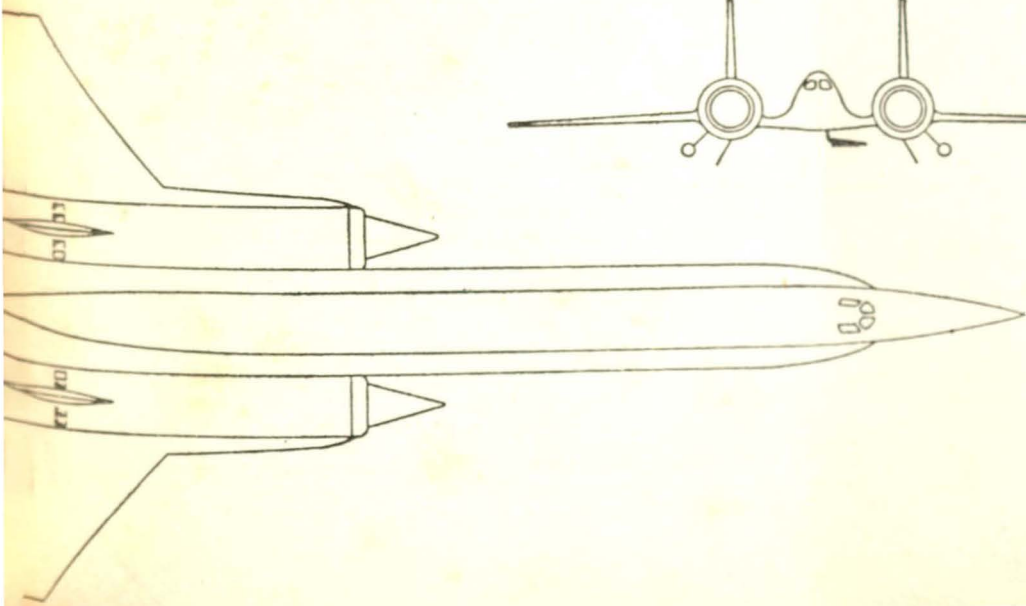
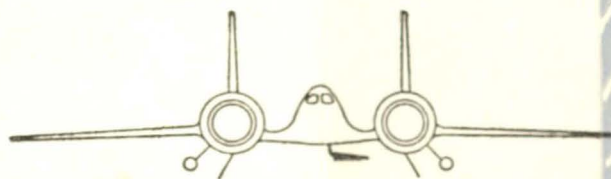
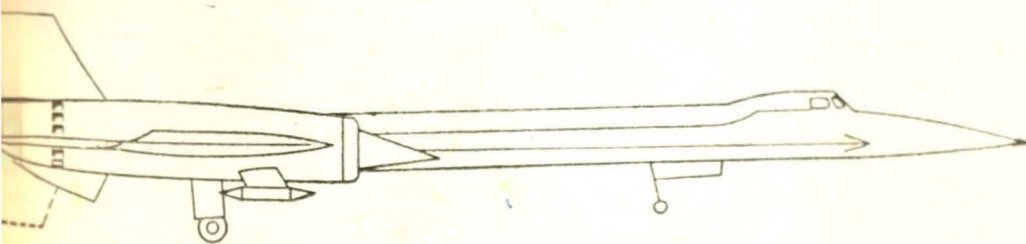


TECHNIKA LOTNICZA



7

1964

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

Opory interferencyjne

Cz. IV

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

Szczegółowe badania różnych zespołów skrzydeł i kadłubów bez i w obecności wychylanych kłap (krokodylowych), wykazują wpływ jaki wywierają kłapy na wielkość oporów interferencyjnych zespołów skrzydło-kadłub. Tabela 1 podaje wielkości współczynnika oporu badanych płatów (bez kłap i z kłapami) w zależności od kąta natarcia.

Tabela 1.

Profil	C_{x_p}	C_{x_p}	C_{x_p}
	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 4^\circ$	$\alpha = 12^\circ$
Obrys prostokątny NACA 0012	0,0080	0,0087	0,0150
Obrys prostokątny NACA 23012	0,0085	0,0095	0,0161
Obrys prostokątny NACA 0012 z kłapą krokodylową (0,2c) wychylona 60°	0,1718	0,1736	0,1755
Obrys prostokątny NACA 23012 z kłapą krokodylową (0,2c) wychylona 60°	0,1726	0,1738	0,1754
Obrys prostokątny NACA 32012 z kłapą krokodylową (0,2c) wychylona 75°	0,2093	0,2095	0,2095

Tabela 2 podaje wielkości współczynnika oporu badanego kadłuba w zależności od kąta natarcia

Tabela 2

Kadłub	C_{x_k}	C_{x_k}	C_{x_k}	C_{x_k}	C_{x_k}
	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 4^\circ$	$\alpha = 8^\circ$	$\alpha = 12^\circ$	$\alpha = 16^\circ$
Okrągły	0,0041	0,0042	0,0049	0,0062	0,0085

W tabeli 3 podano wielkości współczynników efektywnego oporu profilowego, badanych kombinacji skrzydło-kadłub-kłapa.

Tabela 3

Profil	Rodzaj kombinacji	Nr komb.	x/c	y/c	$C_{x_{eff}}$	Uwagi
NACA 0012	Skrzydło izolowane profil NACA 0012	—	—	—	0,0080	—
	Skrzydło izol. NACA 0012 z kłapą krokodyl. wychyl. 60°	—	—	—	0,1700	—
		271	0	0,34	0,0125	Trapezowe przejście skrz-kadł.
		272	0	0,34	0,1600	wych. kl. 60°
		273	0	0,34	0,1500	wych. kl. 60°
		274	0	0,34	0,0632	wych. kl. 60°
NACA 23012	Skrzydło izolowane profil NACA 23012	—	—	—	0,0085	—
	Skrzydło izol. NACA 32012 z kłapą krokodyl. wychyl. 60°	—	—	—	0,1700	—
		275	0	0,34	0,0465	wych. kl. 60°

Pomocje konstruktorskie, zeszyt 7/64, str. 1. okł.

TREŚĆ ZESZYTU

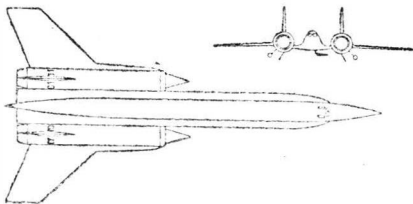
Synteza dwudziestolecia	str. 169
S. Augustyniak — Halasy lotnicze	171
J. Jarosiński, R. Łapucha — Spalanie w turbulentnym strumieniu, cz. II.	176
T. Missala — Przetworniki pomiarowe przyrządów żyroskopowych, cz. I.	182
A. Dworak, Z. Moroz, R. Zieliński — Frezarka FYA-31 ^a ze sterowaniem liczbowym ciągłym	189
Nowości techniczne	192
Z działalności naszego Stowarzyszenia	195
Kronika	196
Pomocje Konstruktorskie Techniki Lotniczej — E. Lewalska: Opory interferencyjne, cz. IV.	okł.

CONTENTS

Resume of twenty years	169
S. Augustyniak — Aircraft noise	171
J. Jarosiński, R. Łapucha — Combustion in turbulent flow, part II.	176
T. Missala — Transducers of gyroscope units, part I.	182
A. Dworak, Z. Moroz, R. Zieliński — The milling machine FYA-31 ^a with the continuous numerical control	189
Technical news	192
From activity of our society	195
Chronicle	196
Designer's data sheets — E. Lewalska: Interference drag, part IV	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

Редакционная статья	стр. 169
S. Augustyniak — Авиационные шумы	171
J. Jarosiński, R. Łapucha, — Сгорание в турбулентной струе, часть II	176
T. Missala — Измерительные преобразователи гироскопических приборов, часть I.	182
A. Dworak, Z. Moroz, R. Zieliński, — Фрезерный станок FYA-31 ^a с числовым непрерывным управлением	189
Технические новости	192
Из деятельности нашего Общества	195
Хроника	196
Конструкторские пособия Авиационной Техники — E. LEWALSKA: Интерференционные сопротивления, часть IV	окл.



NASZA OKŁADKA

Amerykański samolot wojskowy o prędkości $Ma > 3$
Lockheed A-11

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

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

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

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

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

Półroczna 72.— zł

TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I MECHANIKÓW POLSKICH

LIPIEC 1964 R.

ZESZYT 7

Synteza dwudziestolecia

Historie powojennego lotniczego XX-lecia należałoby roz-
dzielić na dwa okresy: od dwóch zdarzeń.
Zdarzenie pierwsze (które można nazwać statycznym):
rozwiązanie eskadry transportowej samolotów Li-2 została roz-
wiązana z dniem 1 stycznia 1946 r., a cały sprzęt i tabor
przejęły Polskie Linie Lotnicze „Lot”.
Drugi fakt cechuje niezaprzeczony dynamizm: na wolnym
niebie ukazał się w 1946 r. prototyp samo-
lotu konstrukcji krajowej. Samolot ten to „Kania S-1”.
Lotnictwo powojenne powstawało z niczego. Samolotowe
silnikowe fabryki sprzed 1939 r. bądź uległy zniszczeniu
lub np. oba PZL na Okęciu, bądź — kompletniej dewa-
stacji (Mielec, Rzeszów). Jednak wkrótce po wyzwoleniu
szereżysia lotnictwa, przy poparciu ludzi rozumnych i do-
świadczonych w warunkach zupełnego prymitywu, przystąpili
do projektowania nowych konstrukcji lotniczych.
Pierwsze lotnicze Biuro Konstrukcyjne powstało w Łodzi
pod kierunkiem inż. Tadeusza Sołtyka przy Lotniczych War-
statach Doświadczalnych.
„Kania S-1” był to całkowicie drewniany samolot szkol-
no-treningowy z silnikiem 125 KM, zbudowany według pro-
jektu inż. Stankiewicza.
Pierwszym prototypem, który wkrótce po pierwszym został
oblatany, był czteromiejscowy, turystyczny, drewniany
„Szpak-2” (z silnikiem 150 KM) projektu inż. Sołtyka.
Dając przekrój lat ubiegłych trudno szczegółowo opisy-
wać rodzaje się typy i odmiany lecz niepodobna ich nie
wymienić, jako wytworów odrodzonego instynktu lotniczego
Polskiaków.
W projektach swych konstruktorzy opierali się na dostęp-
nym w kraju — przez szereg lat powojennych — bazie sil-
nikowej.
I tak powstawały samoloty.
— W 1947 r. — cztery wersje: Szpak-2, -3, -4A, -4T,
konstrukcji inż. Sołtyka.
— W 1948 r. ukazała się rodzina samolotów szkolno-tre-
ningowych inż. Sołtyka: „Żak 4”, „Junak 1” i „Zuch 1”
oraz „Zuch 2”, ponadto jednostka szkolna CSS-10 projektu
inż. Misztala (wykonana w Centralnym Studium Samolo-
tów na Okęciu).
— W 1949 r. zbudowano odmianę „Junak 2”, z silnikiem
o mocy 160 KM; w 2 lata później poszła ona w serię. Zbu-
dowano też dalszą wersję CSS-10C prof. Misztala i CSS.11
inż. Duleby. W tymże roku ukazał się „Miś” — prototyp
pierwszego samolotu transportowego, dwusilnikowego (2 ×
150 KM) konstrukcji inż. Sołtyka.
— W 1950 r. powstał prototyp dwusilnikowego (×440 KM),
metalowego samolotu pasażerskiego CSS-12, według projek-
tu inż. Duleby.
— W 1951 r. — inż. Stankiewicz zbudował w SZD „Ka-
nia S-3”, zaś inż. Sołtyk — samolot łącznikowy „Żuraw”.
— W 1953 r. ukazuje się w warsztatach Instytutu Lotnic-
zego modyfikacja samolotu szkolno-treningowego inż. Soł-
tyka — „Junak 3”, produkcja tego typu sięga 1956 r. Liczne
Junaki 2 i 3 zasilili szkoły lotnicze i aerokluby.
— W 1955 r. wykonał pierwszy lot prototyp metalowego
samolotu treningowego T.S.8 „Bies” (silnik WN3 — 340 KM);
samolot ten projektował zespół konstruktorów Instytutu
Lotnictwa pod kierunkiem inż. Sołtyka. Stanowił on typowy
sprzęt do szkolenia i treningu.
— W 1957 r. ukazały się samoloty seryjne „Bies”; w tym-
że roku samolot ten zdobył 3 rekordy międzynarodowe.
Równocześnie oblatano samolot „Kania 2”, który przeszedł
do produkcji.
— W 1958 r. oblatany został samolot metalowy, szkolno-
treningowy M.2 (z silnikiem 220 KM), zaprojektowany
przez zespół pod kierunkiem inż. Jachyry. W tymże roku

zbudowano w WSK Okęcie samolot turystyczny PZL-102
„Kos”, przy czym zespołem konstrukcyjnym kierował mgr
inż. Lassota.

— W 1959 r. oblatano prototyp czterosilnikowego (silniki
WN.3), metalowego samolotu komunikacyjnego MD-12; ten
metalowy 22-osobowy samolot zaprojektowali profesorowie
Misztal i Duleba.

W tym samym roku ukazał się samolot rolniczy PZL 101
„Gawron” (stanowiący polską wersję rozwojową JAK-12M).

— W 1961 r. przeprowadzono próby prototypu nowoczes-
nego, odrzutowego samolotu szkolno-treningowego T.S.11
„Iskra”; projekt opracował zespół doc. mgr inż. T. Sołtyka.

— W 1963 r. powstaje wersja fotogrametryczna samolotu
MD.12. o dobrych własnościach operacyjnych.

Okres powojennego 20-lecia naszego przemysłu samo-
lotowego zamykają dwa udane typy o doborowym wyposaże-
niu pokładowym: samolot wielozadaniowy PZL-104 „Wilga”
i szkolny przeznaczony dla aeroklubów M.4 „Tarpan”.

Narodziny polskiego śmigłowca odbyły się w 1950 r., kie-
dy rozpoczął próby BŻ-1 „Gil” projektu inż. B. Żurakow-
skiego, jako konstrukcja zupełnie w Polsce nieznana. Z ko-
lei w 1956 r. wykonano prototyp wielocelowego śmigłowca
BŻ-4 „Żuk” i oblatano w 1959 r. (silnik WN.4 320 KM).

W 1962 r. oblatana została polska wersja śmigłowca wie-
lozadaniowego SM.2.

W poważnym zaawansowaniu budowy znajdował się
w ubiegłym roku śmigłowiec „Łątka”.

Konstrukcje szybowcowe były liczne i udane. Patrząc
z perspektywy lat widzi się wachlarz różnych typów szy-
bowców, widzi się ogromną pracę włożoną w ich opracowa-
nie i wykonanie.

— W 1947/1948 r. — wykonano prototyp i serię szybow-
ców wyczynowych typu IS-1 „Sęp”, według projektu inż.
Nowakowskiego i inż. Niespały.

— W 1948/1952 r. — wyprodukowano prototyp i długą se-
rię szybowców treningowo-wyczynowych „Mucha”; projekt
stworzyli inż. Kotowski i Kaniewska. Później przyszły
odmiany „Mucha Ter”, „Osa” i „Mucha 100”.

— W okresie 1948—1957 — oblatano i produkowano
w różnych wersjach szybowiec szkolny IS-3 „ABC”, kon-
strukcji inż. Marzta i Zatwarnickiego. Licencję na szybo-
wiec zakupiły Chiny.

— W 1949 r. powstał prototyp szybowca akrobacyjnego
typu „Jastrząb”, projektu inż. Niespały; szybowiec ten uru-
chomiono w serii w 1952 r. W tymże roku w Harcerskich
Warszt. Lotniczych zbudowany został motoszybowiec „Pe-
gaz”, konstrukcji inż. Chylińskiego (silnik Gad 31 KM).

— W latach 1949—1951 wykonano 3 szybowce doświad-
czalne: IS.5 „Kaczkę”, bezogonowy SZD-6X „Nietoperz”
konstrukcji mgr inż. Nowakowskiego i mgr inż. Sandauera
(wykonany w Szybowcowych Zakładach Doświadczalnych)
oraz IS.7 „Osę”, konstrukcji inż. Kostii, odznaczającą się
laminarnym profilem skrzydła.

— W 1951/1953 r. wyszedł jako prototyp i poszedł w se-
rię szybowiec wyczynowy „Jaskółka”. Szybowiec ten kon-
strukcji inż. Kostii, Sandauera i Skarbińskiego ustano-
wił szereg rekordów międzynarodowych.

— W 1953 r. ukazał się prototyp szybowca dwumiejscow-
wego, do dalekich przelotów „Bocian”, inżynierów Sandaue-
ra, Zatwarnickiego i Wasilewskiego: jednostkę tę urucho-
miono seryjnie w wielu wersjach. Budowana jest też w li-
cencji w Chinach. Tego samego roku konstruktorzy Graczy,
Zatwarnicki i Kaniewska zbudowali 2-miejscowy szybo-
wiec szkolny „Czapla”. W 2 lata później „Czapla” poszła
w serię. W tym samym roku również ukazały się: „Sala-
mandra 53” (modyfikacja przedwojennego szybowca WWS-1)
oraz doświadczalny szybowiec „Albatros”.

— W 1954 r. wszedł do serii szybowiec treningowo-wyczynowy „Mucha 100”, konstrukcji inżynierów Okarmusa, Badury i Dyrka. Równocześnie zbudowano doświadczalną „Jaskółkę M”, a w rok później „Jaskółkę L”.

— W 1956 r. zbudowano szybowiec szkolny „Czajka” oraz treningowy „Pionier”. W następnym roku „Pionier” poszedł w serię jako „Sroka”.

— W 1958 r. powstał szybowiec „Mucha Standart”, który zajął I miejsce w mistrzostwach świata: produkcję seryjną podjęto w 1959 r. W tymże roku oblatano szybowiec treningowy „Gil”.

— W 1959 r. ukazała się metalowa Pliszka M-3 projektowana przez zespół mielecki pod kierunkiem inż. Żoka. W roku tym również inż. Dyrek zbudował doświadczalny bezogonowiec „Wampir”.

— W 1959—60 r. ukazał się znany z mistrzostw świata wyczynowy szybowiec „Zefir” oraz „Zefir 2”, konstrukcji inżynierów Nowakowskiego i Szuby.

— W 1960 r. dokonano oblotu słynnego szybowca wyczynowego „Foka” oraz treningowego SZD.25 „Lis”. W tymże roku ukazały się prototypy metalowego szybowca treningowo-akrobacyjnego produkcji mieleckiej „Pliszka-bis”; jest to wersja rozwojowa oblatanego przed rokiem szybowca treningowego M-3 „Pliszka”.

Kończą nasze 20-lecie głośne — zwycięskie w zawodach — szybowce w dalszych odmianach „Fok” oraz „Zefirów” i nowe jednostki w postaci akrobacyjnych „Kobuzów 3” i szkolno-treningowych 2-osobowych „Kormoranów”.

Z pewnym opóźnieniem za samolotami wprowadzona była baza silnikowa, oparta na krajowym przemyśle.

— W 1953 r. wykonany został prototyp silnika gwiazdowego WN.3 o mocy 340 KM, konstrukcji inż. Narkiewicza.

— W 1956 r. silnik WN.3 ukazał się w serii.

— W 1959 r. wykonano prototyp silnika WN.6 220 KM, w układzie „bokser”, silnik ten w latach następnych zrealizowano w kilku odmianach.

— W 1960 r. ukazał się prototyp pierwszego silnika odrzutowego.

— W 1962/63 r. przeszły do serii: silnik odrzutowy i tłokowy WN.6.

Równoległe z projektami i budową nowych silników toczą się od lat intensywne prace eksploatacyjno-doświadczalne w celu wydłużenia przedłużenia zasobów technicznych silników użytkowanych.

Dla ludzi, którzy pragną się przyczynić do rozwoju rodzimego lotnictwa i dla tych, którzy przysporzyć chcą krajowi wyrobów eksportowych, pamiętamy ten okres XX-lecia, gdy — w ślad za roztropną decyzją — poczęto organizować ośrodki konstrukcyjne przy zakładach osprzętowych. Osprzęt — którego koszt przekracza nieraz 75% wartości samolotu — otrzymał zielone światło w biurach konstrukcyjnych oraz prototypowniach i krajowe wyposażenie pokładowe coraz pełniej pokrywa zapotrzebowanie sprzętu latającego i coraz obfitsze przynosi dewizy.

Rozwinęła się automatyka, systemy regulacyjne i pomiarowe, oparte na elementach sprężystych: sprężynach włosowych, bourdonach, membranach, przeponach i mieszkach. Osiągano potrzebne charakterystyki stosując elementy pojedyncze i podwójne, jedno- i wielościennie, z brązu berylowego, tombaku i stali nierdzewnej, z zastosowaniem różnych procesów technologicznych.

Uruchomiono aparaturę tlenową, spadochronową i ratunkową.

Opanowano produkcję pomp, rozdzielaczy, zaworów, manometrów pojedynczych oraz podwójnych w różnych wariantach i na współczesne ciśnienie medium energetycznego 210 kG/cm².

Dostarczano na silniki i samoloty paliwomierze i przepływomierze, układy paliwowe, hydrauliczne i pneumatyczne.

Wyprodukowano rodziny wariometrów, prędkościomierzy, wysokościomierzy, termometrów, manometrów i sygnalizatorów ciśnienia.

Opanowano specjalizację w zakresie produkcji pokładowych przyrządów giroskopowych; wykonuje się w partii próbnej sztuczny horyzont akrobacyjny.

Wprowadzono do użytkowania urządzenia pokładowe elektryczne i elektroniczne wysokiej precyzji i nowoczesności oraz zminiaturyzowane konstrukcje oparte na tranzystorach: prądorozruszniki, układy zapłonowe, przetwornice o różnych charakterystykach.

Przeprowadzono serię prób, badań i nowelizacji, które pozwoliły na ustalenie resursu technicznego szeregu przy-

rzędów pokładowych na poziomie 2000 godzin, co stanowi wysoki poziom „światowy”.

W ubiegłym okresie wytwory przemysłu lotniczego w mniejszej ilości szły na potrzeby Kraju i jego obronę, lecz branża nasza również — wciąż w rosnącej ilości — przysparzała gospodarce państwowej dewiz.

Eksportowaliśmy poważne ilości sprzętu licencyjnego — samolotów i śmigłowców, które trafiały przeważnie do krajów socjalistycznych. Sprzedawaliśmy też rolnicze „Gawrony” i to do 6 krajów, nawet do dalekiej Hiszpanii i Turcji.

Jednak szybowce były naszym pierwszym biletem wymiowym na cały świat. Dyskontowaliśmy w ten sposób zwycięstwa w zawodach szybowcowych.

Zaczął się od zakupu licencji przez Chiny na początku lat sześćdziesiątych na szybowce: „ABC”, „Salamandę”, „Muchę 100” i „Bociana”. Dziś eksportujemy szybowce do 30 krajów świata, wśród nich do USA, Kanady, Argentyny, Wenezueli, Anglii, Francji, Włoch, NRF.

W ub. roku wpłynęły dewizy za 54 sprzedane szybowce typu: „Mucha St.”, „Foka”, „Zefir”, „Bocian” i „Lis”.

Drugą kartą prezentacyjną polskiego przemysłu lotniczego na światowych rynkach zbytu były przyrządy pokładowe. Miarą ekspansji tego eksportu może być fakt, że w 1964 r. przyniesie on ośmiokrotnie więcej dewiz niż w 1959 r.

W latach 1963—1964 zawarliśmy transakcje sprzedażne z 30 krajami Europy, Ameryki i Azji. Z osprzętu lotniczego najbardziej cenione są na rynkach zagranicznych przyrządy pokładowe szybowcowe: prędkościomierze, busole i wariometry.

Eksport sprzętu lotniczego, obok eksportu wyrobów elektronicznych i precyzyjnych, jest najbardziej dla kraju cenny i opłacalny, wymaga dużo myśli technicznej i pracy, a mało surowca, stąd cena w dewizach za 1 kG kształtuje się dla tych branż najwyżej.

Lata nadchodzące będą niewątpliwie świadomością tę pogłębiać, co wpłynąć powinno na odpowiednie kształtowanie polityki przemysłowo-gospodarczej kraju.

Obraz syntezy działalności lotniczej społeczeństwa w latach dwudziestolecia nie byłby całkowity, gdyby nie scharakteryzować użytkowników sprzętu lotniczego.

Odpowiedzialny za krzewienie sportów lotniczych i szkolenie w zakresie dyscyplin lotniczych jest Aeroklub Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej wraz z 35 afiliowanymi przy nim aeroklubami regionalnymi. APRL jest więc potencjalnym odbiorcą i konsumentem sprzętu lotniczego. W skład siatki organizacyjnej wchodzi: Gł. Ośrodek Badań Lotniczo-Lekarskich, kilka szkół szybowcowych I stopnia i wyczynowych, Centrum Szybowcowe, wreszcie Centrum Wyszkożenia Lotniczego.

Koła lotnicze stanowią podstawę piramidy organizacji, realizującej coraz wyższe formy szkolenia, aż do wyczynów sportowych i służby w lotnictwie silnikowym.

Od niedawna wprowadzono nowe metody szkolenia i treningu za pośrednictwem obozów szkoleniowych Lotniczego Przystosobienia Wojskowego, gdzie młodzież przechodzi naukę pilotażu na kursach pierwszego i drugiego stopnia. Kursiści II stopnia mogą zostać elewami oficerskich szkół lotniczych.

A jakie były wyniki szkolenia?

W przeciągu 18 lat piloci szybowcowi zdobyli 2658 odznak srebrnych, 466 złotych i 107 diamentowych (tj. 30% istniejących na świecie). Zdobyte zostały 54 rekordy międzynarodowe (w tej liczbie 37 kobiecych!) w omawianej dyscyplinie sportu.

W spadochroniarstwie — w tym okresie — ustanowiono 13 rekordów międzynarodowych. Jubileusz 10 000 skoków obchodził Goław w 1960 r.

Przez 8 lat przewieziono 45 tys. chorych, lecz 100 tys. statystycznych lotów obejmuje również transport krwi, medykamentów i lekarzy.

Pogotowiem lotniczym dysponuje dziś Centr. Zespół Lotnictwa Sanitarnego w Warszawie oraz 16 zespołów w miastach wojewódzkich.

O społecznej potrzebie usług świadczy duża codzienna ilość startów pogotowia: z Goławia średnio 5 razy na dzień wylatuje jednostka sanitarna.

Baza sprzętu — z upływem lat — zasadniczo się przeobraża. Lotnictwo sanitarne rozpoczęło działalność w 1955 r., uzyskując 9 „Kukuruźników”, potem otrzymało samoloty Brigadyr L.60, Focke Wulf, CSS-12, Jak-12. Dziś przestarzałe typy zostały zastąpione dwusilnikowymi samolotami czeskimi: Super Aero-45, L.200 — Morava, w skład tabory weszło również 8 śmigłowców SM.1 produkcji krajowej.

Wzrasta się na jesieni dostawy pierwszego samolotu „Wilga”. Ministerstwo Zdrowia i Op. Społecznej dysponuje obecnie flotą 103 jednostek lotniczych. Sukcesywne dostarczanie krajowego sprzętu dla lotnictwa sanitarnego stanowi ważny czynnik polityki gospodarczej ostatnich lat dwudziestolecia i kierunkową wytyczną na przyszłość.

Lotnicy Zespół Usług Gospodarczych APRL to przedsiębiorstwo młode, lecz o wielkiej przyszłości. LZUG powstał w 1960 r. i dysponuje obecnie 35 samolotami, z których 90% należy do APRL, zaś gros pozostałych do Ministerstwa Rolnictwa. Tabor ten w 1963 r. wykonał 8194 loty w czasie 3257 godzin. Prace gospodarcze w rolnictwie, leśnictwie i gospodarce wodnej objęły obszar 108 ha.

Prace mają również charakter eksportowy, a o ich dobrej renomie za granicą świadczy wielokrotne, coroczne zamawianie usług.

Rozwój działalności przedsiębiorstwa rozpoczęty w XX-leciu będzie się poważnie wzmagać, osiągając do 1970 r. trzykrotny wzrost.

Postulat zapewnienia sprzętu dla umożliwienia planowanej działalności LZUG powinien leżeć w centrum uwagi przemysłu lotniczego.

Usługi fotogrametryczne wykonuje w Polsce Przedsiębiorstwo Fotogrametryczne Głównego Urzędu Geodezji i Kartografii. Korzysta ono z parku 5 samolotów, należących do PLL „Lot”.

Płynące lata dwudziestolecia pozwoliły komunikacji lotniczej nieporównalnie oddalić się od opisanego na wstępie stanu zdemobilizowanej eskadry transportowej z 1946 r. Dziś transportowe Li.2 uległy kasacji, a park PLL „Lot” stanowią samoloty Il.14, Convair 240, Viscount oraz 4 linieowce Il.18.

„Lot” eksploatuje 17 linii międzynarodowych łącznej długości 17 000 km oraz 8 linii krajowych długości 2800 km.

W 1963 r. przedsiębiorstwo obsłużyło 237 tys. pasażerów, przy czym blisko 100 tys. na liniach zagranicznych; przewieziono ponad 5000 ton towaru, z czego ponad 3500 t na liniach zagranicznych. Samoloty „Lotu” przeleciały 6,8 mln km.

Statystyka 1963 roku nie wykazuje wzrostu przewozów pasażerskich i towarowych w porównaniu z 1962 r. Zawinił tu nie uregulowany status lotnisk krajowych.

Charakterystykę działalności lotnictwa komunikacyjnego

przytoczono nie tylko dlatego, iż stanowi ona niezbędne dopełnienie syntezy lotniczego dwudziestolecia, lecz również z tego powodu, że przedsiębiorstwo komunikacji lotniczej — to potencjalny odbiorca wyrobów krajowego przemysłu lotniczego.

Lotnictwo wojskowe stanowi dumę każdego Polaka. Wyśiżkiem całego narodu wyposażone zostało w najnowocześniejsze samoloty bojowe, z silnym zapleczem technicznym i szeroko rozwiniętą obsługą naziemną.

Widzimy je corocznie na publicznych pokazach, demonstrowane jest też społeczeństwu podczas codziennej pracy szkoleniowej.

W żmudnej pracy treningu czy nauki pilotażu na najwyższym poziomie współdziała z człowiekiem nowoczesny polski samolot odrzutowy „Iskra”.

Wśród przejawów wielostronnego życia lotniczego w Polsce swoją poważną rolę w 20-leciu odegrało również piśmiennictwo. W wydaniach książkowych ukazało się szereg pozycji technicznych zarówno prac tłumaczonych, jak i oryginalnych.

Dużą zasługę w pogłębianiu wiedzy lotniczej należy przypisać Wydawnictwu MON oraz Wydawnictwu Komunikacji i Łączności, zaś dla popularyzacji zagadnień lotniczych poważnie przyczyniały się książeczki serii „Sowy” (MON).

Publicystyka lotnicza — w latach ubiegłych — była reprezentowana przez kilka periodyków. Nasze czasopismo ukazuje się już XIX rok, a przed 3 laty podwyższona została jego ranga, gdyż stało się miesięcznikiem. Bez mała w wieku PRL są i inne miesięczniki: „Wojskowy Przegląd Lotniczy” — organ Inspektoratu Lotnictwa, „Magazyn Racjonalizatora Lotn.” — wydawany przez ZPL, popularny tygodnik — „Skrzydła Polska” i gazeta Wojsk Lotniczych — „Wiraze”.

Wszystkie one pracują dla pomyślności i wiedzy lotniczej.

Przegląd lotnictwa polskiego lat ubiegłych skłania do postulowania, żeby stojące przed nami lata drugiego dwudziestolecia PRL były świadkami takiego wzmocnienia tempa rozwoju we wszystkich dziedzinach naszej działalności lotniczej, aby w pośpiesznym trybie wyrównane zostały wszelkie opóźnienia.

Dla realizacji takiego programu „Technika Lotnicza” będzie poświęcać swoje łamy i dla takiego celu pracować będą w dalszych latach jej redaktorzy.

Mgr STANISŁAW AUGUSTYNIAK

Politechnika Poznańska

Katedra Mechaniki Technicznej

534.83:656.7

Hałasy lotnicze

Artykuł przedstawia charakterystykę hałasów lotniczych oraz ogólne zalecenia dla polepszenia warunków akustycznych. Przykładowo został omówiony hałas wytwarzany przez pewien typ samolotu czterosiłnikowego o napędzie tłokowym, jak również projekt izolacji akustycznej kabiny pasażerskiej.

Wstęp

Hałas, ze względu na ujemny wpływ, jaki wywiera na organizm ludzki, jest zjawiskiem zdecydowanie szkodliwym. Oprócz bezpośredniej możliwości uszkodzenia organu słuchu, powoduje on bóle głowy, trudności w koncentracji uwagi, silne zmęczenie, pobudliwość nerwową itp. Dlatego właśnie walkę z hałasem należy uznać za niezmierzenie ważną przede wszystkim z humanitarnego punktu widzenia, chociaż istnieją również inne aspekty tej walki (ekonomiczny, bezpieczeństwa pracy).

Hałas nie jest rzeczą nową, ale jego rozpowszechnienie niewątpliwie związane jest z rozwojem współczesnej techniki. Zresztą warunki panujące w portach lotniczych są najlepszym tego przykładem. Hamowanie silników, chwila startu samolotu dają poziomy intensywności na progu bólu lub nawet go przekraczają.

Walkę z hałasem w komunikacji lotniczej należy traktować z punktu widzenia zapewnienia odpowiednich warunków zarówno wewnątrz samolotu, jak również obsłudze naziemnej lotniska i otoczeniu lotniska. Istnieje kilka przyczyn, między innymi: wysokie poziomy intensywności, ostre ograniczenia ciężaru izolacji akustycznej w samolotach, trudności w usuwaniu materiałowego przewodzenia dźwięku, które powodują to, że zwalczanie hałasów lotniczych jest zagadnieniem bardzo trudnym. Dla osiągnięcia pozytywnych

rezultatów w tej walce trzeba koniecznie użyć wszystkich dostępnych dzisiaj metod, pozwalających na obniżenie wypromieniowywanych mocy akustycznych.

Sposoby przedostawania się dźwięku do wnętrza kabin

Wszystkie silniki lotnicze, zarówno tłokowe, jak i turbosmigłowe czy odrzutowe, wytwarzają w atmosferze hałasy o bardzo wysokim poziomie intensywności. Ten głos atakuje zewnętrzną powłokę kadłuba pobudzając ją do drgań, które z kolei wytwarzają falę głosową we wnętrzu samolotu. Drugim sposobem przedostawania się głosu do kabin jest bezpośrednie połączenie elementów drgających z wewnętrznymi ściankami samolotu. Przy lotach ze znacznie większymi prędkościami przedostaje się do kabin dźwięk buczenia w wyniku tworzenia się wirów na całej powierzchni kadłuba. Do dźwięku materiałowego należy również zaliczyć powstawanie drgań typu flutter (bardzo niskie częstotliwości).

Ogólne zalecenia dla polepszenia warunków akustycznych

Głównym źródłem hałasu w samolocie o napędzie tłokowym jest śmigło. Głos śmigła przeważa nad pozostałymi źródłami (silniki, przekładnia, wydech), dającymi również bardzo wysokie poziomy intensywności. W zasadzie istnieje

ją tylko dwie drogi pozwalające częściowo zmniejszyć hałas wytwarzany przez śmigło. Pierwszą z nich jest zmniejszenie prędkości obwodowej łopaty. Okazuje się, że przyrost słyszalnego natężenia (w fonach) jest proporcjonalny do siódmej potęgi prędkości obwodowej [lit. 1]. Stąd łatwo zauważyć celowość zmniejszenia tej prędkości, co oczywiście waży nie pozostaje bez wpływu na siłę ciągu samolotu. Aby skompensować ten ubytek zastępuje się śmigło z dwiema łopatomami śmigłami wielołopatowymi, co stanowi równocześnie drugi sposób walki z hałasem śmigła. Jednak nawet mimo zastosowania śmigła wielołopatowego, posiadającego możliwie małą prędkość obwodową, pozostają jeszcze bardzo wysokie poziomy intensywności. Dalszym krokiem, zmierzającym do osłabienia głosu śmigła przedostającego się do wnętrza samolotu, jest takie rozwiązanie konstrukcyjne, w którym płaszczyzna obrotów śmigła nie przecina kabiny pasażerskiej i kabiny pilotów. Innymi sposobami zmniejszenia hałasu śmigła jest ulepszenie profili aerodynamicznych oraz regulacja kąta natarcia łopat.

Drugim w kolejności znaczenia źródłem hałasu są silniki i rury wydechowe. Głos wydechu zmniejsza się za pomocą tłumików. Założenie tłumików wpływa jednak na ogół na obniżenie mocy użytecznej silników. Przez umiejscowienie końca rury wydechowej w strefie ssania (podciśnienie) można jednak wydatnie te straty zredukować. Budowa tłumików mających zastosowanie w lotnictwie jest utrudniona ze względu na bardzo ograniczoną długość. Tłumik wystający poza gabaryt samolotu jest nie do przyjęcia z uwagi na powiększanie się aerodynamicznego oporu samolotu. Korzystnym czynnikiem w walce z hałasem wydechu jest obniżanie temperatury gazów spalinowych. Chłodzenie powoduje bowiem częściową kondensację pary wodnej zawartej w gazie [2].

Walka z dźwiękiem materiałowym sprowadza się przede wszystkim do elastycznego zawieszenia silników. Chodzi w tym przypadku o eliminowanie możliwości przekazywania drgań na ścianki kadłuba. Należy również dążyć do zapewnienia takich połączeń, które izolowałyby głos przewodzony między powłoką kadłuba i wewnętrznymi ściankami kabiny.

W samolotach odrzutowych najpoważniejszym źródłem hałasu jest silnik. Bardzo skutecznym sposobem walki z hałasem w lotnictwie odrzutowym jest umieszczanie silników w tylnej części samolotu.

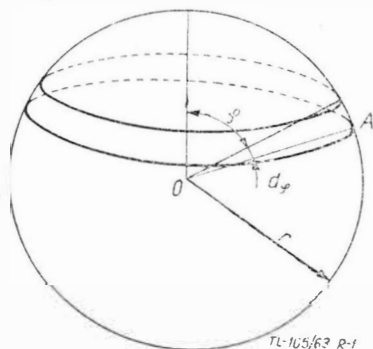
Zastosowanie tych wszystkich środków, o których była mowa wyżej, nie zabezpiecza oczywiście pasażera od hałasu, ale stwarza warunki do sensownego zastosowania izolacji akustycznych.

Charakterystyka głosu śmigła

Głos śmigła składa się, ogólnie biorąc, z hałasu obrotu i hałasu wirów. Hałas obrotu jest hałasem harmonicznym, w którym przeważa ton podstawowy. Częstość tonu podstawowego jest równa iloczynowi ilości łopat przez liczbę obrotów. Hałas harmoniczny z punktu widzenia głośności jest najważniejszy, ponieważ daje największy przyczynek do głosu śmigła.

Hałas wirów powstaje w wyniku okresowych drgań łopaty na skutek szybkiego ruchu i odrywania się od nich strumienia powietrznego. Badania Stowella i Deminga [lit. 3], [lit. 4] przeprowadzone na samym śmigle z dwiema łopatomami z duralu o średnicy 2,2 m pokazały, że w hałasie nieharmonicznym przeważają wysokie częstotliwości (1000 do 5000 Hz).

Z chwilą osiągnięcia ostatecznej prędkości łopaty wytwarza się w jednym punkcie obwodu śmigła zaburzenie



Rys. 1. Określenie intensywności głosu śmigła

w powietrzu, rozchodzące się we wszystkich kierunkach z prędkością równą prędkości dźwięku. Można przyjąć, że w pierwszym przybliżeniu śmigło stanowi w tym przypadku źródło rzędu zerowego. Przy zmianie kąta natarcia łopaty śmigła obserwuje się oprócz tego przeważające rozchodzenie się głosu w jednym kierunku (źródło rzędu pierwszego). Badania przeprowadzone przez Willmsa i Ernesta [lit. 5] wykazały, że najmniejsze zanikanie hałasu obserwuje się w płaszczyźnie obrotu śmigła i że w miarę zwiększania prędkości obwodowej podwyższa się poziom hałasu.

Moc akustyczna śmigła

Dla obliczenia mocy akustycznej śmigła na podstawie pomiarów intensywności konieczna jest znajomość charakterystyki kierunkowej głosu śmigła [lit. 6]. Zakłada się, że śmigło stanowi punktowe źródło głosu umieszczone w punkcie 0 (rys. 1). Intensywność głosu śmigła mierzy się w punkcie A. Obierając na powierzchni kuli o środku w punkcie 0 i promieniu $r = 0A$ elementarny pas kulisty zawarty między dwoma równoleżnikami o szerokościach φ i $\varphi + d\varphi$ można obliczyć, że moc akustyczna dN wypromieniowana do obszaru tego hałasu kulistego wynosi

$$dN = I_A dS \quad [1]$$

gdzie:

I_A — zmierzona intensywność w punkcie A,
 dS — powierzchnia elementarnego pasa kulistego.

Jeżeli I_0 oznacza intensywność obliczoną bez uwzględnienia charakterystyki kierunkowej ($I_0 = 4\pi r^2 N$), a $K(\varphi)$ — czynnik uwzględniający charakterystykę kierunkową, to

$$I_A = I_0 K(\varphi) \quad [2]$$

$$dS = 2\pi r^2 \sin \varphi d\varphi \quad [3]$$

Po wstawieniu powyższych wielkości do wzoru [1] moc dN wyrazi się przez

$$dN = 2\pi I_0 r^2 K(\varphi) \sin \varphi d\varphi \quad [4]$$

Całkowitą moc akustyczną śmigła otrzyma się całkując równość [4] w granicach od 0 do π :

$$N = 2\pi I_0 r^2 \int_0^\pi K(\varphi) \sin \varphi d\varphi,$$

lub po uwzględnieniu warunku [2]

$$N = I_A \frac{2\pi r^2 \int_0^\pi K(\varphi) \sin \varphi d\varphi}{K(\varphi_1)} \quad [5]$$

Całka $2 \int_0^\pi K(\varphi) \sin \varphi d\varphi$ ze względu na warunek normalizacji jest równa 1.

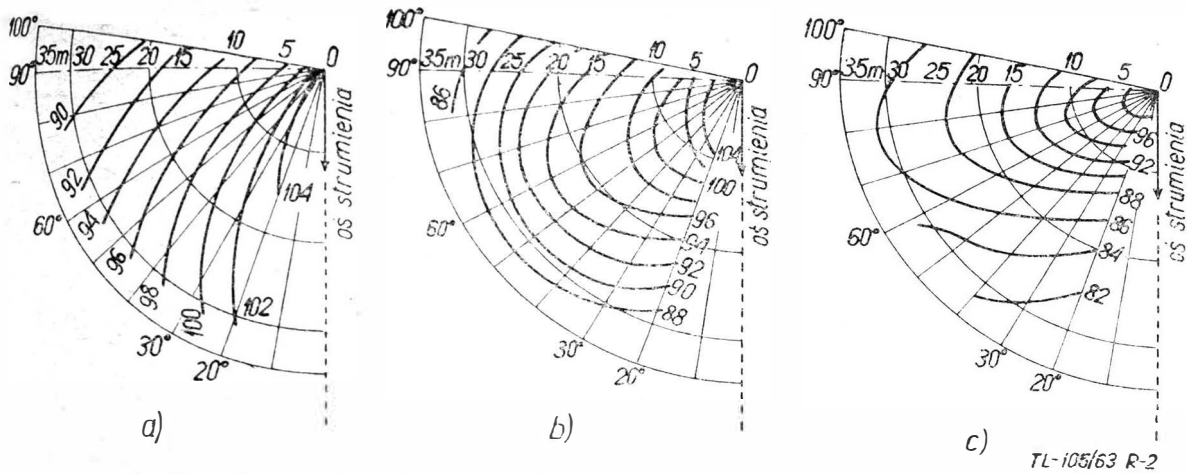
Charakterystyka hałasu silnika odrzutowego

Pole akustyczne wytworzone przez wypływ gazu z dyszy silnika odrzutowego jest funkcją parametrów aerodynamicznych strumienia. W przypadku dyszy obrotowej pole akustyczne jest osiowo-symetryczne. Jeżeli zakończenie dyszy składa się z dwóch szczepek ze szczelinami regulującymi powierzchnię wypływu gazu, to opis pola akustycznego trzeba podać co najmniej w dwóch płaszczyznach, przecinających się pod kątem prostym wzdłuż osi strumienia. Badania dotyczące hałasów wywołanych silnikami odrzutowymi w samolotach, przeprowadzone przez Kobryńskiego [lit. 7], potwierdziły dwie znane własności pola dźwiękowego: istnienie stref emisji hałasu wzdłuż biegu strumienia oraz tworzenie się garbów na krzywych jednakowego poziomu głośności, skośnie względem osi strumienia. Rys. 2 przedstawia krzywe jednakowego poziomu głośności samolotu odrzutowego Avon RA 28: (powierzchnia dyszy 2170 cm², prędkość gazu 220 m/sek) — a) dla zakresu częstotliwości 30—75 Hz, b) dla zakresu częstotliwości 300—600 Hz, c) dla zakresu częstotliwości 2400—4800 Hz [lit. 7].

Moc akustyczną N_a wypromieniowaną przez silnik odrzutowy można obliczyć wg Lighthilla (cyt. za Kobryńskim [lit. 7]) ze wzoru:

$$N_a = k \delta^3 S v^8$$

gdzie δ — gęstość względna gazów,
 S — powierzchnia dyszy,
 v — prędkość wypływających gazów.



Rys. 2. Krzywe jednakowego poziomu głośności samolotu odrzutowego Avon RA 28

Pomiary Kobryńskiego pokazały, że wykładnik potęgowy przepływu gazów wynosi średnio 6 (Nene, Derwent, Marbore, Tay, Palas, J 47). Dla Avonów wynosi on 7,5.

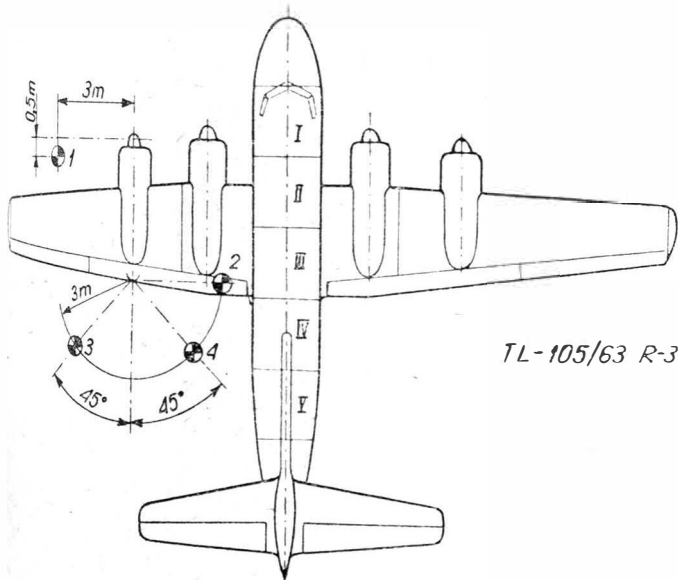
Przykład pomiaru hałasu wytworzonego przez 4-silnikowy samolot

Ostatecznym celem pomiarów hałasu samolotu jest osiągnięcie danych wyjściowych dla zaprojektowania odpowiednich izolacji akustycznych. Należy zatem zbadać nadźwiękownienie kadłuba przez wszystkie źródła hałasu równocześnie. Pożądana jest znajomość nadźwiękownienia kadłuba z podziałem na strefy i zakresy częstotliwości.

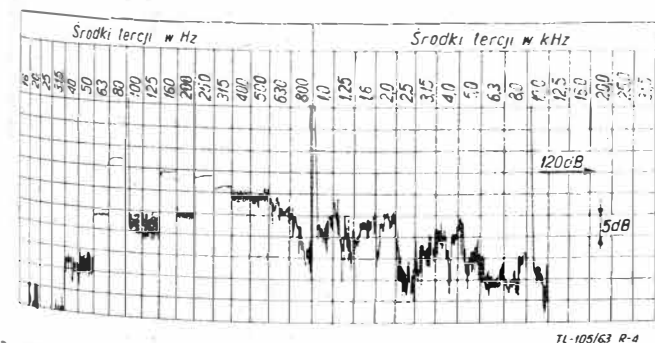
W przypadku samolotu z silnikami tłokowymi pomiary zatem muszą obejmować przeprowadzenie analiz hałasu w różnych punktach w otoczeniu samolotu i przy różnych obrotach śmigła oraz pomiary drgań blach kadłuba.

Na podstawie znajomości analiz hałasu i amplitud drgań można przystąpić do rozwiązania następujących zagadnień:

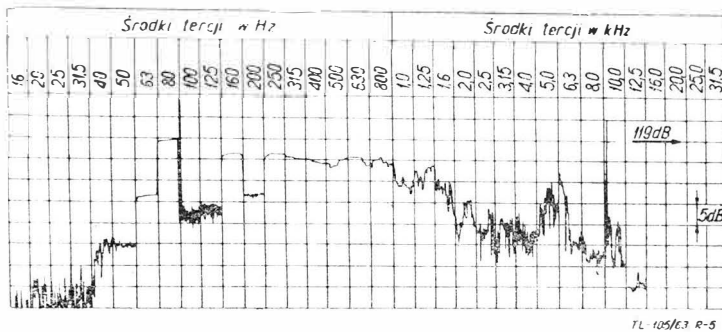
- a) rozdzielenie hałasu śmigła od hałasu wydechu dla różnych obrotów śmigła,
- b) wysunięcie propozycji dla śmigła i tłumików wydechu,
- c) oszacowanie nadźwiękownienia kadłuba przez wszystkie źródła,
- d) oszacowanie wymaganej izolacyjności dla typowej liczby obrotów śmigła na podstawie odpowiednich nomogramów (w przypadku rozbicia widma hałasu na pasma tarczowe można posłużyć się nomogramem Zwickera [lit 8], a w przypadku pasm oktaowych — nomogramem Mintza i Tyzera [9],
- e) oszacowanie poprawki dla izolacyjności w zakresie drgań,



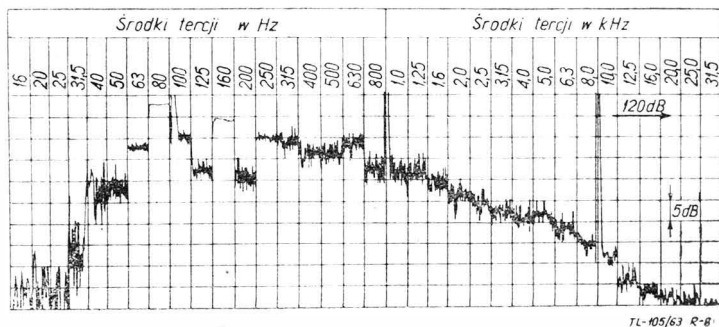
Rys. 3. Punkty ustawienia mikrofonu w chwili pomiarów



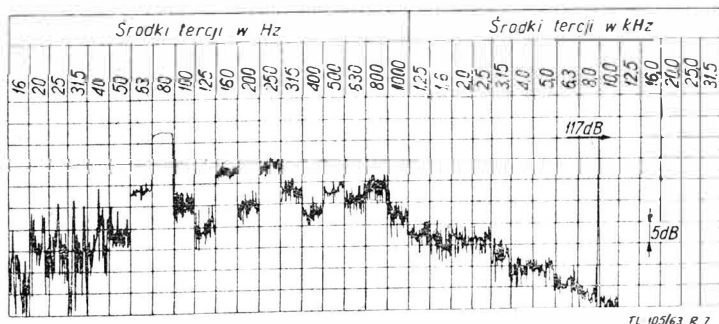
Rys. 4. Widmo tarczowe hałasu samolotu bez tłumika wydechu. Mikrofon w położeniu 1



Rys. 5. Widmo tarczowe hałasu samolotu z tłumikiem wydechu. Mikrofon w położeniu 1



Rys. 6. Widmo tarczowe hałasu samolotu bez tłumika wydechu. Mikrofon w położeniu 2



Rys. 7. Widmo tarczowe hałasu samolotu z tłumikiem wydechu. Mikrofon w położeniu 2

f) wysunięcie propozycji dla: pasów wzmacniających na kadłubie, tłumienia drgań blach kadłuba, konstrukcji wewnętrznej skorupy akustycznej, tapicerki wewnętrznej.

Poniżej przytoczony jest przykład metody rozdzielenia hałasu śmigła od hałasu wydechu. Na rys. 3 pokazane są punkty ustawienia mikrofonu w chwili zdejmowania analiz. Na podstawie analiz przedstawionych na rys. 4—7 można oszacować całkowitą intensywność hałasu w W/m^2 , jak również intensywność w poszczególnych oktavach. Rozdział mocy akustycznej śmigła N_A od mocy wydechu N_B przeprowadza się rozwiązując układ równań:

$$I_1 = \frac{K(f_1) N_A}{2 \pi r_1^2 \int_0^\pi K(f) \sin \varphi d \varphi} + \frac{N_B}{3 \pi r_2^2} \quad [6]$$

$$I_2 = \frac{K(f_2) N_A}{2 \pi r_3^2 \int_0^\pi K(f) \sin \varphi d \varphi} + \frac{N_B}{3 \pi r_4^2}$$

gdzie I_1 — intensywność zmierzona w punkcie 1 (rys. 3),
 I_2 — intensywność zmierzona w punkcie 2,
 r_1, r_2, r_3, r_4 — odpowiednie odległości między punktem pomiarowym a źródłem głosu.

W układzie równań [6] został uwzględniony kierunkowy charakter rozchodzenia się głosu śmigła; przyjęto natomiast sferyczną reprezentację głosu silnika (w mianownikach drugich ułamków układu równań [6] przyjęto wielkości $3 \pi r^2$ zamiast $4 \pi r^2$, co było spowodowane częściowym jednostronnym ograniczeniem głosu).

Moce akustyczne śmigła i wydechu dla poszczególnych oktav wynikające z [6] przedstawia tabela 1.

Z tabeli wynika, że tłumik obniża moc akustyczną wypromieniowaną przez wydech prawie w całym zakresie częstotliwości słyszalnych. Szczególnie jednak obniża poziom w wyższych częstotliwościach.

Jeżeli chodzi o oszacowanie nadźwiękowania kadłuba przez wszystkie źródła hałasu, to w przypadku badanego samolotu, który był samolotem 4-silnikowym, postąpiono w następujący sposób: kadłub samolotu podzielono na strefy jak na rys. 3. Intensywności hałasu w W/m^2 oraz poziomy intensywności w dB obliczone na podstawie wzoru:

$$I = \frac{N_A}{2 \pi \int_0^\pi K(f) \sin \varphi d \varphi} \sum_{i=1}^4 \frac{K_i}{r_i^2} + \frac{N_B}{4 \pi} \sum_{i=1}^4 \frac{1}{r_i^2} \quad [7]$$

Tabela 1

Środek oktawy	Moc śmigła	Moc wydechu	
		z tłumikiem	bez tłumika
Hz	W	W	W
20	0	2	14
40	0	3	28
80	119	21	18
160	74	16	19
315	184	15	32
630	155	0	0,1
1250	46	0	6
2500	12	1	6
5000	9	0	6
10 000	1	0	3
Moc akustyczna w całym zakresie	600	58	132

Tabela 2

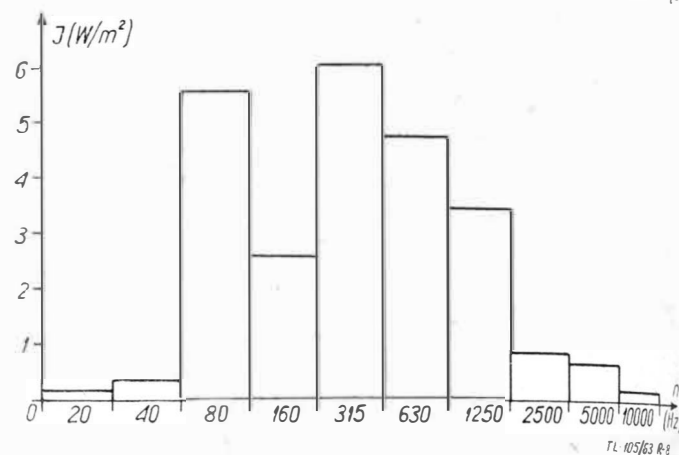
Środek oktawy Hz	20	40	80	160	315	630	1250	2500	5000	10000
Intensywność W/m^2	0,14	0,27	5,6	2,5	6,0	4,7	3,4	0,9	0,7	0,1
Poziomy intensywności dB	111,5	114,5	127,5	124,0	128,0	126,5	125,5	119,5	118,5	110,0

przykładowo dla strefy II zestawione są w tabeli 2, przy czym uwzględniono, że dla niskich częstotliwości, w zakresie pierwszych sześciu oktav, głos na skutek ugięcia dochodzi do rozpatrywanego punktu kadłuba ze wszystkich źródeł; natomiast dla wyższych częstotliwości (ostatnie cztery oktawy) następuje spiętrzenie energii akustycznej w związku z odbiciem fali głosowej.

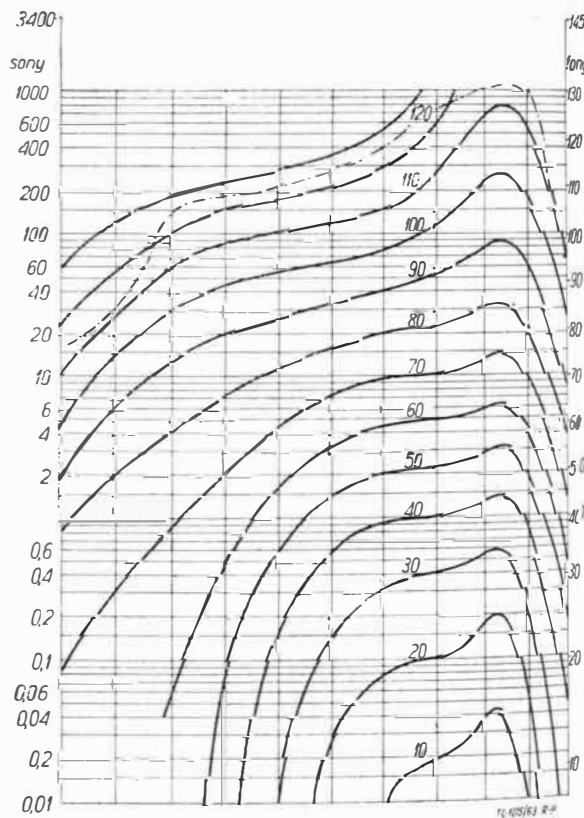
Intensywność hałasu w całym zakresie częstotliwości mierzonych wynosi $24,3 W/m^2$, co odpowiada poziomowi 134 dB. Powyższe wyniki przedstawiono wykreślnie na rys. 8. Nomogram według Mintza i Tyzera dla omawianego przypadku pokazano na rys. 9.

Ustroje dźwiękochłonne

W widmie hałasu obserwowanego zarówno w kabinie pilotów, jak i w kabinie pasażerskiej (w przypadku samolotów śmigłowych), przeważają niskie częstotliwości pochodzące



Rys. 8. Oktaowy rozkład intensywności hałasu w strefie II

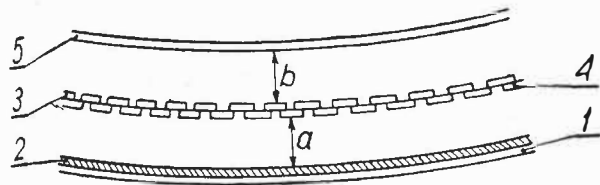


Rys. 9. Nomogram wg Mintza i Tyzera. Poziomy głośności — 145 fonów

od głosu śmigła. Jedynie w ostatnich rzędach kabiny pasażerskiej przeważa głos wydechu. Z powyższych względów walka z hałasem sprowadza się do eliminowania głosu pochodzącego w pierwszym rzędzie od tych dwóch źródeł.

W celu zapewnienia pasażerom odpowiedniego komfortu lotu należy zastosować taką izolację akustyczną, która byłaby dostatecznie skuteczna w tym zakresie częstości. W przypadku omawianego samolotu zaproponowano następujący ustrój dźwiękochłonny (rys. 10).

Ściankę kadłuba należy pokryć pastą dźwiękochłonną w ilości 0,5 kg/m² przynajmniej w strefach wykazujących największą prędkość drgań. W odległości $a = 3$ cm od ścianki przewiduje się warstwę tektury. Jej masa przypadająca na



T.1-105/63 R-10

Rys. 10. Schemat ustroju dźwiękochłonnego. 1 — ściana kadłuba, 2 — pasta antywibracyjna, 3 — krążki filcu, 4 — warstwa tektury, 5 — derma

1 m² nie odgrywa istotnej roli w procesie tłumienia. Szacunkowo ocenia się jednak, że wyniesie ona 0,5—1,0 kg/m². Grubość, jakość oraz materiał, z którego jest wykonana tektura, są dowolne. W tekturze znajdują się otwory, na które nałożony jest filc. Rola tej warstwy polega na odgraniczeniu dwóch poduszek powietrznych i zmuszeniu nadwyżki ciśnienia powstałej w poduszce I do wytworzenia przepływu przez otwory pokryte filcem. Zatem tłumienie tej warstwy wynika z oporu tarcia w warstwie filcu. Zakłada się przy tym, że tektura będzie odpowiednio usztywniona, natomiast zamocowanie jej do wręg — elastyczne. Zadaniem dermy jest tłumienie przez elastyczność i bezwładność. Gęstość powierzchniową dermy ocenia się na 1 kg/m².

Dla obliczenia amplitudy drgań oraz amplitudy prędkości drgań dla powyższego ustroju akustycznego można postąpić w sposób następujący: zakłada się, że proces jest adiabaticzny:

$$(P + dP)(V + dV)^{\gamma} = PV^{\gamma}$$

Po rozwinięciu na szereg i odrzuceniu małych wyższego rzędu

$$dP = -\gamma \frac{P dV}{V}$$

Wprowadzając oznaczenia:

$p_1 = dP$ — ciśnienie akustyczne,
 x — amplituda drgań ściany kadłuba,
 S — powierzchnia ściany bocznej komory,
 V — objętość tej komory

można napisać

$$V = Sa, \quad dV = -Sx$$

i stąd

$$p_1 = \gamma \frac{P x}{a}$$

Amplitudę drgań ściany przedstawia się przez amplitudę prędkości drgań v wzorem:

$$x = \frac{v}{\omega}, \quad (\omega = 2\pi n)$$

Zatem ciśnienie akustyczne w warstwie I wyraża się ostatecznie:

$$p_1 = \frac{\gamma P v}{a \omega} \quad [8]$$

Korzystając z tego, że moduł impedancji akustycznej jest równy

$$|Z| = \frac{p}{v}$$

czyli

$$v = \frac{p}{|Z|}$$

amplituda drgań prędkości v_1 cząstek po przejściu warstwy filcu

$$v_1 = \frac{p_1}{|Z_1|} = \frac{\gamma P v}{a \omega |Z_1|} \quad [9]$$

gdzie $|Z_1|$ jest impedancją akustyczną pierwszej warstwy.

Ciśnienie akustyczne p_2 w komorze powietrznej II analogicznie do wzoru [8] wynosi

$$p_2 = \frac{\gamma P v_1}{b \omega}$$

Stąd uwzględniając [9]

$$p_2 = \frac{\gamma^2 P^2 v}{a b \omega^2 |Z_1|} \quad [10]$$

Amplituda prędkości drgań dermy v_2 wyraża się zatem

$$v_2 = \frac{\gamma^2 P^2 v}{a b \omega^2 |Z_1| |Z_2|} \quad [11]$$

gdzie $|Z_2|$ jest impedancją akustyczną dermy.

Impedancję układu dla częstości ω oblicza się ze wzoru

$$Z = r + i \left(\omega m - \frac{k}{\omega} \right) \quad [12]$$

przy czym r jest oporem tarcia, ωm — oporem bezwładności układu, $-\frac{k}{\omega}$ — oporem sprężystym układu.

Ponieważ założono, że tłumienie pierwszej warstwy wynika z oporu tarcia w filcu, więc

$$|Z_1| \cong r. \quad [13]$$

Impedancja dermy

$$|Z_2| \cong \begin{cases} \frac{k}{\omega} = \frac{\gamma P}{b \omega} & \text{dla niskich częstości} \\ \omega m_1 & \text{dla wysokich częstości.} \end{cases} \quad [14]$$

Podstawiając wartości [13] i [14] do wzoru [11] otrzymamy na amplitudę prędkości drgań cząstek przyległych do dermy wartości:

$$v_2 = \begin{cases} \frac{\gamma P v}{a \omega r} & \text{dla niskich częstości} \\ \frac{\gamma^2 P^2 v}{a b \omega^3 r m_1} & \text{dla częstości wysokich.} \end{cases} \quad [15]$$

Od prędkości drgań dermy można już przejść do intensywności hałasu wewnątrz samolotu. Bezpośrednio przy płycie drgającej intensywność I_s oblicza się ze wzoru

$$I_s = \frac{1}{2} v^2 \rho c$$

Intensywność hałasu wewnątrz samolotu

$$I = \frac{4N}{A} = \frac{4I_s S}{a_p S} = \frac{2v^2 \rho c}{a_p} \quad [16]$$

gdzie a_p oznacza współczynnik pochłaniania.

Po podstawieniu wartości [15] do wzoru [16] na intensywność hałasu wewnątrz samolotu otrzymuje się zależności:

$$I = \begin{cases} \frac{2 \rho c \gamma^2 P^2 v^2}{a_p a^2 \omega^2 r^2} & \text{dla niskich częstości} \\ \frac{2 \rho c \gamma^4 P^4 v^2}{a_p a^2 b^2 \omega^6 r^2 m_1^2} & \text{dla wysokich częstości,} \end{cases} \quad [17]$$

gdzie ρ — gęstość powietrza,

c — prędkość głosu,

m_1 — masa dermy przypadająca na 1 m².

Powyższy ustrój zapewnia, przy odpowiednim doborze materiałów, obniżenie poziomu głośności o około 50 fonów, w porównaniu z poziomem głośności na zewnątrz samolotu.

Amplitudy prędkości drgań są znane z bezpośrednich pomiarów.

W przypadku rezonansu prędkości, to znaczy gdy $\omega m = \frac{k}{\omega}$ amplituda prędkości drgań przyjmuje wartość maksymalną. Częstość rezonansu jest częstością drgań własnych. Dla przyjętych wartości w zaprojektowanym ustroju dźwiękochłonnym częstość rezonansowa

$$n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{\gamma P}{b m_1}} = 345 \text{ Hz.}$$

Ochrona przed hałasem samolotów

Powyżej była mowa o sposobach zabezpieczenia przed hałasem pasażerów i obsługi samolotu. Należy jednak również wziąć pod uwagę interesy ludzi cierpiących przez bliskie sąsiedztwo z portami lotniczymi oraz liniami lotniczymi. W tym przypadku należy zwrócić większą uwagę na ustroje, które pozwoliłyby zmniejszyć poziom hałasu poza kabiną.

W związku z tym, że na tle ogólnego hałasu samolotów o napędzie śmigłowym przeważa hałas śmigieł, a w przypadku samolotów odrzutowych — hałas silnika, i że zmniejszyć te hałasy można tylko w bardzo nieznacznym stopniu, istotną rolę w tym zagadnieniu odgrywałyby odpowiednie instrukcje dla pilotów. Samoloty przy przelotach nad gęsto

zaludnionymi miastami winny znajdować się na odpowiedniej wysokości, przy której hałas dochodzący do ziemi nie przekraczałby dopuszczalnego poziomu. Piloci winni ograniczyć powstawanie hałasu związanego ze zmianami zakreśłów pracy silników. Tereny przyległe do lotnisk należy obsadzić szerokimi pasami drzew iglastych. W czasie hamowania silników na pasach startowych można stosować odpowiednie przenośne, tłumiki.

Pożądane byłoby ustalenie odpowiednich norm zarówno dla hałasów lotniczych dochodzących do osiedli ludzkich, jak i dla dopuszczalnych poziomów hałasów wewnątrz samolotów. Postęp w komunikacji lotniczej nie powinien przesunąć na dalszy plan ochrony zdrowia ludzkiego.

LITERATURA

- [1] W. Holle, E. Lübcke — Zur Schallstärke des von schnell bewegten Profilen erzeugten Schalles, Luftfahrtforschung, Bd. 17 (1940), s. 56—59
- [2] W. Zeller — Technique de la défense contre le bruit, Paris 1954
- [3] E. Z. Stowell, A. F. Deming — Noise from two-blade propellers, National advisory committee for aeronautics Rep., No 528 (1935), s. 1—9
- [4] J. S. Gutin — Issledovanije šuma vozdušnogo vinta, 1934
- [5] W. Willms, W. Ernsthausen — Neuere Untersuchungen über das Luftschraubengeräusch, Luftwissen. Bd. 5 (1938), s. 128—134
- [6] A. F. Deming — Propeller Rotation Noise due to Torque and Thrust, J.A.S.A. Vol. 12, 1940, s. 175
- [7] M. Kobryński — Sur la structure du champ sonore des turbo-réacteurs, Acustica, Vol. 7, (1957), s. 121
- [8] E. Zwicker — Ein graphisches Verfahren zur Bestimmung der Lautstärke und Lautheit aus dem Terzpegeldiagramm, Frequenz Bd. 13, (1959), 8, s. 234
- [9] F. Mintz, F. G. Tyzzer — A Loudness Chart for Octave-Band Data on Complex — Sounds, J.A.S.A. Vol. 24, 1952, s. 80.

Mgr inż. JÓZEF JAROSIŃSKI
Mgr inż. RYSZARD ŁAPUCHA

536.46:621.454

Spalanie w turbulentnym strumieniu

cz. II

W I części artykułu omówiono dwa modele turbulentnego spalania i przytoczono teoretyczne zależności między charakterystykami turbulencji a prędkością rozprzestrzeniania się płomienia. W części II opisane są stosowane metody pomiarowe.

Stosowane metody pomiarowe

Obecnie stosowane metody pomiarowe, służące do badania turbulentnego spalania, można podzielić na kilka zasadniczych grup:

- 1) metody służące do wykrywania turbulencji i określania jej charakterystyk,
 - 2) metody fotograficzne badania turbulentnego spalania,
 - 3) metody oparte na bezpośrednim pomiarze parametrów strefy turbulentnego płomienia (temperatura, jonizacja itp.).
- Poniżej dokonano przeglądu tych metod.

Metody służące do wykrywania turbulencji i określania jej charakterystyk

Metoda dyfuzyjna — najwcześniej stosowana metoda wykrywania turbulencji, zaproponowana przez Osborna Reynolds'a i polegająca na wykorzystaniu dyfuzji barwnika w wodzie. Podobną metodą dla powietrza jest metoda wykorzystująca cienkie strugi dymu. W miejscu, w którym powstaje turbulencja, dym lub barwnik szybko rozprzyszcza się, a ich stężenia zmniejszają się do tak małych wartości, że nie można ich praktycznie określić; powstanie turbulencji obserwuje się w miejscu zniknięcia strug dymu lub barwnika. Jeżeli zamiast dymu zastosuje się pewne środki chemiczne aktywne, to mogą one spowodować dostateczny kontrast na powierzchni przy określonej różnicy prędkości dyfuzji laminarnego i turbulentnego przepływu w warstwie przyściennej.

Metody optyczne — są oparte na zasadzie rejestracji szybkich zmian gęstości i jako takie nadają się do wykry-

wania turbulencji. Wadą tej metody jest to, że turbulentna warstwa przyścienna, powstała na oknach komory spalania, może zaciemnić całe pole. Zniekształcenie to można zmniejszyć przez wykonanie fotografii cieniowych, blisko badanego obiektu, w równoległych promieniach światła.

Pomiar profilu prędkości — przejście laminarnego strumienia w turbulentny można określić przez bezpośredni pomiar za pomocą rurki ciśnienia całkowitego.

Termoanemometria — termoanemometr jest wykorzystywany do pomiarów pulsacji strumienia w przestrzeni i czasie. Zasada termoanemometru z nagrzewanym włóknem jest następująca: jeśli niewielkie ciało umieści się w poruszającym się ośrodku i nagrzeje go do temperatury wyższej niż temperatura strumienia, to między ciałem a strumieniem nastąpi wymiana ciepła. Ilość oddawanego przez ciało ciepła zależy od fizycznych właściwości ciała, fizycznych charakterystyk ośrodka i warunków panujących w strumieniu. Możliwe warunki równowagi zostają naruszane zmienną charakterystyką całego układu na skutek hydrodynamicznych i cieplnych przeregulowań. Ciepło powstaje pod wpływem prądu elektrycznego i jest regulowane jego natężeniem.

Istnieją dwa typowe przypadki pracy włókna: a) prąd nagrzewający włókno ma stałą wartość, co prowadzi do pulsacji temperatury włókna; b) prąd jest regulowany w taki sposób, aby powstająca ilość ciepła utrzymywała stałą temperaturę włókna.

Termoanemometr rejestruje w czasie charakterystyki turbulencji w punkcie. Wielkości, które mogą wpływać na wskazania termoanemometru, to: prędkość, gęstość, ciepło

właściwe, przewodnictwo cieplne, lepkość. Wielkości te wpływają na charakterystykę termooanemometru i mogą być określone za pomocą cechowania.

Sonda termooanemometru, podobnie jak szereg innych przyrządów pomiarowych, wykazuje skończoną w przestrzeni i czasie zdolność rozdzielczą. Sonda nie reaguje natychmiast i uśrednia zmierzone wielkości w małym obszarze przestrzennym według określonego prawa. Przestrzenna zdolność rozdzielcza jest określona wymiarami sondy. W kierunku strumienia zdolność rozdzielcza jest określona głównie przez bezwładność cieplną włókna. Zaleta metody polega na tym, że bezwładność cieplna podlega prawu prostych zależnościach matematycznych, co pozwala wykorzystać odpowiedni układ elektroniczny do kompensacji bezwładności cieplnej, a także do powiększenia zdolności rozdzielczej 10÷100 razy.

Optyczne metody pomiaru charakterystyk turbulencji. Sonda umieszczona w strumieniu wprowadza zaburzenia, prócz tego nie można jej zastosować w przypadku wysokich temperatur strumienia. Gdy nie ma możliwości zastosowania termooanemometru, można posłużyć się metodami optycznymi, jak fotografia cieniowa i interferometria. Metody te nadają się do zastosowania w przypadku zmian gęstości. Zastosowanie tych metod do określenia charakterystyk turbulencji strumienia, w którym występują istotne zmiany gęstości, jest ograniczone czułością metod optycznych na pulsacje gęstości.

Turbulencję można wyrażnie rejestrować na fotografiach cieniowych, ponieważ metoda ta uwidacznia duże gradienty gęstości. W turbulentnym strumieniu pulsacje gęstości są małe, jednak ponieważ charakterystyczne wymiary niejednorodności gęstości są również małe, to gradienty osiągną duże wartości.

Zaletą interferometru jest to, że jego wskazania są wprost proporcjonalne do średniej gęstości strumienia w kierunku poprzecznym. Rejestracja zmian średniej gęstości jest równoważna pomiarowi średniej gęstości wzdłuż promienia świetlnego, co jest analogiczne do pomiaru prędkości za pomocą włókna termooanemometru.

Metody fotograficzne badania turbulentnego spalania

Fotografowanie wprost — zaleca się do badania procesów spalania ze względu na prostotę i ogólną dostępność metody. Do tego typu prac potrzebna jest wyłącznie prosta kamera fotograficzna i zestaw filtrów.

Fotografowanie przez filtry. Zastosowanie tej metody pozwala wydzielić strefy płomienia świecące głównie w nadfioletowej i widocznej części widma promieniowania oraz strefy podczerwonej części widma. Metoda ta pozwala uzyskać ogólne dane, które mogą być pomocne przy określaniu danych jakościowych.

Fotografowanie zabarwionych płomieni. Typowa ekspozycja potrzebna do otrzymania zdjęcia stożka płomienia palnika Bunsena wynosi 1/5 sek przy f/11 i czułości filmu ASA 100. W celu polepszenia fotogeniczności płomienia do powietrza lub paliwa wprowadza się ciała zabarwiające płomień. Jon sodu dodaje się zwykle ze względu na dużąaskrawość dubletu D, lecz dla uwydatnienia innych obszarów widma można zastosować i inne dodatki. Główne z tych dodatków to: cez, bar, stront i lit. Metody wprowadzania dodatków mogą być różne. Dodatki wprowadza się do strefy płomienia z paliwem lub powietrzem, częściej z tym ostatnim ze względu na dużą objętość.

Intensywne zabarwienie płomienia można uzyskać przez wprowadzenie do niego borowodoru B_2H_6 . Dodany do węgłowodoro-powietrznych mieszanek zabarwia on płomień na intensywny kolor niebieskozielony, który dobrze się fotografuje. Przy zawartości borowodoru B_2H_6 0,25% objętości ekspozycja podczas fotografowania może być zmniejszona dziesięciokrotnie w porównaniu z tą, jaka jest potrzebna, gdy płomień nie jest zabarwiony.

Filmowanie. Badanie szybkozmiennych procesów najlepiej przeprowadzać za pomocą serii zdjęć wykonanych przy natych ekspozycjach. Najlepiej przy tym posługiwać się metodą Schlieren, ponieważ świecenie płomienia zwykle jest niewystarczające do fotografowania wprost z małymi ekspozycjami. Inną metodą badawczą jest fotografia skrowa.

Ekspozycje w granicach 1 do 500 μ sek można uzyskać za pomocą urządzeń typu lampy błyskowej.

Synchronizując powtarzające się błyski z ruchem klatek filmu można uzyskać szybką rejestrację procesu spalania na taśmie filmowej. W ten sposób można uzyskać szybkość

filmowania do 7000 klatek na sekundę. Ostatnio wykonano zdjęcia kamerą filmową z szybkością 500 000 klatek na sekundę. Skonstruowano również aparaty filmowe rozczłonkujące obraz, mogące pracować z prędkością do 10^8 klatek na sekundę. W aparacie tym pole obserwacji rozbiła się na równoległe, wąskie „obrazy” drogą fotografowania przez ruchomą „siatkę”. Było również wykonane urządzenie błyskowe, które pracowało z częstotliwością impulsów do 10^7 klatek na sekundę, jednak potrzebne oprzyrządowanie elektroniczne okazało się bardzo skomplikowane.

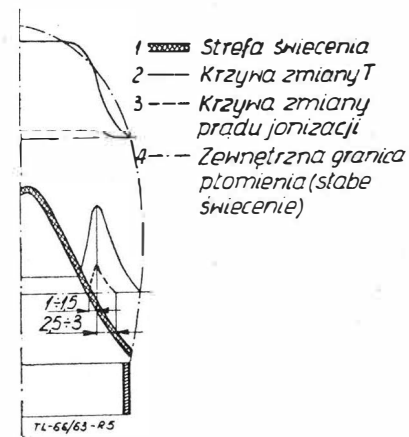
Metoda Schlieren — najczęściej stosowana metoda do badania płomienia. Metoda ta polega na ogniskowaniu obrazu intensywnego źródła światła, przechodzącego przez dwie szczeliny w taki sposób, aby większa część światła przechodzącego przez pierwszą szczelinę padała na drugą. Jeżeli promień świetlny na drodze między dwiema szczelinami odchyła się (na przykład na skutek zmiany współczynnika załamania w przestrzeni, przez którą on przechodzi), to zmienia się wówczas w odpowiednim miejscu oświetlenie ekranu. Metodę Schlieren wykorzystuje się w większości przypadków do jakościowej oceny procesów spalania, na przykład podczas badania takich procesów, jak wymieszanie gazów.

Fotografia cieniowa. Jeżeli płomień o dużych gradientach temperatury umieści się między jasnym punktowym źródłem światła a ekranem, można wówczas uzyskać jego cieniowy obraz; jeżeli poza tym jako źródła światła użyje się intensywnej iskry, to cień ten może być sfotografowany na filmie umieszczonym na ekranie. Fotografia cieniowa daje nieco inne pojęcie o gradientach współczynnika załamania niż metoda Schlieren. Metoda ta pozwala zarejestrować na zdjęciu obszary płomienia, dla których charakterystyczne są nie tyle wartości gradientów współczynnika załamania, ile ich szybka zmiana. Usuwając nóż optyczny i nieznacznie zmieniając ogniskowanie kamery fotograficznej, można układ Schlierena przystosować do wykonywania zdjęć cieniowych.

Do wyjaśnienia rzeczywistego mechanizmu spalania konieczne jest przeprowadzenie bardzo starannych i dokładnych badań strefy spalania turbulentnego płomienia. Mało użyteczne lub wręcz nieużyteczne są tutaj metody oparte na charakterystykach uśrednionych w czasie. Do badań strefy spalania turbulentnego płomienia, do badań jej struktury potrzebne są metody pomiaru o małej bezwładności.

Metody oparte na bezpośrednim pomiarze parametrów strefy turbulentnego płomienia

Pomiar jonizacji w płomieniu. Jest on interesujący zarówno ze względu na badanie mechanizmu reakcji chemicznej w czole płomienia, jak i ze względu na badanie struktury płomienia. Jak wykazały doświadczenia, jonizacja występuje głównie w cienkiej strefie płomienia odpowiadającej strefie reakcji; za tą strefą, w produktach reakcji — spalinach — jonizacja jest znacznie niższa. Mechanizm powstawania jonów w płomieniu jest dotychczas nie wyjaśniony.



Rys. 5. Rozkład prądu jonizacji i temperatury w podłużnym przekroju laminarnego płomienia. 1 — strefa świecenia; 2 — krzywa zmiany temperatury T; 3 — krzywa zmiany prądu jonizacji; 4 — zewnętrzna granica płomienia (stabe świecenie)

Pomiary jonizacji otwierają duże możliwości dla badania struktury turbulentnego płomienia. Ilość prac w tym kierunku w ostatnim czasie znacznie wzrosła.

Posługując się czujnikiem jonizacji można określić obecność cienkich laminarnych czoł płomienia. Podczas przejścia od świeżej mieszanki do spalin prąd jonizacji zmienia się skokowo — początkowo ostro wzrasta, potem mniej ostro spada do zera. Rozkład prądu jonizacji i temperatur w przekroju poziomym laminarnego płomienia pokazano na rysunku 5.

Optyczno-dyfuzyjna metoda pomiaru turbulencji płomienia. Metoda ta jest modyfikacją metody dyfuzyjnej określania turbulencji. Podczas badania turbulencji płomienia wprowadza się do niego pary NaCl z punktowego źródła za pomocą rurki z otworem o średnicy około 0,1 mm. Dyfuzyjny ślad świecących cząstek za punktowym źródłem fotografuje się w układzie współrzędnych x, y .

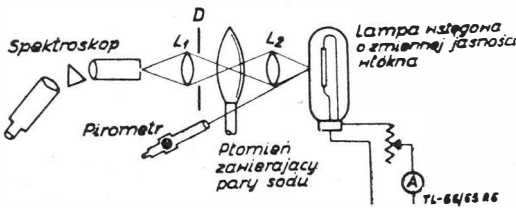
Na dowolny punkt kliszy pada światło od wszystkich świecących cząstek, które rzutują się na ten punkt. Za idealnie punktowym źródłem chwilowy rozkład stężeń świecących cząstek w dowolnym przekroju śladu będzie dyskretny, dopiero po uśrednieniu w czasie rozkład przejdzie w rozkład Gaussa.

Między intensywnością padającego światła i zaczernieniem kliszy istnieje ściśle określona funkcjonalna zależność, dlatego też można powiązać rozkład zaczernień na kliszy z funkcją $y(x)$, będącą średnim statystycznym kwadratem przemieszczeń cząstek w kierunku poprzecznym w odległości x od źródła.

Zebrawszy za pomocą opisanej metody pewną ilość zdjęć dyfuzyjnego śladu w strumieniach o różnych poziomach turbulencji, można je ułożyć w katalog, za pomocą którego można z dostateczną dla praktyki dokładnością oceniać intensywność turbulencji.

Pomiar temperatury płomienia. Spośród wielu istniejących metod pomiaru temperatury płomienia na szczególną uwagę zasługuje metoda oparta na odwróceniu spektralnych linii sodu Na. Nie wymaga ona, jak wszystkie metody optyczne, wprowadzenia obcego ciała do badanego płomienia, gdyż umożliwia odległościowe przeprowadzenie pomiaru.

Pomiar temperatury tą metodą opiera się na prawach Plancka i Kirchhoffa. Schemat klasycznej aparatury do pomiaru temperatury płomienia metodą odwrócenia linii spektralnych przedstawiono na rys. 6. Temperaturę odwrócenia otrzymuje się zmieniając napięcie prądu lampy wzorcowej, a tym samym i jej temperaturę, do momentu, w którym obserwowana linia rezonansowa dubletu D zniknie na tle ciągłego widma wysyłanego przez lampę. Kąt



Rys. 6. Zestaw aparatury stosowanej przy pomiarze temperatury klasyczną metodą odwrócenia linii spektralnych

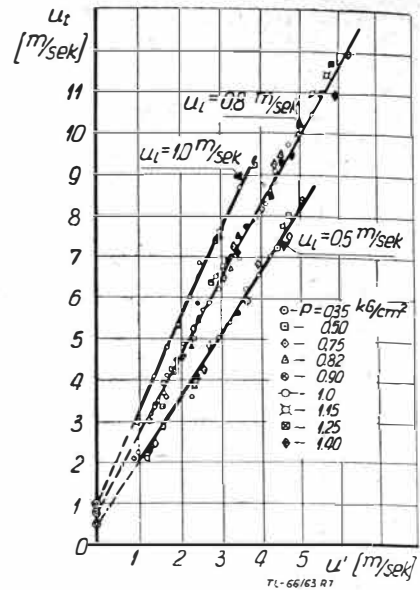
przeźrenny, pod jakim światło wychodzące z płomienia pada na soczewkę L_1 , powinien być mniejszy lub co najwyżej równy kątowi przestrzennemu, pod jakim światło lampy pada na płomień.

Wolframową lampę wzorcową poddaje się uprzednio cechowaniu, określając zależność temperatury włókna od napięcia prądu.

Zastosowanie podobnego układu z fotopowielaczem współpracującym z oscylografem katodowym pozwala na zastosowanie tej aparatury do badania procesów szybkozmiennych. Układ z rejestracją elektryczną skraca czas rejestracji natężenia promieniowania wysyłanego przez płomień do milionowych części sekundy.

Omówienie wyników dotychczas przeprowadzonych badań

Opublikowane dotychczas wyniki badań są niezwykle skromne i ujmują całe zjawisko spalania raczej kompleksowo. Poniżej rozpatrzono wpływ poszczególnych parametrów na prędkość rozprzestrzeniania się płomienia.



Rys. 7. Zależność prędkości rozprzestrzeniania się turbulentnego płomienia u_t od pulsacji prędkości u' przy różnych prędkościach rozprzestrzeniania się płomienia laminarnego u_l , różnych ciśnieniach p i różnych współczynnikach nadmiaru powietrza α

Oddziaływanie czynników charakteryzujących turbulencję strumienia i własności fizyko-chemiczne mieszanki

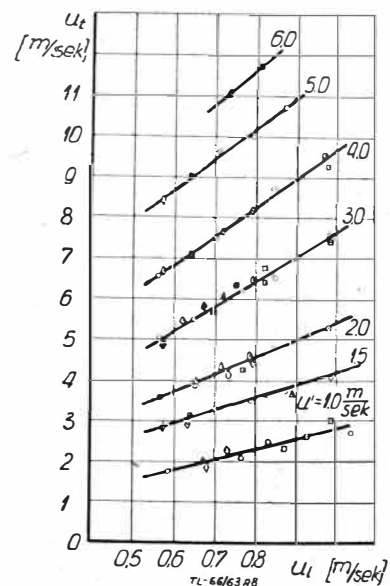
1. Wpływ pulsacji prędkości u' i prędkości laminarnej spalania u_l .

Wyniki doświadczeń zwykle przedstawione są w postaci zależności

$$u_t = B \cdot u' \cdot m \cdot u_l^f$$

Wartości współczynników B, m i f u wielu autorów są różne, co ma prawdopodobnie związek ze stosowaniem różnych metod pomiarowych. I tak na przykład B zawiera się w przedziale $2,5 \div 5,3$, a dla wykładników potęgowych m i f najczęściej spotyka się wartości odpowiednio $0,8$ i $0,2$. Jednak niektórzy autorzy [lit. 7] podają wartości $m = 0,79 \div 0,84$ i $f = 0,6 \div 0,8$, co jest w zupełnej sprzeczności z analizą wymiarową, bowiem między m i f powinien zachodzić związek $m + f = 1$.

Na rys. 7 i 8 przedstawiono typową zależność $u_t = f(u', u_l)$ według [lit. 7], na rys. 9 — zależność $u_t =$

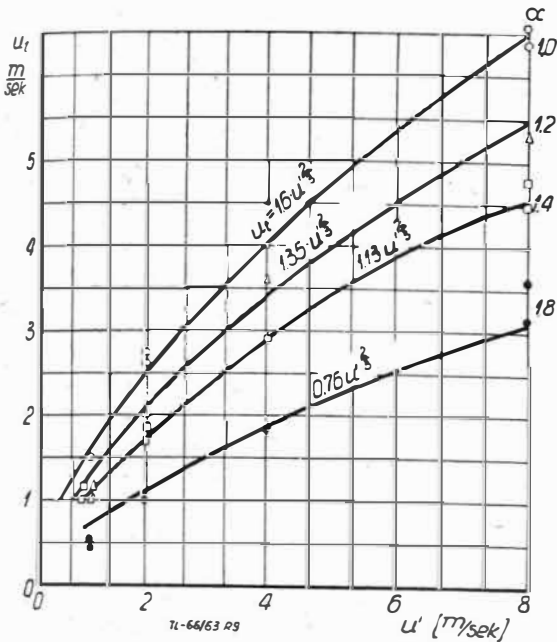


Rys. 8. Zależność prędkości rozprzestrzeniania się turbulentnego płomienia u_t od prędkości rozprzestrzeniania się płomienia laminarnego u_l przy różnych wartościach pulsacji prędkości u' , różnych ciśnieniach p i różnych współczynnikach nadmiaru powietrza α

$= f(u', \alpha)$ obliczoną w oparciu o model spalania objętościowego [lit. 3] i na rys. 10 — zależność $u_t = f(u)$ określoną za pomocą różnych metod pomiarowych [lit. 4].

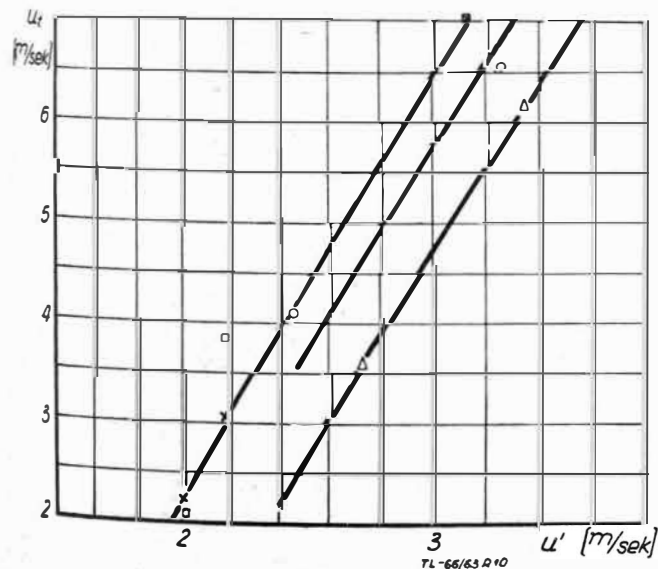
2. Wpływ skali turbulencji i widma częstotliwości pulsacji prędkości.

Wielu autorów uważa, że jeżeli skala turbulencji znacznie przewyższa szerokość laminarnego frontu płomienia, to nie wpływa ona na prędkość rozprzestrzeniania się płomienia. G. M. Gorbunow w [lit. 4] przedstawił wyniki badań nad wpływem widma częstotliwości pulsacji na prędkość spalania turbulentnego. Wyniki badań, przedstawione na rys. 11, wykazują, że prędkości spalania turbulentnego są większe za siatką dającą większe wartości pulsacji prędkości w pasmie widma o wysokiej częstotliwości.

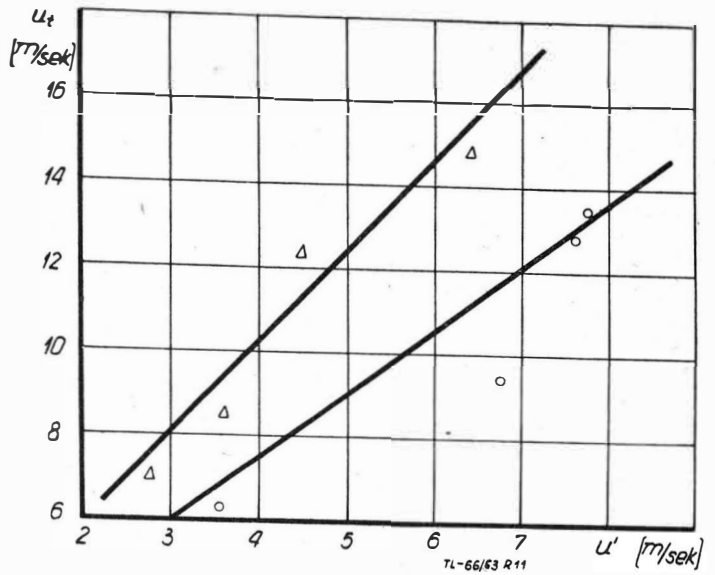


Rys. 9. Wpływ pulsacji prędkości u' i współczynnika nadmiaru powietrza α na prędkość rozprzestrzeniania się turbulentnego płomienia u_t . Temperatura początkowa $T_0 = 400^\circ\text{K}$; ciśnienie $p =$

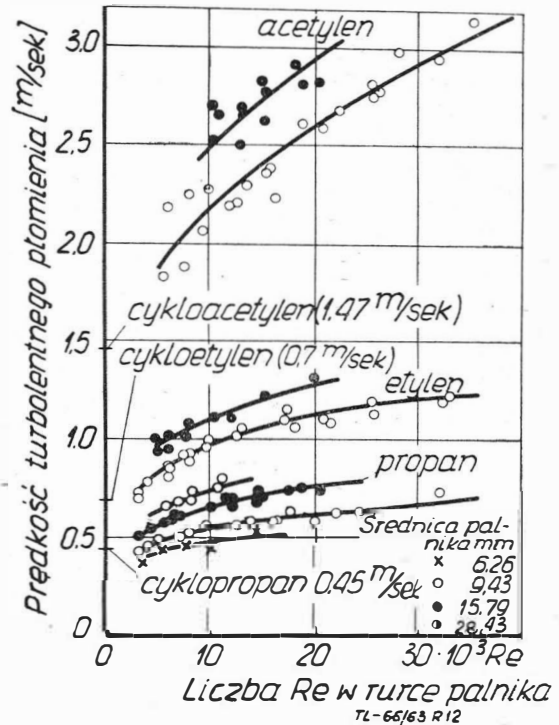
$= 760$ mm Hg. Wzór uogólniający $u_t = A u' \frac{2}{3}$, gdzie $A = f(\alpha)$



Rys. 10. Zależność $u_t = f(u')$ określona za pomocą pomiaru różnych parametrów: \square — wg początku wzrostu temperatury; \times — wg zaniku widoczności płomienia na fotografii; \circ — wg początku spadku ciśnienia całkowitego; Δ — wg początku spadku koncentracji tlenu



Rys. 11. Zależność $u_t = f(u')$ określona za siatkami o różnych widmach częstotliwości pulsacji prędkości Δ — siatka „5”; \circ — siatka „2”



Rys. 12. Zależność prędkości rozprzestrzeniania się turbulentnego płomienia u_t od liczby Reynoldsa

3. Wpływ liczby Reynoldsa.

Wzrost liczby Re powoduje zwiększenie prędkości rozprzestrzeniania się płomienia, co można prawdopodobnie wytłumaczyć wzrostem prędkości przepływu, a więc i pulsacji prędkości u' . Typową zależność $u_t = f(Re)$ przedstawiono na rys. 12, według [lit. 10].

4. Wpływ współczynnika nadmiaru powietrza.

Przebieg zależności $u_t = f(\alpha)$ przy $p = \text{const}$ i $u = \text{const}$ ma podobny charakter jak dla prędkości spalania laminarnego. Dla większości węglowodorów największa prędkość turbulentnego spalania występuje w przedziale $\alpha = 0.7 \div 1.0$. Na rys. 13 i 14 przedstawiono zależność $u_t = f(\alpha)$ dla benzyny, według [lit. 8] i [lit. 7], a na rys. 15, dla porównania, prędkości rozprzestrzeniania się płomienia w przypadku spalania w strumieniu laminarnym — według [lit. 9]. Charakter zależności $u_t = f(\alpha)$ nie przesądza jeszcze o przewadze powierzchniowego modelu spalania.

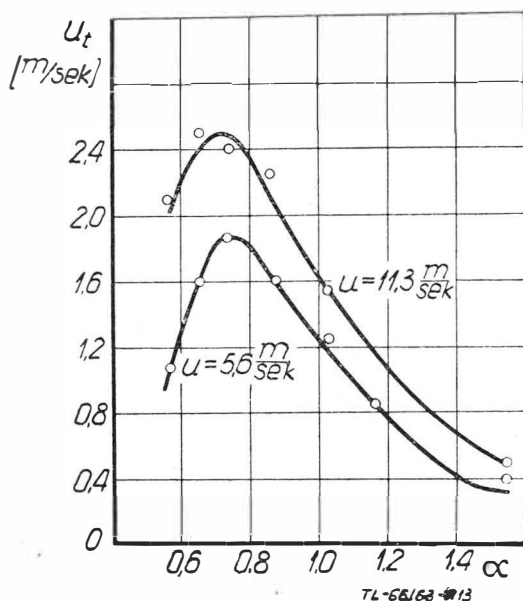
Zwolennicy teorii spalania według modelu objętościowego przedstawiają następujące, zgodne z wynikami badań, rozumowanie [lit. 3]:

Jeżeli u_t zależałoby tylko od u' i u_l , to wyniki badań dla $u = \text{const}$ powinny wykazać zależność jak na rys. 16 (przebieg jakościowy). Przy prędkości strumienia u_l zawsze można dobrać dwie wartości współczynników nadmiaru powietrza α_a i α_b , takie, aby dla obydwu prędkości u_l były równe. Przechodząc na inne prędkości strumienia u_2 wartości u_t dla tych samych α_a i α_b także powinny być sobie równe (ponieważ u_l i u' dla obydwu u są równe). Jednak badania wykazują systematyczny wzrost nierówności

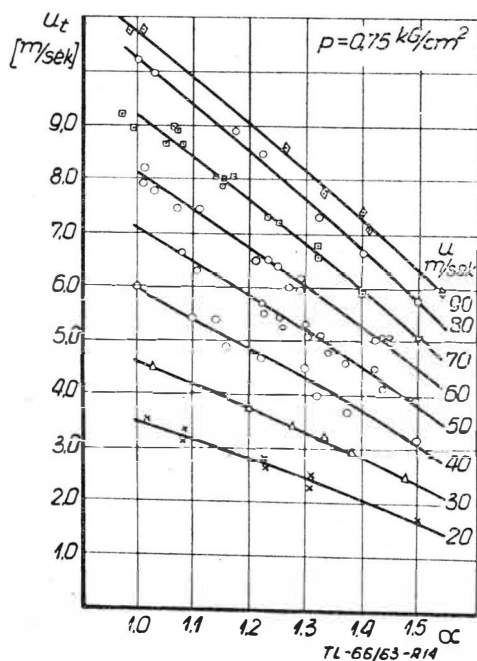
$$u_{ta} > u_{tb}$$

Wpływ parametrów gazodynamicznych

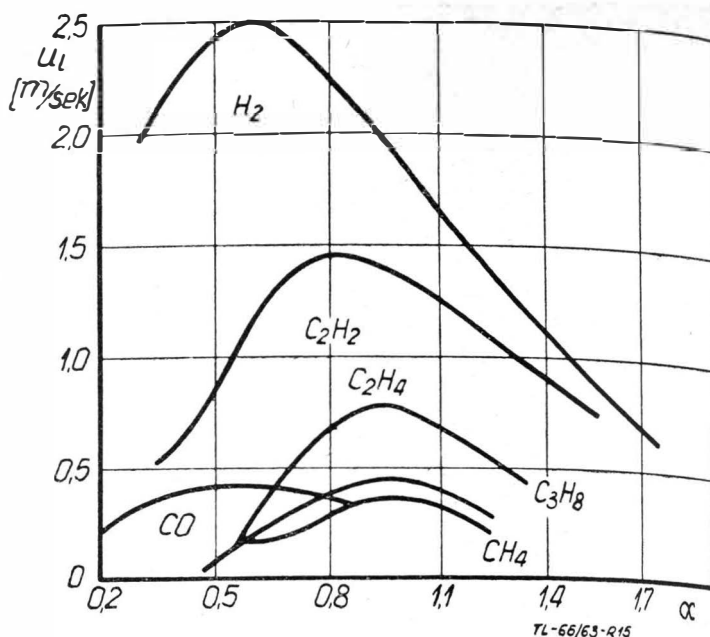
Prędkość rozprzestrzeniania się płomienia w strumieniu turbulentnym wykazuje silną zależność od ciśnienia i tem-



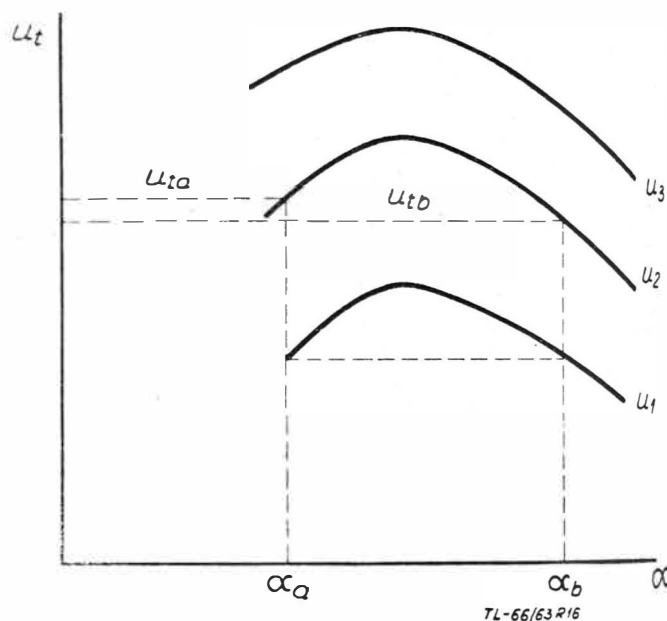
Rys. 13. Zależność prędkości rozprzestrzeniania się turbulentnego płomienia u_t od współczynnika nadmiaru powietrza α dla benzyny



Rys. 14. Zależność $u_t = f(\alpha)$ dla benzyny przy różnych prędkościach strumienia u i przy ciśnieniu w komorze spalania $p = 0,75 \text{ kg/cm}^2$



Rys. 15. Zależność prędkości rozprzestrzeniania się laminarnego płomienia u_l od współczynnika nadmiaru powietrza α dla różnych mieszanek paliwowo-powietrznych



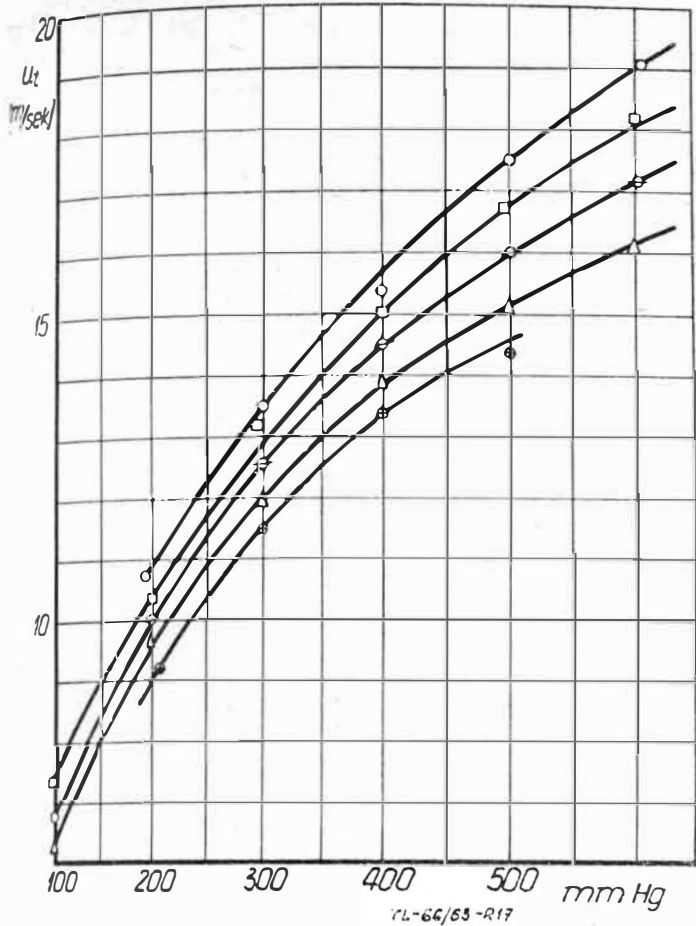
Rys. 16. Orientacyjna zależność $u_t = f(\alpha)$ przy różnych prędkościach strumienia u

peratury początkowej. Wzrost ciśnienia i temperatury początkowej powoduje zwiększenie prędkości rozprzestrzeniania się płomienia. Zależność $u_t = f(p)$ można przedstawić

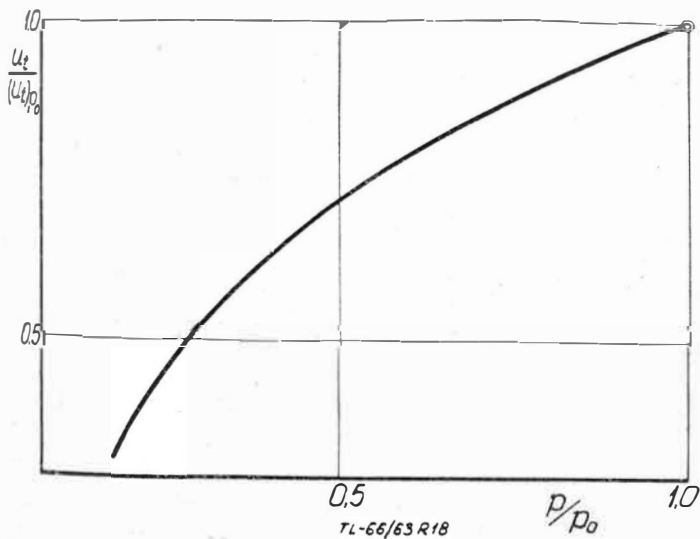
w postaci funkcji potęgowej $u_t \sim p^n$; wykładnik potęgowej n zawiera się w przedziale $0,15 \div 0,25$. Powyższe zależności można wyjaśnić tym, że pulsacja prędkości w funkcji ciśnienia ma podobnie potęgowy charakter $u' \sim p^{0,25}$, a zależność prędkości spalania laminarnego w funkcji temperatury można przedstawić jako $u_l = a + bT^2$ [lit. 11], gdzie a i b stałe.

Rozumowaniu temu można przeciwstawić argument, że prędkość spalania laminarnego jest odwrotnie proporcjonalna do ciśnienia $u_l \sim p^{-0,25}$, jednak prędkość spalania laminarnego ma dużo mniejszy wpływ na prędkość spalania turbulentnego niż pulsacja prędkości.

Na rys. 17, 18 i 19 przedstawiono według [lit. 9 i 11] zależności prędkości spalania turbulentnego w funkcji ciśnienia i temperatury początkowej, a na rys. 20 — zależność $u_t = f(p)$ obliczoną według modelu spalania objętościowego [lit. 3].



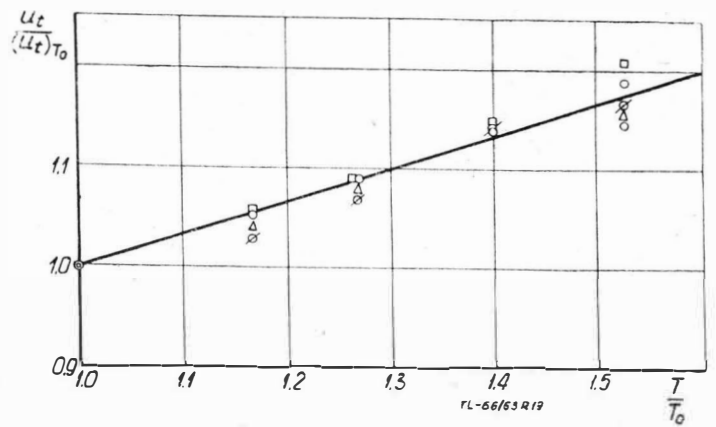
Rys. 17. Zależność prędkości rozprzestrzeniania się turbulenty płomienia u_t od ciśnienia w komorze spalania przy różnych temperaturach mieszanki oraz przy $\alpha = 0,9$ i $u = 40$ m/sec; \oplus — 100 °C; Δ — 150 °C; \emptyset — 200 °C; \square — 250 °C; \circ — 300 °C



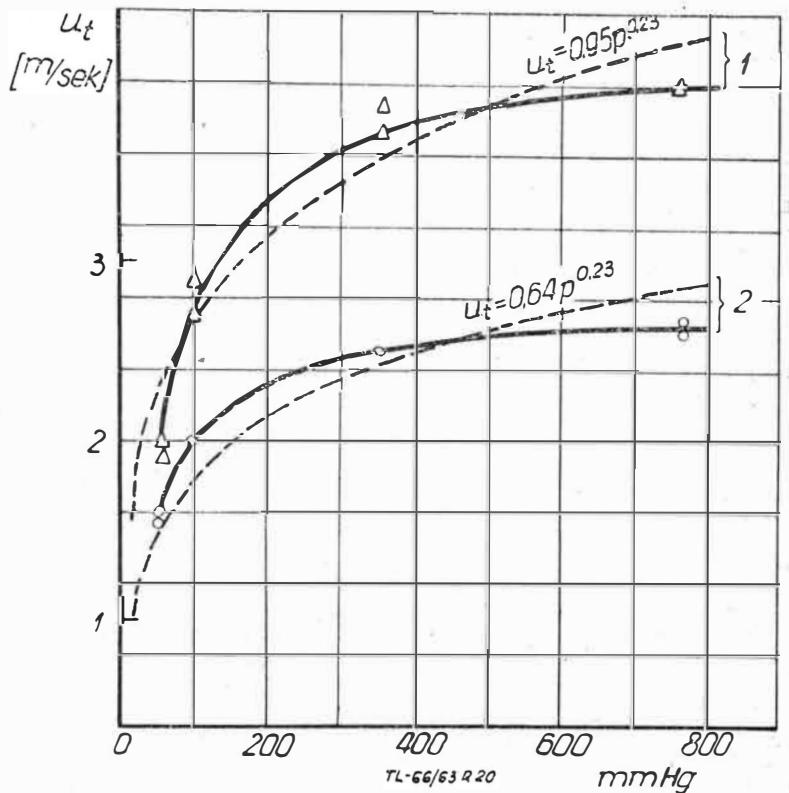
Rys. 18. Zależność $u_t / (u_t)_{p_0}$ od p/p_0 ; \bullet — 100 °C; Δ — 150 °C; \emptyset — 200 °C; \square — 250 °C; \circ — 300 °C; $(u_t)_{p_0} = 16$ m/sec przy 600 mm Hg i 100 °C; $\alpha = 0,9$; $u = 40$ m/sec

Literatura

1. B. Lewis, R. N. Pease, H. S. Taylor: Combustion Processes, Princeton University Press — 1956 r.
2. W. S. Zujew i L. S. Skubaczewskij — Kamery sgoranija wozdusznorreaktywnych dwigatielej — Oborongiz 1958 r. Nauk SSSR — 1959 r.
3. Gorienije w turbulentnom potokie — Izdatielstwo Akademii Nauk SSSR — 1959 r.



Rys. 19. Zależność $u_t / (u_t)_{T_0}$ od T/T_0 . \circ — 600 mm Hg; \square — 500; \bullet — 400; \emptyset — 300; Δ — 200; $(u_t)_{T_0} = 16$ m/sec przy 373 °K i 600 mm Hg; $\alpha = 0,9$; $u = 40$ m/sec



Rys. 20. Wpływ ciśnienia na prędkość rozprzestrzeniania się turbulenty płomienia u_t przy $T_0 = 400$ °K i $\alpha = 1,0$

4. G. M. Gorbunow — Stabilizacja płomieni i rozwicie processa sgoranija w turbulentnom potokie — Oborongiz, 1961 r.
5. Fiziceskije izmierienija w gazowej dinamice i pri gorieniu — Izdatielstwo Inostrannoj Litieratury, Moskwa, 1957 r.
6. D. Smoleński, M. Seweryniak — O pomiarze temperatury płomienia metodą odwrócenia linii spektralnej — Postępy fizyki, Zeszyt 6, 1962 r.
7. W. M. Jermołajew, A. W. Tałantow — Issledowanije wlijanija dawlenija na skorość rasprostranienija płamieni w turbulentnom potokie odnorodnoj smiesi — I.W.U.Z. „Awiajonnaja Tiechnika”. Nr 4, 1962 r.
8. Ł. N. Chitrin i S. A. Goldenberg — Issledowanije processa rasprostranienija turbulentnowo fronta płamieni pri bolszych skoroscjach potoka — I.A.N. ZSRR 1959, Gazodynamika i fizyka gorienija.
9. Praca zbiorowa — Kamery sgoranija awiajonnnych gazoturbinnych dwigatielej, MAP ZSRR Institut im. P. I. Baranowa, 1957
10. A. N. Chitrin — Fizika gorienija i wzywa
11. W. J. Doroszenko, A. I. Nikitskij — Issledowanije wlijanija paramietrow smiesi na charakteristiki processa turbulentnowo gorienija — JAN ZSRR 1960, Gorienije pri ponizennych dawlenijach i niekotorije woprosy stabilizacji płamieni w odnofaznych i dwuchfaznych sistemach

Przetworniki pomiarowe przyrządów żyroskopowych

W artykule zestawiono wymagania stawiane przetwornikom pomiarowym przyrządów żyroskopowych. Wymagania sformułowano rozważając wpływ przetwornika na uchyby wskazań żyroskopu pomiarowego. Postępując się zestawionymi wymaganiami omówiono budowę, charakterystyki i zastosowanie następujących przetworników: potencjometry, mikrostryki, komutatory, selsyny, transformatory obrotowe, mikrosyny, magnesy oraz inne, rzadziej spotykane. Podano ocenę nowoczesności przetworników.

Wstęp

Rozwój współczesnej techniki lotniczej charakteryzuje się między innymi znacznym postępowaniem w budowie i stosowaniu aparatów, stanowiących osprzęt samolotu. Wzrasta liczba przyrządów wskazujących, wchodzących w skład jego wyposażenia, pojawiły się całe układy automatyczne sterowania zarówno pilotem, jak i poszczególnymi jego zespołami.

Poczesne miejsce w osprzęcie lotniczym zajmują przyrządy żyroskopowe, używane zarówno jako wskazujące przyrządy pilotażowe i nawigacyjne, jak i człony układów automatycznej regulacji. Ich wykaz obejmuje:

- przyrządy do pomiaru prędkości kątowej, to jest zakreśtomierze i przetworniki pomiarowe prędkości kątowej (żyroskopy różniczkujące);
- przyrządy do pomiaru kąta obrotu (żyroskopy całkujące);
- przyrządy do wskazywania kierunku pionowego, to jest sztuczne horyzonty i czujniki pomiarowe pionu;
- przyrządy mierzące azymut, to jest żyrobusole, busole żyromagnetyczne i żyroindukcyjne oraz żyroskopowe czujniki azymutu.

Podczas gdy zadaniem żyroskopowych przyrządów pilotażowych i nawigacyjnych jest wizualne przekazanie pilotowi, za pomocą odpowiednich wskaźników, danych dotyczących położenia lub prędkości samolotu, to żyroskopowe człony układów automatycznej regulacji muszą przekazywać te informacje w postaci odpowiednich sygnałów elektrycznych. Są one z kolei wykorzystywane jako sygnały sterujące układem. Powstawanie sygnałów następuje również i w tych przyrządach pilotażowych i nawigacyjnych, w których istnieje potrzeba przekazywania sygnałów z jednego zespołu (nadajnika) do drugiego (wskaźnika).

Wspólną cechą przyrządów żyroskopowych pracujących w układach automatycznej regulacji oraz w układach zdalnych wskazań jest przetwarzanie sygnałów, co można również określić jako przetwarzanie jednej wielkości mierzonej w inne, dogodniejsze do pomiaru. W szczególności mamy tu do czynienia z przetwarzaniem pewnych wielkości nieelektrycznych w wielkości elektryczne, mierzone następnie metodami elektrycznymi.

Wielkością nieelektryczną nazwano każdą wielkość fizyczną lub chemiczną, nie będącą jedną z wielkości charakterystycznych dla obwodów elektrycznych. Elektryczną metodą pomiarową nazwano sposób pomiaru polegający na wykorzystaniu zjawisk zachodzących w obwodach elektrycznych, na przykład zjawisk kompensacji, równości potencjałów, sił elektrodynamicznych.

Elektrycznym pomiarem wielkości nieelektrycznej nazwano pomiar polegający na wytworzeniu sygnału elektrycznego, którego amplituda i faza są zależne od wartości wielkości mierzonej, a następnie na pomiarzeniu go za pomocą odpowiednich metod lub aparatów elektrycznych.

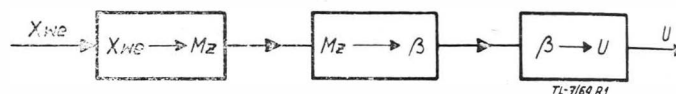
Rozpatrując żyroskopowe przyrządy pomiarowe z punktu widzenia przetwarzania sygnałów, można im przypisać schemat blokowy, podany na rysunku 1. Dwa pierwsze bloki tego schematu reprezentują sam żyroskop, w którym następuje przetworzenie wielkości wejściowej na moment żyroskopowy, a następnie przetworzenie tegoż momentu na obrót osi wyjściowej. Trzeci blok odpowiada przetwornikowi elektromechanicznemu, w którym kąt obrotu zostaje przetworzony na elektryczny sygnał napięciowy.

Zadaniem niniejszego artykułu jest omówienie tych własności przetworników.

Wielkościami wejściowymi przyrządów żyroskopowych są:

- prędkość kątowa,
- kąt obrotu,
- azymut,
- kąt odchylenia od pionu,
- kąt odchylenia od poziomu.

Wielkością wyjściową jest elektryczny sygnał napięciowy. Jedną z wielkości, charakteryzujących przyrząd pomiarowy, jest dokładność jego wskazań lub — inaczej formułując — jego uchyb charakterystyczny. Uchyby charakterystyczne przyrządów żyroskopowych są w dużej mierze wywołane przez działanie na żyroskop szkodliwych momen-



Rys. 1. Schemat blokowy przetwarzania sygnałów. X_{we} — wielkość mierzona; M_z — moment żyroskopowy; β — kąt obrotu osi wyjściowej żyroskopu; U — napięcie sygnału wyjściowego żyroskopu

tów zewnętrznych, w szczególności momentów tarcia i innych momentów obciążających jego pomiarowe osie. Na omawiane uchyby charakterystyczne składają się:

- uchyb statyczny wskazań żyroskopu różniczkującego wywołany momentami tarcia, a wynoszący: $\frac{M_t}{K_y}$, gdzie M_t

jest sumą momentów tarcia sprowadzonych do osi wyjściowej, a K_y jest stałą zwracającą sprężyny,

- uchyb statyczny wskazań żyroskopu całkującego wywołany działaniem momentów tarcia, a wynoszący $\int \frac{M_t dt}{K_d}$,

gdzie: M_t jest sumą momentów tarcia działających na osi wyjściowej, a K_d jest stałą tłumienia cieczowego tłumika,

- uchyb dynamiczny wskazań żyroskopu całkującego wywołany momentem bezwładności ramki żyroskopu i związanych z nią elementów konstrukcji, a wynoszący $\frac{J}{K_d} \beta$,

gdzie: J jest momentem bezwładności, omówionym poprzednio, K_d — stałą tłumienia, zaś β — prędkością kątową osi wyjściowej,

- uchyby wywołane precesją osi żyroskopów busoli i czujników pionu, spowodowaną działaniem momentów tarcia na obie osie zawieszenia kardanowego lub na każdą oddzielnie,

— uchyby wywołane działaniem sił i momentów bezwładności ram zawieszenia i związanych z nimi mas na żyroskop zarówno w locie prostoliniowym, jak i w czasie ewolucji,

- uchyby wywołane przesunięciem środka ciężkości żyroskopu w stosunku do geometrycznego środka zawieszania kardanowego,

— uchyb wywołany momentem korekcyjnym busoli i czujników pionu w czasie wykonywania ewolucji.

Jednym ze źródeł szkodliwych momentów zewnętrznych, działających na osie przyrządów żyroskopowych, są współpracujące z nimi przetworniki pomiarowe. Są one źródłami następujących momentów:

- momentu bezwładności wirnika przetwornika,
- momentu tarcia w łożyskach przetwornika i tarcia szczotek o uzwojenie potencjometru, kolektor lub pierścienie ślizgowe,
- momentu oddziaływania elektrodynamicznego.

Oczywiście, nie każdy przetwornik jest źródłem wszystkich wymienionych szkodliwych momentów: ponadto momenty te przyjmują różne wartości, zależnie od budowy i zasady działania przetwornika. Ograniczenie do technicznie niezbędnemu minimum wartości wymienionych momentów jest jednym z głównych zadań spoczywających na konstruktorze przetworników pomiarowych, przeznaczonych do współpracy z przyrządami żyroskopowymi.

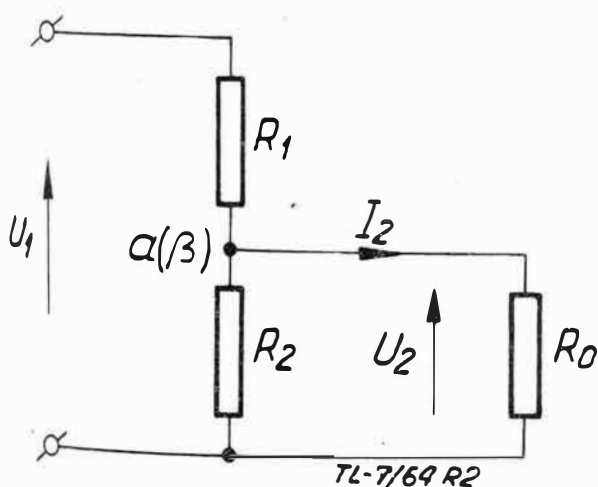
W świetle omówionego powyżej zagadnienia uchybów wskazań przyrządów żyroskopowych, wywołanych momentami sił zewnętrznych oraz ogólnych wskazań wynikających z teorii i praktyki żyroskopowych przyrządów lotniczych, można sformułować następujące wymagania, stawiane przetwornikom pomiarowym dla tych przyrządów:

1. Duża sztywność napięciowa (duże $\frac{dU}{d\beta}$).
2. Duża czułość (sygnał wyjściowy otrzymuje się przy bardzo małych kątach obrotu osi wyjściowej).
3. Mały uchyb zera, to jest mały sygnał wyjściowy przy zerowym kącie obrotu osi wyjściowej, a wynikający z nieokładności technologicznych.
4. Mała nieliniowość sygnału.
5. Mała niedokładność odwzorowania, to jest mały uchyb charakterystyczny.
6. Mały całkowity moment oddziaływania mechanicznego, będący sumą momentów tarcia elektrodynamicznego lub elektromagnetycznego i bezwładności.
7. Możliwość dobrej współpracy ze wskaźnikami lub wzmacniaczami.
8. Możliwość budowy łącz.
9. Zdolność do dobrej pracy w warunkach eksploatacji w lotnictwie.

Wymagania 1 i 2 są wynikiem potrzeby uzyskania dostatecznie dużych sygnałów wyjściowych przy jednoczesnej konieczności zachowania, ze względu na dokładność pomiaru, małych kątów obrotu osi żyroskopu. Wymagania 3, 4, 5, 7 i 8 są wynikiem dążenia do zapewnienia dobrej pracy przyrządów żyroskopowych zarówno w układach pomiarowych, jak i w układach automatycznej regulacji. Wymaganie 6 jest wynikiem przeprowadzonej powyżej analizy uchybów przyrządów żyroskopowych; wymaganie 9 jest oczywiste.

W świetle zestawionych wymagań zostanie przeprowadzona w niniejszym artykule analiza przetworników pomiarowych, spotykanych w przyrządach żyroskopowych, a mianowicie będą omówione:

- potencjometry,
- mikrostryki, mikroprzełączniki, komutatory,
- selsyny stykowe i bezstykowe,
- transformatory obrotowe,
- mikrosyny i dualsyny,
- inne, rzadko spotykane przetworniki.

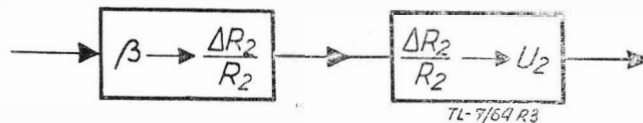


Rys. 2. Oporowy dzielnik napięcia. Położenie punktu a zależy od wartości wielkości wejściowej. $R_1 = f_1(\beta)$, $R_2 = f_2(\beta)$ — opory zmiennych wartościach; $R_1 + R_2 = \text{const}$. R_0 — oporność obciążenia

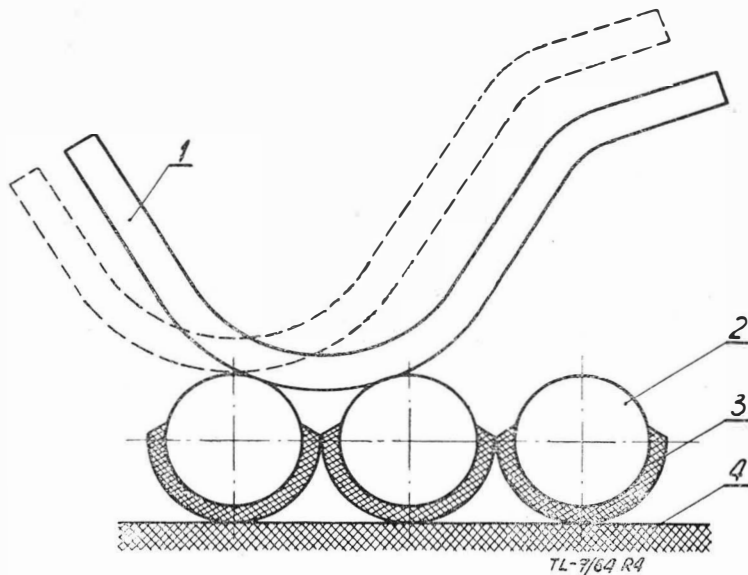
Potencjometry

Zasada działania przetwornika potencjometrycznego wynika z rozważenia oporowego dzielnika napięcia o przesuwającym punkcie podziału, przedstawionego na rysunku 2. Przy stałych wartościach napięcia zasilającego U_1 i oporności obciążenia R_0 , spadek napięcia na niej, będący sygnałem wyjściowym przetwornika, jest funkcją oporności R_2 , to znaczy funkcją położenia punktu a . Wobec tego, że położenie punktu a jest zależne od wartości wielkości mierzonej (wejściowej), spadek napięcia na oporności obciążenia jest funkcją wartości wielkości mierzonej.

W przetworniku potencjometrycznym następuje więc przetworzenie wielkości mierzonej na napięcie elektryczne. Schemat blokowy procesu przetwarzania przedstawiono na rysunku 3.



Rys. 3. Schemat blokowy przetwarzania sygnałów w potencjometrycznym przetworniku pomiarowym. Oznaczenia jak na rys. 2



Rys. 4. Styk szczotki i uzwojenia w potencjometrycznym przetworniku pomiarowym. 1 — szczotka, 2 — przewód nawojowy, 3 — warstwa emalii, 4 — karkas

Przetworniki potencjometryczne stosowane w przyrządach żyroskopowych posiadają uzwojenia wykonane z cienkiego drutu, nawinięte jednowarstwowo na izolacyjnym karkasie. W przypadku nawinięcia zwój przy zwoju, drut nawojowy musi być izolowany, ażeby nie występowały zwarcia międzyzwojowe. Można również nawijać potencjometry, zachowując odstępy między zwojami; ten sposób wykonywania uzwojeń jest jednak rzadko stosowany w przypadku, gdy potencjometr jest przetwornikiem pomiarowym. Nawinięte uzwojenia impregnuje się, po czym jedną z powierzchni należy odizolować. Po powierzchni tej ślizga się szczotka, posiadająca najczęściej postać metalowej taśmy lub drutu, wygiętych na końcu (rys. 4). Szczotki muszą być dostatecznie sprężyste, ażeby zapewnić niezbędny nacisk na powierzchnię stykową potencjometru, warunkujący uzyskanie dobrego i pewnego styku. Przetwornikom pomiarowym przyrządów żyroskopowych stawia się bardzo wysokie wymagania odnośnie jakości styku pomiędzy szczotką a uzwojeniem. Jest to wynikiem trudnych warunków eksploatacji: występowania drgań, udarów, zmienności temperatury, wysokiej wilgotności itp. Dla zapewnienia ciągłości styku szczotka potencjometru musi mieć tak wygięty koniec, aby jej zetknięcie z następnym zwojem następowało przed zejściem ze zwoju poprzedniego. Jakość styku, jego pewność i trwałość zależą od materiału drutu nawojowego, szczotki i karkasu, od wartości nacisku szczotki oraz od jej konstrukcji.

Wartości siły nacisku szczotki zawierają się dla przetworników pomiarowych przyrządów żyroskopowych w przedziale od ułamka do kilku gramów. Na uzwojenia używa się drutu platynowego, platynoirydowego, konstantanowego oraz specjalnych stopów platyny i srebra. Na szczotki znalazły zastosowanie następujące materiały: platyna, złoto, platyno-iryd, brąz, srebro oraz stopy srebra z platyną, palladem, kobaltem i innymi metalami.

Karkasy uzwojeń przetworników potencjometrycznych mogą mieć rozmaite kształty: prostoliniowy, łukowy i pierścieniowy; ich przekrój może być prostokątny, kwadratowy, okrągły, przy czym może być zarówno jednakowy, jak i zmienny wzdłuż potencjometru. Materiał karkasu winien być odporny na wilgoć i zmiany temperatury tak, aby nie następowała jego deformacja. Stosuje się materiały: tlenkowe bakelitowe, ceramikę, aluminium anodowe i lakierowane oraz inne zbliżone. W przetwornikach przyrządów żyroskopowych najczęściej spotyka się karkasy bakelitowe lub melaminowe, o kształcie pierścienia o równomiernym przekroju.

Charakterystyką statyczną przetwornika potencjometrycznego nazywa się w przypadku ogólnym zależność spadku napięcia na oporności obciążenia U_2 od przesunięcia x szczotki potencjometru, to jest zależność:

$$U_2 = f(x) \quad [1]$$

Zależnie od postaci funkcji [1] potencjometry dzielimy na:

- liniowe, to jest takie, w których oporność wyjściowa jest liniową funkcją przesunięcia szczotki,
- nieliniowe, to jest nie spełniające powyższego warunku.

Potencjometry nieliniowe dzielą się z kolei na potencjometry:

- o zmiennym skoku uzwojenia,
- o zmiennym przekroju karkasu,
- o krzywoliniowym karkasie,
- o bocznikowanych odcinkach uzwojenia.

Jako przetworniki pomiarowe przyrządów żyroskopowych są używane potencjometry liniowe.

Jeżeli przez x oznaczyć przesunięcie szczotki (liniowe lub kątowe), zaś przez r_0 oporność potencjometru na jednostkę przesunięcia lub na jednostkę długości — to jego oporność wyjściowa wyrazi się wzorem:

$$r_2 = r_0 x \quad [2]$$

Wartość r_0 może być określona na podstawie wymiarów i danych nawojowych, a mianowicie:

$$r_0 = \frac{4 z l_1}{\gamma \pi d^2 l_c} 10^{-3} = \frac{4 l_1}{\gamma \pi t d^2} 10^{-3} \quad [3]$$

- gdzie: l_1 — długość jednego zwoju [mm],
 l_c — długość potencjometru [mm],
 z — liczba zwojów
 t — poskok nawijania (normalnie jest $t =$ średnicy drutu izolow.),
 d — średnica gołego przewodu [mm],
 γ — przewodność materiału.

Wielkością wyjściową przetwornika potencjometrycznego jest napięcie U_2 .

Przy nieobciążonym obwodzie wtórnym jest:

$$U_2 = r_2 I_1 = r_2 \frac{U_1}{R} = U_1 \frac{r_0}{R} x = U_1 \frac{1}{l_c} x \quad [4]$$

- gdzie R — całkowita oporność potencjometru,
 U_1 — napięcie zasilania,
 I_1 — prąd pierwotny.

Sztywność napięciowa nieobciążonego przetwornika potencjometrycznego wyraża się zależnością:

$$k_o = \frac{dU_2}{dx} = \frac{U_1}{l_c} = \text{const.} \quad [5]$$

Napięcie szczątkowe, odpowiadające zerowemu przesunięciu szczotki, wynosi:

$$U_{2s} = 0 \quad [6]$$

Ze wzorów [4], [5], [6] wynika, że nieobciążony przetwornik potencjometryczny ma liniowe teoretyczne charakterystyki statyczne. Charakterystyki rzeczywiste odbiegają jednak od liniowych. Przyczyny tego stanu rzeczy zostaną omówione poniżej.

Własności dynamiczne przetwornika opisuje jego transmitancja operatorowa. Na podstawie tej zależności [4] jest:

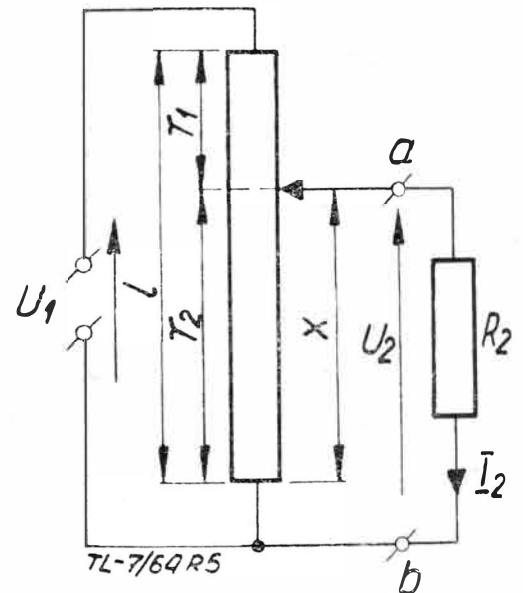
$$G(s) = \frac{U_2(s)}{X(s)} = U_1 \frac{r_0}{R} = \text{const.} \quad [7]$$

Teoretyczna transmitancja nieobciążonego przetwornika potencjometrycznego jest więc transmitancją członu wzmacniającego.

Jak zaznaczono powyżej, rzeczywiste charakterystyki statyczne przetworników potencjometrycznych odbiegają od liniowych. Uchyb nieliniowości przetwornika ma następujące źródła:

- obciążenie potencjometru,
- nieciągłość nawijania,
- niedokładność nawijania.

Dla określenia uchybu wywołanego obciążeniem potencjometru należy rozważyć układ przedstawiony na rysunku 5, dla którego jest ważna zależność [2]. Posługując się



Rys. 5. Potencjometr. U_1 — napięcie zasilania, U_2 — napięcie wyjściowe, R_2 — oporność obciążenia, x — przesunięcie szczotki, r_1, r_2 — oporności cząstkowe, l — długość potencjometru, I_2 — prąd obciążenia

twierdzeniem Thevenina uzyskuje się następujące wyrażenie dla wartości sygnału napięciowego przetwornika:

$$U_2 = R_2 I_2 = \frac{U_{abo} R_2}{R_2 + R_i} \quad [8]$$

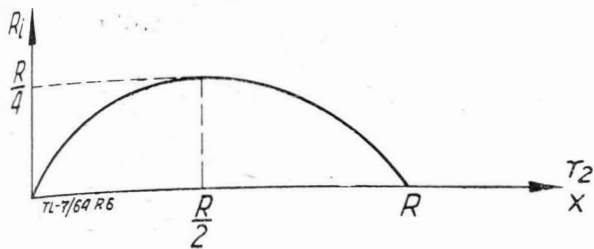
gdzie:

- U_{abo} — napięcie na zaciskach a-b przy rozwartym obwodzie obciążenia,
- R_i — oporność potencjometru i źródła widziana z zacisków a-b.

Po podstawieniu wynikających z omawianego schematu wartości na U_{abo} i R_i oraz zależności $r_1 + r_2 = R$ (całkowita oporność potencjometru) i wykonaniu elementarnych działań, otrzymuje się:

$$U_2 = \frac{U_1 R_2}{R (R_2 + R_i)} r_2 = \frac{U_1 R_2 r_0}{R (R_2 + R_i)} x \quad [9]$$

Ponieważ zarówno U_1 , jak i R_2 , są wartościami stałymi, to gdyby oporność R_i była stała wartość napięcia U_2 byłaby liniowo zależna od przesunięcia szczotki. Jednakże wartość R_i zależy od x (rys. 6); ta zależność jest źródłem obciążeniowego uchybu nieliniowości.



Rys. 6. Zależność oporności potencjometru i źródła, widzianej z zacisków, od położenia szczotki. R — oporność całkowita potencjometru

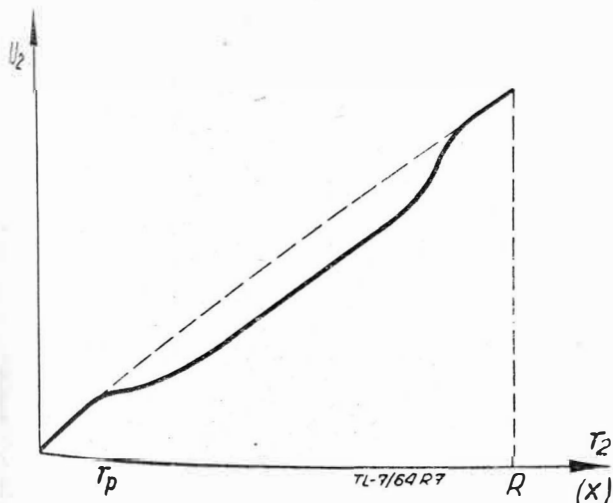
Obciążeniowym uchybem nieliniowości nazywa się różnicę pomiędzy wartością napięcia wyjściowego nieobciążonego potencjometru i wartością tegoż napięcia pod obciążeniem, odniesioną do wartości napięcia obciążonego potencjometru. Wykorzystując wzór [4] na napięcie nieobciążonego potencjometru i wzór [9] oraz wyrażenia dla $R_i =$

$\frac{r_1 r_2}{r_1 + r_2}$ otrzymuje się po prostych rachunkach następujące wyrażenie dla uchybu obciążeniowego:

$$\frac{\Delta U_2}{U_2} = \frac{r_0^2}{R_2} x(1-x) \quad [10]$$

Jak widać, dla zmniejszenia obciążeniowego uchybu nieliniowości należy w układach z przetwornikami potencjometrycznymi stosować wskaźniki o dużej oporności wejściowej. W szczególności, jeżeli przetwornik potencjometryczny współpracuje ze wzmacniaczem elektronicznym, posiadającym oporność wejściową rzędu 10^3 do 10^8 [Ω], to obciążeniowy uchyb nieliniowości może być pominięty. Zachodzi wtedy bowiem przypadek, że oporność R_i jest pomijalnie mała wobec oporności obciążenia R_2 . Wówczas można pominąć wyraz R_i we wzorze [9] i charakterystyka potencjometru będzie prostą, przedstawioną na rysunku 7 linią przerywaną. Jeżeli wartość R_i jest porównywalna z wartością R_2 , to charakterystyka potencjometru ma przebieg pokazany na rys. 7 linią ciągłą. O tym zjawisku należy pamiętać i albo uwzględnić uchyb nieliniowości przy projektowaniu układów z przetwornikami potencjometrycznymi, albo też ograniczać roboczy zakres odchyłań x do wartości dostatecznie małych, dla których charakterystyka jest liniowa.

Drugim, ważnym źródłem uchybu nieliniowości przetwornika potencjometrycznego jest nieciągłość nawijania, wynikająca ze skończonej wartości średnicy drutu nawojowego. Wynikający stąd uchyb ma szczególnie duże znaczenie, gdy przetwornik pracuje w układzie automatycznej regulacji, w którym obciążenie reaguje na bardzo małe zmia-



Rys. 7. Charakterystyka potencjometru

ny położenia szczotki potencjometru (układ śledzenia anteny radiolokacyjnej, układ śledzenia żyrobosoli) itp. Napięcie zdejmowane z potencjometru przez szczotkę ma przebieg schodkowy, jak to pokazano na rysunku 8. Szerokością schodka jest poskok nawijania potencjometru t , równy na ogół średnicy izolowanego drutu nawojowego; wysokością jest natomiast oporność jednego zwoju:

$$r_z = \frac{R}{z} \quad [11]$$

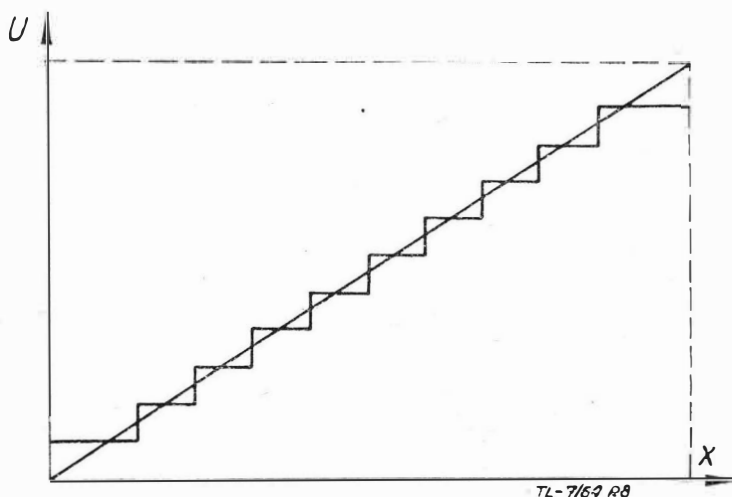
gdzie: R — całkowita oporność potencjometru, z — liczba jego zwojów.

Ruch szczotki po jednym zwoju odpowiada poziomej części schodka, przejście z jednego zwoju na drugi — pionowej części schodka. Omawiany uchyb nieliniowości zwie się również uchybem zwojowym. Największa wartość tego uchybu jest równa połowie wysokości schodka, to jest połowie oporności zwoju:

$$\Delta_z R = \frac{1}{2} r_z = \frac{R}{2z} \quad [12]$$

Wartość względna tego uchybu będzie:

$$\frac{\Delta_z R}{R} \% = \frac{1}{2z} 100 \% \quad [13]$$



Rys. 8. Charakterystyka napięcia zdejmowanego z potencjometru przez szczotki

Jeżeli szczotka potencjometru porusza się nie po całym potencjometrze, a tylko po pewnej jego części (roboczej) posiadającej z_r zwojów, to uchyb względny należy obliczać w odniesieniu nie do oporności całego potencjometru, ale do oporności jego części roboczej. Wówczas otrzymuje się:

$$R_r = \frac{R}{z} z_r \quad (\text{oporność części roboczej}) \quad [14]$$

$$\frac{\Delta_z R}{R_r} \% = \frac{1}{2z_r} 100 \% \quad [15]$$

Trzecim źródłem uchybu nieliniowości potencjometru są tak zwane uchyby technologiczne, wynikające z niedokładności wykonania. Szczegółowa ich analiza oraz sposoby ograniczenia ich wartości znajdują się we wzorze [3]. Wartości uchybów technologicznych nie mogą przekraczać, w przypadku potencjometrów precyzyjnych stosowanych w aparatach żyroskopowych, 0,1 do 0,2% całkowitej wartości ich oporności. Uchyby te powstają w wyniku:

- nieliniowości oporności drutu nawojowego w funkcji jego długości,
- uchybów wymiarowych i uchybów kształtu karkasu,
- uchybów poskoku nawijania,
- nierównomiernego wyciągania się drutu w czasie nawijania,
- niejednakowego zmniejszenia przekroju drutu w wyniku oczyszczania powierzchni stykowej,
- niecentryczności drogi szczotki względem osi obrotu przetwornika,

— uchybu sprawdzenia zmienności oporu jako funkcji kąta obrotu szczotki.

Ograniczenie tego uchybu jest możliwe jedynie poprzez odpowiednie zabiegi technologiczne.

Przetworniki potencjometryczne są elementami łącz synchronicznych prądu stałego. Jeżeli łączy służy jedynie do przekazania wskazań, przetwornik bądź to współpracuje ze wskaźnikiem logometrycznym, bądź też jest włączony w schemat samorównoważającego się mostka, którego organem napędowym jest ustrój pomiarowy wskaźnika. Ponadto łączy z przetwornikami potencjometrycznymi są spotykane w nadążnych układach automatycznej regulacji.

Szczegółowe omówienie łączy przekraczającego ramy niniejszego artykułu i będzie przedmiotem kolejnej publikacji. Dla dopełnienia omówienia przetworników potencjometrycznych należy jednak podać uchyby przekazywania tych łączy. I tak:

- łączy przetwornik — trójcewkowy wskaźnik logometryczny ma uchyb przekazywania nie przekraczający 1,1°;
- łączy przetwornik — wskaźnik z samorównoważającym się mostkiem może osiągnąć dokładność przekazywania odpowiadającą uchybowi rzędu 0,5‰,
- łączy potencjometryczne w układzie nadążnym ma uchyb przekazywania nie przekraczający 2°.

Reasumując omówienie własności przetworników potencjometrycznych należy zaznaczyć, że aczkolwiek teoretycznie proste i o bardzo dobrych właściwościach z punktu widzenia większości wymagań stawianych przetwornikom pomiarowym przyrządów żyroskopowych, to jednakże posiadają kilka istotnych wad, ograniczających ich stosowanie, a mianowicie:

- stosunkowo duży moment oddziaływania mechanicznego, głównie w wyniku tarcia szczotek o uzwojenie,
- niezbyt duża pewność działania, wynikająca z istnienia precyzyjnego styku ślizgowego,
- duże trudności technologiczne przy wytwarzaniu i montażu.

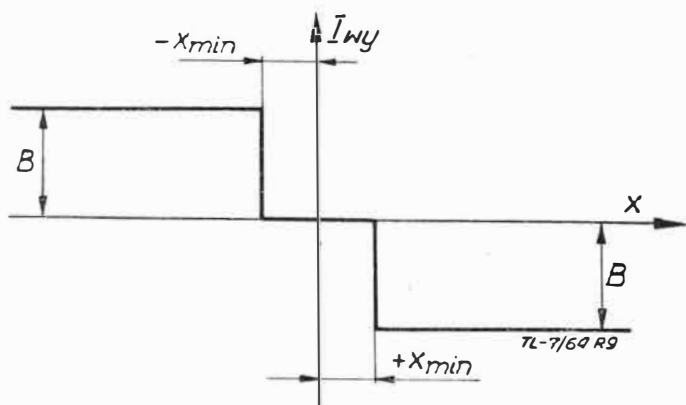
Pomimo tych wad przetworniki potencjometryczne można spotkać w wielu aparatach żyroskopowych, chociaż ostatnio daje się zauważyć wyraźna tendencja do ograniczenia ich stosowania. Przykładami ich stosowania są:

- żyroskopowe nadajniki pionu firmy FERRANTI,
 - radzieckie busole żyromagnetyczne serii DGMK,
 - żyroskopy różniczkujące firmy FERRANTI,
 - żyroskopy pomiarowe firmy HONEYWELL,
 - autopiloty radzieckie EAP i EAPB
- oraz wiele innych.

Na zakończenie, dla umożliwienia porównywania z innymi przetwornikami, zostaną przytoczone dane techniczne nowoczesnego przetwornika potencjometrycznego firmy Armstrong Whithworth Eq.: uchyb liniowości 0,15‰, uchyb odwzorowania 0,1 do 0,2‰, moment oddziaływania mechanicznego od 1 Gcm.

Mikrosterki, mikroprzełączniki, komutatory

Działanie tych przetworników polega na mechanicznym zwieraniu styków obwodu elektrycznego, gdy wartość wielkości wejściowej x przekroczy granice przedziału $< -x_{min}, +x_{min} >$ oraz na rozwieraniu tych styków, gdy znajdzie się ona z powrotem wewnątrz tego przedziału. Przetworniki te są więc przetwornikami nieliniowymi. W przyrządach żyroskopowych spotyka się następujące ich rodzaje:



Rys. 9. Charakterystyka statyczna przetwornika o działaniu nieciągłym

— przetworniki jednostopniowe: rtęciowe, elektrolityczne lub kolektorowe,

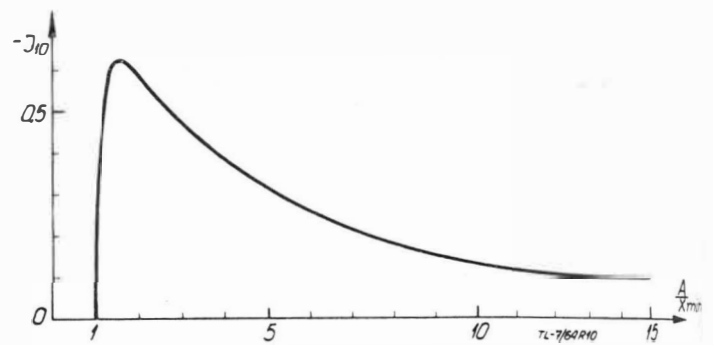
— przetworniki wielostopniowe stykowe.

Charakterystyka statyczna przetworników jednostopniowych jest przedstawiona na rysunku 9. Jest to charakterystyka typu przekaźnikowego ze strefą martwą, ale praktycznie bez histerezy. Wartość $2x_{min}$ stanowi strefę nieczułości przetwornika, B jest wartością załączonego prądu. Jej równanie jest:

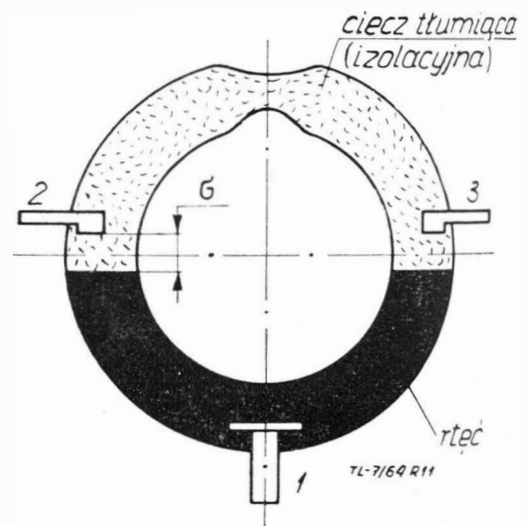
$$I_{wy} = B \frac{-|x|}{x} \text{ dla } x < -x_{min} \text{ oraz } x > x_{min}$$

$$I_{wy} = 0 \text{ dla } x \in [-x_{min}, +x_{min}]$$

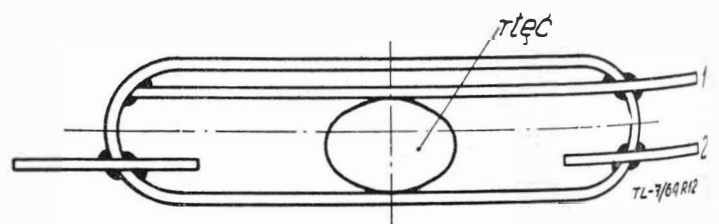
Własności dynamiczne omawianych przetworników można wyrazić za pomocą funkcji opisującej, odpowiadającej ich charakterystyce statycznej. Funkcję opisującą definiuje się, jak wiadomo, jako stosunek amplitudy pierwszej harmonicznej sygnału wyjściowego z członu nieliniowego do amplitudy sinusoidalnego sygnału wejściowego. Charakterystyka statyczna omawianych przetworników jest jednoznaczna i symetryczna względem początku układu współrzędnych, dlatego też funkcja opisująca będzie reprezentować współczynnik, przy wyrazie $\sin \omega t$, rozwinięcia Fourrierowskiego sygnału wyjściowego. Jej przebieg podano na rysunku 10.



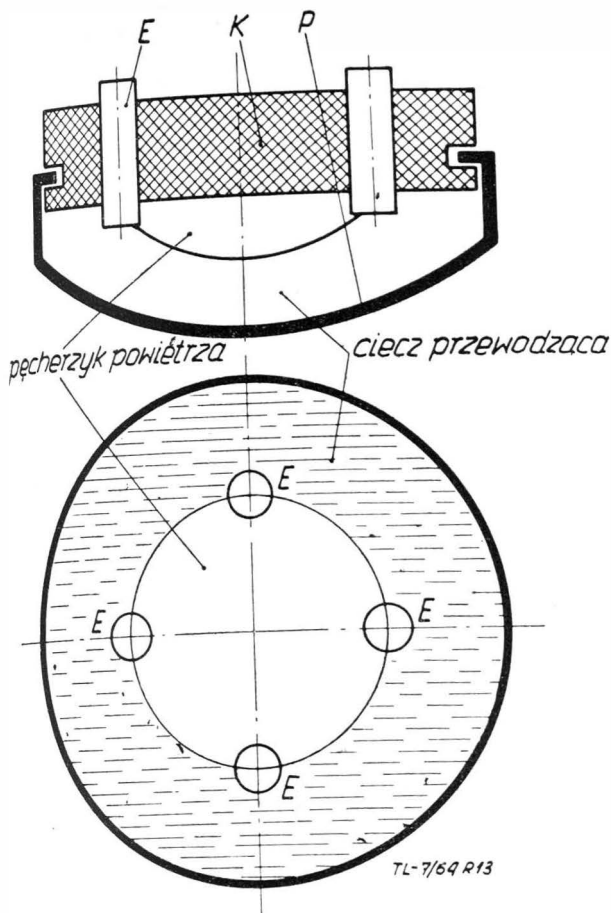
Rys. 10. Funkcja opisująca przetwornika o charakterystyce statycznej z rys. 9. A — amplituda sygnału wejściowego



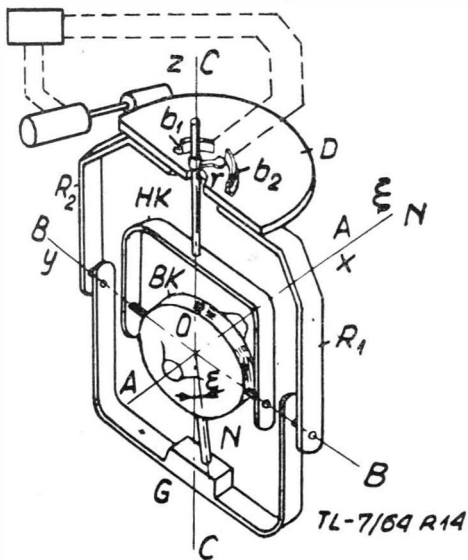
Rys. 11. Przełącznik rtęciowy pierścieniowy



Rys. 12. Wahadłowy przełącznik rtęciowy



Rys. 13. Przełącznik elektrolityczny. E — elektrody, K — korpus izolacyjny, P — pojemnik metalowy



Rys. 14. Przełącznik kolektorowy żyrobosoli. b₁, b₂ — wycinki, r — ramię stykowe

przy czym dla otrzymania pełnego wyrażenia należy dokonać przeliczenia według zależności:

$$J_1 = \frac{B}{X_{min}} J_{10} \quad [17]$$

gdzie:

J₁ — funkcja opisująca,

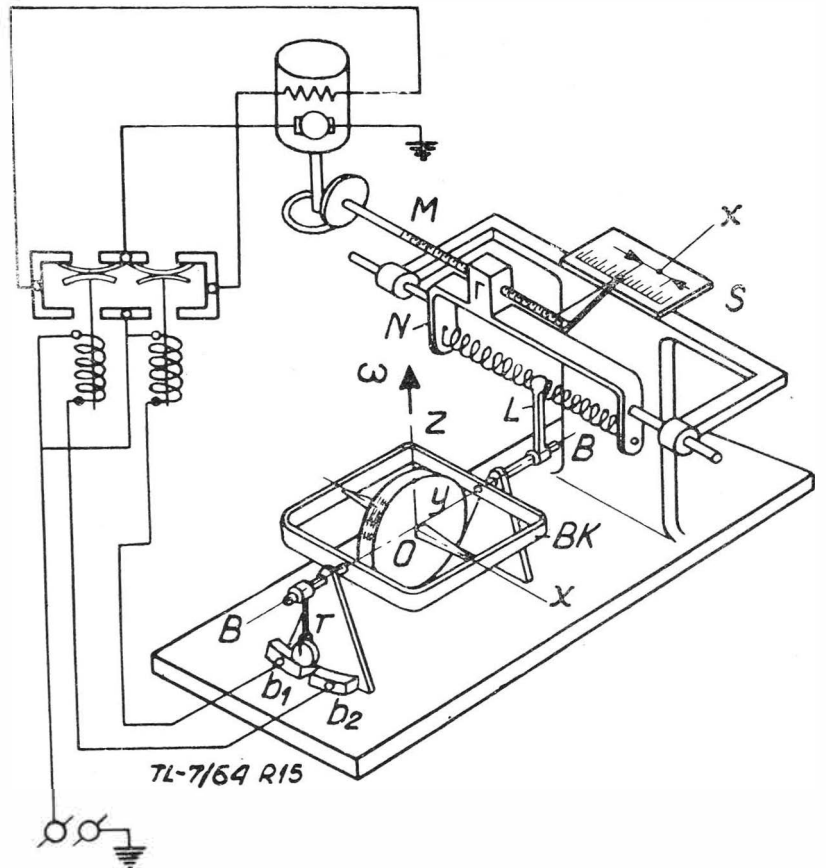
J₁₀ — funkcja przedstawiona na rysunku 10.

Uzasadnienie wzoru [17] oraz szczegółowe informacje o funkcjach opisujących można znaleźć na przykład w literaturze [8].

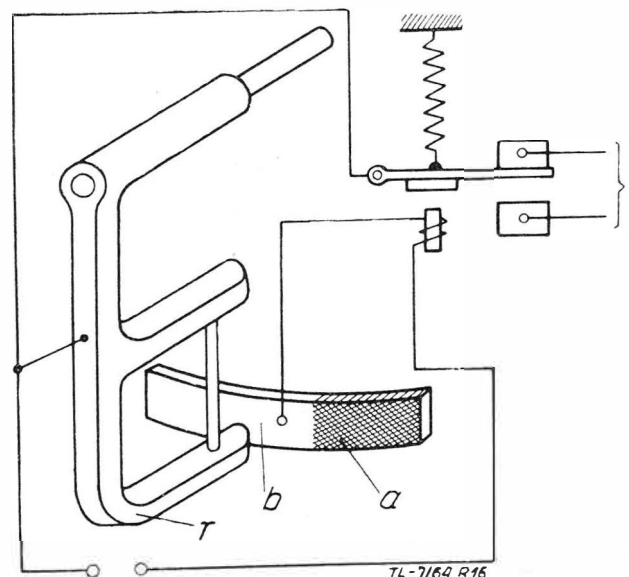
Na rysunku 11 przedstawiono pierścieniowy przełącznik rtęciowy. Jeżeli korpus przełącznika, sprzęgnięty z osią

wyjściową żyroskopu, wykona obrót o kąt większy niż kąt środkowy odpowiadający cięciwie σ , to zależnie od kierunku obrotu nastąpi zwarcie styków 1 i 2 lub 1 i 3, co spowoduje włączenie pełnego prądu w obwód wykonawczy. Prąd ten będzie płynął tak długo, dopóki kąt wychylenia osi wyjściowej żyroskopu nie stanie się mniejszy niż kąt środkowy odpowiadający cięciwie σ . Na rysunku 12 przedstawiono wahadłowy przełącznik rtęciowy o korpusie walcowym. Działanie jego jest identyczne z działaniem poprzednio omówionego przełącznika.

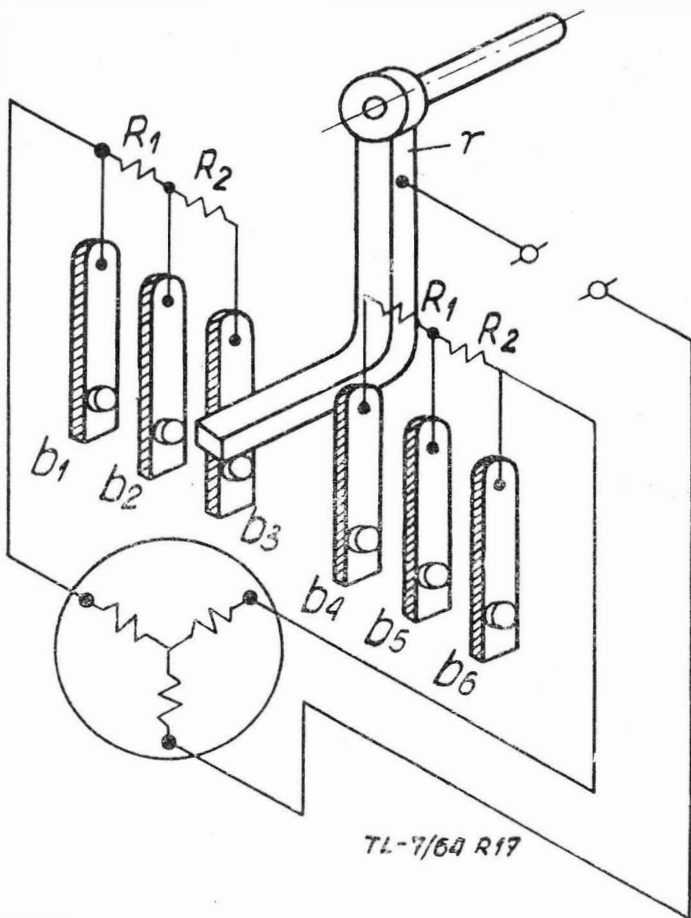
Na rysunku 13 przedstawiono przestrzenny przełącznik elektrolityczny, załączający lub wyłączający dwa obwody, przy czym osie elektrod każdego z tych obwodów są do siebie prostopadłe. Przełącznik elektrolityczny jest wypełniony specjalnym elektrolitem; w przeciwieństwie do prze-



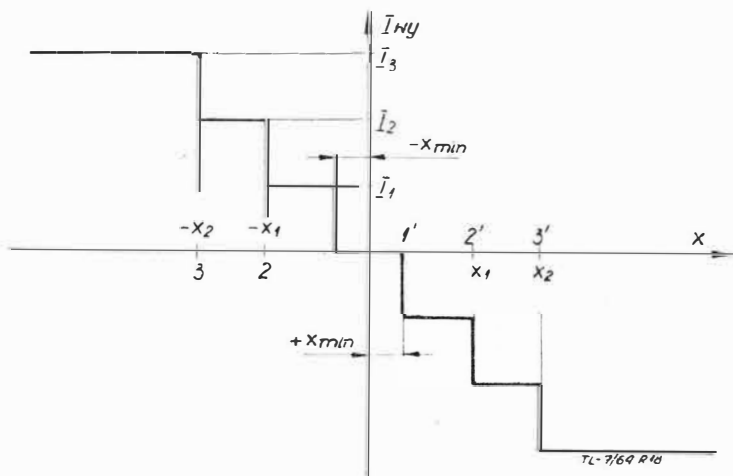
Rys. 15. Przełącznik stykowy żyrotachometru. b₁, b₂ — wycinki, r — ramię stykowe



Rys. 16. Przełącznik wahadłowy dwupozycyjny. a — wycinek izolacyjny, b — wycinek przewodzący, r — ramię stykowe



Rys. 17. Przełącznik stykowy wielostopniowy wahadłowy. $b_1, b_2, b_3, b_4, b_5, b_6$ — styki, r — ramię stykowe

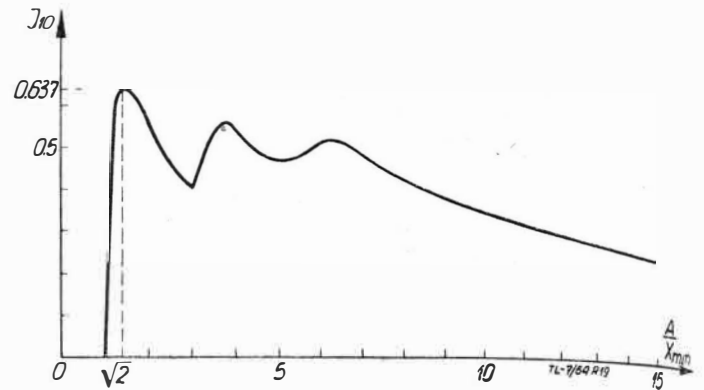


Rys. 18. Charakterystyka statyczna przełącznika wielostopniowego

łączników rtęciowych może on pracować jedynie w obwodach prądu zmiennego. Włączenie go w obwód prądu stałego powoduje rozkład elektrolityczny cieczy przewodzącej i zniszczenie przełącznika.

Na rysunkach 14, 15 i 16 przedstawiono przyrządy żyroskopowe z przełącznikami kolektorowymi. Ich działanie jest identyczne jak działanie poprzednio opisanych przełączników cieczowych, jedynie zamiast styku ciecz-ciało stałe (elektroda) występują tu styki dwu ciał stałych: ramienia stykowego (szczotki) i wycinków kolektorowych.

Na rysunku 17 pokazano wielostopniowy przełącznik stykowy. Jego charakterystykę statyczną przedstawia rysunek 18. Jeżeli oś wyjściowa żyroskopu obróci się o kąt x_{min} , nastąpi zwarcie pierwszego styku i w obwodzie wykonawczym popłynie prąd o wartości I_1 . Jego wartość nie ulegnie zmianie tak długo, dopóki dalszy obrót osi wyjściowej żyroskopu nie spowoduje zwarcia drugiego styku. Wówczas prąd w obwodzie wykonawczym osiągnie war-



Rys. 19. Funkcja opisująca przetwornika 3-stopniowego dla $m = 3, n = 5$

tość I_2 . Po kolejnym zwarceniu trzeciego styku prąd osiągnie swą wartość maksymalną I_3 ; zmniejszenie kąta obrotu osi wyjściowej żyroskopu spowoduje kolejne skokowe maleńie natężenia prądu w obwodzie wykonawczym. Obrót osi żyroskopu w przeciwnym kierunku spowoduje analogiczne zjawisko, tylko prąd w obwodzie wykonawczym zmieni kierunek lub fazę. Omawiana charakterystyka statyczna może być opisana następująco:

$$I_{w.v} = \begin{cases} I_3 & \text{dla } x < -x_2 \\ I_2 & \text{dla } x \in < -x_2, -x_1 > \\ I_1 & \text{dla } x \in < -x_1, -x_{min} > \\ 0 & \text{dla } x \in < -x_{min}, +x_{min} > \\ -I_1 & \text{dla } x \in < +x_{min}, x_1 > \\ -I_2 & \text{dla } x \in < x_1, x_2 > \\ -I_3 & \text{dla } x > x_2 \end{cases} \quad [18]$$

Jeżeli założyć, że przy włączeniu każdego styku następują jednakowe skoki prądu o amplitudzie B , to:

$$I_1 = B, I_2 = 2B, I_3 = 3B \quad [19]$$

Tak określonej charakterystyce statycznej odpowiada funkcja opisująca, znaleziona przez autora, a dana wzorem:

$$y_{10} = \begin{cases} \frac{4}{\pi} \frac{\sqrt{k^2 - 1}}{k^2} & \text{dla } k \in < 1, m > \\ \frac{4}{\pi} \frac{\sqrt{k^2 - 1} + \sqrt{k^2 - m^2}}{k^2} & \text{dla } k \in < m, n > \\ \frac{4}{\pi} \frac{\sqrt{k^2 - 1} + \sqrt{k^2 - m^2} + \sqrt{k^2 - n^2}}{k^2} & \text{dla } k > n \end{cases} \quad [20]$$

$$J_1 = - \frac{B}{x_{min}} J_{10}, \quad [21]$$

gdzie:

J_1 — funkcja opisująca,

$$k = \frac{A}{x_{min}}, m = \frac{x_1}{x_{min}}, n = \frac{x_2}{x_{min}}$$

A — amplituda wejściowego sygnału sinusoidalnego.

Wykres $J_{10} = f(k)$ podano na rysunku 19.

Przetworniki o charakterystyce przekąźnikowej są stosowane w przyrządach żyroskopowych jako łączniki obwodów korekcyjnych, żyrobosol, sztucznych horyzontów, żyrokomometrów i przyrządów pochodnych. Zadaniem ich jest sterowanie członami wykonawczymi: solenoidami, silnikami korekcyjnymi, silnikami wykonawczymi serwomechanizmów itp.

Zaletami ich jest prostota budowy; wadą — obecność styków. Zarówno styki suche, jak i styki ciecz-ciało stałe, nie są zbyt pewne w eksploatacji oraz wymagają trudnych i precyzyjnych zabiegów technologicznych przy montażu.

Dlatego więc, aby usunąć podane wady, opracowano konstrukcje przetworników bezstykowych o analogicznym działaniu. Zostaną one omówione w ostatniej części niniejszego artykułu.
cd. w następnym zeszycie

Mgr inż. ANDRZEJ DWORAK,
inż. ZBIGNIEW MOROZ,
mgr inż. RYSZARD ZIELIŃSKI
Instytut Elektrotechniki

621.915

Frezarka FYA-31^o ze sterowaniem liczbowym ciągłym

Wstęp

Szybki rozwój automatyzacji procesów obróbki skrawaniem spowodował konieczność wyeliminowania ręcznego sterowania obrabiarką, która jest podstawowym elementem tych procesów. Przemysł lotniczy zlecił Instytutowi Elektrotechniki wykonanie układu sterowania liczbowego ciągłego dla frezarki pionowej. Decydując się na zamówienie takiej maszyny, przemysł kierował się ekonomizacją jej zastosowania oraz potrzebami związanymi z produkcją.

Dotychczasowe doświadczenia przemysłów krajów o wysokim poziomie technicznym potwierdzają konieczność stosowania układów sterowania programowego. Podstawową cechą charakterystyczną jest możliwość szybkiej zmiany programu w przypadku zmian konstrukcyjnych wyrobu, przy czym zmiany te ograniczają się do nagrania innej taśmy. W porównaniu z koniecznością zmiany wzornika w przypadku np. obróbki kopiowej koszt i czas nagrania taśmy jest niewspółmiernie niski.

Niezależnie od tego, przy całkowitej automatyzacji cyklu obróbki, można stosować jej maksymalne parametry, a więc uzyskiwać minimalne czasy maszynowe, dużą dokładność i całkowitą powtarzalność wyrobu.

Kryteria wytypowania obrabiarki do sterowania programowego

Z punktu widzenia charakterystyki układów sterowania liczbowego bezsporne jest, że najwłaściwszą obrabiarką do eksploatacji jest obrabiarka uniwersalna. Z tego typu maszyn frezarka pionowa posiada największą możliwość wykonywania skomplikowanych geometrycznych kształtów. Dobór typowości maszyny uzależniony jest od jej konstrukcji, kinematyki napędu oraz od przeciętnego gabarytu wyrobów wykonywanych na tej maszynie.

Na podstawie analizy wyżej wymienionych czynników do adaptacji wytypowano frezarkę pionową konsolową FYA-31, produkcji Zakładów 1 Maja w Pruszkowie.

Zasadniczymi cechami odpowiadającymi przeznaczeniu tej maszyny są:

- duża sztywność konstrukcji. Jest to warunek nieodzowny, biorąc pod uwagę fakt, że przy wysokich parametrach obróbki mogą występować drgania i ugięcia powodujące utratę dokładności;
- konstrukcja jest tego typu, że można dobudować szereg elementów oraz wykonać niezależny napęd we wszystkich trzech osiach w sposób stosunkowo prosty i niezbyt kosztowny;
- możliwość podniesienia dokładności przy zachowaniu tego samego typu prowadnic stołu, sań i głowicy;
- odpowiednie do wielkości wyrobów wymiary powierzchni roboczej stołu oraz wielkości przesuwów.

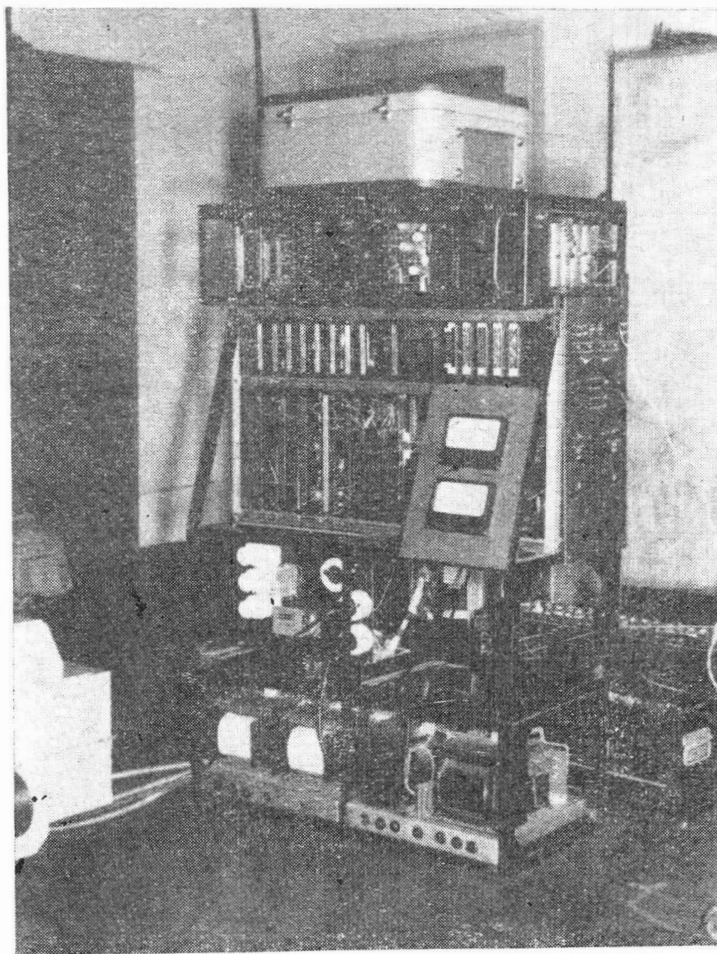
Zasady pracy układu oraz warunki techniczne

Sterowanie frezarki odbywa się w sposób automatyczny z programu zapisanego na taśmie magnetofonowej. Obsługa tej maszyny ogranicza się do zamocowania przedmiotu, narzędzia oraz do naciśnięcia odpowiedniego przycisku, uruchamiającego cykl pracy. Oprócz tego istnieje możliwość sterowania ręcznego z przycisków znajdujących się na pulpicie, zamocowanym bezpośrednio przy obrabiarce.

Układ sterowania wraz z układem napędu taśmy magnetycznej wbudowany jest w szafkę sterującą (rys. 1). Na pulpicie znajdują się przyciski uruchamiające, stop awaryjny oraz sygnalizacja świetlna.

Zasada sterowania polega na wykonywaniu przez maszynę informacji dotyczących ruchów jej poszczególnych elementów. Układ pracuje w pętli zamkniętej, a więc wszystkie przesunięcia są mierzone przez specjalne układy pomiarowe. Sterowanie ciągłe maszyny obejmuje jedną — dowolną płaszczyznę, natomiast w drugiej płaszczyźnie sterowanie jest ustawcze. W przypadku na przykład obróbki płaskiej krzywki sterowanie ciągłe obejmuje osie „X” i „Y”, a więc stół i sanie, natomiast wrzeciennik (oś „Z”) sterowany jest ustawczo.

Założone dokładności sterowania są wynikiem błędów układu pomiarowego oraz samej obrabiarki. Dokładność sterowania kształtu wynosi $\pm 0,07$ mm. Jest ona mierzona na normalnej do profilu. Dokładność ruchów ustawczych wrzeciennika $\pm 0,05$ mm.



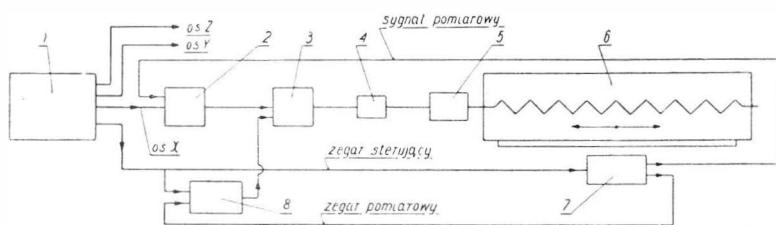
Rys. 1. Szafka sterownicza układu sterowania (wykonanie laboratoryjne)

Cykl pracy maszyny rozpoczyna się i kończy ze stałego punktu odniesienia zwanego „stałym zerem”. Punktem temu odpowiada takie skrajne odsunięcie stołu, w którym os wrzeczona przechodzi przez lewy dolny róg stołu, a wrzeciennik znajduje się w położeniu najwyższym. Ustawienie to zrealizowano za pomocą zderzaków, działających na trzy dokładne mikroprzełączniki o maks. rozrzucie przełączania wynoszącym 5μ .

Punkt ten jest więc bazą, w stosunku do której mocuje się przedmiot, a tolerancja jego położenia wpływa na dokładność położenia konturu obrabianego. Ponieważ założone szybkości maksymalne posuwów wynoszą w osiach „X” i „Y” 500 mm/min, a w osi „Z” — 200 mm/min, samoczynne ustawienie w punkcie zerowym wymaga zwolnienia ruchu przed dojściem do zderzaków. Do tego celu służą dodatkowe przełączniki zderzakowe; umieszczone w odległości około 10 mm od „stałego zera”, dające sygnał do układu sterującego powodujący zmniejszenie prędkości posuwów.

Schemat układu sterującego

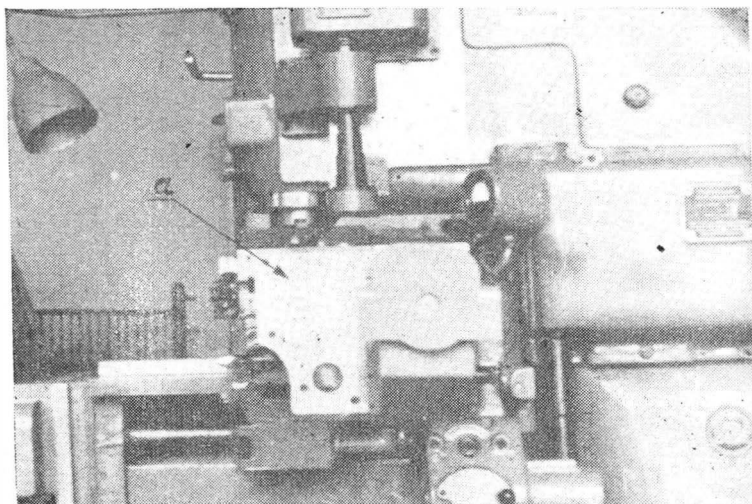
Na rys. 2 przedstawiony jest w postaci blokowej schemat układu sterowania liczbowego ciągłego frezarki FYA-31^a dla jednej osi. Schematy dla pozostałych osi są identyczne. W schemacie tym nie podano szczegółowo elementów układu pomiarowego. Istotne jest tylko to, że układ napędu bębna pomiarowego pracuje w zamkniętym układzie regulacji.



Rys. 2. Schemat układu sterowania fazowego frezarką FYA-31^a
1 — układ wejściowy, 2 — komparator pomiarowy, 3 — układ korekcyjny, 4 — elektrozawór hydrauliczny, 5 — silnik hydrauliczny, 6 — stół obrabiarki, 7 — układ pomiarowy, 8 — układ kompensacyjny

W celu zapewnienia sterowania frezarki w trzech osiach współrzędnych na taśmie magnetycznej zapisane są cztery ścieżki. Trzy z nich dotyczą osi „X”, „Y” i „Z”, a czwarta jest ścieżką odniesienia, tzw. zegarem. Na wszystkich czterech ścieżkach zapisuje się przebieg prostokątny, przy czym wielkością określającą przesunięcie stołu jest różnica faz pomiędzy częstotliwością przebiegu w danej osi, a częstotliwością zegara.

W układzie wejściowym następuje odczytanie i uformowanie sygnałów nagranych na taśmie, przy czym przebieg ze ścieżki sterującej skierowany jest do komparatora pomiarowego, a ze ścieżki zegarowej do układu kompensacji.



Rys. 3. Obrabiarka FYA-31^a. Na zdjęciu widoczna obudowa silnika hydraulicznego z elektrozaworem (a)

Układ pomiarowy, mierzący aktualne chwilowe położenie stołu, dostarcza również dwa sygnały. W układzie tym wykorzystano efekt Moiré. Składa się on z wirującego bębna z naciętą linią śrubową oraz dwóch siatek, z których jedna, długa, zwiazana jest z elementem ruchomym obrabiarki, a druga, krótka — z podstawą bębna.

Przebieg otrzymany z listwy ruchomej jest przebiegiem pomiarowym, a z listwy nieruchomej — przebiegiem zegara pomiarowego.

W komparatorze pomiarowym następuje pomiar przesunięcia fazy pomiędzy sygnałem sterującym (z taśmy) i sygnałem pomiarowym. Przesunięcie to, zmieniające się w niewielkich granicach, jest sygnałem błędów położenia stołu.

Warunkiem prawidłowości pracy układu jest synchronizm przebiegów otrzymanych z taśmy sterującej (ścieżka zegara) i z układu pomiarowego (zegar pomiarowy), to znaczy, aby różnica faz pomiędzy nimi była równa zero. Ewentualne chwilowe różnice faz są wprowadzane przez układ kompensacyjny do układu korekcyjnego, na który również podawane są sygnały z komparatora pomiarowego.

Na wyjściu układu korekcyjnego otrzymujemy sygnał sterujący, proporcjonalny do różnicy pomiędzy zadany na taśmie przesunięciem a aktualnym położeniem stołu. Sygnał ten po wzmocnieniu steruje poprzez elektrozawór silnik hydrauliczny (rys. 3), który powoduje przesunięcie stołu w kierunku zmniejszenia uchybu położenia do minimum.

Adaptacja frezarki

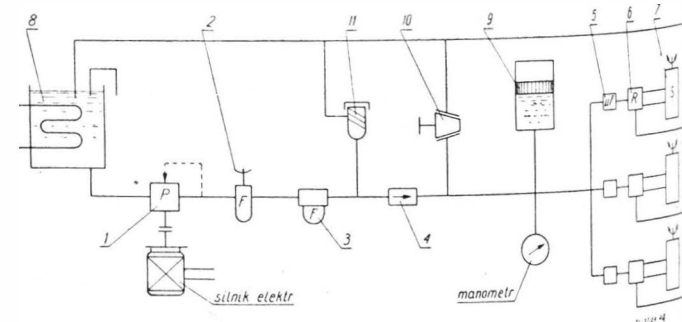
Zaopatrzenie frezarki FYA-31 w układ sterowania programowego pociągnęło za sobą konieczność wprowadzenia szeregu istotnych zmian w jej kinematyce i konstrukcji. Zmiany te dotyczą przede wszystkim napędu posuwów stołu roboczego oraz głowicy, który rozwiązany został jako niezależny dla każdej osi.

Elementami napędowymi są nurnikowe silniki hydrauliczne STO-10 produkcji krajowej. Posiadają one następujące dane charakterystyczne: obroty nominalne 2000 obr/min, pobór oleju 10 cm³/obr, moment obrotowy na wałku 1,3 kGm przy spadku ciśnienia $p = 100$ atm.

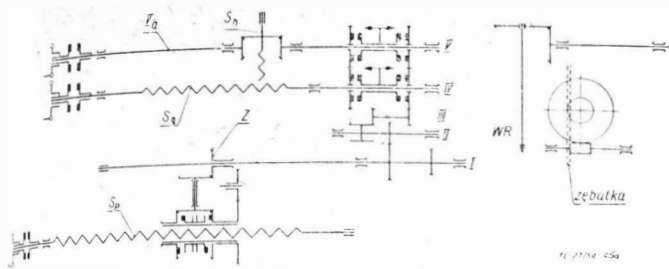
Dopływ oleju do silników sterowany jest przez rozdzielacze elektrohydrauliczne z zasilacza. Zastosowany rozdzielacz jest czterodrogowym dwustopniowym zaworkiem elektrohydraulicznym produkcji angielskiej. Układ zasilania hydraulicznego został zaprojektowany i przebadany przez Instytut Lotnictwa. Na rys. 4 pokazany jest schemat tego układu. Olej zasysany jest ze zbiornika przez pompę o zmiennym wydatku (1) napędzaną silnikiem asynchronicznym i tłoczony poza filtry (2 i 3) oraz zawór jednokierunkowy (4) i mikrofiltry (5) do rozdzielaczy (6) i do silników hydraulicznych (7). Z silników ciecz instalacja zlewowa wraca do zbiornika (8). Hydroakumulator (9) ma na celu wytlumienie pulsacji ciśnienia. Zawór odcinający (10) służy do rozładowania instalacji w przypadku awarii. Zawór przelewowy (11) jest zaworem bezpieczeństwa działającym w przypadku szkodliwego dla instalacji wzrostu ciśnienia.

Podzespoły mechaniczne napędu stołu w osiach „X” i „Y” oraz głowicy w osi „Z” ze względu na założony mały błąd wyrobu i wyeliminowanie luzów, występujących przy zmianach kierunku ruchu, rozwiązane zostały jako bezluzowe.

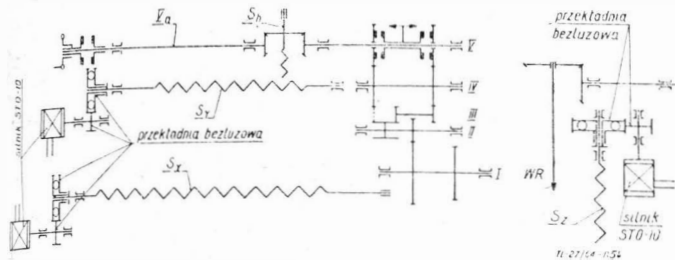
Dla zobrazowania zmian w kinematyce napędu ruchów posuwowych stołu i głowicy na rysunku 5a przedstawiono schemat kinematyczny frezarki FYA-31, a na rys. 5b jej schemat po adaptacji.



Rys. 4. Schemat napędu hydraulicznego



Rys. 5a. Schemat kinematyczny frezarki FYA-31^a przed adaptacją



Rys. 5b. Schemat kinematyczny frezarki FYA-31^a po adaptacji

Z porównania obydwu schematów widać, że końcowy fragment łańcucha kinematycznego napędu wzdłużnego został zdemonstrowany, poczynając od koła oznaczonego literą „Z”. W napędzie poprzecznym zdemonstrowano śrubę pociągową S_4 oraz dwustronne sprzężenie kłowe na wałku IV. Mechanizm napędu ręcznego głowicy wraz z zębataką został zdemonstrowany całkowicie.

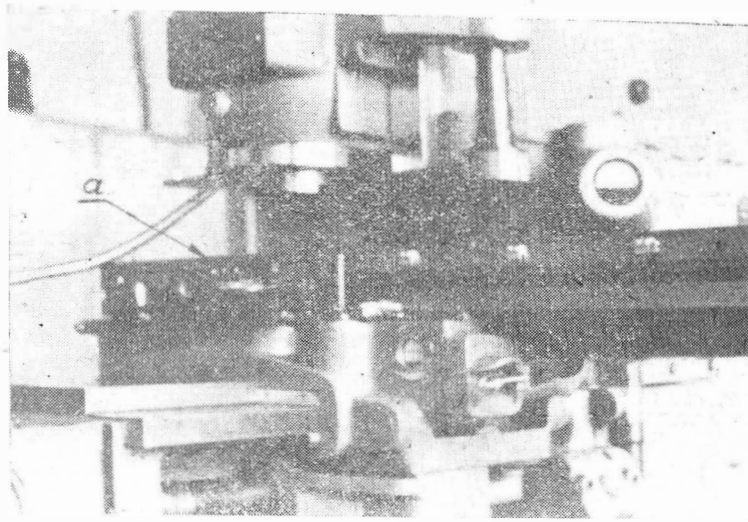
W adaptowanej frezarce w każdej z osi „X”, „Y”, „Z” zainstalowano silniki hydrauliczne. Ruch obrotowy silników przenosi się przez reduktory na śruby pociągowe. Przekładnie reduktorów o przełożeniu $i = 1/5$ i zębatach prostych wykonano ze sprzężystym kasowaniem luzu. Elementem kasującym luz są 4 sprzężyny śrubowe wbudowane odpowiednio w dzielone koło zębata osadzone na śrubie pociągowej. Napięcie sprzężyny może być regulowane w trakcie uruchamiania obrabiarki bez demontażu przekładni.

Ruch posuwowy stół i głowica otrzymują od śrub pociągowych (o skoku $s = 5$ mm) z bezluzowymi nakrętkami kulowymi.

Powyższe zespoły napędowe wbudowano w maszynę, wykorzystując częściowo miejsce po zdemonstrowanych elementach, istniejących w oryginalnej frezarce. Napęd obrotowy wrzeciona, pompy olejowej do rozrządu kół zębatach i smarowania pozostawiono bez zmian.

Przesuwanie ręczne stołu w osiach „X” i „Y” oraz głowicy w osi „Z” nie zostało przewidziane jako czynność obsługowa i może odbywać się za pomocą pokręteła zakładanego każdorazowo na wałek silnika hydraulicznego.

Układy pomiarowe mierzące rzeczywiste przesunięcia we wszystkich trzech osiach zostały zabezpieczone przed uszko-



Rys. 6. Zamocowanie układu pomiarowego (a)

dzeniem oraz zanieczyszczeniem wiórami i chłodziwem szczelną obudową. Zamocowano je na frezarce tak (rys. 6), aby odkształcenia sprzężyste elementów nie miały wpływu na dokładność pomiarów.

Ze względu na konieczność bazowania detali do obróbki od początkowego punktu układu współrzędnych, frezarkę wyposażono w dwa przyrządy. Pierwszy w postaci płyty, mocowany na stole obrabiarki z dokładnie rozstawionymi otworami bazowymi, umożliwia łatwe i szybkie ustawienie półfabrykatu w płaszczyźnie X—Y względem stałego zegara. Drugi przyrząd, czujnikowy, pozwala na dokładne ustawienie (przez podnoszenie stołu w kierunku pionowym „Z”) powierzchni roboczej stołu względem punktu zerowego położenia głowicy. Przyrządy te zostały zaprojektowane przez Katedrę Technologii Mech. Ogólnej i Lotniczej Politechniki Warszawskiej.

Wykonanie w metalu adaptacji frezarki przeprowadził Zakład WSK Świdnik. Praca ta została podzielona na dwa etapy. Pierwszy dotyczył zapewnienia żądanych dokładności prowadnic obrabiarki oraz wrzeciona. W myśl wytycznych, frezarka przeznaczona do adaptacji po przepracowaniu kilkuset godzin w produkcji została sprawdzona pod względem dokładności. Odchyłki dopuszczalne oraz sposób wykonania pomiarów z niewielkimi różnicami przyjęto na podstawie Polskich Norm dla tego typu frezarek. Po uzyskaniu odpowiednich odchyłek wykonano dodatkowo szereg pomiarów związanych z koszeniem sań na prowadnicach przy zmianie kierunku posuwu.

Drugi etap prac obejmował wykonanie mechanizmów napędowych oraz montażu ich na obrabiarce. Po zmontowaniu całości, pomierzono całkowity luz i błąd spowodowany niedokładnością wykonania poszczególnych elementów i odkształceniami sprzężystymi. Błąd ten wynosił 0,02 mm dla osi „X” i „Z” oraz 0,05 mm dla osi „Y”.

Najlepszą gwarancją punktualnego otrzymywania

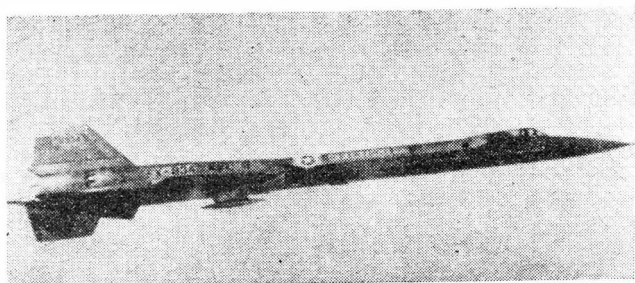
c z a s o p i s m a

jest jego prenumerata

WOJSKOWY SAMOŁOT O PRĘDKOŚCI $Ma > 3$

W Stanach Zjednoczonych ujawniono na początku 1964 roku istnienie wojskowego samolotu A-11 (oznaczenie firmowe) o prędkości przekraczającej $Ma = 3$. Samolot ten był projektowany przede wszystkim jako samolot rozpoznawczy o dużym zasięgu i wysokości lotu ponad 30 000 m; przypuszcza się, że może on również przeprowadzać dokładne uderzenia atomowe, jakkolwiek amerykańskie ministerstwo obrony oficjalnie zaprzecza takiemu przeznaczeniu samolotu.

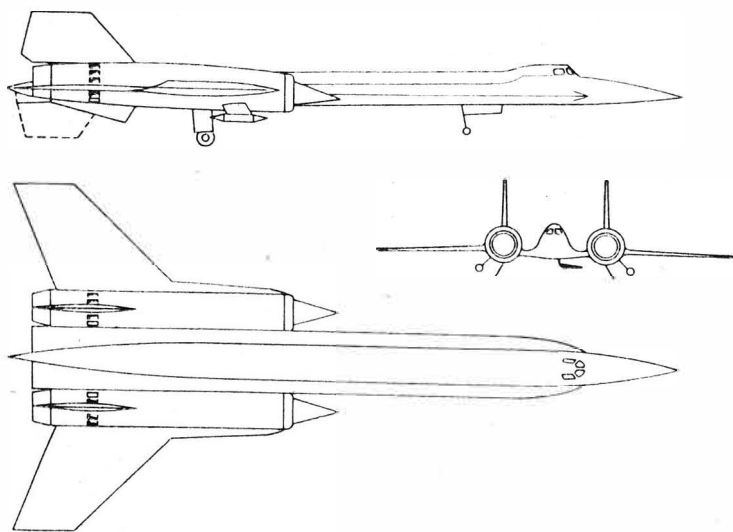
A-11 był budowany w ścisłej tajemnicy od roku 1959 przez wytwórnię Lockheed, która wygrała konkurs na samolot mający być następcą samolotu U-2. Pierwsze próby w locie przeprowadzono już w końcu 1961 roku w tajnej bazie na pustyni Nevada. W ciągu ubiegłych dwóch lat najmniej osiem samolotów A-11 startowało z tej bazy.



Układ samolotu, podobnie jak samolotu U-2, został dostosowany do maksymalnych warunków lotu. Jego prędkość maksymalna odpowiada $Ma = 3,5$, przy czym osiąga ją na wysokości trochę powyżej 21 500 m, a prędkość $Ma = 2$ utrzymuje do wysokości 30 500 m. Zasięg samolotu A-11 znacznie przekracza zasięg samolotu U-2 — 6500 km. Osiągi te uzyskano w pewnym stopniu kosztem wytrzymałości konstrukcji i właściwości samolotu w zakresie mniejszych prędkości lotu. W stosunku do swego zasięgu jest to stosunkowo lekki samolot i ma wyjątkowo duży stosunek ciągu do ciężaru.

W konstrukcji wykorzystano doświadczenia zdobyte dzięki samolotom X-15 i F-104 oraz hipersonicznemu pociskowi X-17 (z silnikiem strumieniowym). A-11 jest zbudowany głównie ze stopów tytanu, łącznie z dźwigarami skrzydła, pokryciem i elementami łączącymi, jak okucia, sworznie i nakrętki. Stosowane stopy tytanu mają dodatki aluminium wanadu, cyny i molibdenu. Również silniki są w znacznej mierze wykonane ze stopów tytanu. Poza tym w konstrukcjach przekładkowych samolotu użyto stalowych wypełniaczy.

Wzdłuż długiego kadłuba biegną półki, stanowiące osłony przewodów sterowania silników i samolotu; oprócz tego półki te wytwarzają siłę nośną. Kabina jest dwuosobowa



i ma stosunkowo małe okienka ze szkła odpornego na wysokie temperatury. Z tyłu kadłuba jest umieszczony zasobnik ze spadochronem hamującym. Większą część kadłuba zajmują zbiorniki paliwa. Podwozie jest typu trójkołowego, przy czym koła główne są chowane w części przykadłubowej skrzydła, a koła przednie — w kadłubie.

Bardzo cienkie skrzydło ma podwójny skos i jest osadzone w tylnej części kadłuba, w miejscu gdzie są zabudowane silniki. Typ skrzydła oraz kąt ustawienia dyfuzorów silnikowych wskazują, że samolot dokonuje przelotów na dużych kątach natarcia. Na gondolach silnikowych są zamocowane dwa stateczniki kierunku.

Samolot A-11 jest napędzany dwoma jednowalowymi silnikami turbinowymi Pratt and Whitney J58 (oznaczenie cywilne JT11D-20B), z dopalaczami, zbieżno-rozbieżnymi dyszami wylotowymi i odwracaczami ciągu. Każdy z silników rozwija z dopalaniem ciąg 15 500 kG (w warunkach stoiskowych). Zastosowano prawdopodobnie krótkie dopalacze, które są przeznaczone głównie do pracy w czasie startu. Wloty o średnicy 1,85 m mają stałe stożkowe dyfuzory, co wynika z dostosowania samolotu przede wszystkim do maksymalnych prędkości i wysokości lotu. Do zasilania silników stosuje się specjalne paliwo.

Samolot jest wyposażony w fotograficzne i elektroniczne urządzenia do celów rozpoznawczych. Niektóre z tych urządzeń są umieszczone w zasobnikach pod gondolami silników; pod kadłubem znajdują się anteny. Do nawigacji służy układ astro-bezwładnościowy.

Poglądy na temat możliwości zastosowania samolotu A-11 jako przechwytywacza o dużym zasięgu i bombowca strategicznego są podzielone. Wydaje się, że będą budowane wersje tego rodzaju, jakkolwiek samolot ten był rozwijany niezależnie od projektów budowy nowoczesnego przechwytywacza i samolotu do dokładnych urządzeń. Jest natomiast rzeczą pewną, że A-11 będzie używany jako samolot doświadczalny oraz do badania nowoczesnych broni, jak np. pocisk „Phoenix” (do samolotu F-111), urządzeń kierowania ogniem i układów nawigacyjnych do pocisków i statków kosmicznych.

W. K.

NOWE ROZWIĄZANIE ZAGADNIENIA SKRÓCENIA STARTU

W czasie ubiegłego dziesięciolecia nastąpił w Stanach Zjednoczonych bardzo silny rozwój komunikacji lotniczej o bliskim zasięgu. Z rozwojem tym nie idzie jednak w parze wzrost opłacalności przewozów, w związku z czym szоста część krótkich tras jest obecnie zagrożona zamknięciem. Jako przyczynę tego stanu rzeczy uważa się — obok dużych inwestycji na rozbudowę sieci lotnisk — większe koszty eksploatacji nowych, szybszych samolotów, które częściowo zastąpiły już samoloty DC-3. Zakupienie kosztowniejszych samolotów odrzutowych mogłoby jeszcze bardziej pogorszyć sytuację.

Ostatnio powstaje wiele projektów samolotów pasażerskich na krótkie trasy, które mają przyczynić się do zwiększenia rentowności linii lotniczych. Większość projektantów podkreśla przy tym konieczność zapewnienia tym samolotom właściwości skróconego lub pionowego startu. Jednak okazuje się, że w przypadku zaprojektowanych samolotów bezpośrednie koszty eksploatacji wzrastają ze zmniejszaniem długości startu. W związku z tym towarzystwa lotnicze rezygnują z samolotu V/STOL, domagając się samolotu taniego w eksploatacji. Zjednoczenie amerykańskich linii lotniczych o bliskim zasięgu (ALTA) opracowało następujące wymagania odnośnie takiego samolotu:

- 1) liczba pasażerów: 18 + 2 osoby załogi,
- 2) bezpośrednie koszty eksploatacji: 25 centów/km (przy średniej długości tras 130 km, 6 godzinach eksploatacji na dzień, średnich kosztach obsługi 3 dol./h i kosztach paliwa 3,75 centów/l),
- 3) zasięg z pełnym ładunkiem i z pozostawieniem rezerwy paliwa: 800 km,
- 4) długość pasów startowych wg CAR: 1060 m (na poziomie morza i przy podwyższonej temperaturze otoczenia),

5) prędkość lądowania w warunkach normalnych: najwyższej 96 km/h.

6) prędkość przelotowa: najmniej 480 km/h.

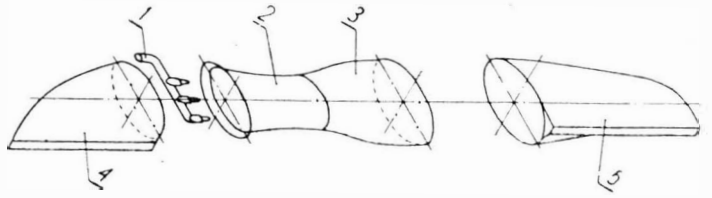
Z wymagań tych najtrudniej jest spełnić wymaganie drugie. Należałoby w tym celu zbudować samolot o wysokich walorach aerodynamicznych, o dużym obciążeniu powierzchni nośnej i o krótkim starcie. Wynika stąd konieczność skutecznych urządzeń do zwiększania siły nośnej.

Według takich zasad buduje obecnie samolot — przy poparcu państwa — firma Ryan Company. Do zwiększenia siły nośnej samolotu służy układ klap w połączeniu ze sterowaniem warstwy przyściennej. Sterowanie warstwy przyściennej jest rozwiązane w zupełnie nowy sposób: jest ona odsysana z krawędzi spływu środkowej części każdej połówki skrzydła i następnie wydmuchiwana na krawędzi spływu zewnętrznej i wewnętrznej części połówki skrzydła. Klapy w strefie odsysania i w strefie nadmuchu są dostosowane do różnych warunków opływu. Ich optymalny kształt został sprawdzony za pomocą badań tunelowych. Klapy zewnętrzne służą równocześnie jako lotki. Próby nowego systemu zwiększania siły nośnej zamierza się przeprowadzić na samolocie De Havilland „Caribou”.

W każdej połówce skrzydła są umieszczone dwa zespoły odsysająco-nadmuchujące. Ich zasadniczym elementem jest iniektor (patrz rysunek) składający się z komory mieszania (2) o owalnym przekroju i trzech palników (1) z dyszami. W palnikach spala się mieszanka paliwowo-powietrzna, która następnie uchodzi z prędkością naddźwiękową dyszami. Dzięki temu w najmniejszym przekroju komory mieszania powstaje znaczne podciśnienie, które powoduje odsysanie przez szczelinę (4) warstwy przyściennej wzdłuż rozpiętości środkowych klap połówki skrzydła. W dyfuzorze (3) następuje zamiana prędkości zasysanego powietrza w ciśnienie, które następnie przyspiesza mieszaninę powietrze-gazy spalinowe w szczelinach nadmuchu (5) do dużych prędkości. Dzięki dużym prędkościom w szczelinach odsysających i nadmuchiujących uzyskuje się duży przyrost współczynnika wyporu. Na załączonym wykresie pokazano przebieg zmian współczynnika wyporu C_z w zależności od mocy pochłanianej na jednostkę powierzchni skrzydła dla

dwóch metod sterowania warstwy przyściennej — dla metody odsysania-nadmuchu (krzywa A) i dla metody odsysania (krzywa B).

Przez zastosowanie zbiorników (akumulatorów ciśnienia) dla sprężonego powietrza i paliwa silniki napędowe nie muszą w czasie startu i lądowania napędzać sprężarek

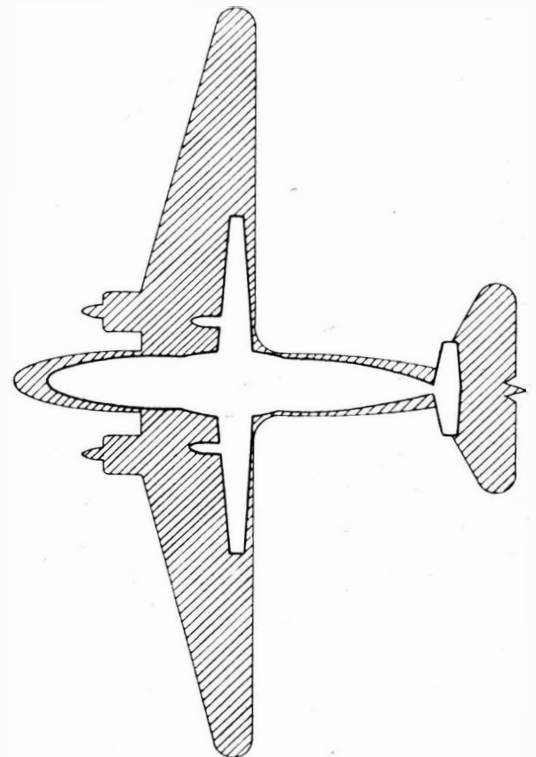
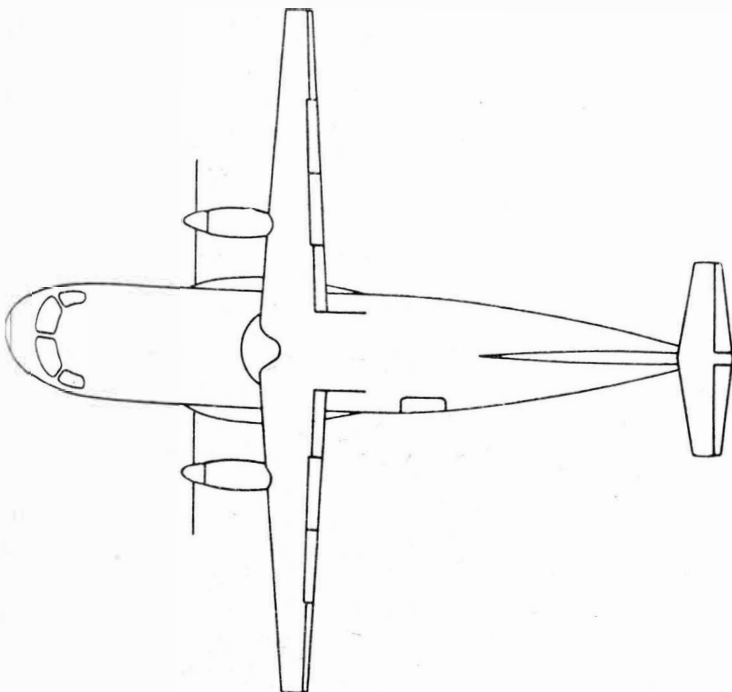
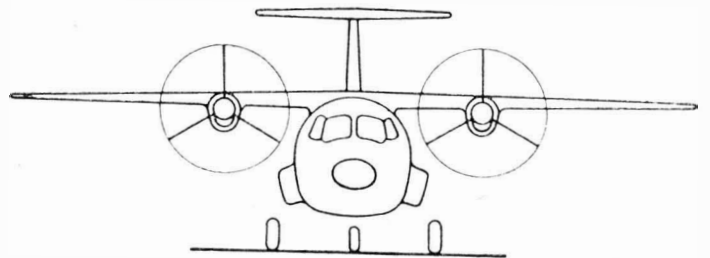
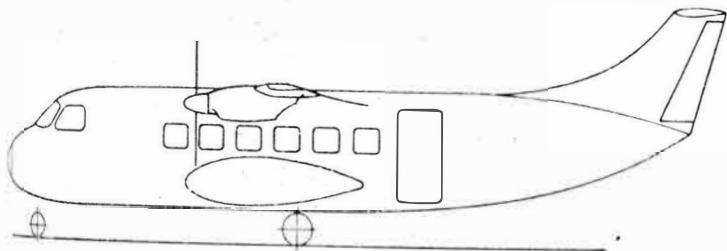


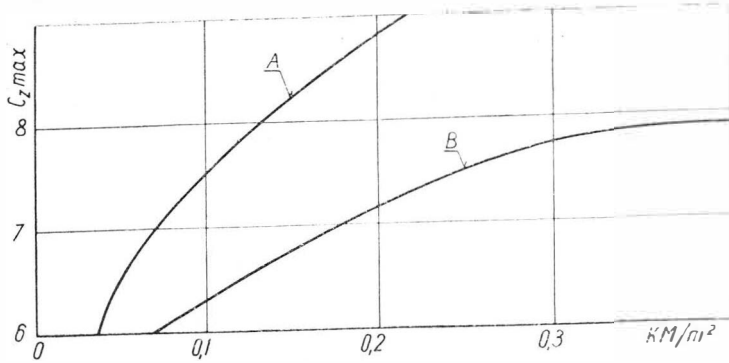
i pomp paliwowych układu sterowania warstwy przyściennej. Zbiorniki te są napełniane w czasie pracy silników przed startem lub w locie. Pozwala to na krótkie lądowanie, nawet w przypadku uszkodzenia wszystkich silników.

Opisane urządzenie umożliwia krótki start samolotu mimo dużych obciążeń powierzchni nośnej. Poza tym pozwala ono na bardziej ekonomiczne przeloty. Samolot W-18 może startować z lotnisk o długości 300 m. W czasie startu nadmuchiwanie dostarcza dodatkowego ciągu. W konfiguracji do lądowania duże wychylenie klap zmniejszają współczynnik szybowania C_z^3/C_x^2 , co pozwala na strome podchodzenie.

Zmniejszenie C_z^3/C_x^2 następuje wskutek dużego odchylenia strumienia zaśmigłowego i zwiększonego oporu indukowanego w wyniku nierównomiernego rozkładu cyrkulacji wzdłuż rozpiętości skrzydła. Porównanie samolotu W-18 z samolotem DC-3 wskazuje na znacznie mniejsze wymiary skrzydła i usterzenia tego pierwszego.

Samolot W-18 jest napędzany dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi AiResearch PTE 331 o mocy na wale 600 KM.





Reasumując, można stwierdzić, że projekt W-18 spełnia w zasadniczych punktach wymagania ALTA i wskazuje nowe drogi do rentownej komunikacji lotniczej na krótkich trasach.

W. K.

JESZCZE KILKA SZCZEGÓŁÓW NA TEMAT SILNIKÓW ALLISON T 63

W jednym z poprzednich zeszytów „Techniki Lotniczej” podano krótki opis silnika Allison T63-A5 o mocy 250 KM, zastosowanego do napędu lekkich śmigłowców obserwacyjnych.

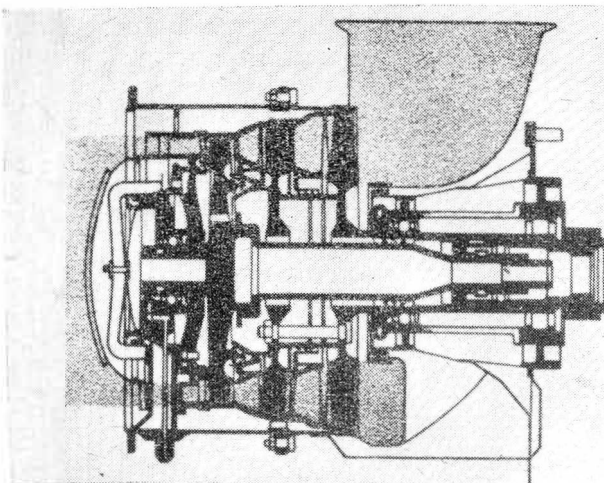
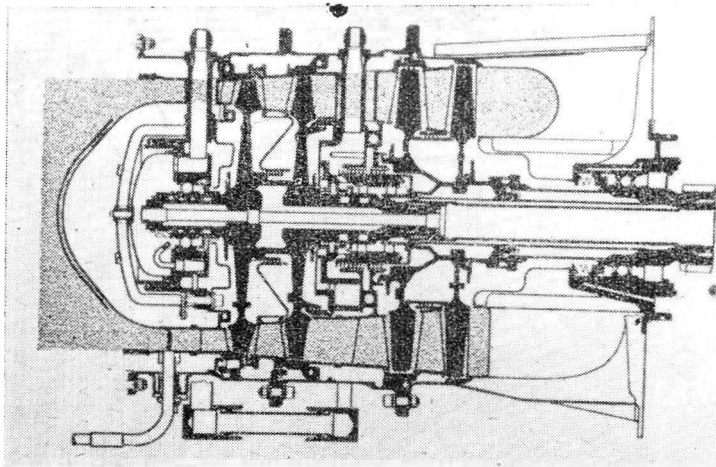
Silnik ten przechodził dość trudne koleje rozwoju, zanim uznany został za nadający się do produkcji. Jego pierwsza wersja wykazała szereg wad, przy czym szczególne trudności sprawiał zespół turbin. W pierwotnej wersji (z lewej strony rysunku) dwustopniowa turbina napędowa była zamocowana wysięgnikowo na rurowym wale, który z przodu był osadzony w łożysku wałkowym, a z tyłu — tj. przy wirniku turbiny — w łożysku kulkowym; wewnątrz wału turbiny napędowej znajdowało się łożysko wałkowe, w którym podparty był wał jednostopniowej turbiny sprężarki (drugie łożysko turbiny sprężarki znajdowało się za wirnikiem turbiny). Badania stoiskowe wykazały wkrótce, że spawana konstrukcja nośna dwóch łożysk turbiny napę-

dowej jest niedostatecznie sztywna i nie tylko odkształca się pod obciążeniem, lecz również pod wpływem różni temperatur. W roku 1959 opracowano zupełnie nowy układ dla krytycznej części silnika (prawa strona rysunku). Turbina napędowa została przekonstruowana — za wirnikiem umieszczono łożysko wałkowe, przed wirnikiem łożysko wałkowe i oporowe łożysko kulkowe. Turbina sprężarki ma obecnie dwa stopnie, jest osadzona w dwóch łożyskach — wałkowym i kulkowym — umieszczonych przed wirnikiem i jest połączona za pomocą zębatego sprzęgła z rurowym wałem napędowym; wał ten jest ułożyskowany oddzielnie. W zespole turbin zastosowano większą niż poprzednio ilość uszczelnień labiryntowych, które umieszczono również wokół wieńców łopatkowych wirnika turbiny napędowej. Jeżeli chodzi o sprężarkę, to liczba stopni osiowych została zmniejszona z siedmiu do sześciu; wieńce łopatkowe wirnika współpracują z pierścieniami z tworzywa termoutwardzalnego, odlanymi w obu połówkach obudowy sprężarki — pierścienie te pozwoliły na zmniejszenie promieniowych luzów.

Identyczny z silnikiem T63-A5, noszącym również oznaczenie 250-C10, jest silnik 250-C17 o mocy zwiększonej do 303 KM oraz jego wersja śmigłowa 250-B15. Przez modyfikację poprzednich silników otrzymano silniki 250-C14 (wersja śmigłowa) i 250-B14 (wersja śmigłowa) o mocy 350 KM. Silniki te mają o 10% zwiększony wydatek powietrza — tj. do około 1,55 kg/sek — i podwyższoną o 25 °C — tj. do około 980 °C — temperaturę przed turbiną. Ciężar tych silników pozostał nie zmieniony — dla wersji śmigłowej wynosi on 61,8 kg, a dla wersji śmigłowej 71,7 kg. Największą moc — 400 KM — rozwija silnik 250-C16 (oznaczenie wersji śmigłowej 250-B16). Ma on udoskonaloną turbinę napędową, turbinę sprężarki o większej sprawności i zwiększony spręż. Ciężar wersji śmigłowej wynosi 68 kg, wersji śmigłowej — 79,5 kg.

Mówi się również o wersji wyposażonej w dwa rurkowe wymienniki ciepła, umieszczone na przewodach łączących sprężarkę z komorą spalania. Temperatura przed turbiną ma być podwyższona w związku z zastosowaniem chłodzenia łopatek. Wymienniki ciepła (o sprawności około 75%) mają zmniejszyć jednostkowe zużycie paliwa o 20–25%.

W. K.



SILNIK Z TRANSPIRACYJNYM CHŁODZENIEM ŁOPATEK TURBINY

Według opublikowanych w Stanach Zjednoczonych danych, w silniku Curtiss-Wright TJ70, przeznaczonym do amerykańskiego naddźwiękowego samolotu pasażerskiego, zastosowano transpiracyjne chłodzenie łopatek turbinowych. Powietrze ze sprężarki dostaje się do łopatek przez pusty rdzeń wewnętrzny i uchodzi następnie przez porowate pokrycie łopatek. Pokrycie jest wykonane z cienkich druczków z nierdzewnej stali nawiniętych na podstawową konstrukcję. Zimne powietrze tworzy wokół łopatek warstwę przysięnną, chroniąc je w ten sposób przed wysokimi temperaturami.

Wytwórnia spodziewa się, że silnik TJ70 będzie mógł pracować przy znacznie wyższych temperaturach przed turbiną niż silniki współczesne, nawet te, na których stosuje się bardziej konwencjonalne chłodzenie łopatek. Podobno przeprowadzono już próby kręcenia łopatek z transpiracyjnym chłodzeniem przy temperaturze około 1400 °C. Wkrótce mają się rozpocząć próby wojskowego silnika Curtiss-Wright TJ60, na którym zastosowano podobne chłodzenie łopatek. Część kosztów rozwoju nowego typu chłodzenia jest pokrywana przez państwo.

Przypuszcza się, że silnik TJ70 pozwoli na zwiększenie zasięgu naddźwiękowego samolotu pasażerskiego o 1100 km bez konieczności zabierania większej ilości paliwa.

W. K.

PIERWSZA PRÓBA KOMPLETNEJ RAKIETY „SATURN 1”

W ramach programu lotu na Księżyc wystrzelono w styczniu 1964 roku raketę „Saturn 1”, która umieściła na orbicie okołoziemskiej ładunek o ciężarze ponad 17 000 kg — największy z dotychczas umieszczonych na orbicie. Perygeum orbity wynosi 260 km, apogeum — 751 km. Jedno okrążenie trwa 94,8 min.

Jak wiadomo raketa „Saturn 1” składa się z dwóch stopni. Pierwszy stopień, S-1, ma osiem silników Rocket

ayne H-1 o łącznym ciągu 682 000 kG, drugi stopień, S-4, jest wyposażony w sześć silników Pratt and Whitney RL-10A3 zasilanych ciekłym wodorem i tlenem i rozwijających łączny ciąg 40 800 kG. Ciężar własny drugiego stopnia wynosi 6120 kG, ciężar paliwa i utleniacza — 45 360 kG, czas pracy — 8 min. Stopień S-4 został w tej próbie zastosowany po raz pierwszy, w poprzednich zastępowała go atrapa. Całkowita wysokość rakiety wynosi 50 m, ciężar przy starcie 509 000 kG, łączny czas pracy silników pierwszego i drugiego stopnia 10,32 min.

Znajdująca się obecnie na orbicie część rakiety składa się z pustego drugiego stopnia (6485 kG), zasobnika z przyrządami sterującymi (2360 kG), łącznika (1815 kG) i części nosowej „Jupiter” (1135 kG) z balastem z piasku (5260 kG).

Celem próby było sprawdzenie pracy pierwszego stopnia, rozdzielania się stopni i pracy silników drugiego stopnia, które pracują na ciekłym wodrze. W tym celu umieszczono w rakiecie 13 układów telemetrycznych, które przekazały 1183 dane pomiarowe. Poza tym do wyposażenia należało osiem kamer filmowych i jedna kamera telewizyjna. Dwie kamery filmowe kontrolowały wnętrze zbiorników z ciekłym tlenem, które były oświetlone lampami o mocy 250 W, inne kamery filmowały przebieg rozdzielania się obu stopni. Kamery filmowe po rozdzielaniu się stopni miały być odrzucone i wyłowione z morza.

W. K.

DOKŁADNY WYSOKOŚCIOMIERZ DO UKŁADÓW AUTOMATYCZNEGO LĄDOWANIA

Francuska wytwórnia Telecommunications Radioelectriques et Telephoniques (TRT) wyprodukowała pierwszą serię dokładnych wysokościomierzy radiowych AHV.3. Wysokościomierz ten jest produkcyjną wersją wysokościomierza AHV.2, który był używany na pokładzie samolotu „Caravelle” do prób układu automatycznego lądowania. W bieżącym roku wytwórnia TRT ma produkować miesięcznie 10 wysokościomierzy AHV.3. Z pierwszej serii 20 przyrządów 16 ma być zabudowanych na samolotach „Caravelle” włoskich linii lotniczych „Alitalia”, gdzie będą stanowić jeden z elementów zamówionego w ubiegłym roku układu automatycznego lądowania Lear/Sud-Aviation. Pozostałe wysokościomierze są przeznaczone do znajdujących się obecnie w budowie samolotów „Caravelle”, które będą wyposażone fabrycznie w urządzenia do automatycznego lądowania. Wysokościomierz AHV.3 jest również stosowany na samolocie Breguet 941 w ramach rozwoju urządzeń do ślepego lądowania samolotów STOL.

Dane wysokościomierza

Ciężar łączny z anteną	11 kG
Dokładność	
do wysokości 30 m	±0,3 m
powyżej wysokości 30 m	2%
Zakres pomiarowy	0÷760 m
Moc na wyjściu	najmniej 0,8 W
Prąd zasilania	110 V, 400 Hz

W. K.

Z działalności naszego Stowarzyszenia

Odbyte niedawno plenarne zebranie Zarządu Głównego SIMP zatwierdziło nowy schemat organizacyjny Stowarzyszenia i regulaminy poszczególnych jego komórek organizacyjnych, uwzględniające nowe zadania, wynikające z uchwał X i XIV Plenum KC PZPR i uchwały CRZZ-NOT z dnia 31 maja 1963 r. o zacieśnieniu współdziałania stowarzyszeń technicznych i związków zawodowych.

Obecnie działalność Stowarzyszenia (liczącego w dniu 31 grudnia 1963 r. 27 295 członków) opiera się na działalności 32 oddziałów i 425 kół zakładowych i grup środowiskowych.

Przy Zarządzie Głównym SIMP działa 9 stałych komisji i komisji powołanych do rozwiązywania szczególnie ważnych zagadnień, a mianowicie: Komisja Bytowa, Finansowa, Kwalifikacyjna, Organizacyjna, Szkoleniowo-Odczytowa, Weryfikacji Wykładów, Współpracy z Zagranicą, Wydawnicza i Komitet Nagród SIMP oraz czasowa Komisja Realizacji Wniosków IV Kongresu Techników i Walnego Zjazdu Delegatów SIMP.

W Stowarzyszeniu działa również 19 sekcji branżowych przy Zarządzie Głównym SIMP, a wśród nich — Sekcja Lotnicza.

Centralna Rada Związków Zawodowych, Zarząd NOT i KC Związku Młodzieży Socjalistycznej podjęły wspólną uchwałę w sprawie upowszechniania i dalszego rozwoju zobowiązań produkcyjnych i czynów społecznych dla uczczenia XX-lecia Polski Ludowej.

Najważniejszymi zadaniami gospodarki narodowej w roku 1963 wyznaczonymi przez XIV Plenum KC PZPR są: wzrost wydajności pracy, likwidacja marnotrawstwa czasu i materiału, lepsze dostosowanie produkcji do potrzeb rynku wewnętrznego i eksportu, podniesienie jakości produkcji i usług oraz lepsze dostosowanie produkcji galezi przemysłu wytwarzającego dla potrzeb rolnictwa do wymagań zwiększenia produkcji roślinnej i zwierzęcej.

Temat podejmowanych zobowiązań powinna być przedyskutowana na naradach załogi oraz stowarzyszeń naukowo-technicznych.

W związku z uchwałą Prezydium CRZZ i Prezydium KC ZMS, nawiązującą tytuł „Brygady Pracy Socjalistycznej XX-lecia PRL” (oraz srebrną i złotą odznakę) do realizacji uchwały przyłączyły niektóre oddziały i komórki zakładowe SIMP.

Decyzja Komisji Kwalifikacyjnej SIMP, zatwierdzona przez Prezydium Zarządu Głównego SIMP, została przyznana tytuł Rzecznik SIMP mgr inż. Tadeuszowi Kostii z WSK Mielec w zakresie specjalności konstrukcji samolotów i szybowców.

O poważnym wzroście działalności szkoleniowej SIMP świadczą porównanie ilości zorganizowanych kursów: w 1960 — 112 w 1963 — 249. W roku 1963 uległy zmianie poziom i tematyka kursów. W porównaniu z 1962 r. dwukrotnie zmniejszyła się ilość kursów o poziomie niższym, zaś wzrosła o 35% (do 38) ilość kursów w wyższych.

Tematyka kursów	1962	1963
	%	%
Technologia	9,5	12,0
Konstrukcja	3,9	2,8
Pomiary i kontrola	3,9	5,6
Eksploatacja i remonty maszyn	19,0	14,5
Organizacja produkcji i pokrewne	13,5	12,0
Zarządzenia materiałowe	1,6	1,6
Bezpieczeństwo i higiena pracy	19,5	24,1
Przygotowawcze do WSI i pokrewne	9,5	10,0
Inne (jez. obce, kreślarskie, przygot. na stopień mistrza wykwal.)	19,6	17,4

Ustalane przez XV Plenum KC PZPR tezy określające główne kierunki rozwoju gospodarki narodowej w latach 1966—1970 stawiają przed przemysłem maszynowym, jako jedno z najważniejszych zadań, znaczne zwiększenie produkcji eksportowej. Uzależnione jest to w pierwszym rzędzie od należytego poziomu technicznego wyrobów tego przemysłu, aby stały się one konkurencyjne na rynkach światowych. Konieczne jest w tym celu dokonanie dokładnej analizy poziomu technicznego obecnie produkowanych wyrobów.

Zarządzenie MPC poleca powołanie w zjednoczeniach i przedsiębiorstwach odpowiednich zespołów kwalifikacyjnych, w których skład mają wchodzić — między innymi — przedstawiciele stowarzyszeń naukowo-technicznych.

Staraniem Koła SIMP przy Zjednoczeniu Przem. Lotniczego odbył się odczyt prof. St. Szulca z Katedry Technologii Mechanicznej Ogólnej i Lotniczej PW na temat aktualnych zagadnień badawczych w dziedzinie technologii obróbki mechanicznej — części lotniczych. Prelegent omówił program badań przyjęty w wyższych uczelniach i instytutach W. Brytanii. Z charakterystyki planowanych prac wynika, że intensywnie rozwijane są badania nowych metod, jak np. zgniotu na zimno, kształtowania wysokoenergetycznego i elektrochemicznego, wyciskania hydrostatycznego (dla materiałów kruchych) itp. W zebraniu wzięli udział gł. inżynierowie, technolodzy oraz kierownicy komórki rozwoju techniki z zakładów lotniczych.

Staraniem Sekcji Lotniczej SIMP i Sekcji Głównej Komunikacji Lotn. SITKOM odbyło się w Domu Technika zebranie odczytowo-dyskusyjne z referatem mgr inż. W. Litwinowicza pt. „Powietrzny transport towarów”.

W zebraniu wzięło udział kilkadziesiąt osób z kilkunastu instytucji zainteresowanych tematem.

W referacie zostały omówione następujące zagadnienia:

- przyczyny szybkiego rozwoju towarowego transportu lotniczego za granicą,
- przepływ towarów (tzn. rurociągi) jako wiedza i jej zastosowanie w transporcie powietrznym,
- środki techniczne związane z towarowym transportem lotniczym,
- ekonomika powietrznego transportu towarów,
- możliwości zwiększenia udziału transportu powietrznego w obrocie handlowym Polski z zagranicą.

Odczyt ilustrowany był planszami, ujmującymi wykreślenie dane statystyczne lub tezy referatu, ponadto — przy pomocy rzutnika — obfitym materiałem fotograficznym.

Wyczerpująco ujęta problematyka nowego rodzaju transportu, stan obecny i perspektywy rozwojowe powietrznego transportu towarów, jego ekonomika, wreszcie tezy postawione przez referenta w zastosowaniu do transportu w Polsce — spowodowały ożywioną dyskusję. Głos zabierali: przedstawiciel Komisji Planowania przy RM, współpracownicy instytucji związanych z przewozami (PLL „Lot”, Hartwig SA), centrali handlu zagr. oraz naukowcy.

Pik. Hyla w imieniu SITKOM zgłosił gotowość zorganizowania przez to Stowarzyszenie specjalnej „Konferencji Transportu Lotniczego”. Propozycja została przez zebranych przyjęta.

■ Rada Państwa ratyfikowała podpisany w Helsinkach 4.XI.1963 r. protokół między PRL a Republiką Finlandii w sprawie konwencji dotyczącej eksploatacji linii regularnej komunikacji powietrznej.

■ W Legionowie zainstalowana została pierwsza w kraju meteorologiczna stacja radarowa. PIHM odbiera „mapy pogody” drogą radiową oraz dane przekazane przez satelity. W organizacji jest ośrodek maszyn liczących oraz sondaż atmosfery za pomocą rakiet.

■ Rekordzistka świata Pelagia Majewska otrzymała tytuł Zasłużonego Mistrza Sportu, J. Pieczewski i H. Sienkiewicz zostali Mistrzami, zaś czołowi szybownicy: J. Wróblewski, A. Dankowska i D. Zachara uzyskali złote medale „Za Wybitne Osiągnięcia Sportowe”. Uroczystość wręczenia odznaczeń odbyła się w APRL. Majewska otrzymała zaproszenie do wzięcia udziału w szybowcowych mistrzostwach Holandii.

■ W X Szybowcowych Mistrzostwach Polski biorą udział 32 szybownicy „Foka”; 6 zawodników zagranicznych startować będzie w własnych szybowcach, „Jaskółkach” lub „Muchach Std”.

■ Spadochronowe Mistrzostwa Polski odbędą się we wrześniu w Bydgoszczy. Na czele kadry narodowej tej dyscypliny sportu stoją: kobiety — Chmielarzyk i Puchar, mężczyźni — Czerwonka i Cierniak.

■ Planuje się już specjalne treningi szybowcowe przed mistrzostwami świata 1965 r., które odbędą się w Anglii. Zawodnicy nasi mają utrzymać ulepszone wersje szybowców „Zefir-3” (kl. otwarta) i „Fokę-4a” (kl. standard). Ponieważ nad W. Brytanią loty we mgłę i nisko zawieszonych, zadymionych chmurach będą wymagały szczególnego przygotowania maszyn i pilotów — trening

w kraju przewidywać będzie wielogodzinne loty (łącznie ponad 125 godz.) w podobnych warunkach: nad morzem, nad zagłębieniem wglowym, w najgorszych warunkach atmosferycznych.

■ Dyrekcja PLL Lot zorganizowała pożegnanie znanych pilotów-milionerów: Długaszewskiego, Płonczyńskiego i Tokarczyka, odchodzących na emeryturę. Piloci ci wstąpili do służby w lotnictwie komunikacyjnym w latach 1923—1925 i we trzech wylatali prawie 10 milionów km. Stanisław Płonczyński brał trzykrotnie udział w „Challenge”, przy czym w 1934 r. zajął II miejsce.

■ W związku z możliwościami dalszego wzrostu ruchu turystycznego z USA do Polski, do Warszawy przybyło ostatnio 9 dyrektorów oddziałów amerykańskich Belgijskich Linii Lotniczych SABENA. Przeprowadzili oni rozmowy z PLL-LOT, Orbisem oraz z towarzystwem „Polonia”.

■ Muzeum Lotnictwa w Krakowie wzbogaciło się o dalsze eksponaty, a mianowicie Muzeum Techniki w Warszawie przekazało samoloty RWD.21 i TS.8 „Bies”, śmigłowce BZ-1 „Gil” i BZ-4 „Zuk”, szybowiec „Nietoperz” oraz silniki historyczne, wśród nich bezzaworowy pulsacyjny, doc. S. Wójcickiego.

■ W myśl postanowienia Komisji Organ. Muzeum Lotnictwa — w lecie zostanie otwarta w Krakowie wystawa lotnicza, poświęcona XX-leciu PRL. Wystawę organizuje APRL.

■ Muzeum Lotnicze powstaje w Ustnianowej, znanym ośrodku szybownictwa. Tematem ekspozycji będzie historia szkoły oraz tradycje lotnicze.

■ Interesujące są wyniki Krajowego Konkursu Społecznych Kolorporterów Czasopism Technicznych, zorganizowanego przez WCT NOT. Na 20 przyznanych wyróżnień — 4 otrzymali pracownicy WSK z Rzeszowa, Kalisza, Wrocławia i Świdnika.

NOTATKI ZE ŚWIATA

● Ustalone zostały terminy imprez „OSTIV”. X Kongres Ostiv oraz Szybowcowe Mistrzostwa Świata odbędą się w dniach 5—13 czerwca 1965 r. w South Cerney w W. Brytanii. W terminie 20. VIII do 3.IX.64 r. w Aosta (Włochy) przeprowadzony zostanie kurs lotów falowych, zaś w okresie 6—19.IX br. w Centrum Badań „Ostiv” w Varese (Włochy) odbędzie się Kurs Prób Technicznych szybowców Standard. W Varese zainstalowana zostanie Stacja Obserwacji Meteo.

● Trzeci międzynarodowy Tydzień Sportu Balonowego odbędzie się w dn. 16—19 sierpnia br. w Mürren w Szwajcarii.
● W roku bież. ukaże się seria prototypowa szybowca akrobacyjnego „Kobuz 3”; szybowce wyprodukują ZSLs we Wrocławiu.

● W Krośnie utworzona zostaje baza remontowa dla szybowców, dysponująca ekipami specjalistów, które na zgłoszone zapotrzebowanie wyjeżdżać będą za granicę. Obecnie realizuje się tego typu zamówienie w Belgii.

● Pilot angielski dokonał przelotu szybowcem „Olympia 2” — 210 km nad Morzem Irlandzkim. Był to pierwszy przelot w kierunku z zachodu na wschód.

● Amerykańska pilotka Betty Miller, jako pierwsza kobieta na świecie, przeleciała samotnie samolotem Ocean Spokojny w kierunku ze wschodu na zachód (11 360 km).

● Śmigłowce zastosowano do budowy słupów i linii elektrycznej 300-kilometrowej, doprowadzającej prąd do Norylska — za kręgiem polarnym.

● Został opracowany projekt francusko-angielski poczty rakieterowej na trasie Paryż—Londyn. Rakieta ma przenosić 30 kg poczty w przeciągu 20 minut. Odchylenie od wyznaczonego punktu lądowania obliczono na 100 metrów.

● Mała wyspa norweska Andoeya w pobliżu Narwiku staje się poważnym ośrodkiem rakietowym, z którego będą korzystać różne międzynarodowe towarzystwa naukowe. Już w najbliższym czasie zostaną tu wystrzelone rakiety posiadające aparaturę do badania jonosfery oraz zorzy polarnej. Na wyspie Andoeya współpracować mają głównie naukowcy chińscy, szwedzcy i amerykańscy.

● Zakłady Fairchild zakupiły od szwajcarskiej firmy Pilatus licencję na produkcję w USA znanego samolotu sportowego Pilatus Porter.

● Ambasadorowie państw skandynawskich w Londynie interweniowali w brytyjskim MSZ w sprawie odnowienia umowy na prawo korzystania z lotniska Prestwick w Szkocji przez samoloty SAS, latające do Ameryki. Umowa ta wygasła i były poważne trudności z zawarciem nowego układu.

● Czechosłowackie linie lotnicze otrzymają w br. trzy samoloty Tu-124, które skierowane zostaną na linie zagraniczne (m.in. do Warszawy) oraz krajowe. Samoloty Tu-104 mają być w 1966 r. zastąpione przez Il-62. W niedługim czasie CSA zamierzają uruchomić połączenia z Kanadą, USA oraz Ameryką Płd. za pomocą wynajętych samolotów Douglas DC.8 lub Boeing -707.

● Znane z eksperymentów w zakresie zastosowania tworzyw sztucznych i klejenia dwusilnikowe samoloty turbośmigłowe (na 32 pasażerów) Fokker F-27 „Friendship”, zostają wprowadzane na linie przez Alitalia. Jednostki te będą łączyć lotniska o złych warunkach dla lądowania.

● Zakłady Lockheed w Kalifornii mają 7742 kooperacyjnych dostawców z 40 stanów USA. Ci z kolei współpracują z 3412 poddostawcami.

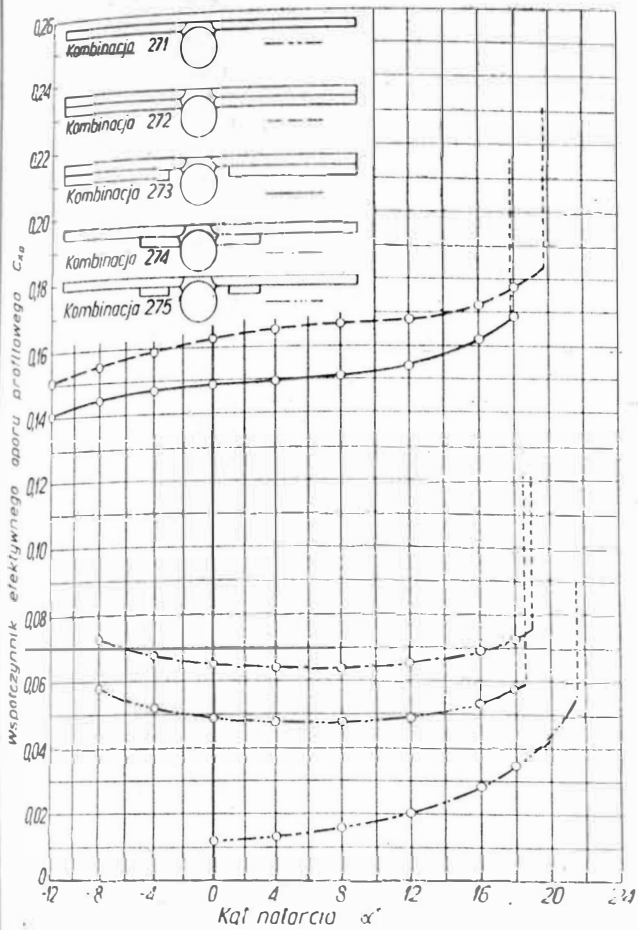
● Ilość wypadków w lotnictwie cywilnym NRF była w 1963 r. wyjątkowo duża. Statystyka podaje: 14 samolotów, 17 szybowców, 2 balony i 5 skoczków spadochronowych; zginęło 7 osób, a 14 odniosło obrażenia.

● Austria zakupiła 24 samoloty odrzutowe szkolno-treningowe SAAB „Safir 91-D” produkcji szwedzkiej.

● Śmigłowiec amerykański „Chinook” przeleciał odległość 6200 km z Filadelfii do Alaski w czasie 33 godz. i 50 min.

● Pionier lotnictwa Maurice Farman zmarł w Paryżu w wieku 96 lat. 23.IX.1909 r. ustanowił on rekord świata, utrzymując się w powietrzu przez 15 minut.

Rys. 1 Wpływ rozpiętości kłap krokodylowych, wychylonych 60°, na wielkość współczynnika efektywnego oporu, kombinacji skrzydła (NACA-0012) - kadłub (okrągły) - kłapa. $y/c = 0,34$.



Wpływ usterzeń na opory interferencyjne skrzydło-kadłub

Wpływ usterzeń na opory interferencyjne różnych kombinacji skrzydło-kadłub przeprowadzono w laboratoriach NACA.

Badaniem poddano modele z płacami trapezowymi (stosunek cieciew - 2; wydłużenie 6; powierzchnia $S_s = 0,097 m^2$; profil przy podłożu płata - NACA-0018, a na końcu płata NACA-0009) i z okrągłym kadłubem (opisany w TL nr 7/63 i 2/64).

Na rysunkach 1, 2, 3 pokazano badane modele. Na rys. 4 i w tabeli 1 podano geometrie badanych usterzeń. Do badań wybrano dwa rodzaje usterzeń:

1. Usterzenie poziome i pionowe mają obrys eliptyczny (identyczny). Geometria tego usterzenia pokazana jest na rys. 1 i 4a.
 2. Usterzenie o takim samym obrysie co w punkcie „1” tylko z wymontowanym usterzeniem pionowym.
3. Usterzenie poziome prostokątne, zakończone płytami pionowymi, stanowiącymi usterzenie pionowe. Obrys usterzenia pionowego - płyty brzegowych jest zbliżony do eliptycznego. Geometria tego usterzenia pokazana jest na rys. 2 i 4b.

Rys. 1 Kombinacja 314: usterzenia eliptyczne.



Rys. 2 Kombinacja 316: prostokątne usterzenia poziome z płytami brzegowymi i stanowiącymi usterzenie pionowe.

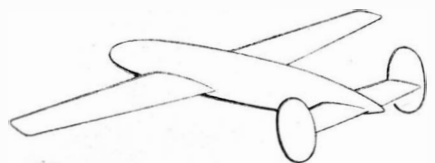


Tabela 3 c.d.

Profil	Rodzaj kombinacji	Nrkomb	x/c	y/c	$C_{x_{pmin}}$	Uwagi
NACA 2302		284	0	0	0,0117	„
		285	0	0	0,1700	wych. kl. 60°
		286	0	0,16	0,0117	„
		287	0	0,16	0,1600	wych. kl. 60°
		288	0	0,16	0,2000	wych. kl. 75°
NACA 0012		137	0	0	0,0115	„
		277	0	0	0,1700	wych. kl. 60°
		278	0	0	0,0590	wych. kl. 60°
		279	0	-0,34	0,0126	wych. kl. 60°
		280	0	-0,34	0,1700	wych. kl. 60°
		281	0	-0,34	0,1800	wych. kl. 60°
		282	0	-0,34	0,0706	wych. kl. 60°
		283	0	-0,34	0,1004	z dod. dodatki kl. wych. 60°

Użyte oznaczenia:

- $C_{x_{pmin}} = C_x - \frac{C_z^2}{\pi \lambda}$ współczynnik minimalnego, efektywnego oporu. W przypadku kombinacji z kłapą krokodylową współczynnik min. et oporu profilowego zastąpiono średnią wielkością współczynnika efektywnego oporu profilowego określonej w zakresie użytkowych wielkości współczynnika siły nośnej.
- C_{x_e} - współczynnik oporu kadłuba, odniesiony do pow. skrzydła
- C_{x_p} - współczynnik oporu płata
- C_{x_i} - suma współczynników oporu kadłuba i interferencyjnego oporu połączenia skrzydło-kadłub

W tabeli 4 podano sumy wielkości współczynnika oporu badanego kadłuba i oporu interferencyjnego odpowiedniego zestawienia skrzydło-kadłub-kłapa.

Tabela 4

Kombinacja	C_{x_i}	C_{x_i}	C_{x_i}
	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 4^\circ$	$\alpha = 12^\circ$
271	0,0045	0,0048	0,0058
272 ²	-0,0113	-0,0100	-0,0070
273 ²	-0,0243	-0,0246	-0,0217
274 ²	-0,1077	-0,1100	-0,1105
275 ²	-0,1229	-0,1267	-0,1272
277 ²	-0,0070	-0,0080	0,0209
278 ²	-0,1097	-0,1133	-0,1141
279	0,0046	0,0049	0,0059
280 ²	-0,0017	-0,0013	0,0030
281 ²	0,0021	0,0035	0,0027
282 ²	-0,0954	-0,1007	-0,1046
283 ²	-0,0588	-0,0659	-0,0748
284	0,0031	0,0029	0,0033
285 ²	-0,0079	-0,0073	-0,0055
286	0,0032	0,0031	0,0044
287 ²	-0,0110	-0,0114	-0,0055
288 ²	-0,0129	-0,0113	-0,0082

Znaczenie odnośników:

1. Liczby oznaczone indeksem (1) są średnimi wielkościami C_x odpowiadającymi użytkowemu zakresowi współczynnika siły nośnej.
2. Liczby oznaczone indeksem (2) stanowią różnice pomiędzy wielkościami odpowiadającymi poszczególnym kombinacjom, a wielkościami oporu profilowego odpowiednich płatów z kłapą krokodylową na całej rozpiętości.

Rys.3 Kombinacja 329; wymontowane usterzenie pionowe, usterzenie poziome - eliptyczne (bez oprofilowanego przejścia skrzydło-kadłub).

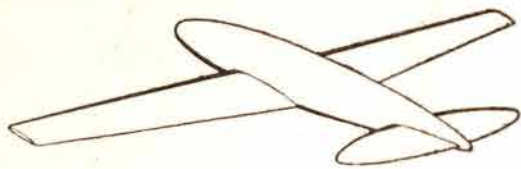
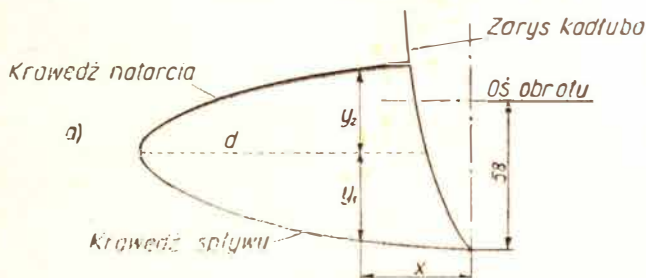


Tabela 1

Usterzenia eliptyczne	x	y ₁	y ₂
S _v = 0,0074 m ² (=0,076 S) S _h = 0,0174 m ² (=0,18 S) - wtaczając w to pow. objętością kadłubem S _{hk} = 0,0026 m ²	0	3,56	—
	2,54	3,51	—
	5,08	3,32	4,05
	7,62	2,99	3,65
	10,20	2,45	3,01
	12,68	1,49	1,82
	14,00	0	0
Usterzenie z płytami brzegowymi	x'	y' ₁	y' ₂
Powierzchnia obu płyt bocznych (usterzenia pionowego) S _v = 0,0115 m ² (=0,119 S); S _h = 0,0136 m ² (=0,14 S) - wtaczając w to powierzchnię objętością kadłubem S _{hk} = 0,0239 m ²	0	0	0
	0,61	1,85	1,51
	3,12	3,5	2,86
	5,69	3,59	2,93
	8,22	2,99	2,45
	10,75	1,06	0,86
	11,10	0	0

Rys. 1a i b. Geometria usterzeń - profil NACA 0009.



d, (linia przechodząca przez punkty leżące w odległości 0,45c od krawędzi spływu)

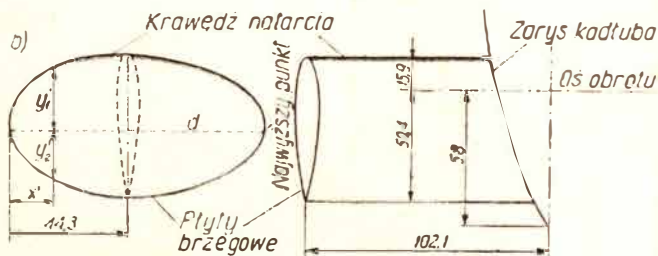


Tabela 2 podaje wielkość współczynnika oporu, badanego płata w zależności od kąta natarcia.

Tabela 2.

Profil	C _{xp}		
	α = 0°	α = 4°	α = 12°
Obrys trapezowy NACA-0018-0009	0,0093	0,0099	0,0146

Tabela 3 przedstawia zależność współczynnika oporu badanego kadłuba od kąta natarcia.

Tabela 3.

Obrys	C _{xk}				
	α = 0°	α = 4°	α = 8°	α = 12°	α = 16°
Okrągły	0,0041	0,0042	0,0049	0,0062	0,0085

W tabeli 4 podano wielkości współczynnika efektywnego oporu profilowego, badanych kombinacji skrzydło-kadłub-usterzenia.

Tabela 4

Rodzaj kombinacji	Nr komb.	x/c	y/c	(C _{x zesp}) _{min}	Uwagi
Skrzydło izolowane	—	—	—	0,0093	—
	230	0	0	0,0117	Owiewka α = 0°
	314	0	0	0,0128	Owiewka α = 0°, α = 4°
	315	0	0	0,0133	Owiewka α = 4°, α = 8°
	316	0	0	0,0132	Owiewka α = 0°, α = 4°
	317	0	0	0,0134	Owiewka α = 4°, α = 8°
	318	0	0	0,0142	Owiewka α = 0°, α = 4°
	319	0	0	0,0117	Owiewka α = 4°
	320	0	0	0,0132	Owiewka α = 0°, α = 4°
	321	0	0	0,0120	α = 4°
	322	0	0	0,0133	α = 0°, α = 4°
	323	0	0	0,0138	α = 4°, α = 8°
	324	0	0	0,0135	α = 0°, α = 4°
	325	0	0	0,0127	Owiewka α = 0°, α = 4°
	306	0	0,22	0,0122	Owiewka α = 0°
	312	0	0,22	0,0129	Owiewka α = 0°, α = 4°
	326	0	0,22	0,0137	Owiewka α = 4°, α = 8°
	327	0	0,22	0,0133	Owiewka α = 4°, α = 8°
	308	0	0,22	0,0118	α = 0°
	310	0	0,22	0,0128	α = 0°, α = 4°
	307	0	-0,22	0,0122	Owiewka α = 0°
	313	0	-0,22	0,0129	Owiewka α = 0°, α = 4°
	328	0	-0,22	0,0133	Owiewka α = 4°, α = 8°
	187	0	-0,22	0,0124	α = 0°
	329	0	-0,22	0,0139	α = 4°, α = 8°
	330	0	-0,22	0,0137	Owiewka α = 4°, α = 8°
	309	0	-0,22	0,0118	α = 0°
	311	0	-0,22	0,0128	Owiewka α = 0°, α = 4°

Uwaga: oznaczenie owiewki jest wyjaśnione w T.L. nr 7 z roku 1963.

Przyjęte oznaczenia

(C_{x zesp})_{min} - współczynnik minimalnego, efektywnego oporu zespołu skrzydło-kadłub-usterzenie

$$(C_{x zesp})_{min} = C_x - \frac{C_x^2}{\pi \lambda}$$

C_{xk} - współczynnik oporu kadłuba, odniesiony do powierzchni skrzydła.

C_{xp} - współczynnik oporu płata

ΔC_{x1} - suma współczynników oporu usterzenia interferencyjnego oporu połączenia skrzydło-kadłub-usterzenia.

S - powierzchnia płata (powierzchnia odniesienia)

S_{hk} - powierzchnia usterzenia poziomego objętością kadłuba.

S_h - powierzchnia usterzenia poziomego

x/c; y/c - wyjaśnienie tych oznaczeń podano w Technice Lotniczej nr 7 z roku 1963.

α_h - kąt natarcia usterzenia poziomego

α_v - kąt natarcia usterzenia pionowego

α - kąt natarcia

S_{vk} - powierzchnia usterzenia pionowego objętością kadłuba

S_v - powierzchnia usterzenia pionowego