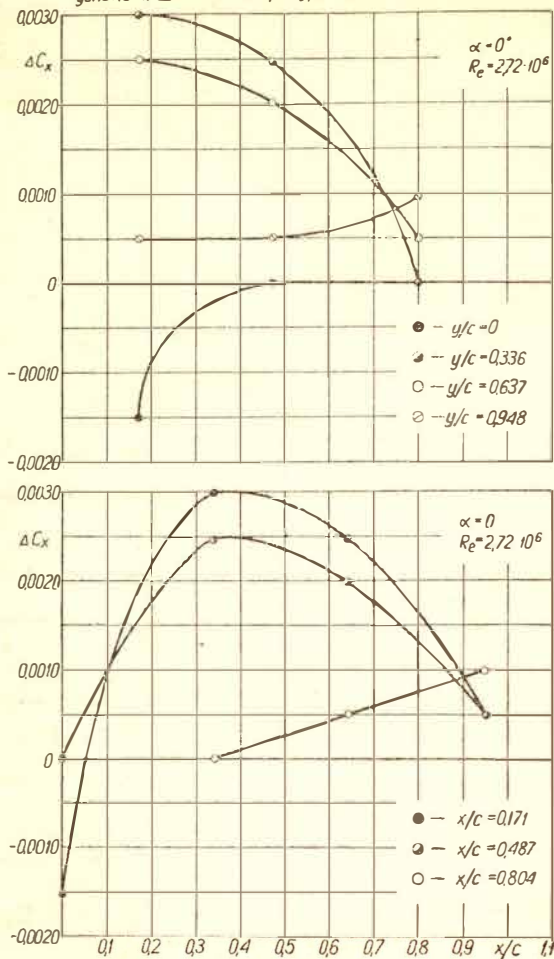


Tabela X

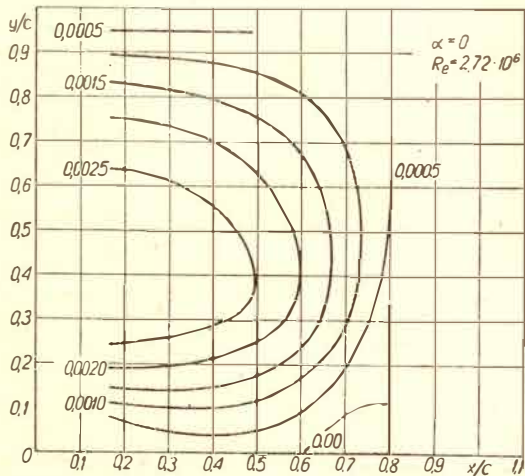
Potożenie gondoli			$V_{\infty} = 22,2 \text{ m/sek } R_e = 1,35 \cdot 10^6$				$V_{\infty} = 33,5 \text{ m/sek } R_e = 2,04 \cdot 10^6$				$V_{\infty} = 44,6 \text{ m/sek } R_e = 2,72 \cdot 10^6$				
Oznaczenie	x/c	y/c	$\alpha = -5^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = -5^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = -5^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 12^\circ$
1	0,171	0	-0,0010	-0,0020	-0,0030	-0,0035	-0,0005	-0,0010	-0,0030	-0,0045	-0,0005	-0,0015	-0,0030	-0,0040	-0,0035
2	0,487	0	-0,0005	-0,0010	-0,0005	0,0005	0	0	-0,0005	0	0	0	0	0,0010	0,0025
3	0,804	0	-0,0005	-0,0010	-0,0005	0	0	0	-0,0005	-0,0005	0	0	0	0,0005	0,0030
4 <sup>o</sup>	0,171	0,336	0,0035	0,0030	0,0030	0,0055	0,0040	0,0040	0,0025	0,0045	0,0040	0,0030	0,0025	0,0050	0,0055
5 <sup>o</sup>	0,487	0,336	0,0020	0,0020	0,0025	0,0075	0,0025	0,0030	0,0015	0,0065	0,0025	0,0025	0,0020	0,0070	0,0170
6	0,804	0,336	0,0010	0,0005	-0,0005	-0,0005	0,0010	0,0010	-0,0005	-0,0010	0,0005	0	-0,0005	0	0,0025
7 <sup>o</sup>	0,171	0,637	0,0030	0,0020	0,0010	-0,0005	0,0035	0,0030	0,0010	-0,0010	0,0035	0,0025	0,0015	0	0,0010
8 <sup>o</sup>	0,487	0,637	0,0035	0,0015	0	-0,0010	0,0040	0,0025	0	-0,0015	0,0040	0,0020	0,0005	-0,0005	-0,0005
9	0,804	0,637	0,0015	0	-0,0005	-0,0005	0,0015	0,0010	-0,0005	-0,0010	0,0015	0,0005	-0,0005	-0,0005	0,0005
10	0,171	0,948	0,0005	0,0010	0,0020	0,0030	0,0005	0,0015	0,0015	0,0020	0,0005	0,0005	0,0010	0,0025	0,0050
11	0,487	0,948	0,0010	0,0010	0,0010	0,0035	0,0010	0,0015	0,0005	0,0030	0,0005	0,0005	0,0005	0,0035	0,0065
12	0,804	0,948	0,0015	0,0010	0,0030	0,0055	0,0015	0,0015	0,0030	0,0055	0,0015	0,0010	0,0015	0,0065	0,0085

Uwaga: W potożeniach 4,5; 7; 8 zastosowano oprofilowane przejście skrzydło-gondola

Rys. 25 Zależność współczynnika oporu interferencyjnego, zespołu skrzydło-gondola w zależności od  $x/c$  i  $y/c$

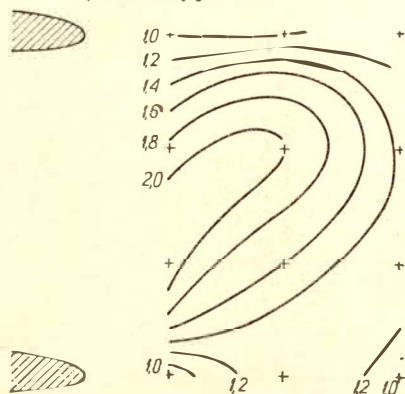


Rys. 26 Krzywe stałego oporu interferencyjnego dla różnych wzajemnych położen skrzydło-gondola  $x/c$  i  $y/c$

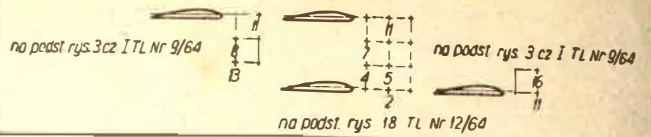


Rys. 27 Krzywe stałego oporu względnego gondoli przy zmiennych  $x/c$  i  $y/c$ .

$C_x = \frac{\text{Opór zespołu (dwupłat + gondola)} - \text{opór dwupłata izolowanego}}{\text{opór izolowanej gondoli}}$   $\alpha = 0^\circ$



Rys. 28 Podobieństwo położenia gondoli względem jednopłata i dwupłata



Rys. 29 Porównanie zależności jedna i dwupłata

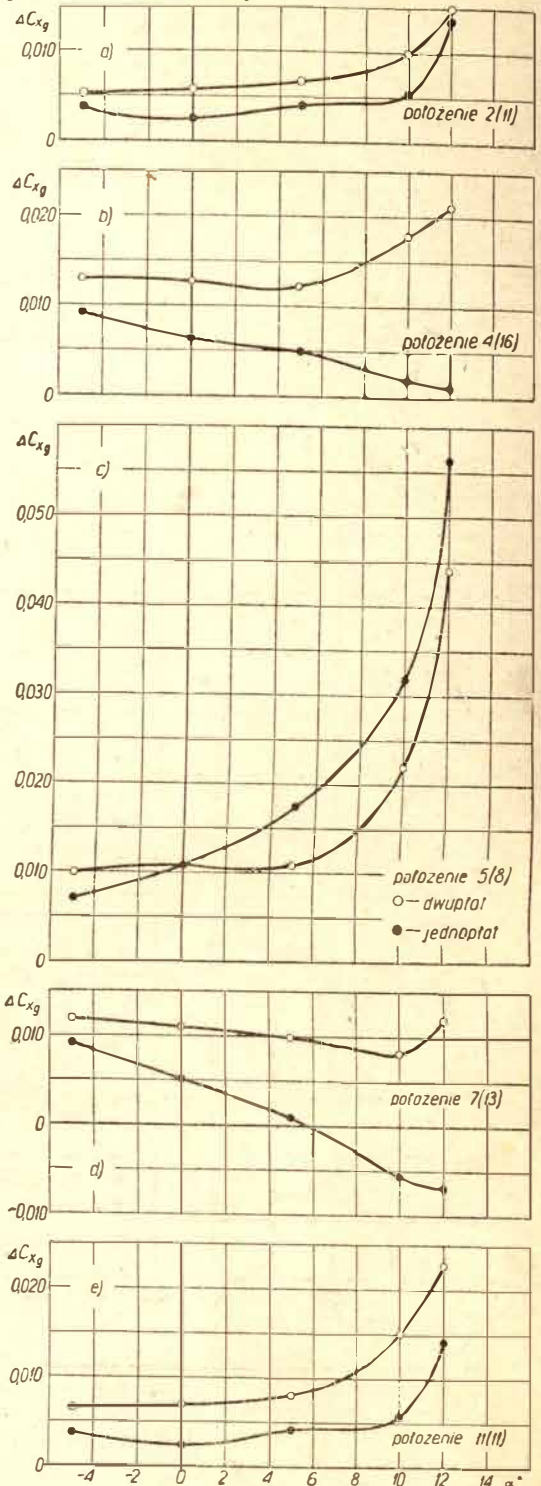


Tabela 2

Układ	Położenie gondoli		$V_{\infty} = 44.6 \text{ m/sek}$ $Re = 2.72 \cdot 10^6$					
	Oznaczenie	$x/c$	$y/c$	$\alpha = -5^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 12^\circ$
dwupłat	2	0.487	0	0.0025	0.0030	0.0035	0.0050	0.0075
	4'	0.171	0.336	0.0065	0.0065	0.0060	0.0090	0.0105
	5'	0.487	0.936	0.0050	0.0055	0.0055	0.0110	0.0220
	7'	0.171	0.637	0.0060	0.0055	0.0050	0.0040	0.0060
jednopłat	11	0.487	0.948	0.0030	0.0035	0.0040	0.0075	0.0115
	(2) 11	0.308	0	0.0039	0.0034	0.0043	0.0057	0.0144
	(4) 16	0.171	-0.434	0.0094	0.0063	0.0043	0.0017	0.0014
	(5) 8	0.308	0.234	0.0069	0.0088	0.0063	0.0017	0.0064
	(7) 13	0.108	-0.234	0.0094	0.0043	0.0038	-0.0058	-0.0071
(11) 11	0.308	0	0.0039	0.0024	0.0043	0.0057	0.0144	

Uwaga - opóźnienie przejścia skrzydło-kadłub