

technika lotnicza i astronautyczna

Szybowce na mistrzostwach w Lesznie 1968

Hydromagnetyczna technika sterowania obiektów latających

Urządzenia do ciągłego badania stanu turbinowych silników odrzutowych

Elektroniczne urządzenia zapłonowe do silników tłokowych

Lepkosprężystość w konstrukcjach i wyrobach z tworzyw sztucznych

XI KONGRES OSTIV

Równocześnie z szybowcowymi mistrzostwami świata odbędzie się w Lesznie w dniach 12—22 czerwca 1968 roku XI Kongres Międzynarodowej Organizacji Naukowo-Technicznej Szybownictwa (OSTIV). Obrady Kongresu mają skupić najwybitniejszych specjalistów poszczególnych dziedzin technicznych szybownictwa i meteorologii z całego świata.

Uczestnicy Kongresu, oprócz wysłuchania szeregu fachowych referatów i udziału w dyskusji, będą mieli możliwość nawiązania osobistych kontaktów ze specjalistami zagranicznymi, a także poznania sprzętu szybowcowego reprezentowanego na Szybowcowych Mistrzostwach Świata. Fakt, że Kongres będzie się odbywać w Polsce, powinien zostać wykorzystany przez wszystkie instytucje związane z lotnictwem. Należy oczekiwać, że świat polskiej nauki i techniki będzie reprezentowany na Kongresie w sposób potwierdzający uznawaną na całym świecie wysoką pozycję polskiego szybownictwa.

Otwarcie Kongresu nastąpi w dniu 12 czerwca. W czasie sesji technicznej od 13 do 16 czerwca zostanie wygłoszonych wiele referatów na temat najnowszych osiągnięć szybownictwa. Problemy techniczne będą przedmiotem wspólnych rozważań i dyskusji. Po przerwie przeznaczonej na wycieczki, w dniach 19, 20 i 21 czerwca odbędą się dalsze obrady poświęcone problemom meteorologii lotniczej.

W dniu 22 czerwca zbierze się Konferencja Generalna OSTIV, na której zostanie przedłożone sprawozdanie z działalności w okresie od X Kongresu. Konferencja ma ustalić wytyczne pracy na najbliższe lata i dokonać wyboru nowych władz organizacji.

Przez cały okres oficjalnych treningów i zawodów szybowcowych mistrzostw świata na lotnisku w Lesznie będzie działać 6-osobowa międzynarodowa komisja powołana przez OSTIV. Celem jej będzie ocena szybowców klasy standard, zgłoszonych przez producentów do konkursu na najlepszy szybowiec w tej klasie.

Ogłoszenie wyników konkursu i wręczenie nagrody konstruktorowi zwycięskiego szybowca odbędzie się dnia 23 czerwca w czasie uroczystości zakończenia Szybowcowych Mistrzostw Świata.

Redakcja „Technika Lotnicza i Astronautyczna” popularyzująca systematycznie nowe osiągnięcia naukowe i techniczne szybownictwa życzy uczestnikom Kongresu interesujących i owocnych obrad wnoszących nowy wkład wiedzy o technicznych problemach szybownictwa.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK
Redaktorzy działów: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. A. HADRAWA, mgr inż. S. KOCHAN-
SKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA
Redaktor techniczny: ALICJA BIL

RADA PROGRAMOWA

Prof. mgr inż. L. DULĘBA, mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż.
A. LEWKOWICZ, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. B. TRALA, inż. J. WOJ-
CIECHOWSKI

REDAKCJA: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 27-25-53

Zakład Kolportażu WCT NOT Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 1416/C — R-2. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—

TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

Rok XXIII Maj 1968 Zeszyt 5

Adres Redakcji: Warszawa, ul. Czackiego 3/5,
tel. 27-25-53

Wydawca: Wydawnictwa Czasopism Technicznych
NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5.

TREŚĆ ZESZYTU

	Str.
A. Glass: Szybowce na mistrzostwach w Lesznie 1968	1
S. Borowik: Hydromagnetyczna technika sterowania obiektów latających	8
XI Szybowcowe Mistrzostwa Świata	11
B. Gruchelski: Urządzenia do ciągłego badania stanu turbinowych silników odrzutowych	12
R. Staniszewski: Elektroniczne urządzenia zapłonowe do silników tłokowych	15
M. Grodecki: Radiowysokościomierze małych wysokości	19
Korespondencja z terenu	22
Z. Łapiński: Lepkosprężystość w konstrukcjach i wyrobach z tworzyw sztucznych	23
NOWOŚCI TECHNICZNE	27
WIADOMOŚCI ZE ŚWIATA	32
NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	32
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ: Wpływ R_e na charakterystyki profili (dok.) — oprac.	
M. Romicki	III okł.
Z PRASY TECHNICZNEJ	IV okł.

Warunki prenumeraty

Zamówienia i przedpłaty na **TECHNIKE LOTNICZĄ** i **ASTRONAUTYCZNĄ** należy kierować pod adresem:

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT
Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12

Prenumerata normalna:

kwartalna	36 zł
półroczna	72 zł
roczna	144 zł

Zamówienia można składać na okresy kwartalne, półroczne i roczne do dnia 15 miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty. Należność za prenumeratę należy wpłacać w PKO — Warszawa — konto 1-9-121697, Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.

PRENUMERATA ROCZNA DLA CZŁONKÓW SIMP WYNOSI 70 ZŁOTYCH

Prenumerata ulgowa:

kwartalna	24 zł
półroczna	48 zł
roczna	96 zł

Przypominamy, że z prenumeraty ulgowej korzystają członkowie stowarzyszeń naukowo-technicznych, zrzeszeni w NOT (zamówienia należy składać w kołach zakładowych NOT), studenci wyższych uczelni (zamówienia należy składać w kołach naukowych uczelni) oraz uczniowie szkół zawodowych (zamówienia należy składać w kołach dyrekcji szkoły).

INFORMACJE DLA AUTORÓW

Przed opracowaniem artykułu wskazane jest wstępne porozumienie z Redakcją i uzgodnienie zakresu opracowania. Artykuł powinien omawiać raczej jeden temat w sposób dostatecznie wyczerpujący. W razie, gdy zagadnienie jest obszerne, należy je podzielić na odrębne artykuły, które można oddzielnie publikować. Nie należy powtarzać wiadomości ogólnie znanych, które można znaleźć w wydawnictwach książkowych. Artykuły nie powinny zawierać szczegółowych wywodów matematycznych, a należy ograniczać się do podania założeń i wyników końcowych.

Objętość artykułu nie może przekraczać 10 stron maszynopisu.

Maszynopis należy dostarczyć w 2 egzemplarzach — oryginał plus kopia — na papierze o formacie A4. Artykuł powinien być pisany jednostronnie z interlinią (30 wierszy po 60 znaków).

■ Na stronie przedtytułowej należy podać imię i nazwisko autora, tytuł zawodowy lub naukowy, nazwę zakładu pracy (jeśli ma być podana w druku), pełny tytuł artykułu, adres, numer telefonu.

■ W treści artykułu nie należy zostawiać pustych miejsc na ilustracje i tablice. Miejsca, w których powinny one być umieszczone, należy zaznaczyć na marginesie, pisząc rys. 1, rys. 2 itd. lub tablica 1.

■ Maszynopis powinien obejmować krótkie streszczenie, zasadniczą treść artykułu, wykaz piśmiennictwa (literaturę), tablice i podpisy pod rysunkami.

■ Streszczenie, podpisy pod rysunki, tablice oraz literaturę należy przepisać w 2 egzemplarzach na oddzielnych kartkach i załączyć na końcu artykułu, stosując kolejną numerację kartek, łączną z zasadniczą treścią artykułu.

■ Pozycje literatury ponumerowane cyframi należy ułożyć w porządku alfabetycznym według nazwisk lub w porządku powoływania się na nie w tekście. Zapis książki powinien być następujący: nazwisko autora, inicjały imion, tytuł dzieła, numer tomu, kolejność wydania, wydawca, miejsce i rok wydania. Zapis artykułu z czasopisma: nazwisko autora, inicjały imion, tytuł artykułu, tytuł czasopisma, numer, rok, strona. Pozycje rosyjskie należy pisać w transkrypcji. Powołując się na pozycje literatury w tekście należy podać numer w nawiasie kwadratowym.

■ Podpisy pod rysunkami powinny zawierać właściwy tytuł i legendę, zawierającą objaśnienia części rysunków oznaczonych bądź kolejnymi liczbami, bądź też literami.

■ Wzory należy numerować z prawej strony w nawiasach okrągłych.

■ Ilustracje. Fotografie, rysunki i wykresy nazywa się w treści rysunkami i numeruje się je kolejno. Ilustracje należy załączyć w jednym egzemplarzu, na osobnych kartkach, zaznaczając na odwrocie fotografii lub u dołu rysunku kolejny numer. Na rysunkach należy unikać długich opisów, oznaczając jego części, np. krzywe na wykresach liczbami arabskimi lub też literami, objaśnionymi w legendzie pod rysunkiem. Opisy ilustracji powinny być zgodne z treścią artykułu i podpisami.

■ Fotografie powinny być odbite w miarę możliwości na gładkim, błyszczącym papierze fotograficznym. Nie należy nanosić napisów na fotografię, lecz na kalce przykładanej do fotografii, co ułatwi opisanie w Redakcji zgodnie z wymaganiami drukarni. Minimalne wymiary fotografii 9 × 12 cm.

■ Jeżeli do artykułu mają wejść fotografie lub rysunki z innych wydawnictw książek, katalogów, czasopism itp., to należy wydawnictwa te złożyć w Redakcji wraz z artykułem.



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Szybowce na mistrzostwach w Lesznie 1968

629.135.15

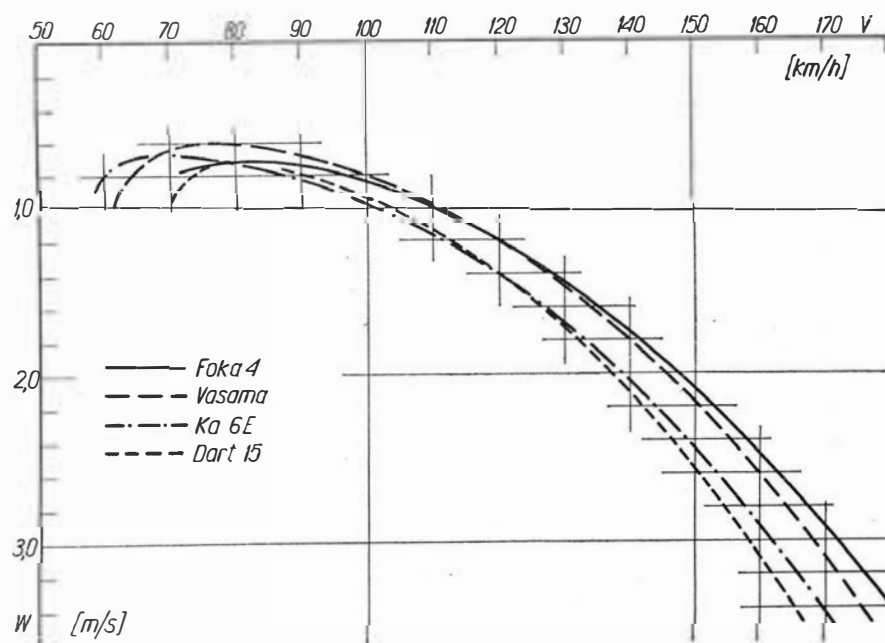
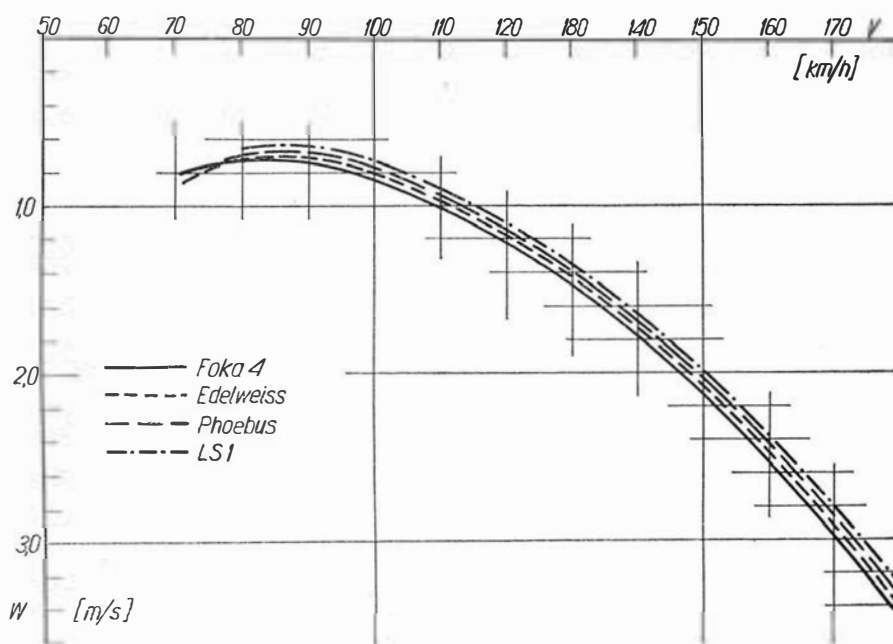
Artykuł stanowi krótką charakterystykę najważniejszych typów szybowców świata mających wziąć udział w Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Lesznie w czerwcu 1968 r. Podano dane techniczne i sylwetki 18 szybowców klasy standard oraz 16 klasy otwartej. Podano również biegunowe prędkości szybowców.

W dniach 12—22 czerwca br. odbędą się XI Szybowcowe Mistrzostwa Świata w Lesznie. Z tej okazji podajemy przegląd najlepszych jednomiejscowych szybowców świata, które prawdopodobnie wezmą udział w Mistrzostwach.

Od Szybowcowych Mistrzostw Świata w 1958 r., które również odbyły się w Lesznie, szybowce dzieli się na klasę standard i klasę otwartą. Do klasy standard zaliczane są szybowce o rozpiętości do 15 m, bez kłap, balastu wolnego i wciąganego podwozia. Poniższy przegląd również uwzględnia podział szybowców na te klasy.

W klasie standard na szczególną uwagę zasługują szybowce „Foka”, „Edelweiss”, „Phoebus” i „LS-1”. W klasie otwartej zwracają uwagę szybowce o doskonałości przekraczającej 42, czyli: „Zefir 4”, „Cirrus”, „BS-1” i „Diamant 18”. Interesujący jest również szybowiec B.J-3 o dużej mechanizacji skrzydła. W klasie tej znajdują się dwa szybowce 15-metrowe: „H-301 Libelle” i „Diamant 15”, gdyż mają one kłapy i wciągane podwozie. Obydwa te szybowce mogą być dostosowane do wymagań klasy standard.

Zwraca uwagę duża liczba szybowców laminatowych biorących udział w Mistrzostwach. Są to przede



wszystkim szybowce klasy otwartej: „Cirrus”, „BS-1”, „Diamant”, „Libelle” oraz w klasie standard „Phoebus” i „LS-1”. Szybowcami metalowymi są tylko „BJ-3”, „HP-14” i „Meteor” (z 1956 r.). Kilka szybowców reprezentuje kierunek podnoszenia osiągnięć przez tworzenie wersji ze skrzydłami o większej rozpiętości. Widzimy to na przykładach szybowców „Diamant”, „Phoebus”, „St. Austria/SHK” i „Dart”.

Niewątpliwie w Mistrzostwach w Lesznie weźmie udział, prócz szybowców tutaj przedstawionych, kilka nowych konstrukcji, oblatanych w ostatnich miesiącach 1967 r. lub w pierwszej połowie 1968 r. Najwięcej mówi się o budowie nowych szybowców klasy standard we Włoszech, Czechosłowacji i na Węgrzech oraz w USA. Francja planowała budowę szybowca Edelweiss-4. Te spośród nowych konstrukcji, które pojawią się w Lesznie, opiszemy w jednym z następnych numerów naszego pisma.

Ponieważ w Mistrzostwach biorą udział tylko szybowce jednomiejscowe, w zamieszczonych opisach tego nie zaznaczono.

KLASA OTWARTA (dok.)

FFA „DIAMANT-16,5” SWAJCARIA

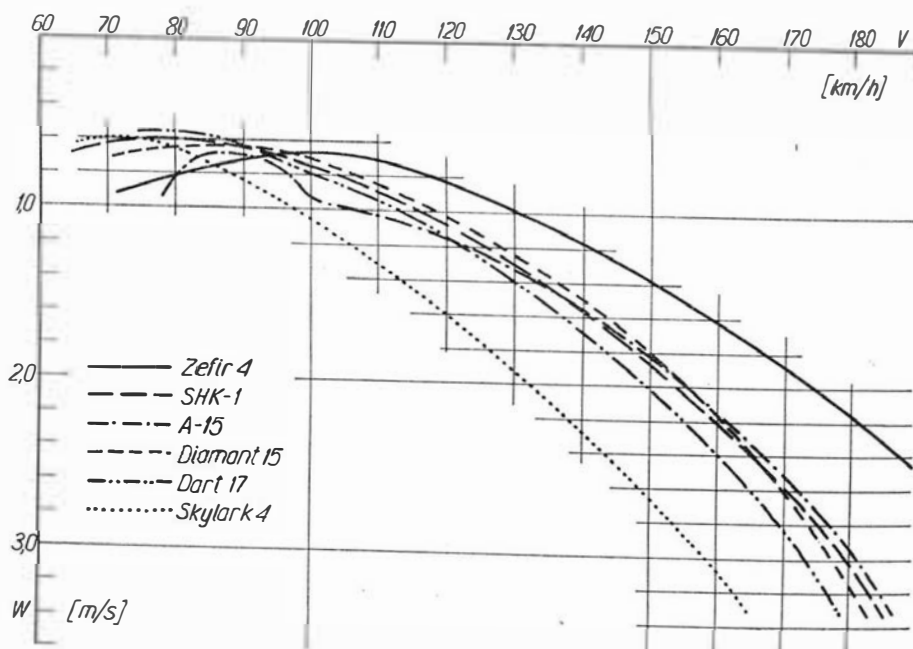
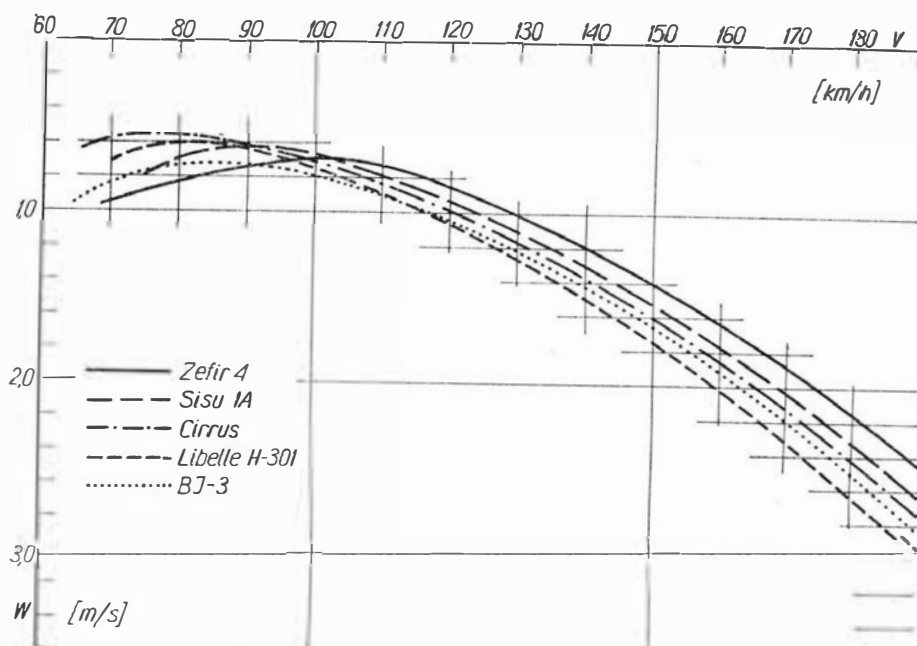
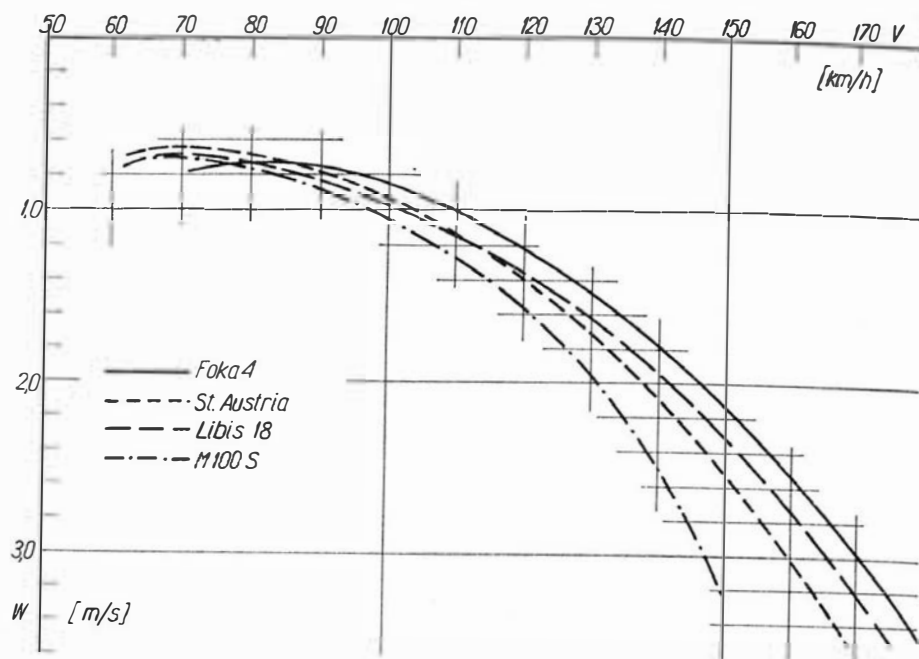
Rozpiętość	16,5 m
Długość	7,56 m
Wysokość	1,35 m
Powierzchnia nośna	13,3 m ²
Wydłużenie	20,5
Ciężar własny	265 kG
Ciężar całkowity	365 kG
Ciężar maksymalny	410 kG
Obciążenie powierzchni	30,8 kG/m ²
Doskonałość	42
— przy prędkości optym.	100 km/h
Opadanie minimalne	0,55 m/s
— przy prędkości ekon.	70 km/h
Prędkość minimalna	55 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,4 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	270 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	
Współcz. obciąż. niszcz.	

Wersja szybowca „Diamant 15” o rozpiętości 16,5 m. Pierwszy lot w czerwcu 1967 r. Produkcja rozpoczęta; zamówione ok. 20 szt.

FFA „DIAMANT-18” SZWAJCARIA

Rozpiętość	18 m
Długość	7,56 m
Wysokość	1,35 m
Powierzchnia nośna	14,4 m ²
Wydłużenie	22,5
Ciężar własny	270 kG
Ciężar całkowity	370 kG
Ciężar maksymalny	440 kG
Obciążenie powierzchni	30,5 kG/m ²
Doskonałość	45
— przy prędkości optym.	95 km/h
Opadanie minimalne	0,52 m/s
— przy prędkości ekon.	69 km/h
Prędkość minimalna	... km/h
Opadanie przy 140 km/h	... m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	270 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	
Współcz. obciąż. niszcz.	

Wersja szybowca „Diamant 15” o rozpiętości 18 m. Pierwszy lot w 1968. Zamówione ok. 20 szt.



KLASA STANDARD

SZD-24-4A „FOKA-4”

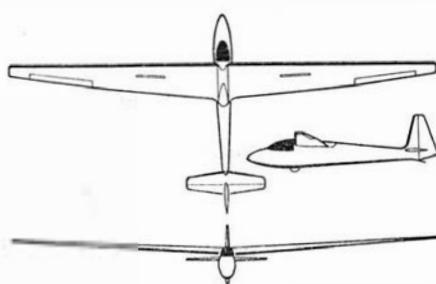
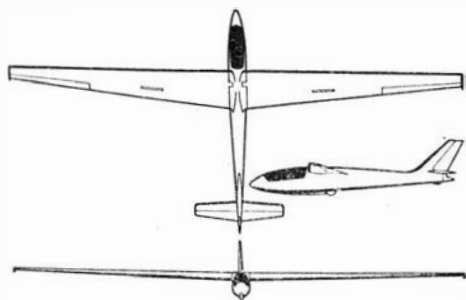
POLSKA

BÖLKOW „PHOEBUS A”

NRF

SCHLEICHER „KA-6E”

NRF



Rozpiętość	14,98 m
Długość	7,00 m
Wysokość	1,40 m
Powierzchnia nośna	12,16 m²
Wydłużenie	18,5
Ciężar własny	245 kG
Ciężar całkowity	335 kG
Ciężar maksymalny	385 kG
Obciążenie powierzchni	31,7 kG/m²
Doskonałość	34
— przy prędkości optym.	94 km/h
Opadanie minimalne	0,70 m/s
— przy prędkości ekon.	79 km/h
Prędkość minimalna	70 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,80 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	260 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+6/—3
Współcz. obciąż. niszc.	+10,5/—5,25

Rozpiętość	15,0 m
Długość	7,0 m
Wysokość	1,3 m
Powierzchnia nośna	13,16 m²
Wydłużenie	17,1
Ciężar własny	220 kG
Ciężar całkowity	310 kG
Ciężar maksymalny	350 kG
Obciążenie powierzchni	26,5 kG/m²
Doskonałość	37
— przy prędkości optym.	90 km/h
Opadanie minimalne	0,67 m/s
— przy prędkości ekon.	80 km/h
Prędkość minimalna	60 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,72 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	200 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	...
Współcz. obciąż. niszc.	...

Rozpiętość	15,0 m
Długość	6,66 m
Wysokość	1,60 m
Powierzchnia nośna	12,4 m²
Wydłużenie	18,1
Ciężar własny	195 kG
Ciężar całkowity	285 kG
Ciężar maksymalny	300 kG
Obciążenie powierzchni	24,2 kG/m²
Doskonałość	31,5
— przy prędkości optym.	80 km/h
Opadanie minimalne	0,66 m/s
— przy prędkości ekon.	68 km/h
Prędkość minimalna	60 km/h
Opadanie przy 140 km/h	2,1 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	200 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	...
Współcz. obciąż. niszc.	...

Konstruktor: W. Okarmus, Szybowcowy Zakład Doświadczalny. Konstrukcja drewniana. Profil NACA 63-3-618/NACA 4415. Pierwszy lot w maju 1960 r. Zbudowano 200 szt. w wersji „Foka C” i „Foka 4”.

Konstruktorzy: Eppler i Nägele. Konstrukcja laminatowa. Profil Eppler 403. Pierwszy lot w kwietniu 1964 r. Produkcja: SIAT i Bolkow od 1967 r. Zbudowano ok. 10 szt. Wersje z wciąganiem podwoziem: „Phoebus B” — rozpiętość 15 m, „Phoebus C” — rozpiętość 17 m, doskonałość 42.

Konstruktor: R. Kaiser, wytwórnia Schleicher. Konstrukcja drewniana. Profil NACA 63-618/63-614. Pierwszy lot „Ka-6” w 1955 r., wersji „Ka-6E” w 1965 r. Zbudowano ok. 900 szt. „Ka-6” wszystkich wersji.

SZD-32A „FOKA-5”

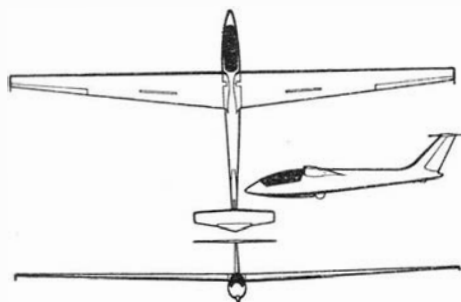
POLSKA

„LS-1”

NRF

SIREN C-30S „EDELWEISS”

FRANCJA



Rozpiętość	14,98 m
Długość	7,17 m
Wysokość	1,61 m
Powierzchnia nośna	12,16 m²
Wydłużenie	18,5
Ciężar własny	256 kG
Ciężar całkowity	346 kG
Ciężar maksymalny	385 kG
Obciążenie powierzchni	31,7 kG/m²
Doskonałość	34
— przy prędkości optym.	94 km/h
Opadanie minimalne	0,65 m/s
— przy prędkości ekon.	76 km/h
Prędkość minimalna	68 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,80 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	250 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+6/—3
Współcz. obciąż. niszc.	+10,5/—5,25

Rozpiętość	15,0 m
Długość	6,9 m
Wysokość	1,5 m
Powierzchnia nośna	9,75 m²
Wydłużenie	23,1
Ciężar własny	... kG
Ciężar całkowity	... kG
Ciężar maksymalny	... kG
Obciążenie powierzchni	... kG/m²
Doskonałość	37
— przy prędkości optym.	90 km/h
Opadanie minimalne	0,65 m/s
— przy prędkości ekon.	80 km/h
Prędkość minimalna	... km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,65 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	... km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	...
Współcz. obciąż. niszc.	...

Rozpiętość	15,0 m
Długość	7,50 m
Wysokość	1,78 m
Powierzchnia nośna	12,5 m²
Wydłużenie	18,0
Ciężar własny	238 kG
Ciężar całkowity	328 kG
Ciężar maksymalny	380 kG
Obciążenie powierzchni	30,4 kG/m²
Doskonałość	~36
— przy prędkości optym.	95 km/h
Opadanie minimalne	0,70 m/s
— przy prędkości ekon.	80 km/h
Prędkość minimalna	72 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,75 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	225 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	...
Współcz. obciąż. niszc.	...

Konstruktor: W. Okarmus, Szybowcowy Zakład Doświadczalny. Konstrukcja drewniana. Profil NACA 63-3-618 modyf./NACA 4415. Pierwszy lot 28.11.1966 r. Zbudowano dwa prototypy. Produkcja od jesieni 1968 r.

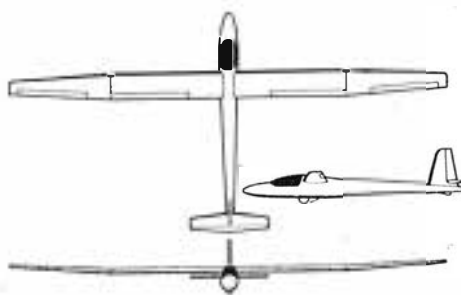
Konstruktorzy: W. Lembke i W. Schneider. Konstrukcja laminatowa. Profil Wortmann. Pierwszy lot w grudniu 1967. Zbudowano dwa prototypy.

Konstruktor: J. Cayla, wytwórnia Siren. Konstrukcja drewniana. Profil NACA ser. 64 modyf. wg ser. 7. Pierwszy lot 25.09.1962. W produkcji od 1965 r. Zbudowano 40 szt.



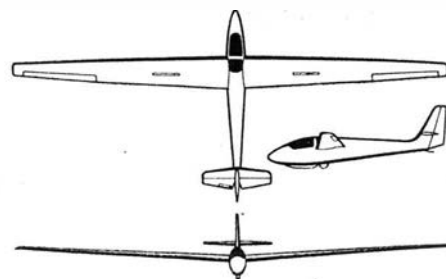
Rozpiętość	15,0 m
Długość	7,75 m
Wysokość	1,5 m
Powierzchnia nośna	12,7 m²
Wydłużenie	18,0
Ciężar własny	207 kG
Ciężar całkowity	297 kG
Ciężar maksymalny	332 kG
Obciążenie powierzchni	26 kG/m²
Doskonałość	33,5
— przy prędkości optym.	85 km/h
Opadanie minimalne	0,67 m/s
— przy prędkości ekon.	77 km/h
Prędkość minimalna	65 km/h
Opadanie przy 140 km/h	... m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	216 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	...
Współcz. obciąż. niszc.	...

Konstruktor: wytwórnia *Slingsby*. Konstrukcja drewniana. Profil Wortmann. Pierwszy lot 26.11.1963. Wersja z profilem Wortmanna powstała w 1968 r. Zbudowano ok. 20 szybowców „Dart 15”.



Rozpiętość	15,0 m
Długość	7,30 m
Wysokość	1,50 m
Powierzchnia nośna	11,9 m²
Wydłużenie	19,0
Ciężar własny	210 kG
Ciężar całkowity	300 kG
Ciężar maksymalny	315 kG
Obciążenie powierzchni	26,5 kG/m²
Doskonałość	36
— przy prędkości optym.	95 km/h
Opadanie minimalne	0,63 m/s
— przy prędkości ekon.	75 km/h
Prędkość minimalna	60 km/h
Opadanie przy 140 km/h	... m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	220 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	...
Współcz. obciąż. niszc.	...

Konstruktor: *A. Neukom*, Wytwórnia *Neukom*. Konstrukcja drewniana. Profil Wortmann FX. Pierwszy lot prototypu S-1 w 1964 r., S-3 w 1966 r. Zbudowano 1 szt.



Rozpiętość	15,0 m
Długość	6,0 m
Wysokość	1,45 m
Powierzchnia nośna	11,7 m²
Wydłużenie	19,2
Ciężar własny	190 kG
Ciężar całkowity	280 kG
Ciężar maksymalny	300 kG
Obciążenie powierzchni	25,5 kG/m²
Doskonałość	34
— przy prędkości optym.	85 km/h
Opadanie minimalne	0,6 m/s
— przy prędkości ekon.	73 km/h
Prędkość minimalna	62 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,9 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	250 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	...
Współcz. obciąż. niszc.	...

Konstruktorzy: *T. Tervo*, *J. Jalkanen*, *K. Hedström*. Konstrukcja drewniana. Profil FX-05-188/NACA 63-2-615. Pierwszy lot prototypu 1.06.1961 r., wersji PIK-16c w 1965 r. Zbudowano 50 szt. Wszystkich wersji.

„STANDARD AUSTRIA SH”

NRF

ES-60-2 „BOOMERANG 2”

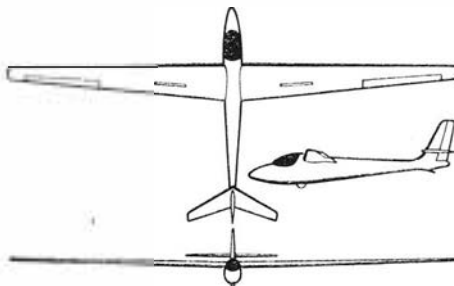
AUSTRALIA

„HAVUKKA STANDARD” FINLANDIA



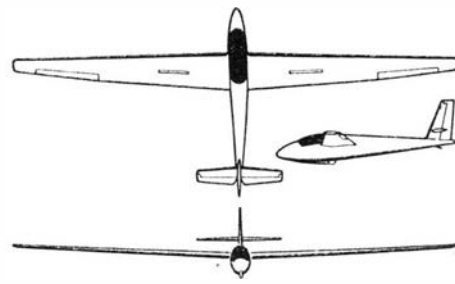
Rozpiętość	15,0 m
Długość	7,2 m
Wysokość	1,5 m
Powierzchnia nośna	13,5 m²
Wydłużenie	16,7
Ciężar własny	208 kG
Ciężar całkowity	298 kG
Ciężar maksymalny	323 kG
Obciążenie powierzchni	24,5 kG/m²
Doskonałość	34
— przy prędkości optym.	105 km/h
Opadanie minimalne	0,71 m/s
— przy prędkości ekon.	70 km/h
Prędkość minimalna	55 km/h
Opadanie przy 140 km/h	2,1 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	250 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	...
Współcz. obciąż. niszc.	12

Konstruktor: *Huth*. Wytwórnia: *Schempp-Hirth*. Konstrukcja drewniana. Profil Eppler. Pierwszy lot 1964 r. Zbudowano ok. 90 szt.



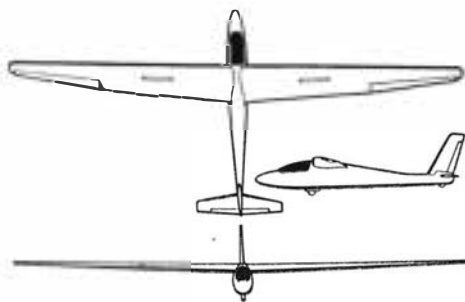
Rozpiętość	15,0 m
Długość	7,04 m
Wysokość	1,52 m
Powierzchnia nośna	12,87 m²
Wydłużenie	17,5
Ciężar własny	222 kG
Ciężar całkowity	325 kG
Ciężar maksymalny	347 kG
Obciążenie powierzchni	27 kG/m²
Doskonałość	30,7
— przy prędkości optym.	85 km/h
Opadanie minimalne	0,66 m/s
— przy prędkości ekon.	71 km/h
Prędkość minimalna	59 km/h
Opadanie przy 140 km/h	... m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	225 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	...
Współcz. obciąż. niszc.	...

Konstruktor: *E. Schneider*. Wytwórnia *H. Schneider*. Konstrukcja drewniana. Profil FX-61-184/FX-60-120. Pierwszy lot „Boomerang 1” — 28.11.1964, „Boomerang 2” w 1967 r. Zbudowano 24 szt.



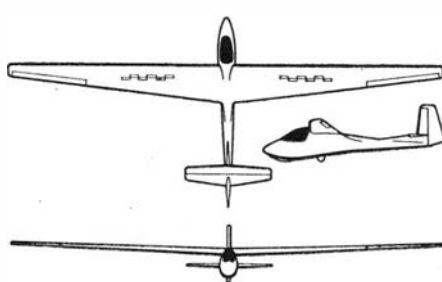
Rozpiętość	15,0 m
Długość	6,2 m
Wysokość	1,6 m
Powierzchnia nośna	12,7 m²
Wydłużenie	17,7
Ciężar własny	190 kG
Ciężar całkowity	... kG
Ciężar maksymalny	300 kG
Obciążenie powierzchni	23,6 kG/m²
Doskonałość	34
— przy prędkości optym.	90 km/h
Opadanie minimalne	0,63 m/s
— przy prędkości ekon.	70 km/h
Prędkość minimalna	58 km/h
Opadanie przy 140 km/h	... m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	250 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	...
Współcz. obciąż. niszc.	...

Konstruktor: ... Konstrukcja drewniana. Profil NACA ser. 63. Pierwszy lot w 1965 r. Zbudowano prototyp.



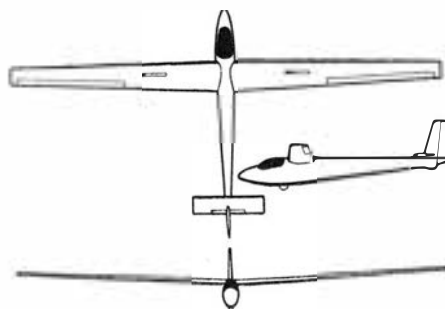
Rozpiętość	15,0 m
Długość	6,95 m
Wysokość	1,75 m
Powierzchnia nośna	12,97 m ²
Wydłużenie	17,3
Ciężar własny	200 kG
Ciężar całkowity	290 kG
Ciężar maksymalny	310 kG
Obciążenie powierzchni	23,9 kG/m ²
Doskonałość	32
— przy prędkości optym.	70 km/h
Opadanie minimalne	0,63 m/s
— przy prędkości ekon.	64 km/h
Prędkość minimalna	58 km/h
Opadanie przy 140 km/h	2 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	250 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+++
Współcz. obciąż. niszc.	+++

Wytwórnia: *Letalski Institut Branko Ivanus*. Konstrukcja drewniana. Profil NACA 63-3-618. Pierwszy lot w 1965 r. Zbudowano prototyp.



Rozpiętość	15,00 m
Długość	6,56 m
Wysokość	1,60 m
Powierzchnia nośna	13,1 m ²
Wydłużenie	17,1
Ciężar własny	200 kG
Ciężar całkowity	290 kG
Ciężar maksymalny	315 kG
Obciążenie powierzchni	24,1 kG/m ²
Doskonałość	30
— przy prędkości optym.	80 km/h
Opadanie minimalne	0,65 m/s
— przy prędkości ekon.	67 km/h
Prędkość minimalna	58 km/h
Opadanie przy 140 km/h	2,5 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	220 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+4,5/-2,25
Współcz. obciąż. niszc.	+9/-4,5

Konstruktor: *A. Morelli*. Produkcja we Włoszech i Francji. Konstrukcja drewniana. Profil NACA 63-618/63-615 modyf. Pierwszy lot w styczniu 1960 r. Zbudowano ponad 120 szt.



Rozpiętość	15,0 m
Długość	7,5 m
Wysokość	1,4 m
Powierzchnia nośna	12,0 m ²
Wydłużenie	18,8
Ciężar własny	215 kG
Ciężar całkowity	300 kG
Ciężar maksymalny	320 kG
Obciążenie powierzchni	25 kG/m ²
Doskonałość	31,5
— przy prędkości optym.	76 km/h
Opadanie minimalne	0,60 m/s
— przy prędkości ekon.	65 km/h
Prędkość minimalna	62 km/h
Opadanie przy 140 km/h	... m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	200 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+++
Współcz. obciąż. niszc.	+++

Konstruktor: *J. Matejček*. Konstrukcja drewniana. Profil NACA serii 64. Pierwszy lot w 1964 r. M-25 jest ulepszoną wersją szybowca VT-116 Orlik II.

VTC „DELFIN”

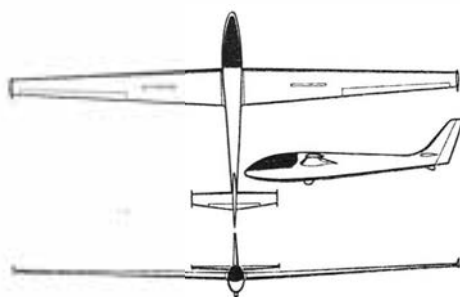
JUGOSŁAWIA

„A-2 STANDARD”

WŁOCHY

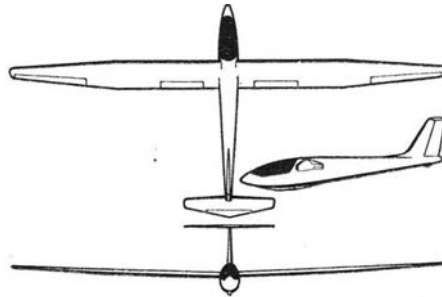
KK-1e „UTU”

FINLANDIA



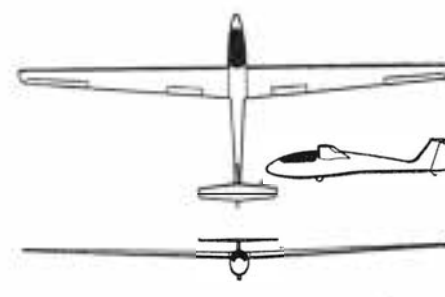
Rozpiętość	15,0 m
Długość	7,2 m
Wysokość	1,7 m
Powierzchnia nośna	12,82 m ²
Wydłużenie	17,55
Ciężar własny	222 kG
Ciężar całkowity	312 kG
Ciężar maksymalny	332 kG
Obciążenie powierzchni	25,9 kG/m ²
Doskonałość	33,8
— przy prędkości optym.	90 km/h
Opadanie minimalne	0,62 m/s
— przy prędkości ekon.	68 km/h
Prędkość minimalna	60 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,95 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	250 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+5,9/-3,9
Współcz. obciąż. niszc.	+8,87/-5,87

Konstruktorzy: *T. Dragovic, Z. Gabrijel*. Konstrukcja drewniana. Profil NACA 63-3-618. Pierwszy lot 20.12.1963. Zbudowano 10 szt.



Rozpiętość	15,0 m
Długość	7,0 m
Wysokość	1,5 m
Powierzchnia nośna	11,85 m ²
Wydłużenie	19,0
Ciężar własny	190 kG
Ciężar całkowity	280 kG
Ciężar maksymalny	310 kG
Obciążenie powierzchni	26,2 kG/m ²
Doskonałość	34
— przy prędkości optym.	87 km/h
Opadanie minimalne	0,62 m/s
— przy prędkości ekon.	66 km/h
Prędkość minimalna	56 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,9 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	260 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+++
Współcz. obciąż. niszc.	+++

Wytwórnia: *Aviamilano*. Konstrukcja mieszana. Profil FX-61-163. Pierwszy lot w 1967 r. Zbudowano prototyp.



Rozpiętość	15,0 m
Długość	6,50 m
Wysokość	1,22 m
Powierzchnia nośna	11,25 m ²
Wydłużenie	20
Ciężar własny	200 kG
Ciężar całkowity	290 kG
Ciężar maksymalny	310 kG
Obciążenie powierzchni	27,6 kg/m ²
Doskonałość	35
— przy prędkości optym.	81 km/h
Opadanie minimalne	0,60 m/s
— przy prędkości ekon.	74 km/h
Prędkość minimalna	63 km/h
Opadanie przy 140 km/h	2,0 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	250 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+++
Współcz. obciąż. niszc.	+8/-6

Konstruktor: *A. Anttila*, Wytwórnia *Fiber*. Konstrukcja laminatowa. Profil NACA 63-3-618/63-1-512. Pierwszy lot 14.08.1964 r., wersji KK-1e w 1967 r. Zbudowano 5 prototypów wszystkich wersji.

KLASA OTWARTA

SZD-31 „ZEFIR 4”

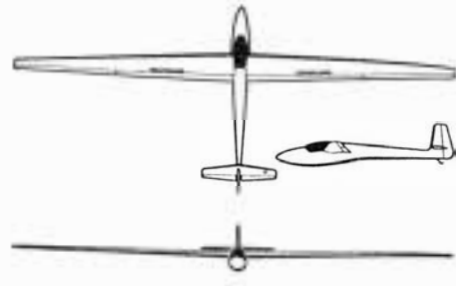
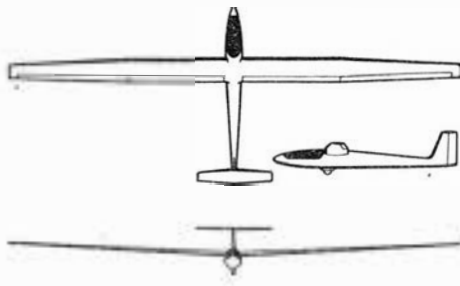
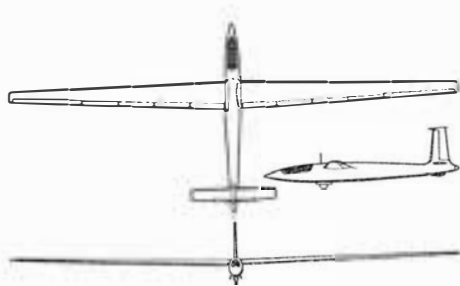
POLSKA

„BS-1”

NRF

H-301 „LIBELLE”

NRF



Rozpiętość	19,0 m
Długość	8,0 m
Wysokość	2,1 m
Powierzchnia nośna	15,7 m ²
Wydłużenie	23
Ciężar własny	435 kG
Ciężar całkowity	513 kG
Ciężar maksymalny	530 kG
Obciążenie powierzchni	34 kG/m ²
Doskonałość	42,4
— przy prędkości optym.	106 km/h
Opadanie minimalne	0,68 m/s
— przy prędkości ekon.	102 km/h
Prędkość minimalna	67 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,12 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	220 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+6/-4
Współcz. obciąż. niszcz.	+9/-6

Konstruktor: B. Szuba, Szybowcowy Zakład Doświadczalny. Konstrukcja drewniana. Profil NACA 66-215-416. Pierwszy lot 7.12.1967 r. Zbudowano dwa prototypy. „Zefir 4” jest rozwinięciem szybowca SZD-29 „Zefir 3”.

Rozpiętość	18,0 m
Długość	7,5 m
Wysokość	1,5 m
Powierzchnia nośna	14,1 m ²
Wydłużenie	23
Ciężar własny	310 kG
Ciężar całkowity	410 kG
Ciężar maksymalny	450 kG
Obciążenie powierzchni	32 kG/m ²
Doskonałość	44
— przy prędkości optym.	95 km/h
Opadanie minimalne	0,68 m/s
— przy prędkości ekon.	102 km/h
Prędkość minimalna	67 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,12 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	250 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+6/-4
Współcz. obciąż. niszcz.	+9/-6

Konstruktor: B. Stender, wytwórnia Glasflügel. Konstrukcja laminatowa. Profil Eppler 348K. Pierwszy lot pierwszego prototypu 23.12.1962, prototypu produkcyjnego 24.05.1966.

Rozpiętość	15,0 m
Długość	6,2 m
Wysokość	1,2 m
Powierzchnia nośna	9,6 m ²
Wydłużenie	23,8
Ciężar własny	175 kG
Ciężar całkowity	275 kG
Ciężar maksymalny	300 kG
Obciążenie powierzchni	31,4 kG/m ²
Doskonałość	39
— przy prędkości optym.	85 km/h
Opadanie minimalne	0,55 m/s
— przy prędkości ekon.	72 km/h
Prędkość minimalna	65 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,5 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	250 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+6/-4
Współcz. obciąż. niszcz.	+9,5/...

Konstruktor: W. i U. Hütter, wytwórnia: Glasflügel. Konstrukcja laminatowa. Profil Hütter 1 i 2. Pierwszy lot 7.03.1964 r. Zbudowano 50 szt.

SCHEMP-HIRTH „CIRRUS”

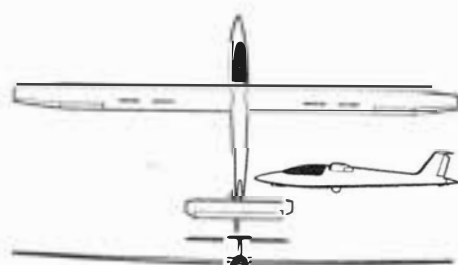
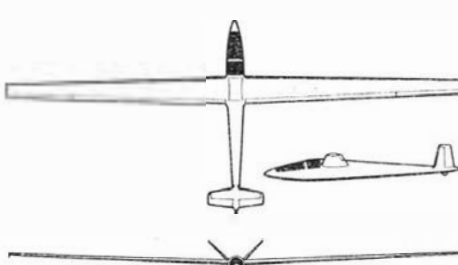
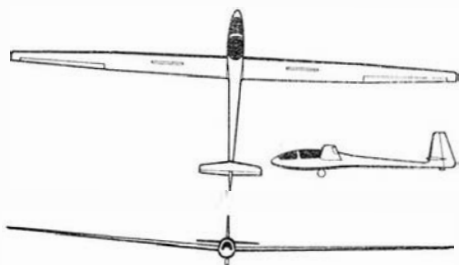
NRF

SLINGSBY „HP-14S”

W. BRYTANIA

BEATTY-JOHL „BJ-3”

PŁD. AFRYKA



Rozpiętość	17,74 m
Długość	7,20 m
Wysokość	1,56 m
Powierzchnia nośna	12,6 m ²
Wydłużenie	25
Ciężar własny	260 kG
Ciężar całkowity	360 kG
Ciężar maksymalny	400 kG
Obciążenie powierzchni	31,7 kG/m ²
Doskonałość	44
— przy prędkości optym.	85 km/h
Opadanie minimalne	0,52 m/s
— przy prędkości ekon.	75 km/h
Prędkość minimalna	62 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,37 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	250 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+6/-4
Współcz. obciąż. niszcz.	+9/-6

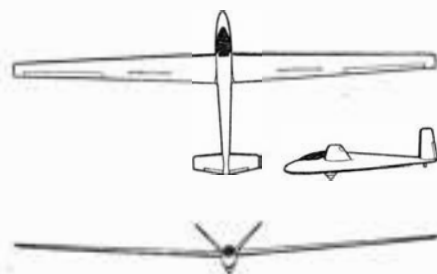
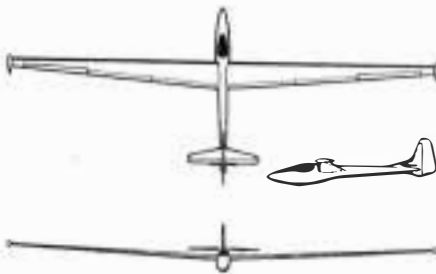
Konstruktor: C. Holighaus. Konstrukcja laminatowa. Profil FX 66. Pierwszy lot w styczniu 1967 r. Zbudowano ok. 10 szt.

Rozpiętość	18,0 m
Długość	7,25 m
Wysokość	1,19 m
Powierzchnia nośna	13,5 m ²
Wydłużenie	24
Ciężar własny	230 kG
Ciężar całkowity	330 kG
Ciężar maksymalny	363 kG
Obciążenie powierzchni	27 kG/m ²
Doskonałość	42
— przy prędkości optym.	101 km/h
Opadanie minimalne	0,61 m/s
— przy prędkości ekon.	80 km/h
Prędkość minimalna	65 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,4 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	241 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+6/-4
Współcz. obciąż. niszcz.	+9/-6

Konstruktor: R. Schreder, Wytwórnia Slingsby. Konstrukcja metalowa. Profil FX-61-163. Pierwszy lot prototypu HP-14 o rozpiętości 16,64 m — w USA — 24.06.1966. Produkcja w W. Brytanii od maja 1967 r.

Rozpiętość	16,15 m
Długość	7,50 m
Wysokość	1,6 m
Powierzchnia nośna	12,26 m ²
Wydłużenie	20
Ciężar własny	400 kG
Ciężar całkowity	500 kG
Ciężar maksymalny	522 kG
Obciążenie powierzchni	42,5 kG/m ²
Doskonałość	40
— przy prędkości optym.	130 km/h
Opadanie minimalne	0,67 m/s
— przy prędkości ekon.	74 km/h
Prędkość minimalna	53 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,4 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	285 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+6/-4
Współcz. obciąż. niszcz.	+9/-6

Konstruktor: W. Johl, P. Beatty. Konstrukcja metalowa. Profil NACA 66-1-212/0009-64A-0,8. Pierwszy lot w 1967 r. Zbudowano prototyp.



Rozpiętość	15,25 m
Długość	6,35 m
Wysokość	1,1 m
Powierzchnia nośna	10,0 m ²
Wydłużenie	23,1
Ciężar własny	236 kG
Ciężar całkowity	300 kG
Ciężar maksymalny	323 kG
Obciążenie powierzchni	32 kG/m ²
Doskonałość	41,4
— przy prędkości optym.	100 km/h
Opadanie minimalne	0,62 m/s
— przy prędkości ekon.	88 km/h
Prędkość minimalna	66 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,3 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	218 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+6/-4
Współcz. obciąż. niszc.	+9/-6

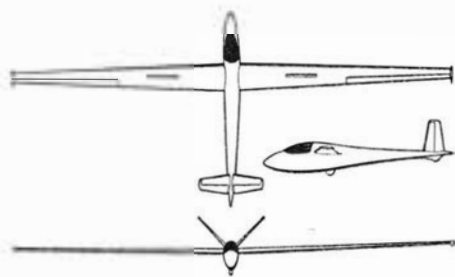
Rozpiętość	20,0 m
Długość	8,2 m
Wysokość	1,75 m
Powierzchnia nośna	16,0 m ²
Wydłużenie	25
Ciężar własny	380 kG
Ciężar całkowity	460 kG
Ciężar maksymalny	500 kG
Obciążenie powierzchni	31,3 kG/m ²
Doskonałość	41
— przy prędkości optym.	90 km/h
Opadanie minimalne	0,57 m/s
— przy prędkości ekon.	77 km/h
Prędkość minimalna	67 km/h
Opadanie przy 140 km/h	 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	250 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	
Współcz. obciąż. niszc.	

Rozpiętość	17,0 m
Długość	6,3 m
Wysokość	1,5 m
Powierzchnia nośna	14,7 m ²
Wydłużenie	20,2
Ciężar własny	260 kG
Ciężar całkowity	350 kG
Ciężar maksymalny	370 kG
Obciążenie powierzchni	25,2 kG/m ²
Doskonałość	38
— przy prędkości optym.	87 km/h
Opadanie minimalne	0,60 m/s
— przy prędkości ekon.	70 km/h
Prędkość minimalna	63 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,6 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	200 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	
Współcz. obciąż. niszc.	

Konstruktor: A. Niemi. Konstrukcja drewniana. Profil NACA 65-3-418. Pierwszy lot 20.11.1958 r. Zbudowano ok. 15 szt.

Konstruktor: S. Obad, B. Cijan, wytwórnia: Ikarus. Konstrukcja metalowa. Profil NACA 63-2-615. Pierwszy lot w maju 1955 r. Zbudowano dwa prototypy.

Konstruktor: wytwórnia Schempp-Hirth. Konstrukcja drewniana. Profil Eppler 266. Pierwszy lot 1965 r. Zbudowano ok. 50 szt. SHK-1 jest rozwinięciem Standard Austrii.



Rozpiętość	18,0 m
Długość	7,2 m
Wysokość	1,2 m
Powierzchnia nośna	12,3 m ²
Wydłużenie	26,4
Ciężar własny	320 kG
Ciężar całkowity	380 kG
Ciężar maksymalny	380 kG
Obciążenie powierzchni	31 kG/m ²
Doskonałość	40
— przy prędkości optym.	100 km/h
Opadanie minimalne	0,63 m/s
— przy prędkości ekon.	90 km/h
Prędkość minimalna	65 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,5 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	250 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+7,5/-3
Współcz. obciąż. niszc.	+11,25/-4,5

Rozpiętość	18,5 m
Długość	8,0 m
Wysokość	1,6 m
Powierzchnia nośna	16,2 m ²
Wydłużenie	21,1
Ciężar własny	380 kG
Ciężar całkowity	460 kG
Ciężar maksymalny	500 kG
Obciążenie powierzchni	30,9 kG/m ²
Doskonałość	40
— przy prędkości optym.	97 km/h
Opadanie minimalne	0,55 m/s
— przy prędkości ekon.	72 km/h
Prędkość minimalna	65 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,25 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	240 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+4/-2
Współcz. obciąż. niszc.	+8/-4

Rozpiętość	18,2 m
Długość	7,6 m
Wysokość	1,52 m
Powierzchnia nośna	16,1 m ²
Wydłużenie	20,5
Ciężar własny	256 kG
Ciężar całkowity	356 kG
Ciężar maksymalny	376 kG
Obciążenie powierzchni	23,5 kG/m ²
Doskonałość	36
— przy prędkości optym.	76 km/h
Opadanie minimalne	0,56 m/s
— przy prędkości ekon.	69 km/h
Prędkość minimalna	60 km/h
Opadanie przy 140 km/h	2,2 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	219 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+5/-2,5
Współcz. obciąż. niszc.	+7,5/-3,75

Konstruktor: O. Antonow. Konstrukcja metalowa. Profil NACA 64-3-618/63-3-616. Pierwszy lot 26.03.1960 r. Zbudowano 200 szt.

Konstruktor: Zespół Akademii Wojskowej w Brnie. Konstrukcja drewniana. Profil STF 863-615. Pierwszy lot 13.05.1966 r. Zbudowano dwa prototypy.

Konstruktor: wytwórnia Slingsby. Konstrukcja drewniana. Profil NACA 63-3-620. Pierwszy lot 24.03.1962 r. Zbudowano 60 szt.



Rozpiętość	15,0 m
Długość	7,56 m
Wysokość	1,35 m
Powierzchnia nośna	9,72 m ²
Wydłużenie	23,1
Ciężar własny	210 kG
Ciężar całkowity	280 kG
Ciężar maksymalny	300 kG
Obciążenie powierzchni	30,9 kG/m ²
Doskonałość	39
— przy prędkości optym.	100 km/h
Opadanie minimalne	0,60 m/s
— przy prędkości ekon.	75 km/h
Prędkość minimalna	65 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,55 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	270 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+++
Współcz. obciąż. niszc.	+++

Konstruktor: T. Bircher, J. Voornvel, W. Hütter, wytwórnia FFA. Konstrukcja laminatowa. Profil Hütter 1 i 2. Pierwszy lot 5.09.1964 r. Zbudowano 13 szt.

SLINGSBY T. 51 „DART 17”

W. BRYTANIA



Rozpiętość	17,0 m
Długość	7,75 m
Wysokość	1,5 m
Powierzchnia nośna	13,7 m ²
Wydłużenie	21,1
Ciężar własny	240 kG
Ciężar całkowity	330 kG
Ciężar maksymalny	370 kG
Obciążenie powierzchni	27 kG/m ²
Doskonałość	36
— przy prędkości optym.	85 km/h
Opadanie minimalne	0,6 m/s
— przy prędkości ekon.	74 km/h
Prędkość minimalna	65 km/h
Opadanie przy 140 km/h	1,5 m/s
Dopuszczalna prędk. nurk.	216 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	+5,3
Współcz. obciąż. niszc.	+8

Konstruktor: wytwórnia Slingsby. Konstrukcja drewniana. Profil NACA 64-3-618/64-3-615. Pierwszy lot prototypu Dart 15 o rozpiętości 15 m — 26.11.1963 r.

Hydromagnetyczna technika sterowania obiektów latających

W artykule omówiono możliwości wykorzystania techniki hydromagnetycznej do sterowania obiektów latających. Zwrócono uwagę na fakt, że prędkości i przyspieszenia uzyskiwane przez współczesne zespoły napędowe obiektów latających, ekstremalne parametry temperaturowe i ciśnieniowe oraz silne promieniowanie stanowią zespół warunków, którym obecnie nie mogą sprostać urządzenia automatyki zaprezentowane przez klasyczne zespoły elektryczne, pneumatyczne czy też hydrauliczne. Rozwój najnowszych techniki sterowania oparty jest o czynnik roboczy w postaci ciekłego metalu o niskiej temperaturze topnienia. Dalej w artykule podano klasyfikację wzmacniaczy hydromagnetycznych, omówiono własności fizyczne czynników roboczych oraz opisano niektóre konstrukcje urządzeń hydromagnetycznych.

Hydromagnetyka jest tą dziedziną magnetohydrodynamiki, w której zakłada się ciągłą strukturę atomową płynu dla analizy zjawisk fizycznych [4]. Gwałtowny rozwój badań podstawowych w dziedzinie dynamiki cieczy i gazów przewodzących prąd elektryczny w polu magnetycznym podyktowany został obecnie dużymi perspektywami zastosowań praktycznych w wielu ważnych gałęziach techniki. Dlatego też już teraz magnetohydrodynamika stanowi część klasycznej dynamiki płynów. Do zakresu zastosowań wyników badań teoretycznych i laboratoryjnych magnetohydrodynamiki można zaliczyć niemal wszystkie podstawowe dziedziny współczesnej techniki oraz technologii.

Należy tutaj wymienić przede wszystkim budowę pomp elektromagnetycznych [3], [10], [11], [12], [13] mających coraz szersze zastosowanie w odlewnictwie, inżynierii reaktorowej i astronautyce.

Elektromagnetyczne pomiary natężenia przepływu [8] zyskują szerokie praktyczne zastosowanie o dużym znaczeniu w technice pomiarowej. Największe zastosowania z perspektywnego punktu widzenia rokuja magnetohydrodynamiczne generatory energii elektrycznej [5]. W dziedzinie budowy maszyn elektrycznych wykorzystanie połączeń w oparciu o ciekły metal pozwala na polepszenie charakterystyk maszyn jednobiegunowych [1].

Wraz z postępem techniki rakietowej i astronautyki wyrażającej się rozwojem napędów i sterowania możliwości pełnego wykorzystania osiągnięć teoretycznych i doświadczalnych zarówno magnetogazodynamiki, jak i hydromagnetyki stają się realne i bliskie. Napędy jądrowe i elektryczne obiektów latających pozwalają uzyskiwać parametry niespotykane w klasycznych rozwiązaniach opartych o paliwa chemiczne.

Pojazdy kosmiczne z reaktorami atomowymi, silniki plazmowe i jonowe wykorzystują już teraz w swoich zespołach zupełnie nowe zjawiska towarzyszące przepływowi oparte właśnie o teoretyczne podstawy dynamiki płynów przewodzących prąd elektryczny.

Jedną z ważnych i nierozłącznych dziedzin techniki obiektów latających, związaną ściśle z postępem zarysowującym się obecnie, jest automatyka. Wyjątkowo szybki rozwój teorii sterowania pociągnął za sobą wyraźny rozwój technologii elementów i układów automatycznych, przyczyniając się do miniaturyzacji, podniesienia stopnia niezawodności oraz polepszenia parametrów dynamiki układów sterowania. Niemniej jednak nowe wymagania związane z zaostreniem warunków fizycznych środowiska zaczęły stwarzać problemy w budowie niezawodnych urządzeń sterujących. Prędkości i przyspieszenia uzyskiwane przez współczesne zespoły napędowe obiektów latających, ekstremalne parametry temperaturowe i ciśnieniowe, silne promieniowanie, to zespół warunków, którym nie mogą sprostać obecnie urządzenia automatyki wykorzystujące zespoły elektryczne, pneumatyczne czy też hydrauliczne.

Dlatego też rozwój najnowszych technik sterowania oparty jest o czynnik roboczy, pozwalający na pracę w bardzo trudnych warunkach otoczenia. Te zadania mogą być realizowane przez stosowanie ciekłych metali o niskiej temperaturze topnienia. Właściwości elektryczne ciekłych metali pozwalają jednocześnie wykorzystać osiągnięcia hydromagnetyki umożliwiając budowę nowych elementów podstawowych oraz scalanie prostych i niezawodnych układów automatyki. Tendencja budowy takich urządzeń wywodzi się od stosowanych na szeroką skalę zespołów elektrohydraulicznych. Na razie projektowane są i stosowane w ograniczonym zakresie urządzenia hydromagnetyczne, hydrauliczno-hydromagnetyczne i hydrauliczne, wykorzystujące jako czynnik roboczy przede wszystkim niskotopliwe stopy na bazie sodu.

W członach sterujących, które przetwarzają najczęściej sygnał wejściowy elektryczny, podstawowym zespołem jest wzmacniacz hydromagnetyczny będący realizacją sterowanej pompy ciśnieniowej. Skojarzone człony hydrauliczno-hydromagnetyczne dla wejściowego sygnału elektrycznego wykorzystują zasady

hydromagnetyki w pierwszym stopniu wzmocnienia oraz mają człon hydrauliczny wzmacniająco-wykonawczy. Pierwszy stopień wzmocnienia jest odmianą przetwornika elektromechanicznego i sterowanego przetwornika mechaniczno-hydraulicznego o niewielkim współczynniku wzmocnienia. Takie rozwiązanie zapewnia dużą niezawodność zespołu i pozwala na poprawną jego pracę w znacznie wyższych temperaturach niż w dotychczas stosowanych konstrukcjach.

Układy elektrohydrauliczne wykorzystujące czynnik roboczy w postaci ciekłego metalu w istocie strukturalnej nie różnią się od typowych układów pracujących na innych cieczach. Budowa ich stwarza jednak znaczne trudności technologiczne z uwagi na to, że nie rozwiązano jeszcze w zadowalający sposób szeregu podstawowych zagadnień. Należą do nich problemy fizyko-chemicznych oddziaływań na granicy fazy ciekłej i stałej (ciekły metal, elementy konstrukcji układu) w warunkach zmiennych naprężeń (aktywność korozyjna, własności adsorpcyjne, stabilność relaksacyjna itd.) oraz związane z tym problemy konstrukcyjno-eksploatacyjne.

Klasyfikacja wzmacniaczy hydromagnetycznych

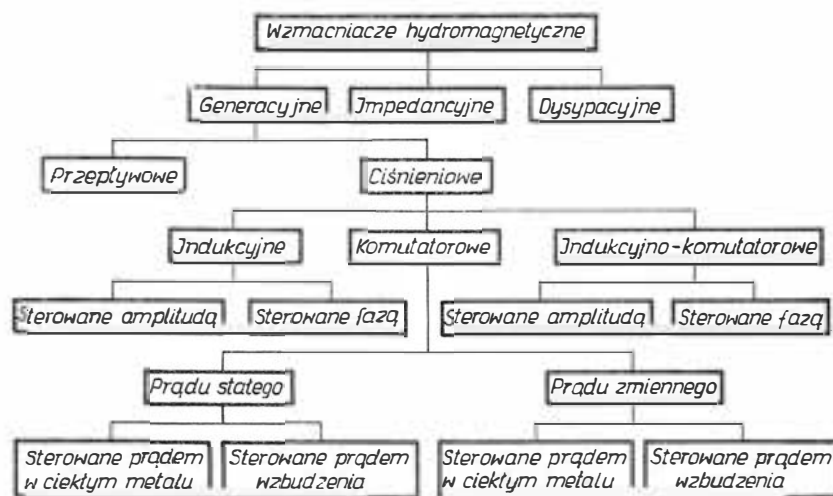
Zastosowanie ciekłych metali w konstrukcjach urządzeń sterujących w istocie nie zmieniło podstawowych schematów strukturalnych. Zachowane zostały stosowane dotychczas elementy i człony w postaci pierwotnej z pewnymi modyfikacjami, niejednokrotnie upraszczającymi schemat działania.

Hydromagnetyczna technika sterowania oparta jest przede wszystkim na członie podstawowym typu generacyjnego, najczęściej na sterowanej pompie hydromagnetycznej ciśnieniowej lub przepływowej. Przekazywanie sygnałów sterujących i wymuszanie odpowiadających im sygnałów ciśnienia cieczy lub przepływu odbywa się na drodze elektrycznej. W urządzeniach hydromagnetycznych tego typu nie ma np. czysto mechanicznych części ruchomych, a więc upraszcza się konstrukcja wzmacniacza ze względu na niewystępowanie uszczelnień części ruchomych. Także właściwości dynamiczne przy odpowiednim schemacie elektromagnetycznym takiego członu generacyjnego ulegają znacznej poprawie, chociażby wskutek wyeliminowania nieliniowości i zmniejszenia mas dynamicznych.

Szereg układów hydromagnetycznych oraz hydrauliczno-hydromagnetycznych może być budowanych również z członów impedancyjnych, w których występują sterowane elementy oporowe, np. dławieniowe. W tego samego typu układach mogą być stosowane sterowane człony dysypacyjne, np. strumieniowe. W elementach hydromagnetyki siłowej wynikają podczas projektowania takie same problemy jak i przy projektowaniu wysokotemperaturowych ele-

mentów hydraulicznych. Wynika to z faktu, że schematy konstrukcyjne są identyczne w przypadku jednakowych zastosowań.

Na rys. 1 przedstawiono klasyfikację wzmacniaczy hydromagnetycznych. Pokazane są możliwości budowy na przykładzie sterowanych wzmacniaczy ciśnieniowych typu generacyjnego.



Rys. 1. Klasyfikacja wzmacniaczy hydromagnetycznych

Znane są już obecnie różnorodne konstrukcje urządzeń hydromagnetycznych indukcyjnych, komutatorowych i indukcyjno-komutatorowych, które znalazły zastosowanie w technice sterowania obiektów latających.

Czynnik roboczy

Zastosowanie ciekłych metali w hydromagnetycznej technice sterowania obiektów latających pozwala na rozszerzenie zakresu zastosowania urządzeń sterujących, głównie na trudne warunki temperaturowe oraz radiacyjne. Wysokie temperatury powyżej 300 °C stwarzały poważne kłopoty eksploatacyjne dla urządzeń hydraulicznych, zaś urządzenia pneumatyczne nie zawsze mogły sprostać wysokiemu wymaganiu dynamiki ze względu na ściśliwość gazów. Hydromagnetyczne urządzenia sterujące wykorzystują jako czynnik roboczy przede wszystkim ciekłe metale. Najczęściej stosowany jest stop eutektyczny sodu i potasu NaK-77. Z wyglądu przypominający rtęć stop ten ma bardzo małą gęstość oraz dobre własności mechaniczne. W układach szczelnych bez dostępu powietrza (tlenu) eutektyka sodowo-potasowa jest najbardziej stabilną chemicznie cieczą hydrauliczną.

Dodatkowe zalety w postaci stabilności radiacyjnej pozwalają na stosowanie tej cieczy w zespołach sterujących obiektów o napędzie jądrowym lub znajdujących się pod wpływem silnego napromieniowania w przestrzeni kosmicznej. Z pozostałych zalet tego stopu jak również szeregu innych stosowanych ciekłych metali należy wymienić bardzo dobrą przewodność cieplną. Pozwala to na zmniejszenie się zużycia współpracu-

jących części przy wysokich temperaturach ze względu na szybkie odprowadzenie ciepła od nagrzanego miejsca styku. Niska lepkość większości ciekłych metali wpływa na konieczność projektowania specjalnych uszczelnień elementów ruchomych oraz np. zmniejszania luzów w zespołach par precyzyjnych elementów suwakowych.

Trudności w projektowaniu wysokotemperaturowych urządzeń sterujących pracujących na ciekłym metalu jak i na konwencjonalnych cieczach hydraulicznych są porównywalne. Ciekłe metale nie stwarzają istotnych problemów konstrukcyjnych ze względu na przybliżone parametry hydrodynamiczne w grupie cieczy o tej samej lepkości. Istotną trudność powoduje fakt małej smarności, co wymaga projektowania wyjątkowo trudnych technologicznie i materiałowo łożysk i uszczelnień. Małe luzy części współpracujących przy dużej gładkości powierzchni powodują m.in. tendencję do trwałego połączenia dyfuzyjnego oraz dużą wrażliwość na zmiany geometryczne.

W metodzie stosowania ciekłych metali przeważają zalety i dlatego też hydromagnetyczne sterowanie oraz wykorzystanie ciekłych metali w nowoczesnej technice budowy obiektów latających jest coraz powszechniejsze. Prowadzone badania idą w kierunku poznania korelacji cech fizyko-chemicznych ciekłych metali i doboru odpowiednich materiałów konstrukcyjnych. Ponadto istotną rolę odgrywa również opracowanie stopu o dobrych właściwościach mającego zarówno niską temperaturę krzepnięcia, jak i wysoką temperaturę wrzenia.

W tablicy podane są niektóre własności fizyczne kilku ciekłych metali stosowanych w hydromagnetycznej technice sterowania. Zastosowanie podanych w tablicy cieczy jest różnorodne; większość z nich wykorzystywana jest w badaniach laboratoryjnych. Niemniej jednak zastosowanie opisywanego tutaj dokładnie stopu NaK-77 wykracza poza zakres eksperymentu. W amerykańskim programie realizacji obiektów latających z wykorzystaniem energii ją-

Ciecz	Temperatura topnienia [°C]	Gęstość [g/cm ³] w temp. [°C]	Lepkość cP w temp. [°C]	Przewodność cieplna [kcal/g · cm] w temp. [°C]	Oporność względna [μΩ cm] w temp. [°C]
Hg	-38,9	13,35 100 12,88 300	1,85 -20 1,01 200	0,0196 0 0,0303 220	98,4 50 127,5 300
Na Cs 96 NaK-77	-28 -12	0,875 20 0,700 700			
NaK-78	-11	0,847 100 0,739 400	0,468 103,7 0,205 400	0,058 100 0,064 400	410 100 47,0 200
NaK-44	19	0,886 100 0,814 400	0,546 103,7 0,230 400	0,0617 100 0,0662 400	35,5 100 41,0 200
Cs	28,5	1,9 20			
Rb	38,5	1,5 20			
K	63,7	0,86 20			
Na	97,8	0,927 100 0,833 500	0,682 100 0,239 500	0,205 100 0,159 500	9,675 100 20,025 400

drowej istotną rolę odgrywa oprócz układów chłodzenia reaktorów również wykorzystanie stopu NaK-77 jako czynnika roboczego w układach sterowania.

Szereg danych fizyko-chemicznych oraz wyników badań własności niektórych ciekłych metali zawarto w pracach [9], [12], [13], [14] i w aktualnej literaturze specjalistycznej.

Niektóre konstrukcje

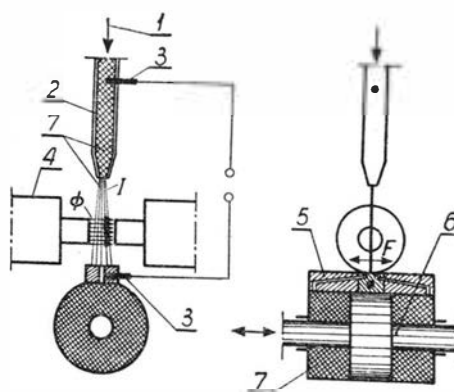
Obecnie prowadzone są szerokie badania nad opracowaniem wysoko-sprawnych konstrukcji urządzeń hydromagnetycznych. Przy projektowaniu niezbędne jest określenie zależności ilościowych między poszczególnymi elementami składowymi konkretnej konstrukcji hydromagnetycznej. Wymagane jest przeprowadzenie szczegółowej analizy przy założonych obciążeniach i wymiarach geometrycznych w celu określenia optymalnych parametrów konstrukcyjnych. Zadanie to jest o tyle trudne, że łączy w sobie złożone problemy elektryczne i hydrauliczne, które tworzą proces opisywany szeregiem równań, dla których niejednokrotnie uzyskanie ścisłego rozwiązania jest niemożliwe. Dlatego też projektowanie urządzenia hydromagnetycznego opiera się na wielu założeniach upraszczających i wykonany model poddaje się badaniom. Badania pozwalają również na dodatkową analizę technologiczno-eksploatacyjną.

W Polsce prace nad praktyczną realizacją elementów hydromagnetycznych dla zastosowań w technice sterowania rozpoczęto w 1964 r. w Katedrze Automatyki Mechanicznej. Ograniczony zakres środków nie pozwalał na przeprowadzenie szerokich prac podstawowych i badania ograniczono jedynie do najniezbędniejszych. Wykonano dwa modele przetworników hydromagnetycznych PHM-1 i PHM-2 oraz przeprowadzono pomiary laboratoryjne. Wykazały one możliwość stosowania podobnych konstrukcji w technice sterowania. Ze względu na brak szerszych wyników badań oraz trudności warsztata-

towe wykonane modele nie miały optymalnych parametrów geometrycznych. Przetwornik PHM-1 oparty został o konstrukcję pompy hydromagnetycznej ciśnieniowej prądu zmiennego typu komutatorowego z kanałem spiralnym, natomiast konstrukcja PHM-2 wykonana została w oparciu o zasadę wymuszania ciśnienia drogą indukcyjno-komutatorową.

Poniżej przedstawione zostaną niektóre konstrukcje o dużych perspektywach zastosowań w technice sterowania.

Rys. 2 przedstawia schemat działania wzmacniacza strumieniowego sterowanego hydromagnetycznie. Ciekły metal pompowany ze źródła zasilania 1 rurką zasilającą 2 przebiega między nabiegunkami magnesów wytwarzających strumień magnetyczny 4 do dyfuzora 5. W stanie równowagi, kiedy „nitka” ciekłego metalu 7 pokrywa się ze środkiem symetrii dyfuzora na powierzchnię

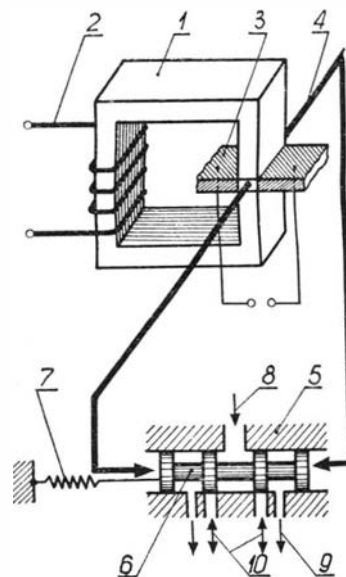


Rys. 2. Wzmacniacz strumieniowy sterowany hydromagnetycznie: 1 — źródło zasilania, 2 — rurka zasilająca, 3 — elektrody obwodu elektrycznego, 4 — magnesy wytwarzające strumień magnetyczny, 5 — dyfuzor, 6 — siłownik, 7 — ciekły metal

łoka siłownika 6 działają siły równe i przeciwnie skierowane. W przypadku kiedy do elektrod 3 doprowadzimy prąd I_{st} , „nitka” zacznie wychylać się w kierunku wynikającym z zasady Faradaya. Równowaga sił na tło-

ku zostanie zachwiana i tłok zacznie się przesuwac. W ten sposób dając odpowiednią wartość prądu i określając jego kierunek możemy sterować członem wykonawczym.

Na rys. 3 przedstawiono zasadę działania wzmacniacza hydromagnetyczno-hydraulicznego. W pierwszym stopniu wzmocnienia zastosowany jest człon generacyjny typu pompy ciśnieniowej, w której wymuszanie ciśnienia odbywa się przez oddziaływanie strumienia magnetycznego w szczelinie przeciętego rdzenia 1 cew-

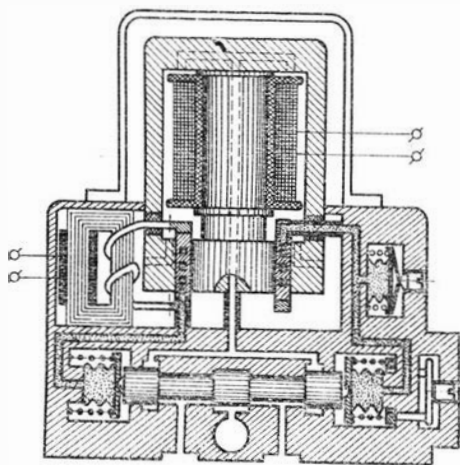


Rys. 3. Schemat wzmacniacza hydromagnetyczno-hydraulicznego: 1 — rdzeń, 2 — cewka zasilania obwodu magnetycznego, 3 — przewód wysokoprądowy, 4 — przewód z ciekłym metalem, 5 — korpus zespołu hydraulicznego, 6 — suwak, 7 — sprężyna centrująca, 8 — zasilanie hydrauliczne, 9 — spływ, 10 — przewody do członu wykonawczego

ką wzbudzenia 2 z prądem przepływającym w obwodzie 3. Ciekły metal w przewodzie 4 powoduje wywieranie siły pod wpływem powstałego ciśnienia na suwak rozdzielczy 6 umieszczony w korpusie 5 i centrowa-

ny sprężyną 7. Zmiana położenia suwaka pozwala na przepływ cieczy roboczej ze źródła zasilania 8 do jednej z przestrzeni członu wykonawczego przewodem 10 i na spływ przewodem 9.

Bardziej zaawansowaną konstrukcję wzmacniacza hydromagnetyczno-hydraulicznego przedstawia rys. 4,



Rys. 4. Wzmacniacz hydromagnetyczno-hydrauliczny z przetwornikiem komutatorowym prądu zmiennego z kanałem spiralnym

w którym zastosowano jako pierwszy stopień wzmocnienia przetwornik PHM-1.

Przedstawione konstrukcje pozwalają zorientować się o szerokich możliwościach ich wykorzystania w technice sterowania.

Perspektywy zastosowań

Na obecnym etapie rozwoju hydromagnetycznej techniki sterowania wykorzystanie tego typu urządzeń w normalnych zastosowaniach jest problematyczne z uwagi na konstrukcyjność powszechnie stosowanych układów elektrohydraulicznych. Wydaje się jednak, że opracowanie doskonalszych konstrukcji o większej sprawności pozwoli na eliminację tradycyjnych urządzeń w wielu przypadkach. Duże nadzieje roszą konstrukcje oparte o zasadę indukcyjno-komutatorową, zapewniającą już obecnie osiągnięcie sprawności rzędu 70% i wyjątkowo wysokiej niezawodności.

W układach sterowania oraz urządzeniach siłowych obiektów latających największe zastosowanie techniki hydromagnetycznej roszą rakiety o napędzie jądrowym, sztuczne satelity, pojazdy kosmiczne o napędzie elektrycznym oraz samoloty hipersoniczne. W wymienionych obiektach hydromagnetyczna technika wykorzystująca ciekłe metale może mieć zastosowanie do sterowania układów pomocniczych, układów stabilizacji, układów sterowania lotem, układów napędowych oraz sterowania źródłami energii.

Literatura

1. Biertinow A. I. i in.: „Unipolarnyje elektriczeskije masziny”, Izd. „Energiya”, Moskwa 1966.
2. Borowik S.: „Wysokotemperaturowe urządzenia sterujące pracujące na ciekłym metalu”, Materiały V Krajowej Konferencji Techniki Rakietowej, Kraków 1965.
3. Brill E. F.: „Development of Special Pumps for Liquid Metals”, Mech. Engineering 75, nr 5 z 1953.
4. Cole G. H. A.: „Fluid Dynamics, Spottiswoode”, London 1962.
5. Coombe R. A. ed.: „Magnetohydrodynamic Generation of Electrical Power”, Chapman Hall, London 1964.
6. Dwiżenije przewodiaszczich tieł w magnitnom pole”, Izd. „Zinatnie”, Ryga 1966.
7. Fink D. E., G. E.: „Develops Liquid Metal System to Stabilize, Control Spacecraft”, „Aviation Week” and „Space Technology”, vol. 77, nr 22 z 1962.
8. Shercliff J. A.: „The Theory of Electromagnetic Flow-Measurement”, Cambridge at the Univ. Press, 1962.
9. Sittig M.: „Sodium...”, Reinhold Publ. Corp., New York.
10. Tjutin I. A.: „Elektromagnitnye nasyosy dla židkich mietalów”, Izd. AN Łatw. SSR, Ryga 1959.
11. Watt D. A.: „A study in design of travelling field electromagnetic pumps for liquid metals”, Harwell 1955.
12. Wierte L. A.: „Elektromagnitnyj transport židkowo mietalla”, Izd. „Mietallurgija”, Moskwa 1965.
13. „Woprosy magnitnoj gidrodinamiki III”, Izd. AN Łatwijskoj SSR, Ryga 1963.
14. „Židkije mietally”, Sb. stat., Gosatomizdat, Moskwa 1963.

XI SZYBOWCOWE MISTRZOSTWA ŚWIATA

XI Szybownicze Mistrzostwa Świata organizuje z upoważnienia Międzynarodowej Federacji Lotniczej (FAI) Aeroklub Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej. Odbędą się one w dniach 9—23 czerwca br. w Lesznie Wielkopolskim.

Celem mistrzostw jest wyłonienie spośród najlepszych szybowników mistrzów świata w dwóch klasach szybowców: otwartej i standard.

W mistrzostwach uczestniczą reprezentanci aeroklubów zrzeszonych w FAI. Ekpa każdego kraju może się składać z czterech zawodników, po dwóch w jednej klasie szybowców.

W tegorocznych mistrzostwach oficjalnie zgłosiły udział reprezentacje z 31 krajów. Podajemy je w porządku alfabetycznym wraz z liczbą zawodników zgłoszonych w klasie otwartej (pierwsza liczba) i w klasie standard (druga liczba). Argentyna — 2+2, Australia — 2+1, Austria — 2+2, Belgia — 2+2, Brazylia — 1+2, Bułgaria — 0+2, CSRS — 2+2, Dania — 2+2, Finlandia — 2+2, Francja — 2+2, Hiszpania — 2+2, Holandia — 2+2, Indie 0+1, Islandia 0+2, Japonia — 0+2, Jugosławia — 2+0, Kanada — 2+1, NRD — 2+2, NRF — 2+2, Norwegia — 0+2, Nowa Zelandia — 2+2, Polska — 2+2, Rumunia — 0+2, Stany Zjednoczone — 2+2, Szwajcaria — 2+2, Szwecja — 2+2, Turcja — 0+1, Węgry — 2+2, Wielka Brytania — 2+2, Włochy — 2+2, ZSRR — 2+2.

W sumie 32 kraje będą reprezentowane przez 104 pilotów (48 w klasie otwartej i 56 w klasie standard).

Program mistrzostw przewiduje przyjazdy uczestników i treningi od 2 do 8 czerwca. Uroczyste otwarcie mistrzostw na lotnisku w Lesznie w dniu 9 czerwca. Od 9 do 22 czerwca będą rozgrywane konkurencje. Uroczyste zakończenie mistrzostw połączone z rozdaniem nagród nastąpi 23 czerwca.

W mistrzostwach mogą być przeprowadzane następujące konkurencje: obowiązkowa — prędkościowy przelot docelowo lub docelowo-powrotny oraz nadobowiązkowe — prędkościowy przelot po trasie trójkątnej lub łamanej, odległościowy przelot po wyznaczonej trasie.

Reprezentanci Polski wystartują w tegorocznych mistrzostwach na szybowcach „Zefir-4” w klasie otwartej i „Foka-45” w klasie standard. Mamy nadzieję, że szybowce te w rękach doskonałych polskich pilotów zdobędą czołowe miejsca w poszczególnych konkurencjach mistrzostw, podtrzymując sukcesy uzyskane w ubiegłych latach.

Urządzenia do ciągłego badania stanu turbinowych silników odrzutowych

Artykuł omawia najnowsze osiągnięcia w dziedzinie obsługi turbinowych silników odrzutowych, a mianowicie rejestratory pokładowe, pozwalające w sposób ciągły badać stan silników w locie i przewidywać ewentualne ich uszkodzenia. Podano krótki opis systemów EASY (Engine Analyzer System) i AIDS (Aircraft Intergrated Data System).

Dopóki samoloty, ich silniki i instalacje pokładowe nie będą sprawdzane w sposób ciągły, dopóty przeglądy ich i naprawa będą się opierać w znacznej mierze na zapisach w książkach usterek, dokonywanych przez mechaników pokładowych. W interesie bezpiecznej i ekonomicznej eksploatacji towarzystwa lotnicze usiłują skracać do minimum czasu przestojów samolotów, spowodowanych nie planowanymi naprawami, oraz przeprowadzać je tam, gdzie zgrupowano dostateczną ilość części zamiennych, narzędzi i specjalistów, a więc w centralnych warsztatach obsługowo-naprawczych. Ponadto dla kilku nowych typów samolotów jak: DC-9, Boeing 737 i BAC 1-11 nie przewidziano już mechaników pokładowych. Dzisiejsze urządzenia elektroniczne pozwalają sprawdzać silniki i instalacje pokładowe również w czasie lotu, a więc w warunkach, których praktycznie nie da się wytworzyć na ziemi, ani w czasie przeglądu, ani w czasie próby na stoisku. W wielu towarzystwach wypróbowuje się obecnie systemy całkowania danych, rejestrowanych w czasie lotu, które obiecują następujące korzyści:

1) szybkie i trafne rozpoznanie uszkodzenia silnika skracając czas szukania przyczyny uszkodzenia, a tym samym nie planowany przestój samolotu,

2) ciągła kontrola silników i instalacji pokładowych pozwala przewidzieć na podstawie zmian rejestrowanych parametrów przerwę w pracy zespołu, co umożliwia wymianę elementu konstrukcyjnego lub instalacji we właściwym czasie, przed wystąpieniem uszkodzenia,

3) zamiast okresowego wybudowania silników można wprowadzić obsługę zgodnie z potrzebami (nie potrzeba wymieniać części, dopóki pracują one bezusterkowo i nie wykazują oznak uszkodzenia),

4) zarejestrowane dane mogą służyć jako podstawa do sprawdzania doświadczeń przedsiębiorstwa eksploatającego i pozwalają na bardziej ekonomiczne użycie samolotów i optymalizację wykonywania lotów,

5) wytwórnie mogą uzyskiwać szczegółowe informacje o zachowaniu się swych urządzeń w trudnych warunkach lotu i w oparciu o te informacje opracowywać lepsze konstrukcje.

Prace nad urządzeniami do ciągłej kontroli turbinowych silników odrzutowych rozpoczęła w 1961 r. firma AiResearch Manufacturing Division Garrett Corp.

Parametry charakteryzujące stan turbinowego silnika odrzutowego

Stan turbinowego silnika odrzutowego charakteryzuje ok. 250 parametrów; jednak rejestrowanie ich wszystkich jest niecelowe ze względu na zbyt wysoki koszt i ciężar urządzeń. Poza tym znaczenie niektórych parametrów jest zbyt małe, a kilka z nich tkwi w innych parametrach. Po szczegółowej analizie okazało się, że aby uzyskać pełny obraz stanu silnika, wystarczy rejestrować w sposób ciągły ok. 20 parametrów. Można podzielić je na dwie grupy: na parametry mechaniczne i parametry gazodynamiczne.

Parametry mechaniczne

Dobór parametrów mechanicznych musiał być przeprowadzany z jednej strony pod kątem uzyskania możliwie dużej ilości informacji, z drugiej strony — pod kątem małej ilości potrzebnych urządzeń. Sprawę komplikował fakt, że wartości graniczne jednych parametrów są stałe (np. dopuszczalna prędkość obrotowa), innych są funkcją wielu zmiennych (np. dopuszczalny wzrost wydatku paliwa przy różnych obciążeniach silnika i w różnych warunkach lotu). Kompleksowe wartości graniczne są mniej zadowalające ze względu na dokładność. Parametry mechaniczne stanu silnika mogą dotyczyć następujących instalacji:

- instalacji olejowej,
- instalacji paliwowej,
- instalacji upustu powietrza,
- instalacji rozruchowej i zapłonowej,
- wytwornicy gazów, tj. właściwego silnika.

Instalacja olejowa. Jeśli w instalacji olejowej nie ma regulowanego ciśnienia, to ciśnienie oleju zależne jest od prędkości obrotowej silnika i od temperatury oleju, a więc może być określone przez pomiar tych parametrów. Można stąd uzyskać wskazówki o stanie końcówek, czystości filtrów itp. W instalacjach olejowych z regulowanym ciśnieniem ciśnienie utrzymywane jest przez regulator ciśnienia. W tym przypadku pomiar ciśnienia oleju nie może dostarczyć pożądaných informacji i wskazany jest pomiar spadku ciśnienia na filtrze bocznikowym. Temperatura oleju sygnalizuje zaburzenia w chłodnicy olejowej, w pompach odsysających olej lub świadczy o pienieniu się oleju. Przez pomiar ilości oleju w zbiorniku olejowym uzyskuje się dane co do zużycia oleju i sygnały o większych przeciekach. Jeśli przecieki występują, zostaje zmierzone ciśnienie w instalacji odpowietrzającej olej, będące sprawdzianem stanu uszczelnienia łożysk. Przy uszkodzonych uszczelnieniach powietrze doprowadzane pod ciśnieniem do uszczelnień przedostaje się w większych ilościach do instalacji odpowietrzającej i powoduje wzrost ciśnienia oleju, w wyniku czego zwiększa się jego zużycie, gdyż jest on wówczas wyrzucany przez odpowietrzenie.

Instalacja paliwowa. Przy zwiększaniu prędkości obrotowej uszkodzoną instalację paliwową charakteryzuje zbyt wysoka temperatura za turbiną, zbyt gwałtowne zwiększanie prędkości obrotowej albo zdmuchiwanie płomienia. Wartość informacyjna powyższych danych jest stosunkowo mała w porównaniu do kosztów jej uzyskania i dlatego temperatura za turbiną i prędkość obrotowa sprawdzane są tylko w stosunku do wartości granicznych.

Instalacja upustu powietrza (do celów silnikowych i płatowcowych). Wskutek uszkodzenia instalacji może nastąpić zwiększenie wydatku odprowadzanego powietrza, co łatwo jest stwierdzić mierząc spręż sprężarki i temperaturę za turbiną.

Instalacja rozruchowa i zapłonowa sprawdzana jest w czasie rozruchu. Złe pracująca instalacja rozruchowa albo w ogóle nie pozwala uruchomić silnika, albo powoduje zbyt szybki lub zbyt wolny rozruch.

Wytwornica gazów

Uszkodzenia mechaniczne wirujących zespołów silnika powodują zbyt małe lub zbyt duże prędkości obrotowe, zbyt wysoką temperaturę za turbiną i niskie ciśnienie oleju. Zjawiska te występują dopiero wówczas, gdy uszkodzenia są już daleko zaawansowane. Po kilku latach doświadczeń w towarzystwach lotniczych z urządzeniami do kontroli drgań stwierdzono, że kontrola drgań wykrywa już drobne uszkodzenia, które przy dalszej pracy silnika powiększają się i dopiero wówczas są wychwytywane przez pozostałe przyrządy pomiarowe. Przy kontroli drgań należy zachować ostrożność, gdyż grają tu pewną rolę również drgania pochodzące od płotowca (np. od sił aerodynamicznych i pracy instalacji płotowcowych), które jednak można częściowo „odfiltrować”. Sygnał ostrzegawczy dawany jest wówczas, gdy zwykły poziom drgań zostanie przekroczony o 50—100%.

Parametry gazodynamiczne

Kontrola parametrów gazodynamicznych silnika ma za podstawę powtarzalność wartości wybranych parametrów. Chodzi o to, że w stałych warunkach lotu, tj. przy niezmiennych wartościach ciśnienia całkowitego i temperatury całkowitej na wlocie do sprężarki oraz przy stałej prędkości obrotowej silnika wartości pozostałych parametrów jak: spręż, temperatura za turbiną i wydatek paliwa, powinny być stałe. W przypadku zużycia się części silnika (zmiana sprawności) lub ich uszkodzenia (np. zgięcie łopatek) powtarzalność nie występuje. Gromadząc wartości poszczególnych parametrów z ubiegłych okresów pracy silnika i porównując z nimi wyniki ostatnich pomiarów, można stwierdzić każde większe odchylenie. Jest rzeczą zrozumiałą, że dane z jednego silnika nie mogą być przenoszone na drugi silnik, gdyż każdy silnik wykazuje własne, małe odchylenia.

Analiza gazodynamiczna wykazała, że wydatek paliwa, temperatura za turbiną, spręż i prędkość obrotowa zupełnie dobrze charakteryzują stan silnika. Jeżeli zmierzy się dalsze parametry, jak np. temperaturę powietrza przy wyjściu ze sprężarki,

Parametry mechaniczne	Parametry gazodynamiczne
Prędkość obrotowa Temperatura za turbiną	
Ciśnienie oleju Temperatura oleju Zużycie oleju	Spręż Wydatek paliwa Ciśnienie całkowite na wlocie do sprężarki Temperatura całkowita na wlocie do sprężarki
Ciśnienie w instalacji odpowietrzającej instalację olejową Wskazania bocznikowego filtra olejowego Drgania wytwornicy	Wydatek powietrza upustowego (do odladzania, klimatyzacji itp.)

to można dokładniej określić zużycie wytwornicy. Oczywiście parametry powietrza na wlocie silnika muszą być również mierzone, aby uzyskać punkt odniesienia. Jeśli geometria silnika jest zmienna (np. przestawialne kierownice sprężarki), to musi to być uwzględnione jako wielkość odniesienia.

Wpływ wysokości lotu i związanej z tym liczby Reynoldsa jest podawany przez wytwornię silników i również musi być uwzględniony jako wielkość odniesienia.

Ponieważ wydatek upuszczanego powietrza z silnika wpływa na parametry gazodynamiczne, istnieje konieczność określenia zmian tych parametrów w zależności od wydatku odprowadzanego powietrza.

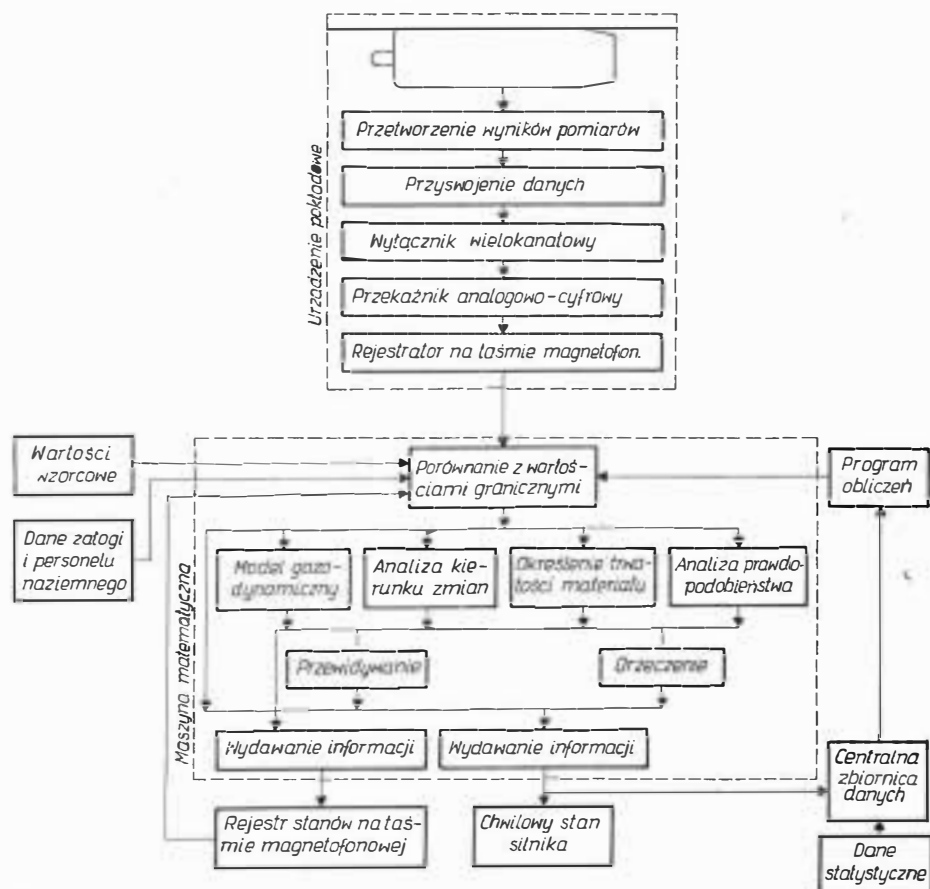
Parametry gazodynamiczne są mierzone w ustalonych warunkach pra-

cy silnika i warunkach lotu. Przyjmuje się, że stan ustalony jest osiągnięty, gdy parametry powietrza na wlocie do sprężarki i prędkość obrotowa nie zmieniają się w ciągu 10 sekund.

W tabelicy 1 zestawiono kontrolowane parametry silnika. Jak widać, prędkość obrotowa oraz temperatura za turbiną są niezbędne do określania zarówno stanu mechanicznego, jak i stanu gazodynamicznego silnika.

Przetwarzanie danych

Do przetworzenia zarejestrowanych w locie danych niezbędna jest cyfrowa maszyna matematyczna. Rysunek 1 pokazuje przepływ danych od silnika do taśmy magnetycznej w



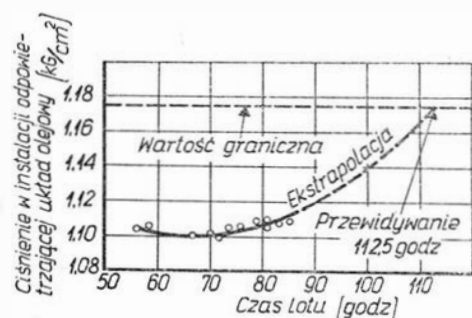
Rys. 1

rejestratorze pokładowym, a następnie do maszyny matematycznej, której elementy działania przedstawiono poniżej:

1. Sprawdzenie, czy nie zostały przekroczone wartości graniczne. Analiza wartości granicznych dotyczy trzech grup informacji: okresowego kształtowania się prędkości obrotowej i wydatku paliwa, parametrów instalacji olejowej, parametrów powietrza za sprężarką i okresowego przebiegu temperatury za turbiną we wszystkich warunkach lotu.

2. Model gazodynamiczny. Zadaniem modelu gazodynamicznego jest określenie zależności między poszczególnymi parametrami gazodynamicznymi silnika nowego lub po naprawie głównej. Z parametrami tymi porównuje się parametry silnika sprawdzanego. Odchylenia wartości parametrów od wartości pierwotnych zostają zarejestrowane na taśmie magnetycznej i użyte do analizy kierunku zmian.

3. Analiza kierunku zmian. Polega ona na zestawieniu danych z poprzednich okresów eksploatacji silnika z danymi ostatnimi, aby można było stwierdzić, kiedy określone parametry osiągną wartość graniczną. Rysunek 2 pokazuje, jak zmienia się w czasie eksploatacji silnika jeden z parametrów (ciśnienie odpowietrzania instalacji olejowej) i kiedy prawdopodobnie potrzebne będzie ostrzeżenie.



Rys. 2

4. Analiza prawdopodobieństwa. Aby można było przewidzieć zużycie wszystkich części silnika, należałoby wykonywać bardzo dużo pomiarów, w związku z czym koszt urządzeń byłby zbyt duży. Pomiary te można zastąpić danymi statystycznymi dotyczącymi prawdopodobieństwa występowania poszczególnych uszkodzeń. Ponadto dane te pozwalają zlokalizować uszkodzenie, gdyż dają wskazówki co do miejsca, gdzie uszkodzenie można najprawdopodobniej znaleźć. Znaczenie analizy

Wymiary i ciężary urządzeń systemu EASY	Główne urządzenie elektroniczne	Cyfrowe urządzenie rejestrujące	Urządzenie licząco-wskaźnikowe
Szerokość [mm]	133	280	165
Wysokość [mm]	140	127	173
Długość [mm]	313	280	251
Ciężar [kg]	7,9	8,0 *)	8,6

*) bez taśmy magnetofonowej.

prawdopodobieństwa wzrasta z ilością zgromadzonych i porównanych wypadków uszkodzeń.

5. Określenie trwałości materiałów. Początek pełnienia materiałów, z których wykonane są części silnika narażone na działanie wysokich temperatur, jest sygnałem ostrzegawczym. Na podstawie danych o zachowaniu się materiałów w określonym czasie zostaje ustalona trwałość poszczególnych części.

6. Przewidywanie stanu silnika. Oparte jest ono na wzajemnym zestawieniu wyników: analizy kierunku zmian, analizy prawdopodobieństwa i analizy trwałości materiałów. W ten sposób uzyskuje się dane co do stopnia bezpieczeństwa następnego lotu, jak również co do okresu czasu do wystąpienia ostrzeżenia.

7. Orzeczenie. Jeżeli w silniku przewiduje się wystąpienie uszkodzenia, to orzeczenie podaje, gdzie przypuszczalnie ono wystąpi i jakie należy przedsięwziąć środki, aby silnik doprowadzić do pierwotnej sprawności. W tym celu maszyna matematyczna posługuje się wynikami analizy przekroczenia wartości granicznych oraz wynikami przewidywania, tj. analizy kierunku zmian, prawdopodobieństwa i trwałości materiałów.

Systemy EASY i AIDS

W roku 1965 lotnictwo wojskowe Stanów Zjednoczonych zamówiło w AiResearch 50 analizatorów silników EASY (Engine Analyser System), zwanych w pełnym brzmieniu urządzeniami do automatycznego nadzoru stanu silnika i rejestracji danych, do przeprowadzenia prób z 18 samolotami F-105D i 20 samolotami F-4C. Analizatory silników są urządzeniami pokładowymi i składają się z dwu zespołów: do rejestrowania danych i do nadzorowania silnika.

Rejestracja danych przebiega według schematu, przedstawionego na rys. 1. Potrzebne są do tego dwa urządzenia: urządzenie główne, opra-

cowujące dane, wyłącznik wielokanałowy, przetwornik analogowo-cyfrowy oraz rejestrujące urządzenie cyfrowe. Główne urządzenie ma 48 kanałów wejściowych, z których odbiera się co sekundę wartości pomiarów. Do informowania pilotów i personelu naziemnego służy urządzenie licząco-wskaźnikowe, które przeprowadza porównanie wartości granicznych. Urządzenie to otrzymuje sygnały z przetwornicy pomiarów.

W tablicy 2 podano wymiary i ciężary urządzeń, wchodzących w skład aparatury EASY.

Firma AiResearch opracowała również drugi system analizy oznaczony jako AIDS (Aircraft Integrated Data System — system całkowania danych stanu silnika), który obejmuje dodatkowo urządzenie rejestrujące parametry lotu i urządzenie rejestrujące rozmowy załogi. Urządzenie AIDS przewidziane jest chwilowo do samolotów typu BAC1-11 i DC-9.

Najtrudniejszym i dotychczas niezupełnie zadowalająco rozwiązany problem powyższego systemu jest przetwarzanie i opracowywanie danych. Opracowywanie danych musi przebiegać bardzo szybko, aby mogły być przedsięwzięte właściwe kroki zaradcze.

Literatura

1. „Engine airborne recorder analyser”, Garrett, AiResearch Mfg. Co 1964.
2. „Aircraft integrated data system”. Garrett, AiResearch Mfg. Co., Drucksache MS-AP-0495, 23 September 1964.
3. „Technical proposal: Turbojet engine analyser system”. Garrett, AiResearch Mfg. Co., Drucksache FC-6142, 10 Mai 1965.
4. Zerkle H. G., Carlson R. J.: „Turbojet engine analyser system” (project 3147), general discussion. Directorate of Propulsion & Power Subsystems Engng., Systems Engng. Group, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 1 Nov. 1965.
5. „Technical proposal: Universal aircraft integrated data system”. Garrett, AiResearch Mfg. Co., Drucksache 66-0918, 31 Oktober 1966.
6. „Bordegistriergeräte für die Flugunfalluntersuchung und Wartung von Triebwerken”. Luftfahrttechnik-Raumfahrttechnik, Nr 4, April 1967.

Elektroniczne urządzenia zapłonowe do silników tłokowych

W artykule przedstawiono ogólne zasady pracy dwóch podstawowych systemów urządzeń zapłonowych, indukcyjnych i pojemnościowych, oraz opisano tranzystorowe układy zapłonowe i układy z diodą sterowaną (tyrystorem). Przeprowadzono poza tym porównanie opisanych systemów zapłonowych z punktu widzenia zastosowania i eksploatacji.

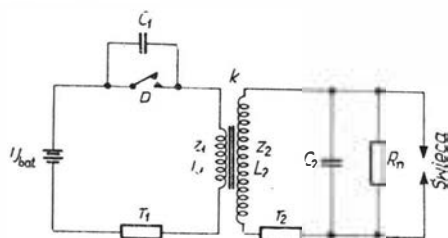
Podstawy teoretyczne urządzeń zapłonowych silników tłokowych

Urządzenia zapłonowe silników tłokowych podzielić można na dwa zasadnicze rodzaje:

a) urządzenia z cewką zapłonową, czyli indukcyjne urządzenia zapłonowe,

b) urządzenia z kondensatorem zapłonowym, czyli pojemnościowe urządzenia zapłonowe.

Ogólny schemat indukcyjnych urządzeń zapłonowych przedstawiony jest na rys. 1.



Rys. 1. Schemat indukcyjnego urządzenia zapłonowego:

z_1, z_2 — ilość zwojów pierwotnego i wtórnego uzwojenia cewki zapłonowej,
 r_1, r_2 — oporności rzeczywiste obwodów pierwotnego i wtórnego uzwojenia,
 R_n — oporność rzeczywista bocznikująca elektrody świecy zapłonowej,
 L_1, L_2 — indukcyjności pierwotnego i wtórnego obwodu cewki zapłonowej,
 k — współczynnik sprzężenia obwodów,
 C_1, C_2 — pojemności pierwotnego i wtórnego obwodu cewki zapłonowej,
 U_{bat} — napięcie baterii zasilającej,
 P — przerywacz

Jeden cykl pracy indukcyjnego układu zapłonowego, odpowiadający jednemu zapłonowi mieszanki, można podzielić na trzy etapy:

1) włączenie obwodu pierwotnego cewki i okres narastania prądu pierwotnego i do wartości I_1 , w chwili otwarcia styków przerywacza,

2) przerwanie obwodu pierwotnego i wytworzenie SEM indukowanej E_1 i E_2 w pierwotnym i wtórnym uzwojeniu cewki zapłonowej,

3) wyładowanie iskrowe między elektrodami świecy, gdy wartość ma-

ksymalna narastającej SEM w obwodzie wtórnym przekroczy określone napięcie zapłonu: $E_{2max} = U_{zapł.}$

Analiza pierwszego etapu pracy układu sprowadza się do obliczenia wartości prądu pierwotnego I_1 w chwili otwarcia styków przerywacza P . Przy założeniach upraszczających, pomijających pojemność obwodu wtórnego ($C_2 \approx 0$) oraz oporność bocznikującą ($R_n \approx \infty$, co oznacza, że prąd w obwodzie wtórnym nie płynie, $i_2 = 0$), otrzymuje się przebieg czasowy prądu i_1 po zamknięciu styków P w postaci następującej:

$$i_1 = \frac{U_{bat}}{r_1} \left[1 - \exp \left(-\frac{r_1}{L_1} t \right) \right] = \frac{U_{bat}}{r_1} \left[1 - \exp \left(-\frac{t}{\tau} \right) \right] \quad (1)$$

gdzie $\tau = \frac{L_1}{r_1}$ — stała czasowa.

Z równania (1) wynika, że im krótszy jest czas, w którym styki przerywacza P są zwarte, tym mniejszą wartość osiąga natężenie prądu w obwodzie pierwotnym.

Oznaczając przez:

t_1 — czas zwarcia styków przerywacza,

$T - t_1$ — czas otwarcia styków przerywacza,

T — okres pracy (jednego cyklu) układu zapłonowego

można z równania (1) wyznaczyć prędkość narastania prądu pierwotnego:

$$t = 0, i_1 = I_{1max} (1 - 1) = 0$$

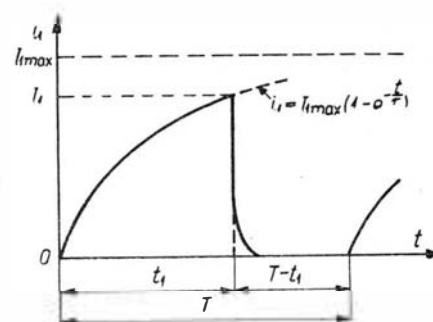
$$t = \tau, i_1 = I_{1max} (1 - e^{-1}) = 0,63 I_{1max}$$

$$t = 3\tau, i_1 = I_{1max} (1 - e^{-3}) = 0,95 I_{1max}$$

$$\text{gdzie: } I_{1max} = \frac{U_{bat}}{r_1}$$

Po czasie $t = 3\tau$ prąd w obwodzie osiąga 95% swej maksymalnej wartości (ustalonej) I_{1max} dla $t = \infty$.

Przebieg prądu pierwotnego przedstawiony jest na rys. 2.



Rys. 2. Przebieg pierwotnego prądu indukcyjnego obwodu zapłonowego

W celu uzyskania szybkiego narastania prądu w obwodzie należy dążyć do uzyskania małej stałej czasu obwodu pierwotnego τ , a więc małej

wartości stosunku $\frac{L_1}{r_1}$. Oznaczając przez:

n — prędkość obrotową silnika,

c — ilość cylindrów silnika,

$$\beta = \frac{t_1}{T} \text{ — stosunek czasu zamknięcia}$$

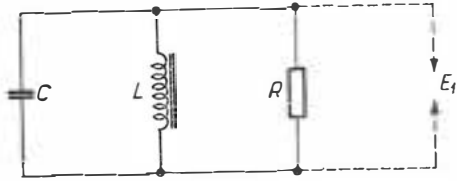
styków do okresu otrzymuje się na podstawie zależności (1) wartości prądu pierwotnego w chwili otwarcia styków przerywacza P :

$$I_1 = \frac{U_{bat}}{r_1} \left[1 - \exp \left(-\frac{r_1}{L_1} \cdot \frac{60}{n \cdot c} \beta \right) \right] \quad \text{dla dwusuwu} \quad (2)$$

$$I_1 = \frac{U_{bat}}{r_1} \left[1 - \exp \left(\sqrt{-\frac{r_1}{L_1} \cdot \frac{120}{n \cdot c} \beta} \right) \right] \quad \text{dla czterosuwu} \quad (3)$$

Analizę drugiego etapu pracy układu zapłonowego (po przerwaniu styków przerywacza), sprowadzającą się

do obliczenia maksymalnej wartości napięcia wtórnego $E_{2\max}$, przeprowadza się przez rozpatrywanie indukcyjnego układu zapłonowego jako dwu sprzężonych obwodów oscylacyjnych (rys. 3), wprowadzając przy tym szereg uproszczeń. Pominięto w nim mianowicie rozproszenie transformatora, oporności rzeczywiste r_1 i r_2 obwodów oraz napięcie baterii.



Rys. 3. Układ zastępczy urządzenia zapłonowego w drugim etapie pracy:

$C = C_1 + C_2 \left(\frac{z_2}{z_1} \right)^2$ — całkowita pojemność układu sprowadzona do obwodu pierwotnego,
 L — indukcyjność obwodu pierwotnego,
 $R = R_n \left(\frac{z_2}{z_1} \right)^2$ — oporność rzeczywista bocznikująca elektrody świecy, sprowadzona do obwodu pierwotnego

Maksymalna SEM wtórna wyniesie:

$$E_{2\max} = E_{1\max} \cdot \frac{z_2}{z_1} \quad (4)$$

Dla znalezienia $E_{2\max}$ wystarczy więc obliczyć $E_{1\max}$ z układu zastępczego na rys. 3. W wyniku przeprowadzonych obliczeń otrzymuje się:

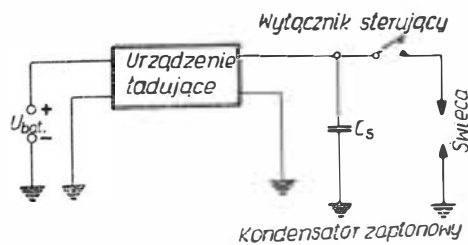
$$E_{2\max} = I_1 \cdot \frac{z_2}{z_1} \sqrt{\frac{L}{C}} \cdot \exp \left(- \frac{\arctg \sqrt{\frac{4R^2C}{L} - 1}}{\sqrt{\frac{4R^2C}{L} - 1}} \right) \quad (5)$$

Jeżeli przyjmie się, że $R = \infty$, to wzór upraszcza się do postaci:

$$E_{2\max} = I_1 \cdot \frac{z_2}{z_1} \cdot \sqrt{\frac{L}{C}} \quad (5a)$$

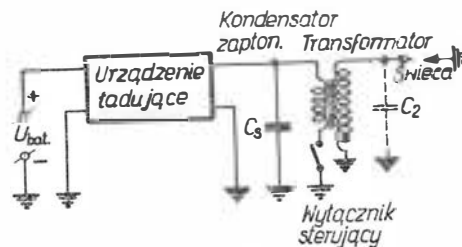
Dla zapłonu ważne jest tylko narastanie pierwszej półfali napięcia.

Drugi rodzaj urządzeń zapłonowych pracuje na zasadzie wyładowania energii pola elektrycznego. Podstawowy schemat blokowy tych urządzeń zapłonowych przedstawiony jest na rys. 4.



Rys. 4. Uproszczony schemat pojemnościowego urządzenia zapłonowego

Iskra na świecy powstaje z chwilą włączenia wyłącznika sterującego. Ze względu na wymagane wysokie napięcie na świecy praca wyłącznika przy tym napięciu byłaby trudna i niestabilna, dlatego w praktyce stosuje się układy pojemnościowe z transformatorem podwyższającym według schematu przedstawionego na rys. 5.



Rys. 5. Uproszczony schemat pojemnościowego urządzenia zapłonowego z transformatorem podwyższającym

W układzie praktycznym transformuje się napięcie U_s na kondensatorze C_s na żądane napięcie zapłonowe u_2 . Wartość napięcia U_s zależy od rodzaju zastosowanego wyłącznika i wynosi od 100 V do 1000 V [1], [2]. Naładowany przez urządzenie ładujące (w pierwszym etapie pracy układu) kondensator C_s zostaje włączony w obwód oscylacyjny po włączeniu wyłącznika sterującego (w drugim etapie pracy). Uproszczony układ zastępczy pojemnościowego urządzenia zapłonowego dla drugiego etapu pracy układu przedstawiony jest na rys. 6.

Na rysunku 6 uwzględnione są tylko główne parametry układu mające istotny wpływ na przebieg zjawiska związanego z narastaniem napięcia w obwodzie świecy urządzenia zapłonowego. Interesuje tu również narastanie pierwszej półfali napięciowej obwodu oscylacyjnego. Przebieg czasowy napięcia zapłonowego wyraża następujący wzór (1):

$$u_2 = \frac{z_2}{z_1} U_s \frac{C}{C_2} (1 - \cos \omega t) \quad (6)$$

gdzie:

$$C = \frac{C_s \cdot C_2'}{C_s + C_2'}$$

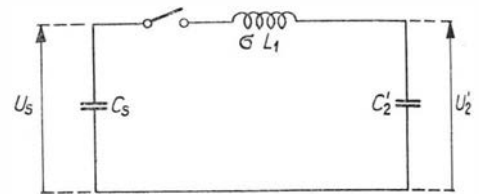
Maksymalne napięcie zapłonowe występuje przy $\cos \omega t = -1$, tj.

$$t = \frac{T}{2}$$

$$U_{2\max} = 2 \frac{z_2}{z_1} U_s \frac{C}{C_2'} \quad (7)$$

Częstotliwość drgań obwodu oscylacyjnego wynosi:

$$f = \frac{\omega}{2\pi} = \frac{1}{2\pi \sqrt{\sigma L_1 C}} \quad (8)$$



Rys. 6. Układ zastępczy pojemnościowego urządzenia zapłonowego:

σL_1 — indukcyjność rozproszenia transformatora,
 $C_2' = C_2 \left(\frac{z_2}{z_1} \right)^2$ — pojemność obwodu wtórnego sprowadzona do obwodu pierwotnego,
 $\frac{z_2}{z_1}$ — przekładnia transformatora

Z podstawowych wzorów (7) i (8) dla pojemnościowych układów zapłonowych wynika, że dla osiągnięcia dużych wartości napięć zapłonowych oraz pracy przy dużej częstotliwości iskier należy dążyć przede wszystkim do małej pojemności obwodu wtórnego (C_2) i małego rozproszenia transformatora podwyższającego napięcie (σL_1), a poza tym małych oporności rzeczywistych obwodów (r_1 i r_2) i dużej oporności upływu (R_n), które pominięte zostały w powyższych wzorach.

Tranzystorowe indukcyjne układy zapłonowe

W podstawowym układzie zapłonowym, przedstawionym na rys. 1, rolę przerywacza P spełniał pierwotnie (i spełnia nadal w przestarzałych już dziś układach zapłonowych) przerywacz mechaniczny, sterowany przez wał korbowy silnika.

Przerywacz mechaniczny ma dwie zasadnicze wady:

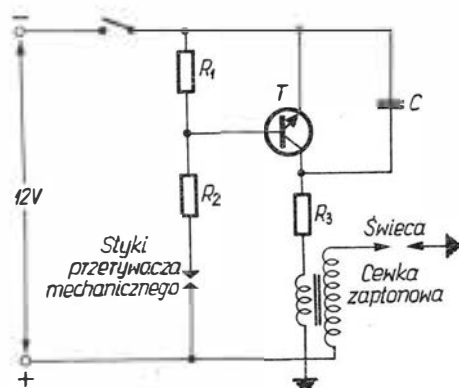
a) stosunkowo szybkie zużycie (i rozregulowanie) styków wskutek

przerwywania dużych prądów pierwotnych cewki zapłonowej,

b) ograniczenie zastosowania do silników o małych i średnich prędkościach obrotowych ze względu na dynamikę mechanicznego układu przerywającego.

W miarę rozwoju techniki półprzewodnikowej układ zapłonowy ulegał unowocześnianiu, co w pierwszej fazie objawiło się przez zastąpienie w obwodzie pierwotnym cewki zapłonowej przerywacza mechanicznego przerywaczem tranzystorowym; przerywacz mechaniczny pozostał do sterowania już znacznie mniejszych prądów bazy tranzystora. Przykład takiego układu zapłonowego przedstawiony jest na rys. 7.

Przy zastosowaniu tranzystora o prądzie kolektora rzędu 5 A (pierwotny prąd cewki zapłonowej) styki mechaniczne przerywają prąd około 1 A. Gdy styki przerywacza są zwarte, tranzystor przewodzi i gromadzi



Rys. 7. Schemat tranzystorowego układu zapłonowego z przerywaczem mechanicznym:

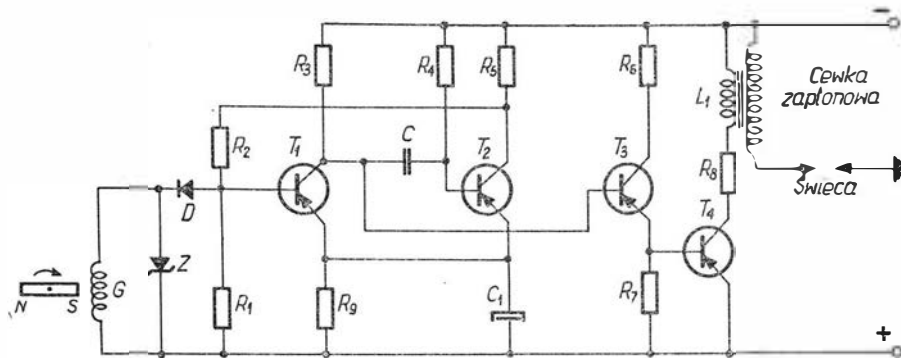
- R_1, R_2 — oporności dla ustalenia warunków pracy tranzystora jako wyłącznika,
- R_3 — oporność redukcyjna prądu kolektora ($\approx 0,5 \Omega$),
- C — pojemność przeciwprzebiegowa,
- T — tranzystor

się energia pola magnetycznego w cewce zapłonowej. Po przerwaniu styków tranzystor nie przewodzi, przerywając prąd pierwotny cewki.

Dalszy rozwój tranzystorowych układów zapłonowych polegał na całkowitym wyeliminowaniu przerywacza mechanicznego przez zastosowanie generatora sterującego i elektronicznego układu sterowania głównym tranzystorem-przerywaczem obwodu pierwotnego cewki zapłonowej. Istnieje możliwość dalszej rozbudowy tranzystorowych układów zapłonowych przez zastosowanie

automatycznej regulacji punktu zapłonu w zależności od prędkości obrotowej i obciążenia silnika.

Typowy tranzystorowy układ zapłonowy z cewką indukcyjną przedstawiony jest na rys. 8. Tranzystory T_1 i T_2 pracują w układzie multiwibratora monostabilnego, tranzystor T_3 pracuje jako wzmacniacz, a tranzystor mocy T_4 jako przerywacz prądu



Rys. 8. Schemat tranzystorowego układu zapłonowego bez przerywacza mechanicznego

du pierwotnego cewki zapłonowej. Sterowanie układu następuje za pomocą generatora G , składającego się z wirującego magnesu stałego i nieruchomej cewki, który wytwarza impulsy prądowe w obwodzie bazy T_1 .

W stanie początkowym, gdy nie ma sygnału wejściowego z generatora sterującego G , tranzystory T_2, T_3 i T_4 przewodzą, natomiast tranzystor T_1 nie przewodzi. Kondensator C zostaje naładowany przez złącze emiter-baza T_2 i oporność R_3 . Po pojawieniu się ujemnego impulsu sterującego w obwodzie bazy T_1 tranzystor ten zaczyna przewodzić przenosząc skokowo dodatni impuls napięciowy przez kondensator C na bazę T_2 i bezpośrednio na bazę T_3 . Oba tranzystory T_2 i T_3 przechodzą w stan odcięcia wywołując przejście ze stanu przewodzenia w stan odcięcia tranzystor T_4 . Prąd pierwotny cewki zapłonowej zostaje przerywany indukując napięcie zapłonowe na świecy silnika.

Stan drugi układu pozostaje tak długo, aż nastąpi wyładowanie kondensatora C w obwodzie: R_4 , bateria, złącze emiter-baza T_1 , ze stałą cza-

sową $R_4 C$. Po wyładowaniu kondensatora układ powraca do stanu początkowego, tj. do włączenia prądu pierwotnego w cewce zapłonowej.

Dioda Zenera (Z) zabezpiecza obwód bazy T_1 przed zbyt dużym napięciem sterującym, dioda D zaś uniemożliwia zwarcie oporności R_1 uzwojenia G przy przepływie prądu przez dzielnik oporowy.

Pojemnościowy układ zapłonowy z diodą sterowaną tyrystorem

W pojemnościowych układach zapłonowych idealnym wyłącznikiem jest dioda sterowana. Schemat blokowy pojemnościowego układu zapłonowego przedstawiony jest na rys. 9.

Parametry stosowanych diod sterowanych są przykładowo następujące:

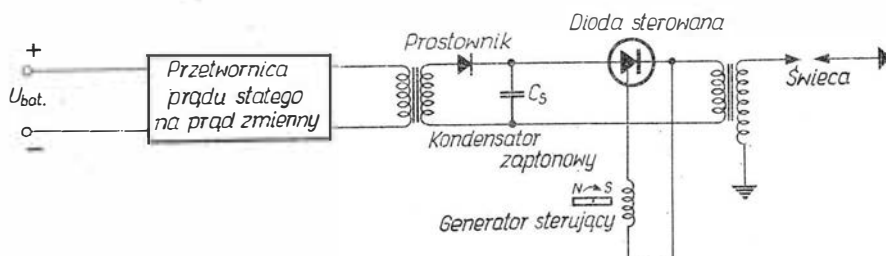
$U = 700 \text{ V}$ — dopuszczalne napięcie przyłożone na diodę,

$I_a = 100 \text{ A}$ — prąd anodowy,

$I_z = 20 \text{ mA}$ — prąd zatrzymania,

$I_s = 100 \text{ mA}$ — prąd sterowania.

Układem ładującym jest zwykle przetwornica tranzystorowa, wytwarzająca prąd zmienny, który po przetransformowaniu na wyższe napięcie i wyprostowaniu ładuje kondensator zapłonowy C_s . Dioda sterowana znajduje się w stanie nieprzewodzenia. Dodatni impuls z generatora sterującego powoduje stan przewodzenia diody, przez co następuje bardzo



Rys. 9. Schemat blokowy pojemnościowego układu zapłonowego

szybkie wyładowanie kondensatora C_s , przez transformator podwyższający, na obwód świecy. Dioda przestaje przewodzić, gdy jej prąd anodowy spadnie poniżej wartości prądu zatrzymania.

Na rys. 10 przedstawiono schemat pojemnościowego układu zapłonowego-

Straty energii podczas narastania czoła napięciowego są więc większe w indukcyjnych systemach zapłonowych niż w systemach pojemnościowych przy tej samej oporności upływowej świecy R_n . W efekcie pojemnościowe układy zapłonowe są dużo mniej czułe na wpływ oporności

system indukcyjny z przerywaczem mechanicznym $R_i \approx 600 \text{ k}\Omega$

system indukcyjny z przerywaczem tranzystorowym $R_i \approx 1 \text{ M}\Omega$

Jak wynika z przytoczonych danych, pojemnościowe systemy zapłonowe z diodą sterowaną są najmniej czułe na wpływ oporności upływowej świecy.

Większa szybkość narastania czoła napięcia wtórnego u_2 w pojemnościowych układach zapłonowych powoduje, że układy te lepiej nadają się do szybkobieżnych i wielocylindrowych silników niż indukcyjne układy zapłonowe. Spadek wtórnego napięcia w tych ostatnich, ze wzrostem częstotliwości iskier, jest większy.

Poza wymienionymi zaletami pojemnościowych układów zapłonowych z diodami sterowanymi mają one jeszcze tę wyższość nad układami indukcyjnymi z przerywaczami tranzystorowymi, że są pewniejsze w działaniu. Istniejące przepięcia w obwodzie cewki zapłonowej stwarzają pewne trudności w układach tranzystorowych, podczas gdy krzemowe diody sterowane wytrzymują stosunkowo duże napięcia rzędu 700 V i więcej.

Literatura

1. Söhner: „Zündanlagen mit Halbleiterelementen” MTZ, H.9, 12, 1963.
2. Camenzid H. R.: „Die Entwicklung des gesteuerten Gleichrichters und dessen Schaltungstechnik”, Elektronische Rundschau, No. 8, 1962.
3. „New ignition system for car” Electronics, October 5, 1964.
4. Stanisławski R.: „Elektroniczne urządzenia zapłonowe do silników szybkobieżnych”, Projekt wstępny, Instytut Lotnictwa, 1964.

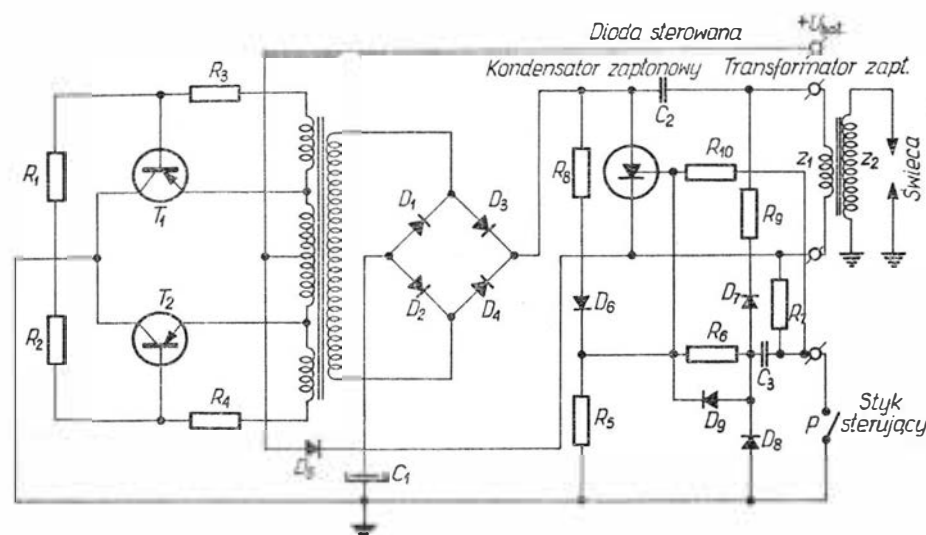
Aktualności

naukowo-techniczne

poznasz

w

bibliotekach NOT



Rys. 10. Schemat pojemnościowego układu zapłonowego z diodą sterowaną

go z diodą sterowaną, zaprojektowany przy wykorzystaniu istniejących mechanicznych styków sterujących [3].

Porównanie różnych rodzajów układów zapłonowych

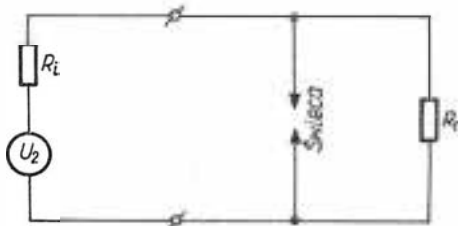
Porównanie różnych systemów układów zapłonowych przeprowadza się zwykle z punktu widzenia następujących warunków pracy: szybkości narastania napięcia wtórnego u_2 (zapłonowego), wpływu oporności wewnętrznej źródła napięcia U_2 i zależności napięcia u_2 od wymaganej częstotliwości iskier.

W pojemnościowych układach zapłonowych możliwe jest osiągnięcie bardziej stromego narastania napięcia na świecy aniżeli w indukcyjnych układach zapłonowych. Szybkość narastania napięcia wtórnego w indukcyjnych układach zapłonowych jest rzędu 400 V/ μ sek, podczas gdy w pojemnościowych układach zapłonowych wynosi ona od 5000 do 10 000 V/ μ sek [1]. Szybkość narastania napięcia u_2 ma zasadnicze znaczenie w pracy układu, gdyż energia tracona na oporności upływowej świecy R_n w czasie narastania napięcia u_2 od zera do napięcia zapłonu $U_{z\max}$ jest proporcjonalna do wyrażenia:

$$t(U_2 = U_{2\max}) \int_0^{U_2} u_2^2 dt$$

upływowej świecy i pracują dobrze nawet przy znacznym zabrudzeniu izolatora świecy i nagarze.

Obwód zapłonowy (wtórny) można z grubsza przedstawić w układzie zastępczym jak na rys. 11.



Rys. 11. Uproszczony układ zastępczy obwodu zapłonowego:

U_2 — źródło napięcia zapłonowego,
 R_i — oporność wewnętrzna źródła U_2 ,
 R_n — oporność upływowa świecy

Wartość oporności upływowej świecy R_n , pochodzącej od nagaru, zabrudzenia i osadów paliwa, jest zależna od temperatury i od napięcia. Oporność wewnętrzna obwodu zapłonowego R_i zdefiniowana jest jako oporność rzeczywista, która przyłożona do zacisków wysokiego napięcia spowoduje spadek napięcia u_2 o połowę wartości. Im mniejsza będzie oporność źródła R_i , tym mniejszy będzie wpływ zmniejszającej się oporności upływowej R_n .

Porównanie wartości oporności R_i dla różnych systemów zapłonowych przedstawia się następująco [1]:

system pojemnościowy (z diodą sterowaną) $R_i \approx 25 \text{ k}\Omega$

Radiowysokościomierze małych wysokości

Wc wstępie artykułu podano klasyfikację radiowysokościomierzy. Następnie przeprowadzono analizę pracy radiowysokościomierzy małych wysokości pracujących na fali ciągłej z modulacją częstotliwości oraz opisano radiowysokościomierze RW-2 i RW-UM działające wg zasady pojedynczej przemiany częstotliwości, radiowysokościomierz pracujący z podwójną przemianą częstotliwości i radiowysokościomierz pracujący z pojedynczą przemianą częstotliwości w paśmie 4300 MHz. Ten ostatni dzięki dużej dokładności pomiarowej nadaje się do stosowania w układach automatycznego lądowania samolotu.

Znajomość rzeczywistej wysokości lotu jest bardzo ważna dla pilota, w szczególności w trudnych warunkach meteorologicznych lub w nocy.

Na samolotach wojskowych i cywilnych stosuje się obecnie dwa rodzaje wysokościomierzy. Pierwszy z nich, pracujący w oparciu o metodę barometryczną pomiaru wysokości, obarczony jest błędem systematycznym powstającym wskutek ciągłych zmian ciśnienia barometrycznego, temperatury powietrza i aerodynamicznej prędkości na trasie lotu. Drugi wykorzystuje technikę fal ultrakrótkich i nie ma wad charakterystycznych wysokościomierza barometrycznego.

Radiowysokościomierze z kolei dzielą się na radiowysokościomierze dużej i małej wysokości. Pierwszy z nich pracuje na zasadzie impulsowej i nie będzie przedmiotem poniższych rozważań.

Drugi, radiowysokościomierz fazowy, w zależności od rodzaju, wykorzystuje zjawisko:

— zmiany fazy wysyłanego sygnału po odbiciu od ziemi. Radiowysokościomierz fazowy charakteryzuje się nieoznaczonością pomiaru wynikającą z tego, że urządzenie mierzy tylko liczbę skończonych cykli zmian fazy sygnału nadawanego i odbieranego;

— zmiany częstotliwości sygnału nadawanego, wykorzystując do pomiaru częstotliwość dudnień powstałą wskutek modulacji częstotliwości i zmian wysokości lotu samolotu.

Przedmiotem naszych rozważań będą radiowysokościomierze pracujące w oparciu o częstotliwościową metodę pomiaru wysokości.

Krótką analizę pracy radiowysokościomierza działającego na fali ciągłej z modulacją częstotliwości (FM)

Schemat blokowy radiowysokościomierza tego typu przedstawia

rys. 1. Antena nadawcza promieniuje częstotliwościowo modulowane drgania F_s ze średnią częstotliwością nośną F_0 . Modulacja częstotliwości przeprowadzona jest okresowym napięciem sinusoidalnym z

przy założeniu, że:

$$\frac{2H}{c} \ll T_m$$

gdzie:

$$T_m = \frac{1}{f_m}$$

$$f_{dsr} = \int_{\frac{H}{c}}^{\frac{T_m + \frac{H}{c}}{4}} \frac{fd}{c} dt = \frac{8}{T_m} \Delta F \sin 2\pi f_m \frac{H}{c} \int_{\frac{H}{c}}^{\frac{T_m + \frac{H}{c}}{4}} \cos 2\pi f_m \left(t - \frac{H}{c} \right) dt = \frac{4 \Delta F}{\pi} \sin 2\pi f_m \frac{H}{c} \quad (5)$$

częstotliwością f_m i stałą dewiacją częstotliwości $\pm \Delta F$. Opóźniony w czasie sygnał odbity od ziemi F_r , odbierany jest przez antenę odbiorczą i podany na detektor zrównoważony, na który jednocześnie podano część napięcia sygnału promieniowanego przez nadajnik.

Można zapisać następująco analityczne zależności:

$$F_s = F_0 + \Delta F \sin 2\pi f_m t \quad (1)$$

$$F_r = F_0 + \Delta F \sin 2\pi f_m \left(t - \frac{2H}{c} \right) \quad (2)$$

stąd częstotliwość dudnień f_d na wyjściu detektora zrównoważonego wyniesie:

$$f_d = F_s - F_r \quad (3)$$

Podstawiając wyrażenia (1) i (2) do wzoru (3) otrzymuje się:

$$f_d = 2\Delta F \cos 2\pi f_m \left(t - \frac{H}{c} \right) \cdot \sin 2\pi f_m \frac{H}{c} \quad (4)$$

Częstotliwościomierz w radiowysokościomierzu mierzy wartość średnią f_{dsr} , którą można obliczyć po scałkowaniu wyrażenia (4) za okres $\frac{1}{4} T_m$:

skąd:

$$f_{dsr} = \frac{8 \Delta F f_m}{c} H \quad (6)$$

Po przekształceniu wyrażenia (6) otrzymuje się zależność określającą wysokość lotu samolotu w postaci:

$$H = \frac{c}{4f_m} \cdot \frac{f_d}{2\Delta F} \quad (7)$$

Ze wzoru (7) wynika, że jeżeli $2\Delta F = \text{const}$ i $f_m = \text{const}$, to częstotliwość dudnień f_d jest bezpośrednią miarą wysokości H . Stabilność dewiacji częstotliwości $2\Delta F$ i częstotliwości modulacji f_m ma bezpośredni wpływ na dokładność wskazań radiowysokościomierza. O ile łatwo uzyskać względną stabilność drugiego parametru, co na ogół jest spełnione w układzie radiowysokościomierzy RW-2 i RW-UM opisanych poniżej, przez zastosowanie stabilnych napięć zasilania generatora małej częstotliwości, to uzyskanie względnej stabilności pierwszego parametru nastęrcza trudności. Elementem wywołującym dewiację częstotliwości w radiowysokościomierzu RW-2 jest układ podobny do głośnika elektrodynamicznego, a w RW-UM silnik indukcyjny. W obu przy-

padkach elementy te są zasilane z generatora małej częstotliwości.

Częstotliwość dudnień f_d (6) może służyć jako miara wysokości H tylko w tych przypadkach, gdy wielkość $\frac{8\Delta FH}{c}$ w tym wyrażeniu jest równa liczbie całkowitej.

Zagadnienie to związane jest z pojęciem „błędu schodkowego” określonego następująco dla radiowysokościomierzy pracujących na opisanej zasadzie [1]. Należy rozpatrzyć, jak powinna się zmienić wysokość lotu, aby ilość impulsów w okresie T_m zmieniła się o jedność:

$$\text{niech } N_k = \frac{8\Delta FH_k}{c} \quad (8)$$

$$N_{k+1} = \frac{8\Delta FH_{k+1}}{c} \quad (9)$$

to zgodnie z warunkiem:

$$N_{k+1} - N_k = 1 \quad (10)$$

stąd:

$$\frac{8\Delta FH_{k+1}}{c} - \frac{8\Delta FH_k}{c} = 1 \quad (11)$$

$$H_{kr} = H_{k+1} - H_k = \frac{c}{8\Delta F} = \frac{\lambda_0}{8m} \quad (12)$$

gdzie:

H_{kr} — wysokość krytyczna równoważna skokowi wskazań od przyrostu jednego impulsu [m],

$m = \frac{\Delta F}{F_0}$ — stosunek określający zmianę częstotliwości przy modulacji.

Tablica 1 podaje obliczone wartości wysokości krytycznej wg wzoru (12) dla różnych typów radiowysokościomierzy.

Z tablicy wynika, że przy zmianie wysokości od ustalonego poziomu o ± 2 m w zakresie I radiowysokościomierza RW-2 nie występuje zmiana na wskaźniku wysokości. Stwierdzić można ponadto, że droga do zmniejszenia wysokości krytycznej prowadzi przez zwiększenie częstotliwości nośnej nadajnika i dewiacji częstotliwości.

Minimalna wysokość, jaką można mierzyć podanymi radiowysokościomierzami, leży w granicach $0 < H < 2H_{kr}$, co dla I zakresu RW-2 odpowiada $H_{min} = 2H_{kr} = 4$ m.

Błąd wywołany skokami wskazań radiowysokościomierzy nie przysparza wielu trudności przy eksploatacji ich przez pilota. Jednak w układzie automatycznego lądowania

pierwsze dwa typy z podanych radiowysokościomierzy nie mogą być brane pod uwagę.

Należy zauważyć, że warunki użycia echa w radiowysokościomierzu pracującym na fali ciągłej są

dipole półfalowe umieszczone równolegle do siebie pod skrzydłami lub szeregowo, czyli jedna za drugą pod kadłubem samolotu. Na zakresie częstotliwości nośnej 4300 MHz stosuje się anteny różkowe (tubowe).

Tablica 1

Typ lub rodzaj radiowysokościomierza	Zakres pracy [m]	Częstotliwość nośna [MHz]	Dewiacja częstotliwości [MHz]	Wysokość krytyczna [m]
RW-2	Iz 0÷120	444	37	2
	IIz 100÷1200		4	20
RW-UM	0÷600	444	17	4,5
Wg literatury [5]	Iz 0÷150	4300	200	0,4
	IIz 0÷1500		20	4

stosunkowo łatwe w porównaniu do układów radiolokacyjnych pracujących impulsowo. Równanie zasięgu dla radiowysokościomierzy pracujących falą ciągłą przybiera postać [2]:

$$H = \sqrt{\frac{P_t G_t A_t \beta}{16\pi P_{r \min}}} \quad (13)$$

gdzie:

P_t — moc promieniowana izotropowo,

G_t — zysk anteny,

A_t — powierzchnia skuteczna anteny nadawczej,

$P_{r \min}$ — minimalna moc odbioru,

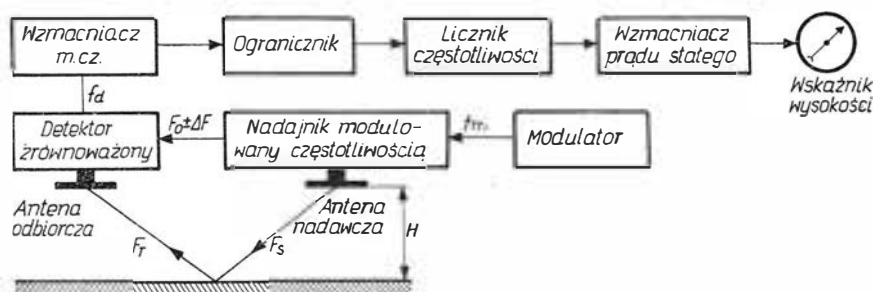
β — współczynnik odbicia fali od ziemi.

Ponieważ w równaniu zasięgu (13) występuje pierwiastek stopnia drugiego, moc potrzebna do pomiaru wysokości jest stosunkowo mała i kształtuje się na poziomie poniżej 0,5 W. Z uwagi na występowanie kołysania samolotu w locie i możliwość gubienia echa charakterystyka kierunku anten nie może być wąska. W praktyce na zakresie częstotliwości nośnej 444 MHz wykorzystuje się

Radiowysokościomierze RW-2 i RW-UM 1

Radiowysokościomierz RW-2 pracuje na zasadzie odbicia fal radiowych od powierzchni ziemi zgodnie z opisem ogólnym podanym w poprzednim rozdziale, z którego wynika, że w obwodach detektora zrównoważonego zachodziło zjawisko dudnienia sygnału bezpośredniego i odbitego (6). Otrzymana częstotliwość zostaje wzmocniona przez wzmacniacz małej częstotliwości (rys. 1), ograniczona do ustalonego poziomu i przechodzi na częstotliwościomierz (licznik), gdzie zostaje przekształcona w prąd stały o natężeniu proporcjonalnym do częstotliwości dudnień. W katodzie wzmacniacza prądu stałego znajduje się wskaźnik mierzący natężenie prądu proporcjonalnie do częstotliwości dudnień, a tym samym do wysokości lotu samolotu.

Podany opis ogólny pracy ma zastosowanie również do radiowysokościomierza RW-UM, którego schemat blokowy przedstawia rys. 2. Radiowysokościomierz RW-UM ma dodatkowo układ blokowania wskaź-



Rys. 1. Schemat blokowy radiowysokościomierza (FM)

nika wysokości, który eliminuje błąd wskazań wskaźnika wysokości przy wysokościach lotu przewyższających zakres wskazań wskaźnika (tzn. gdy sygnał odbity ma niewielką amplitudę). Ponadto radiowysokościomierz

modulacją częstotliwości w paśmie 444 MHz mają szereg wad, z których najważniejszy jest „błąd schodkowy”. Pewnym udoskonaleniem radiowysokościomierzy małych wysokości było zastosowanie podwójnej

letą tego układu jest eliminacja „błędu schodkowego”.

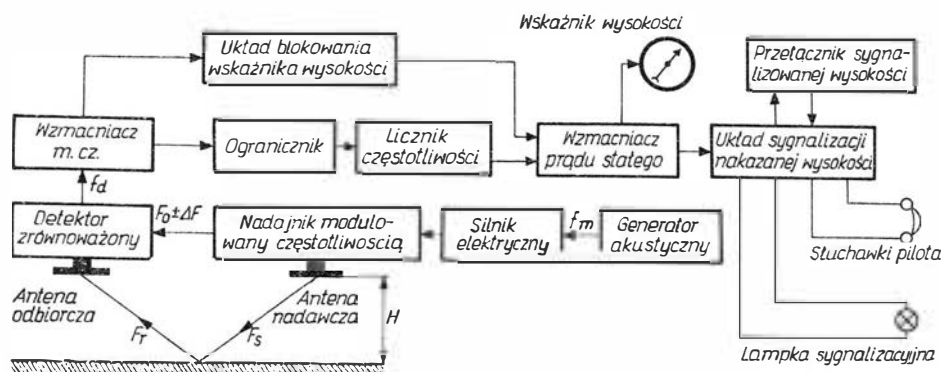
W poszukiwaniu dalszych rozwiązań konstrukcyjnych radiowysokościomierzy [3] opracowano układ bez „błędu schodkowego” wykorzystujący jednak do pomiaru widmo częstotliwości dudnień od mierzonej wysokości. W radiowysokościomierzu tym sygnał bezpośredni jest przekształcony w częstotliwości tak, że następuje przesunięcie średniej częstotliwości tego sygnału, bez zmiany dewiacji częstotliwości. Dla usunięcia „błędu schodkowego” w danym układzie zastosowano sprzężenie zwrotne dla utrzymania stałej szerokości widma częstotliwości.

W omawianym radiowysokościomierzu (rys. 3) zastosowano pojedynczą modulację częstotliwości z uwagi na nieskomplikowany proces modulacji częstotliwości nadajnika. Miernikiem częstotliwości dudnień jest dyskryminator częstotliwości w układzie iloczynowym. Z uwagi na wymaganą stosunkowo małą częstotliwość pracy dyskryminatora 200 kHz zastosowano układ podwójnej przemiany częstotliwości z wykorzystaniem heterodyn kwarcowych do wyeliminowania zakłóceń oraz niestabilności pracy. Sygnał składowej zmiennej zdejmowany z dyskryminatora częstotliwości mierzy wysokość lotu samolotu.

W radiowysokościomierzu [4] wykorzystującym podaną zasadę pracy zastosowano dwa zakresy mierzonej wysokości $0 \div 120$ m, $100 \div 1200$ m i przy tym odpowiednio różną szerokość dewiacji częstotliwości wynoszącą: 1,5 MHz dla zakresu I; 0,15 MHz dla zakresu II. Częstotliwości heterodyn kwarcowych były równe: $F_{h1} = 50$ MHz; $F_{h2} = 47,8$ MHz; $F_{h3} = 200$ MHz. Założony błąd pomiaru wysokości na zakresie I wynosił $\pm 0,5$ m.

Radiowysokościomierz z pojedyn- czą przemianą częstotliwości pra- cujący w paśmie 4300 MHz

Radiowysokościomierz ten [5] pracuje zgodnie z ogólnym opisem podanym na początku artykułu. Dzięki zastosowaniu większej częstotliwości pracy „błąd schodkowy” obliczony wg wzoru (12) przedstawiony w tabelicy 1 (poz. 3) wydaje się mały. Umożliwia to zastosowanie danego radiowysokościomierza w układzie



Rys. 2. Schemat blokowy radiowysokościomierza RW-UM

ma układ sygnalizacji nakazanej wysokości lotu, który ostrzega pilota o obniżeniu wysokości poniżej ustalonej. Możliwe jest ustawienie przełącznika sygnalizowanej wysokości na jedną z następujących wysokości lotu: 50, 100, 150, 200, 250, 300 lub 400 m. W czasie sygnalizacji nakazanej wysokości pilot słyszy w słuchawkach przerywany sygnał dźwiękowy 400 Hz w ciągu 3—10 sek, rów-

modulacji częstotliwości. Praca danego układu polegała na tym, że generator wielkiej częstotliwości był modulowany przez dwa generatory małej częstotliwości z częstotliwościami f_{m1} i f_{m2} , różniącymi się między sobą o kilka kHz. Dalszy proces wysyłania zmodulowanej energii wielkiej częstotliwości do ziemi i bezpośrednio na wejście odbiornika odbywał się tak jak w poprzednio omó-

Tablica 2

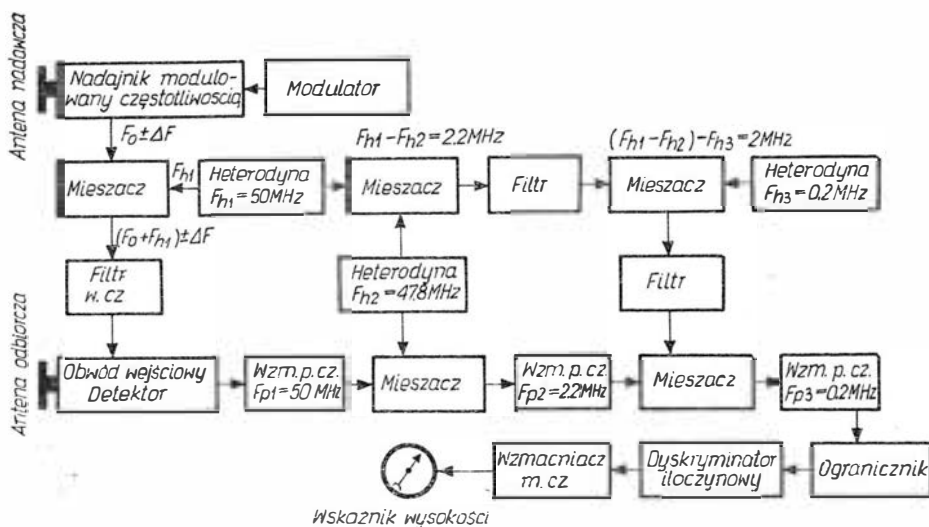
Rodzaj parametru	Wartość parametru	
	RW-2	RW-UM
Zakres mierzonych wysokości [m]	Iz/0÷120 IIz/100÷1200	0÷600
Dokładność pomiaru wysokości w zakresie [m]	Iz/± 2 m ± 5% IIz/± 20 m ± 5%	± 5 m ± 8%
Średnia częstotliwość nośna [MHz]	444±2	444 ± 6
Pasmo modulacji [MHz]	Iz/37±2 IIz/4	17 ± 2
Częstotliwość [Hz]	124±3	70 + 25 - 15
Moc promieniowania nie mniejsza niż [W]	0,15	0,2

nocześnie świeci się lampka sygnalizacyjna. Tablica 2 przedstawia podstawowe parametry techniczne radiowysokościomierzy RW-2 i RW-UM.

Radiowysokościomierz z podwójną przemianą częstotliwości pracujący w paśmie 444 MHz

Dotychczas stosowane radiowysokościomierze pracujące z pojedynczą

wionych układach. W odbiornikach zachodziły zjawiska opóźnień fazy, mieszania, filtrowania i sumowania napięć. Sygnał użyteczny modulowany częstotliwością f_{m1} był proporcjonalny do wysokości lotu samolotu. W układzie odbiornika zastosowano po ograniczniku dyskryminator częstotliwości, na którym wydzielono składowe zmienne częstotliwości f_{m1} , którego amplituda była proporcjonalna do wysokości lotu. Podstawowa za-



Rys. 3. Schemat blokowy radiowysokościomierza z podwójną przemianą częstotliwości, pracującego w paśmie 444 MHz

automatycznego lądowania samolotu, gdzie znajomość dokładnej wysokości jest nieodzownym warunkiem. W omawianym systemie radiowysokościomierza zastosowano dwa zakresy wysokości: 0÷150 m i 0÷1500 m.

Radiowysokościomierz składa się (rys. 4) z oddzielnego nadajnika, różkówek anten nadajnika i odbiornika, wzmacniacza wstępnego odbiornika, właściwego odbiornika i połączeń kablowych. Nadajnik jest rezonato-

Istnieje także połączenie generatora z odbiornikiem przez regulowany tłumik. Antena różkowa nadajnika (odbiornika) o wymiarach 12 × 9,6 cm jest zbieżna. Sygnał z anteny odbiorczej jest podawany do rozgałęźnika pierścieniowego, wykonanego dla zmniejszenia ciężaru z linii paskowej, a następnie na wstępny wzmacniacz lampowy. W rozgałęźniku pierścieniowym wbudowane są detektory, na których występuje wydziele-

townika zastosowano również ogranicznik zapewniając utrzymanie stałej amplitudy na wejściu obwodu liczącego. Obciążeniem licznika jest wtórnik emiterowy. Napięcie z wtórnika emiterowego podane jest jako sygnał wyjściowy na wskaźnik.

Literatura

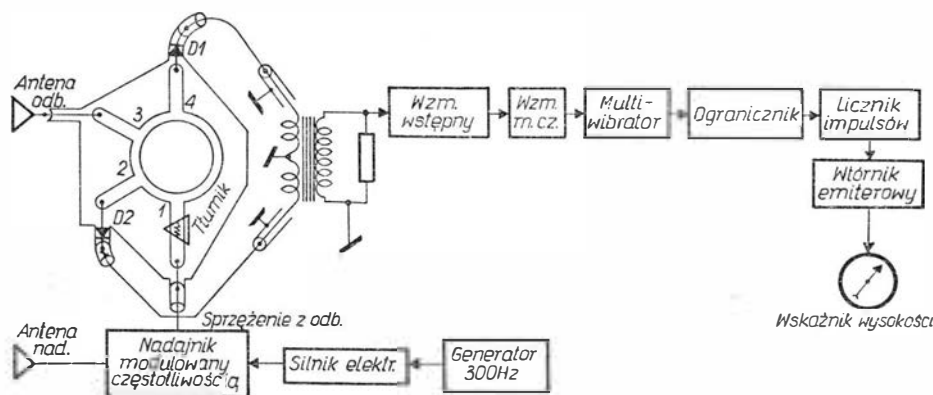
1. Astafiew G. P.: „Radionawigacyjnyje ustrojstwa i sistemy”. Wyd. Sowietskoye Radio, Moskwa 1958 r.
2. Jagodziński Z.: „Systemy radionawigacyjne”, MON, Warszawa 1961 r.
3. Machamed Abd-El Wahad Ismail: „Radiolokacyjnyj wysotometr zdwojnoj czastotnoj moduliaczej”, Wyd. Sowietskoye Radio, Moskwa 1958 r.
4. Grodecki M.: „Projekt wstępny na radiowysokościomierz małych wysokości”, Wyd. ITWL, 1961 r.
5. Shayler J. S.: Radio Guidance Elements of the B.L.E.K. „Automatic Landing System of Aircraft”, Wyd. Journal Brit. I.R.E., nr 1 z 1961 r.

KORESPONDENCJA Z TERENU

Koledzy z Koła Zakładowego przy WSK w Świdniku odnieśli nowe sukcesy:

● W ramach konkursu zorganizowanego na terenie województwa przez Naczelną Organizację Techniczną odbyło się przydzielenie nagród za działalność techniczno-ekonomiczną członkom stowarzyszeń technicznych. Grupa Kolegów inż.inż.: A. Drożdżowski, J. Skiba, R. Barczuk i K. Otachel pod kierownictwem szefa przygotowania produkcji inż. K. Greli opracowała i wprowadziła do produkcji metodę próżniowo-ciśnieniowego klejenia metali. Metoda ma szerokie zastosowanie w produkcji lotniczej. Za osiągnięcie to przyznano zespołową nagrodę drugiego stopnia w wysokości 5000 złotych.

● Magisterskie studia techniczne dla inżynierów z pierwszym stopniem studiów ukończył już kolejny piąty student Wydziału Mechanicznego Politechniki Krakowskiej z grupy świdnickiej. Całą grupę studentów stanowi 15 pracowników WSK Świdnik (inżynierów na czołowych stanowiskach w pionach przygotowania i kierownictwa produkcji). Pierwszymi kolegami, którzy zdobyli dyplomy magisterskie są simpowcy: J. Borzym, S. Błażkiewicz, M. Moskal, S. Romanowski i K. Rypulak. Przydzielone im prace dyplomowe ściśle się wiązały z zagadnieniami planu postępu technicznego przedsiębiorstwa macierzystego. Prace dyplomowe studentów ze Świdnika prowadzi Katedra Obrabiarek kierowana przez prof. Riedla. Kierownikiem kursu magisterskiego ze strony uczelni był doc. mgr inż. S. Kotowski, a kierownikiem kursu ze strony WSK korespondent „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” inż. A. Hadrawa.



Rys. 4. Schemat blokowy radiowysokościomierza z pojedynczą przemianą częstotliwości, pracującego w paśmie 4300 MHz.

rem pobudzonym przez lampę Heila. Pozwala ona na modulację częstotliwości z towarzyszącą małą modulacją amplitudy. Częstotliwość nośna jest zawarta w paśmie 4200—4400 MHz, a dewiacja częstotliwości wynosi 200 MHz na I zakresie i 20 MHz na II zakresie. Modulacja dokonywana jest mechanicznie (silnikiem elektrycznym) przez obracanie dipola wewnątrz rezonatora. Częstotliwość modulacji wynosi 300 Hz. Silnik jest napędzany przez generator 300 Hz.

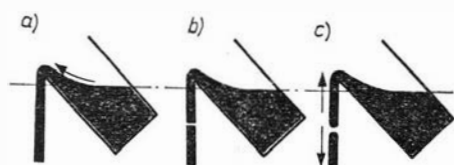
nie sygnału o częstotliwości dudnień. Wzmacniacz małej częstotliwości i dalsze obwody radiowysokościomierza są całkowicie oparte na tranzystorach. Sygnał dudnień ze wzmacniacza małej częstotliwości zostaje przekształcony na impulsy prostokątne w układzie małej częstotliwości multiwibratora. Impulsy prostokątne podane są na wtórnik emiterowy a następnie do prostownika dwukierunkowego połączonego z diod półprzewodnikowych. W układzie pros-

Lepkosprężystość w konstrukcjach i wyrobach z tworzyw sztucznych

Wszystkie tworzywa sztuczne wykazują własności lepko-sprężyste, tj. równocześnie własności lepkiej cieczy i sprężystego ciała. Omówiono podstawowe własności cieczy i ciał lepko-sprężystych, szybkość ścinania i jej wpływ na własności lepko-sprężyste ciał i cieczy. Własności lepko-sprężyste mają zasadniczy wpływ na wyroby z tworzyw sztucznych, co zostało zilustrowane w części technologicznej, w której zamieszczono wiele wskazówek i zaleceń dla konstruktorów i technologów.

Podstawowe własności cieczy i ciał lepko-sprężystych

Wszystkie tworzywa sztuczne mają własności lepko-sprężyste, tj. lepkiej cieczy i sprężystego ciała. Tak więc wszystkie stopy polimerów oraz rozwoły polimerów będąc lepkiemi cieczami zachowują się sprężysto przy średnich prędkościach ścinania. Jeśli wypływający z naczynia strumień cieczy o dużej lepko-sprężystości ma odpowiednią długość poza naczyniem, to ciecz wewnątrz naczynia będzie płynąć pod górę naczynia w wyniku działania naprężeń tnących i normalnych w strumieniu (rys. 1a). Przecinając strumień cieczy lepko-sprężystej np. nożyczkami (rys. 1b) spowodujemy, że oba końce przecię-

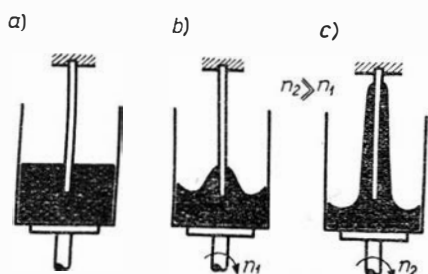


Rys. 1

tego strumienia wrócą sprężysto każdy w inną stronę (rys. 1c). Sprężysty powrót końców rozciętego strumienia cieczy lepko-sprężystej możliwy jest dlatego, że w strumieniu występują naprężenia normalne.

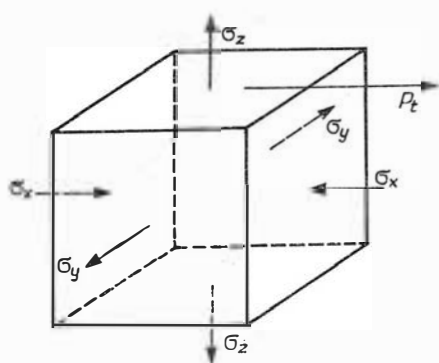
Innym przykładem naprężeń normalnych w strumieniu cieczy lepko-sprężystej jest doświadczenie pokazane na rys. 2. Pręt zanurzony w cieczy lepko-sprężystej jest zamocowany na stałe, nie ma możliwości obrotu i

Rys. 2



przesuwu. Z chwilą, gdy naczynie z cieczą lepko-sprężystą zacznie się obracać, to ciecz zaczyna się „wspinać” wzdłuż nieruchomego pręta. Przy mniejszych obrotach ciecz „wspina się” na wysokość pokazaną na rys. 2b, a przy odpowiednio większych obrotach na wysokość, jak pokazano na rys. 2c. Po zatrzymaniu obrotów ciecz z powrotem opada do poprzedniego stanu (rys. 2a).

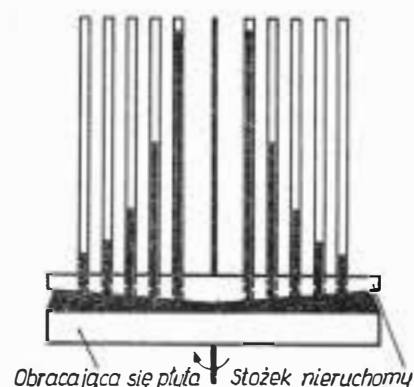
Na podstawie doświadczeń pokazanych na rys. 1 i rys. 2 widzimy, że proste ścinanie wywołuje w cieczy lepko-sprężystej nie tylko naprężenia tnące, ale także naprężenia normalne. Fizyczne wyjaśnienie tego zjawiska podał Weissenberg w swojej hipotezie. Lepko-sprężysty element (rys. 3) ścinany siłą P_t jest deformowany wzdłuż kierunku działania siły P_t i poddany działaniu naprężeń normalnych: σ_x , σ_y , σ_z wywołanych prostym ścinaniem. Dobrą ilustracją powstawania naprężeń normalnych σ_z (skierowanych prostopadle do linii strumienia i do płaszczyzny działania siły tnącej) wywołanych pros-



Rys. 3

tym ścinaniem w strumieniu cieczy lepko-sprężystej jest doświadczenie pokazane na rys. 4. Lepko-sprężysta ciecz zawarta w szczelinie między bardzo płaskim stożkiem a obracającą się płaską płytą poddana jest ścinaniu z jednakową prędkością ścinania wzdłuż całej długości szczeliny.

Liniami przepływu cieczy w szczelinie są współśrodkowe okręgi. Jak widać z rys. 4, kolejne linie przepływu mają inne wartości ciśnienia normalnego. Ciśnienie normalne wywołane rozciąganiem strumienia wzdłuż krzywej linii przepływu wzrasta w kierunku środka płyty. Rozkład ciśnienia normalnych wzdłuż promienia płyty pokazany jest na rys. 4. Charakterystyczną rzeczą jest to, że dla

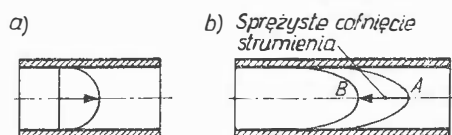


Rys. 4

różnych prędkości ścinania (tj. dla różnych n [obr/min]) zmieniają się bezwzględne wielkości ciśnienia wzdłuż promienia dla poszczególnych linii przepływu, ale rozkład ciśnienia wzdłuż promienia ma zawsze taką samą postać i postać ta jest niezależna od prędkości ścinania. Ciśnienia zmierzone wzdłuż promienia mogą być odniesione w prosty sposób do naprężeń normalnych i w ten sposób wielkości naprężeń normalnych w strumieniu cieczy lepko-sprężystej, wywołane prostym ścinaniem, mogą być wyznaczone w funkcji prędkości ścinania. Naprężenia normalne wywołane prostym ścinaniem są miarą własności sprężystych cieczy lepko-sprężystej.

Przykładając naprężenia ścinające do cieczy lepko-sprężystej zawartej w rurze powodujemy, że ciecz zaczyna płynąć. Rozkład prędkości wzdłuż średnicy cieczy lepko-sprężystej pokazany jest na rys. 5a. Praca przyło-

zonej siły do cieczy lepkosprężystej zawartej w rurze idzie na pokonanie sił lepkości oraz na sprężystą deformację strumienia. Część pracy włożonej na sprężystą deformację strumienia jest odyskiwana po usunięciu działającej siły. Po zdjęciu ciśnienia obserwujemy sprężyste cofnięcie się strumienia z punktu A do punktu B (rys. 5b). Zjawisko sprężystego cofania się strumienia cieczy lepkosprężystej ma doniosły wpływ na jakość produkcji elementów z tworzyw sztucznych wykonywanych metodą wtryskową. Cofający się sprężyste strumień roztopionego lepkosprężystego tworzywa sztucz-



Rys. 5

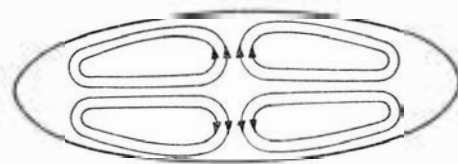
nego jest przyczyną powstawania ciśnienia wstecznego, tj. przeciwnie do kierunku wytwarzanego przez wtryskarkę. Wpływ przeciwnie do kierunku wytwarzanego przez wtryskarkę. Wpływ przeciwnie do kierunku wytwarzanego przez wtryskarkę. Wpływ przeciwnie do kierunku wytwarzanego przez wtryskarkę.

Ciecze lepkosprężyste (np. roztopiony stop tworzywa sztucznego) wy-ciskane z dysz po wyjściu z dyszy rozszerzają się do średnicy większej niż średnica dyszy. Zjawisko to wywołane jest obecnością naprężeń normalnych w strumieniu lepkosprężystym zgodnie z hipotezą Weissenberga. Zgodnie z tą hipotezą działanie naprężeń normalnych stara się cofnąć do tyłu strumień zmniejszając przy tym jego prędkość oraz zwiększyć średnicę strumienia (rys. 3).

Rozszerzanie się strumienia lepkosprężystego przy wyjściu z dyszy jest bardzo ważnym zagadnieniem w technologii tworzyw sztucznych. Przy wchodzeniu tworzywa sztucznego do dyszy własności lepkosprężyste powodują, że czas wejścia jest znacznie większy w porównaniu z ciałami pozbawionymi własności lepkosprężystych.

Przy przepływie strumienia cieczy lepkosprężystej wzdłuż rur o przekrojach niekołowych strumień doznaje zawirowań w kierunku prostopadłym do osi przepływu i w ten sposób powstaje złożony model przepływu wywołany działaniem naprężeń normalnych i tnących o rozkładzie związanym z kształtem przekroju rury. Dla przykładu na rys. 6 po-

kazano deformację linii przepływu cieczy lepkosprężystej wzdłuż rury o przekroju eliptycznym. Takie poprzeczne zawirowania strumienia

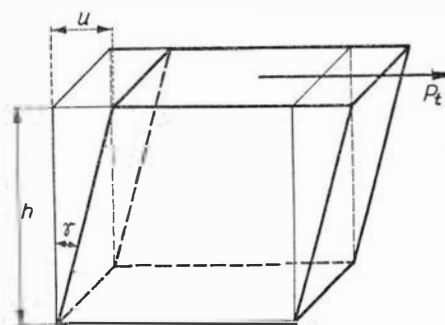


Rys. 6

cieczy lepkosprężystej, jak pokazano na rys. 6, mogą być praktycznie wykorzystane do zwiększenia wymiany ciepła. Jednocześnie należy pamiętać, że we wszelkiego rodzaju mieszalnikach, w których np. mieszamy roztwory sztucznych tworzyw, model przepływu ciekłej masy tworzywa sztucznego będzie modyfikowany działaniem naprężeń normalnych i tnących.

Prędkość ścinania

Przykładając siłę ścinania P_t do górnej powierzchni sześcienu spo-



Rys. 7

wodujemy przesunięcie górnej powierzchni względem dolnej powierzchni o wielkość u (rys. 7). Kąt odkształcenia postaciowego sześcienu γ określony jest następującą zależnością:

$$\gamma = \frac{\tau}{G} \quad (1)$$

gdzie:

$$\tau = \frac{P_t}{2},$$

G — moduł sztywności na ścinanie materiału, z którego wykonany jest sześcian.

Z drugiej strony kąt odkształcenia postaciowego γ jest związany z przesunięciem u następującą zależnością:

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{u}{h} \quad (2)$$

W przypadku gdy kąt γ jest mały, to zależność (2) możemy zapisać następująco:

$$\gamma = \frac{u}{h} \quad (3)$$

Prędkość ścinania określamy następującą zależnością:

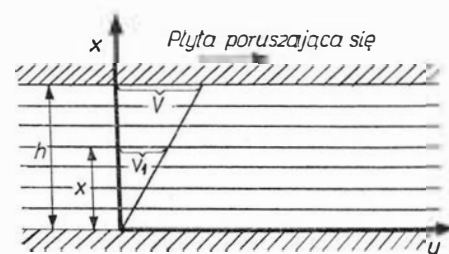
$$\dot{\gamma} = \frac{d\gamma}{dt} = \frac{d}{dt} \left(\frac{u}{h} \right) = \frac{1}{h} \cdot \frac{du}{dt} \quad (4)$$

Prędkość ścinania $\dot{\gamma}$ wyrażamy w radianach na sekundę. Porównując zależności (1) i (3) otrzymujemy następujący wzór:

$$\frac{u}{h} = \frac{\tau}{G} \quad (5)$$

Patrząc na zależność (5) nasuwa się logiczne przypuszczenie, że między naprężeniem τ i prędkością ścinania $\dot{\gamma}$ istnieje zależność.

Dla ustalenia zależności między prędkością ścinania $\dot{\gamma}$ i naprężeniem ścinającym τ rozpatrzmy przepływ strumienia cieczy lepkiej w szczelinie między dwoma płytami (rys. 8). Płyta dolna jest nieruchoma, a płyta górna porusza się. Wówczas lepka ciecz będzie się poruszać razem z płytą górną. Zrozumiałe jest, że warstwa cieczy stykająca się bezpośrednio z płytą górną będzie miała największą prędkość, natomiast warstwa cieczy stykająca się z nieruchomą płytą dolną będzie miała zerową prędkość. Jeśli w szczelinie jest tzw. ciecz newtonowska, to rozkład prędkości cieczy wzdłuż wysokości h szczeliny będzie liniowy (rys. 8). Newton badając przepływy cieczy o liniowych rozkładach prędkości w szczelinie postawił hipotezę, że naprężenie ścinające τ między dwoma poruszającymi się względem siebie cząsteczkami cieczy lepkiej jest wprost proporcjonalne do gradientu



Rys. 8

prędkości między tymi cząsteczkami. Zapisując hipotezę Newtona za pomocą zależności matematycznej mamy następujący wzór:

$$\frac{v}{h} = \frac{\tau}{\eta} \quad (6)$$

gdzie:

η — współczynnik proporcjonalności definiowany jako

współczynnik lepkości cieczy,

$\frac{v}{h}$ — gradient prędkości cieczy,

τ — naprężenie ścinające między dwiema cząsteczkami cieczy będącymi w ruchu względem siebie.

Porównując zależności (4) z zależnością (6) widzimy, że:

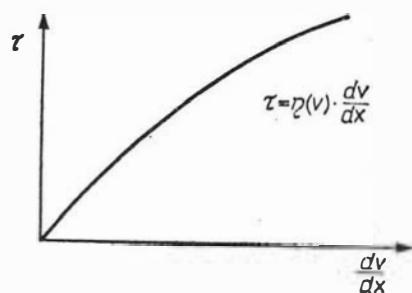
$$\frac{v}{h} = \frac{1}{h} \cdot \frac{du}{dt} = \dot{\gamma}$$

i stąd mamy:

$$\dot{\gamma} = \frac{\tau}{\eta} \quad (7)$$

Z zależności (7) widzimy, że naprężenie ścinające τ jest wprost proporcjonalne do prędkości ścinania $\dot{\gamma}$. W przypadku cieczy newtonowskich współczynnik proporcjonalności η w zależności (7) jest stały dla dowolnych wartości prędkości ścinania.

Na rys. 9 pokazano wykres zależności (6) dla cieczy newtonowskich, tj. zmianę naprężeń ścinających τ w funkcji gradientu prędkości. W technice znamy bardzo dużo cieczy,



Rys. 9

które nie spełniają warunków cieczy newtonowskich. Współczynnik lepkości η w tych cieczach zmienia się wraz ze zmianą gradientu prędkości

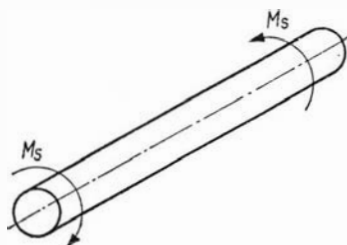
$$\frac{dv}{dx}$$

Rysunek 9 pokazuje jeden z możliwych przypadków zmiany współczynnika lepkości η wraz ze zmianą gradientu prędkości $\frac{dv}{dx}$. W stałych

ciałach lepkosprężystych (a więc we wszystkich tworzywach sztucznych) lepkość w sposób zasadniczy zmienia przebieg zależności między odkształceniem i naprężeniem, tj. przebieg krzywej odkształcenia. Dla przykładu w stałych ciałach sprężystych opisywanych fizycznym modelem ciała podanym przez Hooke'a krzywa rozciągania jest linią prostą, natomiast w stałych ciałach lepkosprężystych (a więc we wszystkich tworzywach sztucznych) krzywa rozciągania nie jest linią prostą. Stąd też

znajomość współczynnika lepkości η jest konieczna do prawidłowego wyznaczenia przebiegu krzywej odkształcenia w funkcji naprężeń czasu.

Do pomiaru współczynnika lepkości η w ciałach stałych stosowane są dwie metody. Metoda pierwsza pokazana na rys. 10 polega na skręcaniu czystym momentem skręcającym



Rys. 10

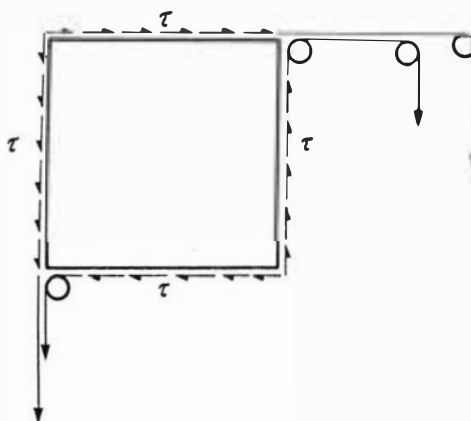
M_s próbki o przekroju okrągłym. W metodzie tej założono, że naprężenia ścinające τ zmieniają się liniowo od zera do maksimum wzdłuż promienia przekroju. Współczynnik lepkości obliczamy z zależności na naprężenie ścinające:

$$\tau = -\eta \cdot \frac{d\Theta}{dt} \quad (8)$$

gdzie Θ jest kątem skręcenia przekroju próbki.

Wadą tej metody jest zmienność naprężeń ścinających wzdłuż przekroju próbki. Metoda ta znajduje zastosowanie przede wszystkim przy pomiarze lepkości żywic.

Druga metoda pokazana na rys. 11 pozwala wzdłuż całego boku próbki przyłożyć jednakowe naprężenia ści-



Rys. 11

nające. Przy tej metodzie zmienia się wielkość odkształceń ścinających wzdłuż długości boku próbki, która może być zmierzona w czasie doświadczeń. Metoda ta nadaje się bardzo dobrze do pomiaru lepkości w laminatach, gdzie żywica jest wzmocniona włóknem szklanym. Przebieg wzmocnień w badanej próbce, tj.

przebieg włókien szklanych może być identyczny z przebiegiem wzmocnień w rzeczywistej konstrukcji. W przypadku zastosowania metody pierwszej do badania lepkości laminatów wzmocnienia mogą biec tylko wzdłuż osi próbki.

Wpływ prędkości ścinania na własności lepkosprężyste ciał i cieczy

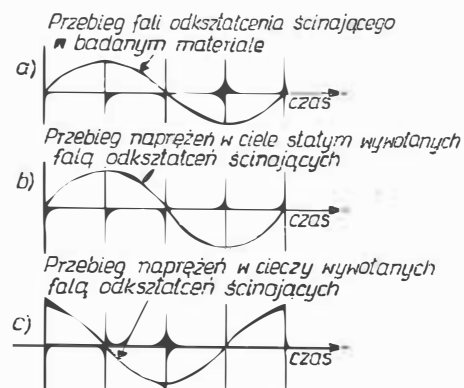
Własności cieczy i ciał lepkosprężystych zależą w dużym stopniu od prędkości ścinania, tj. od prędkości przyłożenia naprężeń ścinających. Ogólna prawidłowość jest następująca: gdy prędkość ścinania jest duża, to ciecz lepkosprężysta wykazuje własności bardziej zbliżone do ciała stałego i, gdy prędkość ścinania jest mała, to ciecz lepkosprężysta wykazuje własności bardziej zbliżone do własności płynów. Ostatnie badania wykazały, że szereg cieczy lepkich (tj. cieczy czysto newtonowskich, a więc nie wykazujących własności sprężystych) przy średnich prędkościach ścinania rzędu $\dot{\gamma} = 10^4 \div 10^5$ rad/sek wykazuje własności sprężyste. Do cieczy takich między innymi należą: roztwór cukru, gliceryna, glikol. Wszystkie stopy polimerów, jakie spotykamy w produkcji tworzyw sztucznych, zachowują się sprężysto przy średnich prędkościach ścinania. Swojego rodzaju fenomenem jest czoło strumienia tworzywa sztucznego w stanie płynnym, które po przyłożeniu bardzo dużych naprężeń tnących (tj. strumień o bardzo dużej prędkości przepływu) wykazuje własności bardziej zbliżone do „słabego” ciała stałego niż płynu. Własności sprężyste stopów i roztworów tworzywa sztucznego odgrywają bardzo ważną rolę w produkcji wyrobów z tworzyw sztucznych. I tak dla przykładu fenomen czoła strumienia roztopionego tworzywa sztucznego, który wykazuje własności ciała stałego pod wpływem naprężeń tnących ogranicza w sposób istotny wydajność wtryskarki. W przetwórstwie tworzyw sztucznych znane jest zjawisko dużych spadków ciśnienia w strumieniu płynnego tworzywa sztucznego przy wchodzeniu strumienia w zwężenia lub zwiększenia przekroju. Strumień wyciskanego płynnego tworzywa sztucznego przy wyjściu z kanału gwałtownie się rozszerza w wyniku działania naprężeń normalnych w strumieniu.

Własności sprężyste cieczy lepkosprężystych również bardzo często odgrywają pozytywną rolę. W procesie smażenia, gdzie występują bardzo duże prędkości ścinania, na

własności smarne oleju mają bardzo duży wpływ własności sprężyste i lepkie. Naprężenia normalne w oleju wywołane ścinaniem polepszają smarowanie. Należy jednak pamiętać, że naprężenia normalne w oleju wywołane ścinaniem nie mogą przekroczyć pewnej wartości, gdyż po przekroczeniu tej wartości molekuly polimeru będą rozrywane i olej straci własności smarne.

Dotychczasowy model fizyczny łożyska powietrznego wyjaśniano opierając się tylko na własnościach lepkich powietrza. Jednak ostatnie badania wykazały [2], że przy prędkościach ścinania powietrza rzędu 10^7 rad/sek w powietrzu są naprężenia normalne wywołane ścinaniem. Widzimy stąd, że powietrze dla małych prędkości ścinania wykazuje tylko własności lepkości, a dla bardzo dużych prędkości ścinania powietrze wykazuje własności lepkosprężyste.

Zmianę własności cieczy i ciał lepkosprężystych wywołaną prędkością ścinania możemy określić za pomocą analizy fal odkształceń i fal naprężeń rozchodzących się w badanej cieczy lub w badanym ciele stałym. Badania polegają na tym, że w badanym materiale wzbudza się falę odkształceń ścinających o przebiegu sinusoidalnym. Z kolei fala odkształceń wywołuje falę naprężeń w badanym materiale. Jeśli w materiale odkształcenia ścinające o przebiegu sinusoidalnym (rys. 12a) wywołają falę naprężeń będącą w fazie z falą odkształceń ścinających, tj. falę, jaką pokazano na rys. 12b, to mamy do czynienia z ciałem stałym. Jeśli natomiast fala naprężeń będzie przesunięta o 90° w stosunku do fali odkształceń ścinających (rys. 12c), to badany materiał zachowuje się jak



Rys. 12

ciecz. Dla wszystkich cieczy i ciał lepkosprężystych fala naprężeń będzie przesunięta w stosunku do fali odkształceń ścinających o pośrednią wartość kąta między tymi dwoma

krańcowymi wartościami, tj. o kąt zawarty między 0° i 90° . Własności lepkosprężyste badanego materiału są określone wielkością kąta przesunięcia fazy fali naprężeń w stosunku do fali odkształceń oraz wielkości amplitud fali naprężeń i fali odkształceń.

Wpływ własności lepkosprężystych na jakość wyrobów z tworzyw sztucznych

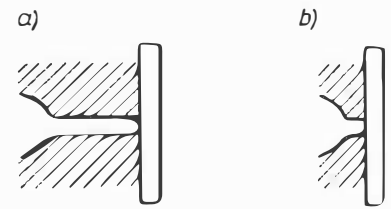
Strumień płynnego tworzywa sztucznego przepływa ze zmienną prędkością przez kanały doprowadzające go do matrycy. Zmiana prędkości wywołana jest zmiennością przekrojów kanału doprowadzającego oraz załamaniem osi kanału doprowadzającego. Naprężenia tnące i wywołane przez nie naprężenia normalne w strumieniu płynnego tworzywa sztucznego zmieniają się co do wielkości wraz ze zmianą prędkości przepływu tworzywa w kanale. W wyniku działania zmiennych naprężeń tnących i normalnych strumień płynnego tworzywa sztucznego zaczyna drgać w przewodzie doprowadzającym go do otworu wlewowego (rys. 13). W wyniku tych drgań przez otwór wlewowy do matrycy dostaje



Rys. 13

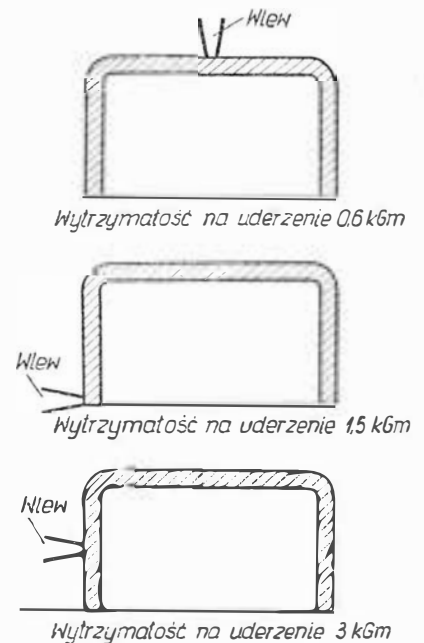
się tworzywo o zmiennych kolejno rozkładach naprężeń w poszczególnych pasmach strumienia. W efekcie po utwardzeniu otrzymujemy wyrób z tworzywa sztucznego z naprężeniami własnymi, które zmieniają się z miejsca do miejsca w sposób nieregularny. Pod wpływem działania naprężeń własnych wyroby z tworzywa sztucznego pękają tuż przy wyjęciu z matrycy lub też dopiero po pewnym czasie. Aby uniknąć drgań strumienia, muszą być odpowiednio dobrane do własności lepkosprężystych danego tworzywa: kształt otworu wlewowego, jego położenie na matrycy oraz kształt i długość kanału doprowadzającego tworzywo sztuczne. Kanał doprowadzający i wlew pokazane na rys. 14a powodują powstawanie drgań strumienia, nato-

miast kanał i wlew pokazane na rys. 14b nie powodują drgań strumienia.



Rys. 14

By wyrób z tworzywa sztucznego miał największą udarność, wlew musi być w miejscu najmniej obciążonym. Na rys. 15 pokazano wpływ miejsca położenia wlewu na wytrzymałość uderzeniową elementu konstrukcyjnego z tworzywa sztucznego. Kształt kanału doprowadzającego

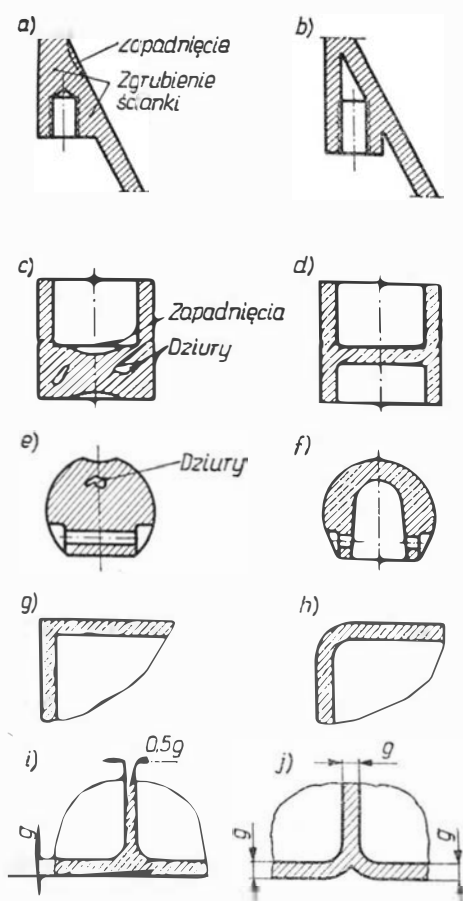


Rys. 15

nie powinien powodować kawitacji strumienia. W przypadku niemożności uniknięcia kawitacji strumienia wkłada się do matrycy sprężysto-powrotny rdzeń, w który uderza rozpędzony strumień po przejściu przez otwór wlewowy.

Drgania strumienia są przyczyną powstawania zapadnięć na powierzchniach wyrobów z tworzyw sztucznych oraz dziur wewnątrz tych wyrobów. Zapadnięcia i dziury powstają przede wszystkim w miejscach, gdzie jest nagłe zgrubienie ścianki lub powiększenie przekroju.

Na rys. 16a i 16c pokazano wpływ zgrubienia ścianki na powstawanie zapadnięć na powierzchniach i dziur wewnątrz materiału. Jednocześnie na rys. 16b i 16d pokazano, jak należy prawidłowo wykonać te same ele-



Rys. 16

menty konstrukcyjne, by nie powstawały zapadnięcia i dziury. Na rys. 16e pokazano wpływ dużej grubości przekroju na powstawanie dziur wewnątrz tego przekroju oraz na rys. 16f ten sam element konstrukcyjny wykonany prawidłowo.

W tworzywach termoplastycznych należy unikać wszelkich dużych przekrojów (takich jak pokazano na rys. 16e) i dużych lokalnych zwiększeń grubości, ponieważ powodują one znaczny wzrost czasu utwardzania. Wszystkie ostre krawędzie zewnętrzne powinny być zaokrąglone (rys. 16h), gdyż ułatwiają one przepływ roztopionego tworzywa sztucznego. Ponadto zaokrąglona wewnętrzna krawędź przeciwdziała powstawaniu zapadnięć na powierzchni.

Usztywnienia ścianek (żebra) nie powinny przekraczać $(0,5 \div 0,6) \cdot g$, gdzie g jest grubością wzmocnionej ścianki. Przy grubych bowiem usztywnieniach w miejscu wejścia usztywnienia w ściankę tworzy się duże lokalne zgrubienie przekroju i w miejscu tym powstają zapadnięcia i dziury. Prawidłowo wykonane

usztywnienie ścianki o grubości $0,5g$ pokazano na rys. 16i. Jeśli jednak ze względów wytrzymałościowych musimy dać usztywnienie ścianki o grubości większej niż $(0,5 \div 0,6) \cdot g$, np. grubość usztywnienia jest tego samego rzędu co grubość wzmocnionej ścianki, to by uniknąć nadmiernego zgrubienia przekroju w miejscu przenikania usztywnienia w ściankę, przekrój wzmocnienia należy ukształtować tak, jak pokazano na rys. 16j.

Literatura

1. Markus R.: „Deformation and Flow”, London, H. K. Lewis.
2. Engineering outline 18. Viscoelasticity, Engineering 6, May 1966, Volume 201, Number 5220.
3. Plating ABS Plastics. Robert Draper LTD. Teddington 1967.

Prenumeratę

TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ

przyjmuje

Zakład Kolportażu WCT NOT
W-wa, ul. Mazowiecka 12

Nowości Techniczne

PRÓBY W LOCIE SAMOLOTU FOKKER F.28

Próby w locie obu prototypów A1 i A2 pasażerskiego samolotu na krótkie i średnie trasy Fokker F.28 „Fellowship” są już tak daleko zaawansowane, że przewidziane poprzednio na 15.11.1968 r. wydanie zaświadczenia zdatności typu zostanie prawdopodobnie przyspieszone.

Przeglądy prototypu A1 wykonane po 25, 50, 75 i 100 godz. lotu wypadły na tyle zadowalająco, że okresy między przeglądami można było przedłużyć do 100 godz. Każdy z przeglądów trwał tylko 24 godz. Zaskakująco mała była ilość koniecznych do wprowadzenia zmian, które nie miały zresztą większego znaczenia. Również w instalacjach pokładowych wystąpiły tylko drobne niedomagania. Duża regularność lotów wskazuje na niezawodność płatowca, silników i instalacji pokładowych.

Wyniki dotychczasowych prób w locie prototypu A1 wskazują na:

- pewność rozruchu silników w całym zakresie lotu,
- b. dobre własności przy lądowaniu,
- dobrą sterowność w locie jednosilnikowym,
- możliwość lądowania przy bocznym wietrze o prędkości 32 km/h,
- łatwość lądowania z wciągniętymi klapami,

— łatwość startu i lądowania z asymetrycznie wypełnionymi zbiornikami,

— łatwość przestartowania,

— dużą stateczność przy opadaniu i lądowaniu dzięki skutecznym hamulcom aerodynamicznym umieszczonym w ogonowej części kadłuba,

— możliwość osiągnięcia prędkości $Ma = 0,83$ (prędkość obliczeniowa $Ma = 0,75$),

— krótkie czasy przygotowawcze dzięki niezawodności instalacji pokładowych,

— konieczność tylko nieznacznego wyważania przy zmianie konfiguracji samolotu,

— większy od obliczeniowego całkowity opór samolotu z wysuniętymi klapami,

— brak tendencji do uciekania z kierunku w czasie lądowania,

— skuteczność spoilerów, które mogą być wysunięte natychmiast po przyziemieniu,

— b. dużą skuteczność hamulców kół (f-my Goodyear), sterowanych elektronicznie w celu uniemożliwienia blokowania kół.

Badania przeciągnięcia prototypu A1 przy ciągu pełnym i asymetrycznym wykazały dużą stateczność samolotu aż do chwili osiągnięcia prędkości przeciągnięcia, co jest sygnali-

zowane flatterem powodowanym przez oderwanie strumienia. Największy współczynnik siły nośnej wynosi 2,56. W czasie badań kąt natarcia osiągał $30^\circ C$ przy wszystkich położeniach środka ciężkości i położeniach klap.

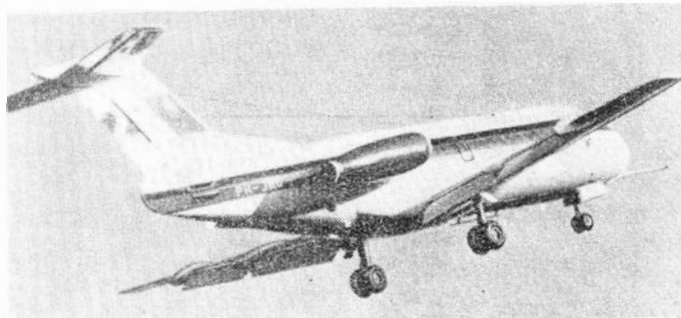
Instalacja przeciwbodzeniowa będzie badana na prototypie A2 i A3.

Planowo przebiegają również próby zmęczeniowe przedniego i środkowego fragmentu kadłuba, przeprowadzane w zbiornikach wodnych. Do listopada ub. roku fragmenty te wykonały odpowiednio 39 000 i 25 000 symulowanych lotów (odpowiada to 19 500 i 12 500 godz. lotu) bez poważniejszych uszkodzeń. Badania będą prowadzone do osiągnięcia 60 000 lotów.

Przy okazji nie od rzeczy będzie podanie ciekawszych szczegółów dotyczących samolotu F.28, dla uzupełnienia opisu podanego w „Nowościach” jeszcze w czasie jego budowy.

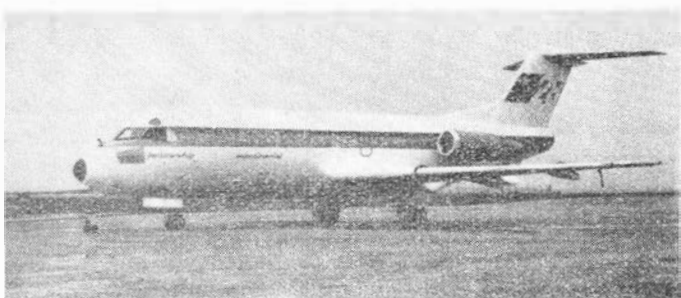
Skrzydło samolotu zostało zaprojektowane przy założeniu, że w przypadku samolotu na krótkie trasy tylko nieduża część lotu przebiega na wysokości i prędkości przelotowej, w związku z czym za prędkość obliczeniową wystarczy przyjąć $Ma = 0,75$. Taka liczba Ma wymaga zastosowa-

nia tylko niewielkiego skosu skrzydła (16% na 25% cięciwy) i pozwala na wykorzystanie profilów o większych grubościach, zawartych między 14% i 10%. Dzięki temu uniknięto skrzeli lub klap przednich stosując jedynie dwuszczelinowe klapy Fowlera o dużej rozpiętości.



Rys. 1

Dolna część skrzydła składa się z trzech równolegle przebiegających pól pokrycia, które tak są ze sobą połączone, że powstające pęknięcia nie mogą rozprzestrzeniać się do połączeń nitowych. Dwa z tych pól mogą przenosić pełne obciążenie w sposób „Fail-Safe”. W polu środkowym



Rys. 2

znajdują się wszystkie wzniki kontrolne. Ta część pokrycia jest wykonana w sposób integralny z podłużnicami usztywniającymi przy zastosowaniu chemicznego trawienia. Skrzydło ma dwa dźwigary, które łącznie z górnym i dolnym pokryciem tworzą kesony, wykorzystane w zewnętrznych częściach skrzydła jako zbiorniki paliwa. Nosek skrzydła ma podwójne pokrycie, przy czym pokrycie zewnętrzne jest sklejone z pokryciem wewnętrznym. Chemicznie wyfrezowane na wewnętrznej stronie zewnętrznego pokrycia podłużne rowki służą jako kanały gorącego powietrza zabezpieczające go krawędź natarcia przed oblodzeniem.

Oryginalna jest konstrukcja kadłuba, którego wręgi składają się z trzech pierścieniowych wycinków rozmieszczonych co 120°. Do pokrycia kadłuba klejone są zetowe podłużniczki. Podłoga kabiny jest wykonana z płyt przekładkowych.

Układ klimatyzacji kabiny jest zaprojektowany na maksymalną różnicę ciśnień wynoszącą 0,456 kG/cm² i na wysokości 7600 m zapewnia ciśnienie odpowiadające wysokości 1700 m. Układ składa się z dwóch podukładów, z których każdy jest zasilany przez jeden z silników napę-

dowych. Jeden podukład doprowadza powietrze do kabiny pasażerskiej, a drugi — do kabiny załogi i do kabiny pasażerskiej. Powietrze jest pobierane z siódmego i dwunastego stopnia sprężarek wysokiego ciśnienia, przy czym chłodzenie powietrza odbywa się w wymienniku ciepła i

w turbinie chłodzącej; turbina napędza dmuchawę, która chłodzi wymiennik przy małych prędkościach lotu lub na ziemi.

Do elektronicznego wyposażenia samolotu należy sztuczny pilot Smiths SEP6, automatyczny regulator ciągu, wysokościomierz radiowy,

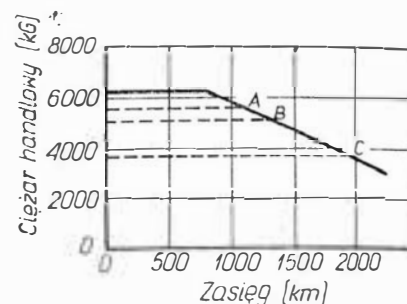
wizualne urządzenie ułatwiające lądowanie PVD (Pan-Visual Director), przelicznik podchodzenia do lądowania i urządzenie ułatwiające przestartowanie. Urządzenia te umożliwiają lądowanie wg drugiej kategorii ICAO.

Samolot jest napędzany dwoma silnikami dwuprzepływowymi Rolls-Royce RB.183-2 „Spey Junior” o ciągu 4470 kG.

Dane samolotu

Rozpiętość	23,58 m
Długość całkowita	27,40 m
Wysokość całkowita	8,47 m
Powierzchnia skrzydła	76,40 m ²
Średnica kadłuba	3,30 m
Ciężar własny	15 010 kG
Ciężar handlowy	6 150 kG
Ciężar całkowity	25 710 kG
Maks. ciężar przy lądowaniu	24 490 kG
Maks. prędkość przelotowa na wys. 6500 m	849 km/h
Ekonomiczna prędkość przelotowa na wys. 7625 m	836 km/h
Prędkość przelotowa na długich trasach	686 km/h
Zużycie paliwa	1375—2610 kG/h

Prędkość podchodzenia przy maks. ciężarze	211 km/h
Długość pasa startowego n.p.m.	1228 m
na wys. 900 m	1448 m
Długość pasa do lądowania n.p.m.	1341 m
Zasięg z pozostawieniem rezerwy, z 60 pasażerami	1008 km
z maks. ilością paliwa	1925 km



Rys. 3

Załączony wykres przedstawia zasięg samolotu w zależności od ciężaru handlowego obliczony wg wzorów ATA przy maks. ciągu przelotowym, na wysokości lotu 7625 m, przy 2-godzinym wyczekiwaniu na wysokości 4570 m i z pozostawieniem rezerwy paliwa do manewrowania w powietrzu i na ziemi. Linie przerywane odnoszą się do następujących liczb pasażerów: A — 60 pasażerów, B — 55 pasażerów, C — 40 pasażerów, przy czym na pasażera przyjęto 93 kG.

W K.

ŚMIGŁOWIEC Z NAPĘDEM CIŚNIENIOWYM DORNIER DO 132

Poważnie zaawansowane są już prace nad lekkim 4-miejscowym śmigłowcem Dornier Do 132 z wirnikiem napędzanym ciśnieniowo za pomocą gorącego gazu. Projektanci śmigłowca spodziewają się, że będzie on tańszy, prostszy i łatwiejszy w obsłudze od śmigłowców konwencjonalnych. Pewne doświadczenia z dziedziny ciśnieniowego napędu wirnika firma Dornier wyniosła z budowy i prób jednoosobowego śmigłowca Do 32, którego wirnik był napędzany powietrzem. Projektanci uważają, że napęd gorącym gazem jest korzystniejszy z tego powodu, że nie jest obciążony stratami w dodatkowej sprężarce i turbinie (lub w sprężarce i turbinie wytwornicy, jeżeli powietrze jest czerpane wprost z wytwornicy), a konieczny do napędu wirnika wydatek czynnika jest mniejszy. Z drugiej jednak strony należy pamiętać, że zastosowanie do napędu wirnika gorącego gazu daje mniejszą sprawność napędową ze względu na znacznie większą prędkość czynnika na wylocie z dysz.

Jako wytwornicy gazu użyto zmodyfikowanego silnika MAN (dawniej BMW) 6022. Modyfikacja tego jednostopniowego silnika polegała na usunięciu ostatniego stopnia trzystopniowej turbiny. Moc wytwornicy wynosi 440 KM (jest to moc, jaką dala by napędzana przez wytwornicę turbina o sprawności 100%).

Śmigłowiec jest zaopatrzony w półszytywny, dwułopatowy wirnik,

którego kulista głowica stanowi równocześnie centralny przegub i rozdzielacz gazu. Jako uszczelnienia na przejściach między głowicą a kolumną wirnika oraz między głowicą a łopatom zastosowano pierścienie tło-

przewodu użyto kilkumilimetrowej warstwy specjalnego materiału produkowanego w USA. W warstwie izolacyjnej przewód jest osadzony w sposób pływający. Nosek łopaty jest wykonany w formie nasadki ze stopu

stana jako pomieszczenie ładunkowe. Do wentylacji kabiny służy wentylator napędzany przez silnik. Płyzy są chowane w locie.

Dane śmigłowca

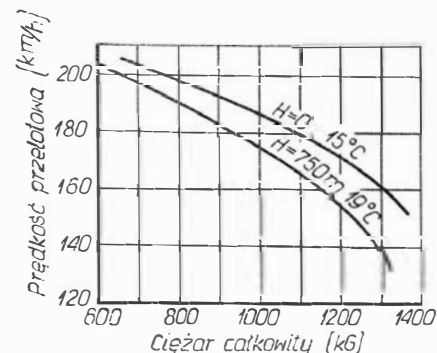
Średnica wirnika	10,00 m
Ciężwa łopat	0,35 m
Obciążenie powierzchni wirnika	12,75 kG/m ²
Długość kadłuba	7,15 m
Ciężar własny	500 kG
Ciężar całkowity	1000 kG
Maks. ciężar w zawisie bez wpływu ziemi	1085 kG
Maks. ciężar całkowity	1300 kG
Prędkość maksymalna	220 km/h
Prędkość przelotowa	184 km/h
Zużycie paliwa	0,53 kG/km.

Rys. 1

kowe. Dzięki dostatecznej sztywności giętej łopat, zabezpieczającej przed rezonansem naziemnym, można było zrezygnować z tłumików uderzeń. Opory szkodliwe wirnika zostały zmniejszone przez zastosowanie aerodynamicznej osłony głowicy i nasad łopat. Do zatrzymywania wirnika po wyłączeniu silnika służy tarcowy hamulec.

alumiiniowego, krawędź spływu — z materiału przekładkowego z listwą ze stopu magnezowego na końcu. Cała łopata jest pokryta aluminiową blachą.

Układ sterowania jest podwójny z drążkiem do ogólnej i okresowej zmiany skoku łopat oraz pedałami steru kierunku. Przystawialny statecznik wysokości umożliwia wywa-



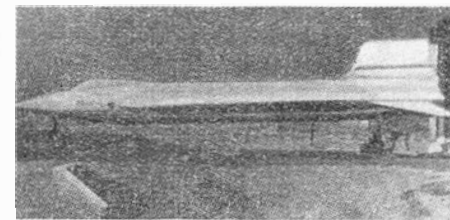
Rys. 3

Na wykresie przedstawiono prędkość przelotową śmigłowca Do 132 w zależności od ciężaru całkowitego dla wysokości H=0 i temperatury otoczenia 15°C oraz H=750 m i temperatury 19°C.

W.K.

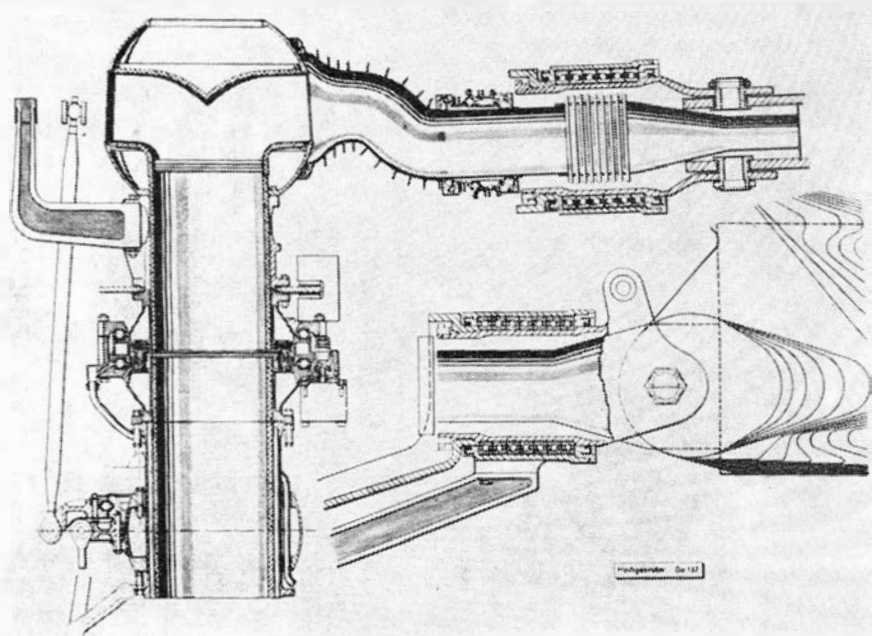
POKRYCIE OCHRONNE SAMOŁOTU X-15

Samolot doświadczalny North American X-15 został pokryty warstwą specjalnego tworzywa, które ma chronić konstrukcję samolotu — przed odbijaniem ciepła i zwęglaniem się — przed uszkodzeniami przy bardzo dużych prędkościach lotu. Ponieważ warstwa ochronna pokrywa równieżabinę pilota, przy podchodzeniu do lądowania pilot otwiera specjalny wizjer w kształcie powieki oka. Początkowe próby w locie przeprowadzono przy stosunkowo



małej prędkości (5486 km/h) w celu sprawdzenia stateczności i sterowności samolotu. W następnych lotach samolot X-15, z dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa o długości 7,6 m pod kadłubem, ma osiągnąć prędkość Ma=8. Dodatkowa ilość paliwa zwiększa czas pracy silnika rakietowego z 85 sek do 145 sek. Jak wiadomo, samolot X-15 jest wynoszony przez samolot B-52 na wysokość 14 000 m i tam odczepiany.

W.K.



Rys. 2

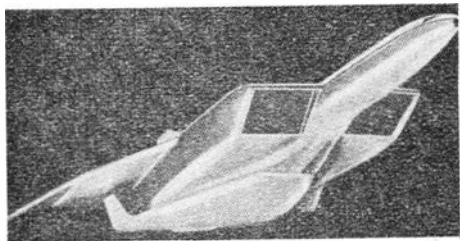
W konstrukcji wirnika z napędem ciśnieniowym trudne do rozwiązania zagadnienie stanowi zapewnienie przy małych wymiarach profilu możliwie największego przekroju przewodów gazu oraz izolacja cieplna tych przewodów (w przypadku napędu gorącym gazem, którego temperatura wynosi ok. 750°C). W przypadku wirnika śmigłowca Do 132 zastosowano kompromis między wymaganiami aerodynamicznymi, termodynamicznymi i ciężarowymi. Optymalizacja dała w wyniku profil NACA 0021. Przewód gazowy w postaci cienkościennej rury z Nimonicu jest prowadzony wewnątrz skrzynkowego dźwigara, wykonanego z materiału przekładkowego. Do izolacji

żenie śmigłowca w locie poziomym. Gdy jest wymagana większa prędkość obrotu względem osi pionowej, uruchamia się — przez większe wciśnięcie jednego z pedałów — dyszę sterującą umieszczoną na stateczniku kierunku.

Konstrukcja nośna kadłuba składa się z dwóch wręg głównych, do których jest zamocowany wirnik i silnik, oraz z dwóch dolnych podłużnych dźwigarów, które przenoszą obciążenia kabiny i usterzenia na wręgi. Wysięgnik mocujący usterzenie stanowi rura z wręgami i podłużnicami. Pod środkiem ciężkości śmigłowca znajduje się integralny zbiornik paliwowy o pojemności 270 l. Tylna część kadłuba jest wykorzy-

FRANCUSKI PROJEKT ODZYSKIWANEGO POJAZDU NOŚNEGO

Załączona fotografia przedstawia model zaprojektowanego przez Nord-Aviation dwustopniowego pojazdu do umieszczania satelitów na orbitach. Załogowy pierwszy stopień po-



jazdu jest napędzany przez cztery silniki turbinowo-strumieniowe Nord-Aviation o łącznym ciągu ok. 72 000 kG. Umieszczony pod nim drugi stopień jest zaopatrzony w cztery silniki rakietowe na ciekły środek napędowy. Oba stopnie byłyby odzyskiwane i ponownie stosowane.

Projekty podobnych pojazdów, mających służyć również jako transportowce kosmiczne, zostały już wcześniej opracowane w Anglii, NRF i Stanach Zjednoczonych. W 1964 roku firmy Nord-Aviation, SNECMA i ERNO zapoczątkowały program współpracy w tej dziedzinie.

W.K.

SATELITA BIOLOGICZNY

W ub. roku wystrzelono z przylądka Kennedy'ego za pomocą rakiety „Thor-Delta” satelitę biologicznego „Biosatellite” 2. Satelita został umieszczony na prawie kołowej orbicie o inklinacji 33,5° i o średniej odległości od Ziemi 265 km. Przy starcie ciężar satelity wynosił 426 kG, długość — 2,0 m i największa średnica 1,4 m. Po dwóch dniach krążenia po orbicie zasobnik z aparaturą został sprowadzony na Ziemię i jeszcze w powietrzu przechwycony przez specjalnie do tego celu przystosowany samolot transportowy USAF. Początkowo satelita miał pozostawać na orbicie przez trzy dni, jednak z przyczyn technicznych i meteorologicznych zadanie zostało skrócone o 24 godz. Mimo to uzyskano ponad 70% teoretycznie oczekiwanych wyników.

W zasobniku znajdowały się insekty i rośliny. Celem doświadczenia było przede wszystkim zbadanie wpływu promieniowania i stanu nieważkości na organizmy żywe. Większość organizmów powróciła na Ziemię żywa i zdrowa. Stwierdzono, że pszenica w ciągu dwóch dni przebywania na orbicie urosła tyle co w ciągu trzech dni na Ziemi oraz że jej korzenie wygięły się do góry. Opracowanie wyników będzie trwać ok. roku, gdyż niektóre insekty muszą rozmnożyć się trzykrotnie, zanim ujawnią się wszystkie wpływy.

W.K.

SATELITA DO POMIARÓW PROMIENIOWANIA PODCZERWONEGO

Firma Honeywell zaprojektowała satelitę „Orbital Scanner” przeznaczonego do pomiarów promieniowania podczerwonego Ziemi, mających duże znaczenie dla nawigacji kosmicznej. W czasie wystrzeliwania przez Langley Research Center raket sondujących stwierdzono mianowicie istnienie w obszarze promieniowania podczerwonego, na wysokości między 30 a 80 km, wąskiego stabilnego pasma dwutlenku węgla o grubości 15 μ . Satelita „Orbital Scanner” ma w ciągu roku rejestrować to pasmo za pomocą radiometru czułego na podczerwień. Zostanie on wystrzelony za pomocą rakiety „Improved Delta” (o udźwigu 545 kG) na orbitę prawie polarną, oddaloną od Ziemi o 500 km. Stabilizowany obrotowo satelita będzie okrążał Ziemię na wzór koła wozu.

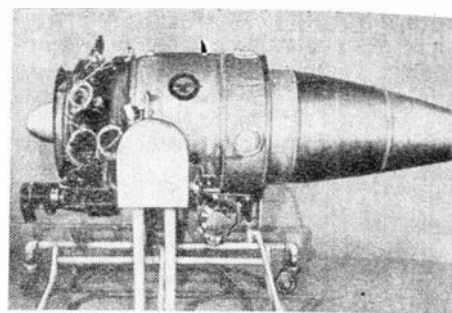
Satelita ma kształt sześcioboku, średnica (koła opisanego) wynosi 1,37 m, wysokość 0,91 m i ciężar 328 kG. Do zasilania aparatury służą słoneczne przetworniki energii, zamocowane na sześciu wysięgnikach, i baterie niklowo-kadmowe. Urządzenie opracowujące dane jest zaopatrzone w pamięć o konstrukcji „Solid-State” i o pojemności 500 000 bitów. Telemetrowanie danych odbywa się na zakresie VHF. Czujniki Słońca i gwiazd umożliwiają określanie pozycji, a transponder ułatwia śledzenie satelity. Żadna z instalacji pokładowych nie ma ruchomych części, co zwiększa niezawodność i stabilność urządzeń w czasie dokonywania pomiarów. Satelita „Orbital Scanner” wyposażony w dodatkowe przyrządy będzie mógł być stosowany również do poszukiwań bogactw naturalnych Ziemi i do obserwacji użytków rolnych.

W.K.

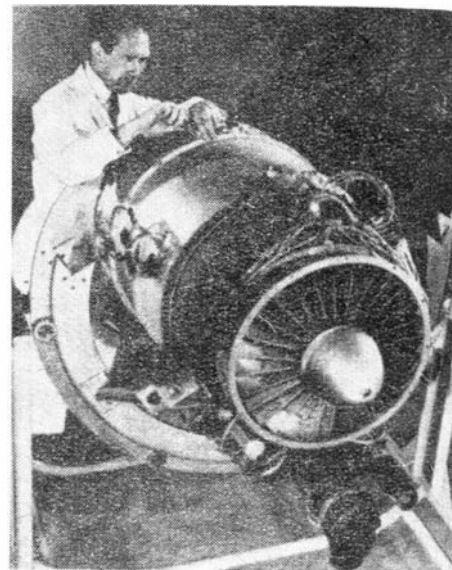
NOWE MAŁE SILNIKI DWUPRZEPŁYWOWE

Kanadyjska wytwórnia silnikowa UACL (United Aircraft of Canada Ltd) zbudowała dwuprzepływowy silnik JT15D o ciągu 900 kG, przy czym wykorzystano niektóre rozwiązania konstrukcyjne silników śmigłowych i śmigłowcowych UACL PT6. Silnik ma 1-stopniowy wentylator bez kierownicy wlotowej, sprężarkę składającą się z trzech stopni osiowych i jednego odśrodkowego, pierścieniową komorę spalania o przepływie zwrotnym, 1-stopniową turbinę sprężarki i 2-stopniową turbinę wentylatora. Jego średnica wynosi 698 mm, długość 1270 mm, ciężar 222 kG. Silnik charakteryzuje się dosyć dużym stosunkiem wydatków 3,2 : 1, dzięki czemu jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych nie przekracza 0,5 kG/kGh. Na wysokości 6000 m silnik rozwija ciąg trwały 350 kG, a na wysokości 12 000 m — 190 kG. Obecnie przeprowadza się próby prototypów (rys. 1 i 2), produkcja silników ma się rozpocząć w 1970 r.

Również francuska firma SNECMA zbudowała mały dwuprzepływowy



Rys. 1



Rys. 2

silnik M49 „Larzac” o ciągu 1025 kG, stosunku wydatków 1,5 : 1 i sprężu 9 : 1. Silnik ma 2-stopniowy wentylator, 4-stopniową sprężarkę, 1-stopniową turbinę sprężarki i 1-stopniową turbinę wentylatora.

Małe silniki dwuprzepływowe są przewidziane do napędu samolotów służbowych, małych samolotów pasażerskich i samolotów COIN.

W.K.

NOWY MATERIAŁ DO IZOLACJI CIEPLNEJ

W kabinach „Mercury” i „Gemini” stosowano opracowany specjalnie do kosmicznych pojazdów załogowych materiał izolujący cieplnie Min-K. Warstwa tego materiału o grubości 5 mm nie przewodzi ciepła przy nagrzanej do białego żaru powierzchni. Materiał ten jest obecnie stosowany na statku „Apollo” i w pojeździe księżycowym LEM, a także w rakiecie „Saturn” 5 i w samojedznej wyrzutni tej rakiety.

W.K.

**Wiedzę
techniczną
pogłębiaj
w bibliotekach NOT**



URZĄDZENIA ODTWARZAJĄCE WARUNKI OTOCZENIA — DO BADANIA MATERIAŁÓW

**Dla przemysłu i prac naukowo —
— badawczych**

**laboratoryjne stacje prób — prace
rozwojowe — badanie materiałów**

Typ VKO7/340

Wysokosprawne badawcze urządzenie klimatyzacyjne

Zakres temperatur -70 do $+100^{\circ}\text{C}$

Zakres wilgotności 10 do 98% wilgotności względnej

Pojemność użytkowa 340 litrów

Gotowe do bezpośredniego przyłączenia — chłodzone wodą, ze sterowaniem programowym temperatury i klimatu oraz z pisakiem barwnym.

Do istotnych cech naszego urządzenia klimatyzacyjnego należy zaliczyć:

- wysoką sprawność ujawniającą się w krótkich czasach chłodzenia i nagrzewania przy wszystkich wielkościach przestrzeni użytkowej i zakresach temperatur
- bezstopniowe regulatory mocy mogą określać moc dławic w ciągu dowolnego czasu
- przestrzeń użytkowa wykonana w materiale V2A
- odpowiadające normom dwupunktowe sterowanie programowe temperatury i wilgotności

Wysokosprawne badawcze urządzenia klimatyzacyjne są dzięki swej konstrukcji przystosowane szczególnie do badania materiałów ciężkich, materiałów wywołujących wiele ciepła własnego oraz materiałów silnie higroskopijnych.

Rozwiązanie konstrukcyjne umożliwia w dodatku wbudowanie urządzenia do ciągłego sterowania programowego oraz pisaków dwubarwnych i wielobarwnych.

Ponadto można zgodnie z normami wbudować następujące urządzenia dodatkowe:

- urządzenie do napromieniowania nadfioletem i podczerwienią
- przestawialne wzdłuż pionu wkładki rusztowe
- tablicę zaciskową z 21 gniazdami wtyczkowymi
- przepust napędu obrotowego 1500 obr/min
- przepust na rękę $\varnothing 120$ mm
- przepust wielkiej częstotliwości
- przepust wysokiego napięcia
- przepust powietrza sprężonego
- gładkie przepusty rurowe $\varnothing 10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90, 100$ mm
- specjalne urządzenia dodatkowe odpowiednio do życzeń indywidualnych

Urządzenie dostarcza się w pięciu zakresach temperatury: $-40, -60, -70, -80$ i -90°C oraz w 8 wielkościach, z pojemnością użytkową: 180, 250, 340, 450, 600, 800, 1000 i 1500 litrów.

JUŻ OD 35 LAT WYROBY FIRMY VÖTSCH SŁUŻĄ PRZEMYSŁOWI I PRACOM BADAWCZYM

Największy i najwszechstronniejszy program produkcyjny badawczych urządzeń do odtwarzania warunków otoczenia sporządzony został dla Was. Urządzenia te są na nowo sprawdzane, unowocześniane i poprawiane. Urządzenia badawcze VÖTSCH są normalizowane i sporządzane w formie odpowiadającej każdemu wymaganiu. Mogą być przy tym uwzględnione szczególne życzenia indywidualne. W NRF, w Europie i innych częściach świata zainstalowane urządzenia badawcze,

skonstruowane przez inżynierów firmy VÖTSCH, świadczą o dużej zdolności produkcyjnej.

Urządzenia badawcze VÖTSCH służą do badań w przemyśle, do prac rozwojowych nad materiałami i gotowymi wyrobami oraz do ich sprawdzania, jak również do bieżącej kontroli produkcji wg optymalnych warunków. W NRF, w Europie i innych częściach świata służą radą nasi wyszkoleni i doświadczeni inżynierowie — specjaliści.

Żądacie wyczerpujących materiałów informacyjnych pod adresem:

ERNST VÖTSCH KÄLTE & KLIMATECHNIK KG

7462 Frommern / Württemberg

NIEMIECKA REPUBLIKA FEDERALNA

Prosimy odwiedzić nas na XXXVII Międzynarodowych Targach Poznańskich — Hala 4, Stoisko 306 WCT/338/68



■ Szybownicy NRF intensywnie się szkolą. W 1966 r. wylatali 224 tys. godzin na 2800 szybowcach, (w której to liczbie było 1000 dwumiejscowych) oraz 50 motoszybowcach. Średnio — dziennie — wykonywano 1800 startów za wciągarką oraz 200 za samolotem; startów na motoszybowcach wykonywano średnio 30 dziennie.

■ W Manching organizowana jest pierwsza w NRF szkoła pilotów doświadczalnych. W szkole tej kształceni będą piloci doświadczalni dla potrzeb lotnictwa cywilnego i wojskowego, jak również inżynierowie — specjaliści dla dokonywania w powietrzu prób z nowymi samolotami.

■ Rządy W. Brytanii i Francji podpisały porozumienie w sprawie wspólnej produkcji 400 samolotów bojowych „Jaguar” o prędkości naddźwiękowej. Prototyp samolotu zbudowany przez zakłady Bregueta oraz British Aircraft Corporation ma wykonać pierwsze loty na wiosnę br. Wprowadzone oszczędności przez rząd W. Brytanii mogą wpłynąć na zmniejszenie planu produkcyjnego.

■ Według statystyk ogłoszonych ostatnio na XXIII Konferencji IATA w 1966 r. samolotami podróżowało 200 milionów osób, zaś w Międzynarodowym Roku Turystyki — 236 milionów. Według przewidywań IATA, w roku 1975 towarzystwa członkowskie przewiozą 580 milionów pasażerów, a w 1980 — 770 milionów.

■ Towarzystwa lotnicze przystępują obecnie do kolejnej wymiany swego taboru na nowocześniejszy. W latach 1969—1972 podejmą służbę transkontynentalne „Boeingi 747” o prędkości ponaddźwiękowej i 300-osobowe autobusy powietrzne, mające kursować w ruchu europejskim. Nасuwa się pilna konieczność przystosowania głównych lotnisk świata do nowych warunków ruchu lotniczego.

■ Z początkiem 1971 r. szwajcarskie linie „Swissair” wprowadzą do eksploatacji na szlaku Zurych—Nowy Jork samoloty Boeing-747. Wersja samolotu dla Szwajcarii mieści 353 pasażerów, 19 osób załogi i 11 000 kg bagażu.

■ Z powodu cięć w budżecie rządowym USA (spowodowanych wydatkami na wojnę w Wietnamie) naddźwiękowy samolot pasażerski SST dokona swego pierwszego lotu próbnego o rok później niż zaplanowano. Próby zostaną przeprowadzone w 1972 r., zaś oddanie do eksploatacji nastąpi w roku 1974 lub 1975. Przypominamy, że pierwszy próbný lot „Concorde” przewidziany jest już w bieżącym roku, a w roku 1970 samolot ten ma być przekazany do regularnej eksploatacji.

■ W ubiegłym roku przewieziono samolotami frachtowymi przez Północny Atlantyk 265 tys. ton towarów w tym ponad 35 tys. ton przesyłek pocztowych. Najwięcej towarów przetransportowano ze Stanów Zjednoczonych do Europy zachodniej.

■ Dotychczas lotniczy transport towarowy skoncentrowany jest przede wszystkim nad północnym Atlantykiem. Tabor lotniczy używany obecnie do przewozu towarów składa się głównie z samolotów pasażerskich, których część kadłuba przystosowana jest do zabierania ładunków towarowych. Liczba samolotów budowanych wyłącznie do przewozu towarowego jest jeszcze nieduża, ale już wkrótce będą w eksploatacji handlowej dziesiątki specjalnych samolotów transportowych, przystosowanych do przewożenia masy towarowej, jak Lockheed C-5A czy Boeing typu 747. Specjaliści są przekonani, że dojdzie wówczas do zasadniczej obniżki stawek przewozowych, dzięki czemu każdy prawie eksporter czy importer będzie mógł korzystać z tej drogi przewozu. Można sądzić, że ten rodzaj transportu obejmie większość państw kuli ziemskiej.

A dalsze perspektywy ruchu towarowego? Spekuluje się, że wzrośnie on z 4 miliardów tonokilogramów w 1965 r. do 320 miliardów w 1985 r. i do 5600 miliardów w 2000 roku.

■ Japońskie towarzystwo transportu morskiego zawarło z „Aeroflotem” umowę o przewozie towarów z Japonii do

Europy drogą powietrzną przez terytorium ZSRR. Towary japońskie będą dostarczane morzem do portu w Nachodce, dalej transportem samochodowym do Władywostoku, skąd samolotami transportowymi „Aeroflotu” poprzez Moskwę dotrą do zachodniej Europy.

■ Japonia i NRF podpisały porozumienie lotnicze, zgodnie z którym „Japan Air Lines” powiększą liczbę utrzymywanych przez siebie połączeń między Europą zachodnią i Japonią z dwóch do trzech lotów tygodniowo. Samoloty korzystające z tej trasy latają ponad biegunem północnym.

■ Bułgarskie linie lotnicze TABSO w drugiej połowie br. wprowadzą do eksploatacji samoloty odrzutowe TU-134. Ponadto zwiększona zostanie ilość samolotów An-12 do przewozów towarowych.

■ „City of Warsaw” będzie jednym z serii 20 nowo zakupionych przez KLM samolotów typu DC-9 nazwanych imionami ważniejszych miast Europy. Samoloty DC-9 to dwusilnikowe odrzutowce średniego zasięgu, mogące zabrać na pokład 105 pasażerów. Chrząst „City of Warsaw” odbędzie się na jesieni br. na lotnisku Okęcie. Ojcem chrzestnym samolotu będzie przewodniczący Prezydium St.R.N. J. Majewski.

■ Władze brytyjskie zamierzają podwyższyć o 12,5—16,6 procent wszystkie opłaty pobierane od zagranicznych samolotów pasażerskich lądujących w portach lotniczych W. Brytanii. Zamierzony wzrost opłat ma być rezultatem przeprowadzonej ostatnio dewaluacji funta szterlinga. Samoloty zagraniczne obsługujące europejskie linie płacić będą stawki o 12,5% wyższe, natomiast samoloty latające na liniach międzykontynentalnych — o 16,6% wyższe od opłat poprzednich.

■ Na lotnisku Biggin Hill pod Londynem odbyła się w dniach 9—12 maja br. szósta z kolei międzynarodowa wystawa lotnicza. Teren wystawy podzielono na trzy części: w pierwszej eksponowane były duże samoloty wojskowe i komunikacyjne, w drugiej — samoloty sportowe, turystyczne i dyspozycyjne, zaś trzecia pomieściła wystawę światowego lotnictwa cywilnego. Przewidziano codzienne pokazy sprzętu w powietrzu.

■ We Włoszech odbędą się międzynarodowe imprezy samolotowe: w dniach 4—17 czerwca rajd okrężny na trasie 1000 km organizowany w Wenecji oraz 5—7 lipca „Lot wokół Sycylii” ze startem w Palermo.

■ W dniach od 7 do 13 września br. na lotnisku frankońskiej szkoły lotniczej w Burg Feuerstein bawarski Związek Sportu Lotniczego organizuje międzynarodowy zlot motoszybowców.

■ NASA zapowiada w roku bieżącym start 250 rakiet sondażowych i wyrzucenie 29 sztucznych satelitów i innych obiektów.

■ W latach 1969—1970 przewidziany jest start włoskiego satelity naukowego „San Marco-C”. Start odbędzie się przy współpracy z amerykańską organizacją NASA.

■ Badawczy sztuczny satelita japoński zostanie umieszczony na orbicie ziemskiej jeszcze w bieżącym roku. Pierwszy natomiast satelita stacyjny wyrzucony ma być w 1973 roku.

■ Do francusko-zachodnoniemieckiego programu budowy satelity „Symphonie” ma wkrótce przyłączyć się Belgia i Italia. Start satelity planuje się w 1971 r. z Gijany.

■ Amerykanie planują dokonanie 18 ekspedycji orbitalnych w latach 1970—1973 i trzech księżycowych w latach 1971—1973. Przewidziany budżet do realizacji tych planów wynosi ponad 400 mln dolarów.

■ Kosztem 3,5 miliona funtów szterlingów powstaną wkrótce w Hongkong i Bahreinie dwie naziemne stacje łączności z satelitami komunikacyjnymi serii „Intelsat III”, które w tym roku jeszcze mają wejść na orbity wokółziemskie. Anteny w kształcie dysku i pełne wyposażenie elektroniczne zapewni firma Marconi, największy po Stanach Zjednoczonych dostawca nadawczo-odbiorczych stacji naziemnych.

Dwie wspomniane stacje nadawczo-odbiorcze będą mieć charakter użyteczności publicznej. Satelita „Intelsat III” dysponować będzie 1200 kanałami telefonicznymi przetwarzającymi dane bądź też jednym kanałem telewizji kolorowej i odpowiednio zredukowaną liczbą kanałów telefonicznych. Pełny program „Intelsat-III” przewiduje, że mają one utworzyć sieć łączności opasującą glob ziemski.

■ System „INTELSAT” będzie pośredniczył w organizowaniu transmisji telewizyjnych z Igrzysk Olimpijskich w Meksyku. Dwa satelity stacyjne będą przekazywać audycje z Ameryki Południowej do Europy.

■ Ostatnia paryska konferencja ICAO poświęcona była w pierwszym rzędzie sprawie racjonalnego wykorzystywania dziewięciu stacji meteorologicznych ICAO, zlokalizowanych w północnej części Oceanu Atlantyckiego. Stacje te obsługiwane są przez 21 specjalnych statków meteorologicznych, które stale prowadzą swe badania i podają informacje dla lotnictwa cywilnego. Uczestnicy konferencji przedyskutowali również problem wyposażenia stacji meteorologicznych w nowe urządzenia i nowoczesną aparaturę.

■ Na orbicie okołoziemskiej krąży 5 sputników serii Kosmos tworzących radziecki satelitalny system meteorologiczny „Meteor”. Zostały one wysłane w latach 1966, 67 i (ostatni) w 1968 r. Sputniki systemu „Meteor” działają nieprzerwanie przez całą dobę i przekazują informacje telewizyjne oraz na falach podczerwieni. System działa kompleksowo od roku. W tym okresie wykrył on powstanie i kierunek natarcia wielkiej liczby tajfunów. Przekazywane informacje zostały m.in. wykorzystane do celów nawigacyjnych, co pozwoliło na bezpieczną żeglugę 370 radzieckim statkom oceanicznym.

■ W dniu 3 lutego br. została otwarta w Muzeum Komunikacji w Dreźnie polska wystawa pt. „10 lat lotów kosmicznych”. Organizatorem wystawy było Muzeum Techniki NOT w Warszawie.

NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

Wysokoskorostnoje deformirowanie mietalaw. Przełożył z angielskiego I. D. Mielman. Str. 175, ark. wyd. 11,5, cena 87 kop. Maszynostrojenie, Moskwa 1966 r.

Książka jest przekładem pierwszego systematycznego opracowania tematu wysokoenergetycznego formowania. Oryginalne opracowanie zostało przez zespół amerykańskich specjalistów z tej dziedziny. Ujęto tu dotychczasową wiedzę i doświadczenia z zakresu formowania wybuchowego, elektrohydraulicznego, magnetycznego i pneumatycznego. Przeprowadzono szczegółowy podział, systematykę i klasyfikację metod wraz z zakresem zastosowań, ograniczeniami i możliwościami. Dokonano porównań metod dotychczasowych i wysokoenergetycznych.

Szeroko potraktowano teoretyczne podstawy kształtowania z dużymi prędkościami, analizując mechanizm deformacji, naprężenia i fale naprężenia oraz zależności matematyczne między wartościami naprężenia i odkształceniami. Dużo uwagi poświęcono kryteriom podatności na kucie, kształtowanie na zimno itp. Całość zilustrowano zastosowaniami procesów formowania wysokoenergetycznego. Wartość opracowania jest tym cenniejsza, że każdy rozdział kończy się bogatą literaturą.

Książka przedstawia dużą wartość dla inżynierów technologów o specjalności obróbki plastycznej i dla konstruktorów lotniczych, okrętowych, przemysłu chemicznego i innych.

A.G.

GLASS A.

Планеры—Ленино 1968

Статья представляет короткую характеристику главных типов планеров мира, которые будут принимать участие в Чемпионате Мира по планерному спорту в Ленине в июне 1968 г. В статье приведены технические данные и рисунки в плане 18 планеров класса стандарт и 16 открытого класса. Кроме того поданы также полеты планеров.

629.13.014.59

BOROWIK S.

Гидромагнитная техника управления летающими объектами

В статье рассмотрены возможности использования гидромагнитной техники для управления летающими объектами. Обращено внимание на тот факт, что, скорости и ускорения различаемые современными летающими объектами, экстремальные температуры и давления, а также интенсивное излучение представляют собой совокупность условий, которым в настоящее время не могут удовлетворить элементы автоматики являющиеся классическими электрическими, пневматическими либо гидравлическими узлами. Развитие новейшей техники управления основано на использовании рабочего тела в виде жидкого металла с низкой температурой плавления. В статье приведена также классификация гидромагнитных усилителей, рассмотрены физические свойства рабочих тел и описаны некоторые конструкции гидромагнитных устройств.

621.454.001

GRUCHELSKI B.

Приспособления для непрерывного контроля состояния газотурбинных реактивных двигателей

В статье рассматривается прогресс совершеннившийся в обслуживании газотурбинных реактивных двигателей, а прежде всего, бортовые приспособления, которые позволяют на непрерывный контроль двигателей в полете и определение вероятности их повреждений.

Поданы принципы работы этих приспособлений и кратко описаны системы EASY (Engine Analyzer System) и AIDS (Aircraft Integrated Data System).

621.43.045

STANISZEWSKI R.

Электронные зажигательные устройства поршневых двигателей

В статье представлены общие принципы работы двух основных систем зажигательных устройств, индукционных и емкостных а также описаны транзисторные зажигательные системы и системы с управляемым диодом (тыристором). Кроме того проведено сравнение описанных зажигательных систем с точки зрения применения и эксплуатации.

629.13.052

GRODECKI M.

Радиовысотомеры небольших высот

В первой части статьи приведена классификация радиовысотометров. Затем проведен анализ работы радиовысотометров небольших высот работающих на непрерывной волне с частотной модуляцией а также описаны радиовысотометры RW-2 и RW-UM работающие по принципу одинарного преобразования частоты, радиовысотометр работающий с двойным преобразованием частоты и радиовысотометр работающий с одинарным преобразованием частоты в диапазоне 4300 Мгц. Этот последний радиовысотометр благодаря высокой точности измерений пригоден для применения в системах автоматической посадки самолета.

678.01:539.3

ŁAPIŃSKI Z.

Вопросы вязко-упругости в пластмассовых конструкциях и деталях

Все пластмассы проявляют вязко-упругие свойства, то есть содержат одновременно свойства вязкой жидкости и упругого тела. В статье даются основные свойства жидкости и вязко-упругих тел, описана скорость среза и её влияние на вязко-упругие свойства тел и жидкостей.

Вязко-упругие свойства имеют принципиальное влияние на детали изготовленные из пластмасс. Это показано в технологической части для конструкторов и технологов.

629.135.15

GLASS A.

Sailplanes — Leszno 1968

This article gives a short characteristics of the most important world sailplanes which will participate in the World Gliding Championships at Leszno, 1968.

It specifies the technical data and silhouettes of 18 standard class and 16 open class sailplanes as well as some of their performance polars.

629.13.014.59

BCROWIK S.

Hydromagnetic control technics for flying vehicles

In this paper are discussed the possibilities of application of hydromagnetic technics for control of flying vehicles. High velocities and accelerations of modern flying vehicles, high temperatures, pressures and intensive radiation acting on these vehicles make difficult the application of electric, pneumatic or hydraulic elements in their automatic systems. Development of modern control systems is based on melting at low temperatures liquid metals as medium. The paper contains the classification of hydromagnetic actuators, physical properties of working fluids and description of some hydromagnetic devices.

621.454.001

GRUCHELSKI B.

Airborne recorder analyser systems for turbojet engines

The paper discusses the advance in maintenance of turbojet engines, namely airborne arrangements which enable to check continuously these engines in the flight and to determine probability of their failures. The paper includes operation principles of these arrangements and describes briefly the EASY (Engine Analyzer System) and the AIDS (Aircraft Integrated Data System) systems.

621.43.045

STANISZEWSKI R.

Electronic ignition systems for piston engines

In this paper the general operation principles of induction and condenser ignition systems are given. The ignition systems with transistors and systems with thyristor are described. A comparison between presented systems regarding applications and exploitation is done.

629.13.052

GRODECKI M.

Low-altitude radioaltimeters

The classification of radioaltimeters is given. Analysis of operation principles of radioaltimeters with frequency modulation for low-altitude measurements are carried out. Some basic types of radioaltimeters with frequency modulation are described, namely: radioaltimeters RW-2 and RW-UM operating with single transformed frequency, radioaltimeter operating with double-transformed frequency and radioaltimeter operating with single-transformed frequency in the band of 4300 MHz are described. The latest one due high accuracy of measurements can be used in automatic landing systems of aircraft.

678.01:539.3

ŁAPIŃSKI Z.

The problem of viscoelasticity in structures and elements made of plastics

All plastics demonstrate properties of viscoelasticity, i.e. viscosity and elasticity at the same time. The reference is made to fundamental properties of fluids and viscoelastic materials, to shearing speed and its influence on viscoelasticity of solids and fluids. The elements made of plastics are influenced in fundamental manner by mentioned properties. Brief reference is made to performing processes of plastic elements and structures. Some guides and recommendations are made for constructors and makers.

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”

Wpływ liczby Re na charakterystyki profili

Dokończenie

Zebrał i opracował mgr inż. M. Romicki

533.6.011.12:533.691.132

Zależność C_x od Re

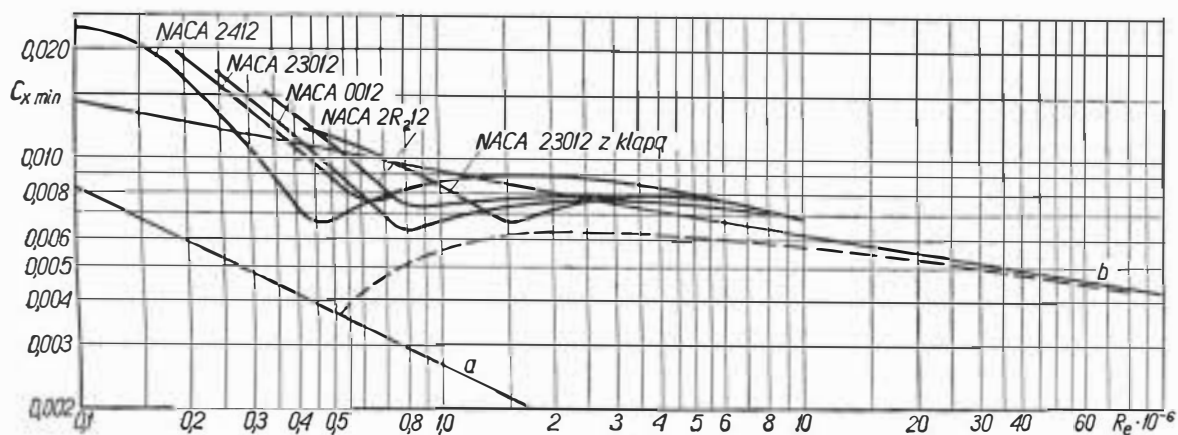
Wpływ liczby Re na opór profilu (C_x) pokazany jest na rys. 1b. Wartość $C_{x \min}$ dla kilku profili w zależności od Re przedstawia rys. 5. Na wykresie tym li-

nia a odpowiada opływowi laminarnemu, dla którego współczynnik tarcia gładkiej płytki określony jest wzorem:

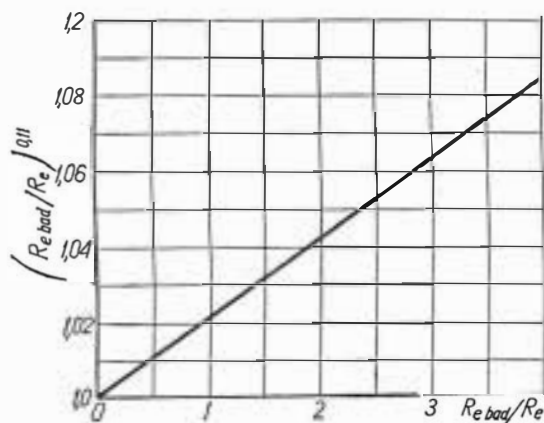
$$c_f = \frac{1,328}{\sqrt{Re}}$$

Linia b — odpowiadająca współczynnikowi c_f płaskiej płytki w przepływie turbulentnym określona jest przez Schlichtinga wzorem:

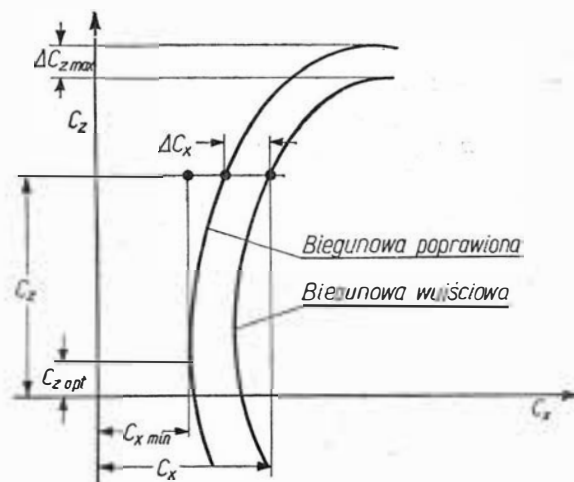
$$c_f = \frac{0,455}{(\log Re)^{2,58}}$$



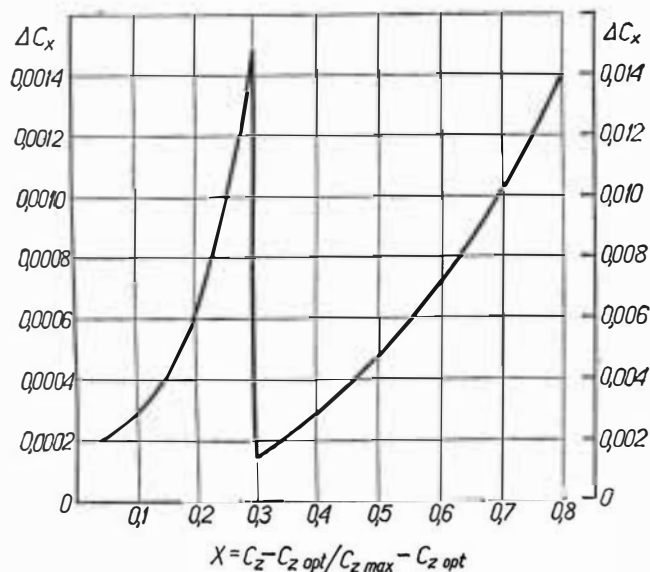
Rys. 5



Rys. 6



Rys. 8



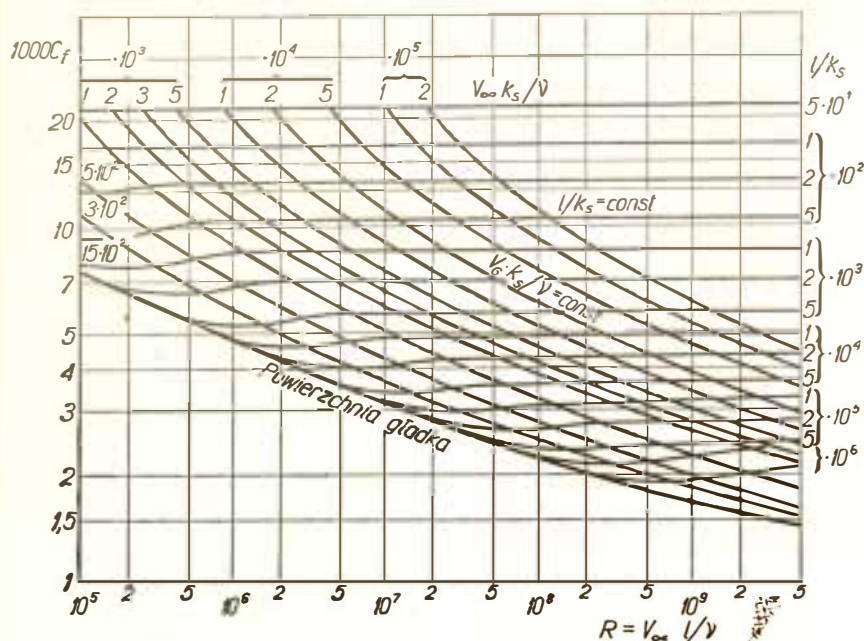
Rys. 7

Współczynniki $C_{x \min}$ profili zmieniają się w zależności od Re w granicach zbliżonych do zmian oporu płytki. Są to jedyny wzory przeliczeniowe, które w przybliżeniu można stosować do profili w zakresie $Re < 8 \cdot 10^6$. Powyżej tej wartości można stosować z dużą dokładnością wzór:

$$C_{x \min} = (C_{x \min})_{\text{bad}} \left(\frac{Re_{\text{bad}}}{Re} \right)^{0,11}$$

gdzie $(C_{x \min})_{\text{bad}}$ jest uzyskane przy $Re \geq 8 \cdot 10^6$.

Zależność wyrażenia $\left(\frac{Re_{\text{bad}}}{Re} \right)^{0,11}$ od



Rys. 9

$\left(\frac{R_{e\text{ bad}}}{R_e}\right)$ przedstawia rys. 6.

Przeliczenie biegunowej profilu na inną liczbę Reynoldsa wykonuje się wg wzoru:

$$\Delta C_x = 0,01068 x^3 + 0,01333 x^2$$

gdzie

$$\Delta C_x = C_{x1} - C_{x2},$$

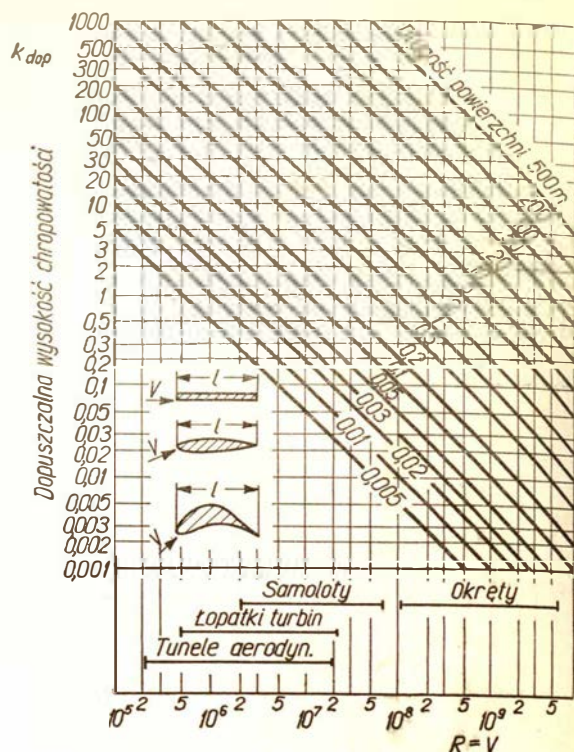
$$x = \frac{C_{z2} - C_{z2\text{ opt.}}}{C_{z2\text{ max}} - C_{z2\text{ opt.}}}$$

We wzorach tych $C_{x\text{ min}}$ i $C_{z\text{ max}}$ są wartościami obliczonymi dla nowej wartości Re , $C_{z\text{ opt.}}$ jest wartością C_z dla $C_{x\text{ min}}$.

Przebieg zależności ΔC_x od x przedstawia rys. 7, sposób tworzenia nowej biegunowej — rys. 8.

Powyższe rozważania dotyczyły płytów o powierzchniach gładkich. Chropowatość powierzchni powoduje wcześniejsze przejście przyściennej warstwy laminarnej w turbulentną. Jeżeli jednak średnia wysokość chropowatości (k_s) będzie mniejsza od grubości warstwy przyściennej (δ) zależnej od Re — wtedy chropowatość nie wywołuje zwiększenia oporu.

Wartość współczynnika oporu tarcia w zależności od wysokości chropowatości i liczby Re przedstawia rys. 9 oraz zależność:



Rys. 10

$$c_f = \left(1,89 + 1,62 \lg \frac{l}{k_s}\right)^{-2,5}$$

gdzie l — jest długością płytki lub w przybliżeniu cięciwą profilu.

Zależność ta słuszna jest w zakresie $10^2 < l/k_s < 10^6$.

Wynikający z tej zależności wykres (rys. 10) przedstawia dopuszczalną wysokość chropowatości w zależności od cięciwy profilu i liczby Re , przy czym wysokość dopuszczalna zdefiniowana jest jako taka, która nie powoduje wzrostu oporu powyżej wartości odpowiadającej powierzchni gładkiej. Dla skrzydeł wynosi ona:

$$0,003 \text{ mm} < k_s < 0,2 \text{ mm.}$$

Z prasy technicznej

PRZEGLĄD MECHANICZNY, nr 3 z 1968 r.

W artykule „Remonty maszyn i urządzeń technicznych” omówione zostały problemy związane z gospodarką remontową w kraju, poruszone na konferencji naukowo-technicznej SIMP pt. „Usprawnienie i podniesienie jakości remontów maszyn”, która odbyła się w listopadzie ubiegłego roku. Wnioski z tej konferencji ujęto w dokument-uchwałę, którą SIMP zamierza przedstawić odpowiednim czynnikom państwowym oraz zainteresować nią zakłady pracy.

WYNALEZCZOŚĆ I RACJONALIZACJA, nr 3 z 1968 r.

O literaturze patentowej Szwecji, Danii i Norwegii pisze mgr inż. S. Madeyski w kolejnym artykule z cyklu „Korzystanie z literatury patentowej”. Omówione tu zostały publikacje patentowe ukazujące się w tych krajach i sposób korzystania z nich.

Próbie określenia i wyjaśnienia „Co to jest wynalazek” w oparciu o Ustawę z dn. 31.V. 62, Prawo Wynalazcze, określającą pojęcie wynalazek, przeprowadził M. Flisiak w artykule „Próba analizy przedmiotu wynalazku nadającego się do opatentowania”.

PRZEGLĄD MECHANICZNY, nr 4 z 1968 r.

W artykule „Interpolacja kołowo-liniowa z nastawieniem lub korekcją średnicy freza oraz działanie układu interpolatora z nastawieniem lub korekcją średnicy freza”. Artykuł ilustrowany jest rysunkami, które m.in. przedstawiają schemat blokowy omawianego interpolatora.

POMIARY, AUTOMATYKA, KONTROLA, nr 1 z 1968 r.

O aktualnym stanie w zakresie koordynacji produkcji i rozwoju aparatury pomiarowej, a także o propozycjach zmian organizacyjnych, mających na

celu zwiększenie jakości i efektywności ekonomicznej, można się dowiedzieć z artykułu „Koordynacja warunkiem podniesienia jakości i efektywności produkcji aparatury pomiarowej w Polsce”.

OCHRONA PRACY, nr 2 z 1968 r.

Problemy nurtujące komórki służby bhp przedstawione w artykule „Służba BHP, stan faktyczny, ocena, perspektywy”, który jest podsumowaniem dyskusji zainicjowanej przez redakcję „Ochrona Pracy”.

W artykule „Nowy system zabezpieczenia materialnego osób poszkodowanych wskutek wypadków przy pracy i chorób zawodowych” mgr A. Mironczuk szczegółowo omawia nową ustawę, która reguluje właściwe zaopatrzenie materialne pracowników. Ustawa z dn. 23.I.1968 znacznie podwyższa świadczenia z ubezpieczenia społecznego oraz wprowa-

dza szereg innych świadczeń, które zapewniają w przyspieszonym i uproszczonym trybie pełne wyrównanie szkód, bez potrzeby prowadzenia skomplikowanych procesów sądowych.

MASZYNY MATEMATYCZNE, nr 3 z 1968 r.

Próbie zastosowania pierwszego egzemplarza maszyny ZAM-41 w przemyśle maszynowym omawia H. Kozłowska w artykule pt. „Pierwsze próby zastosowania ZAM-41 do przetwarzania danych”. W artykule „Projektowanie systemów elektronicznego przetwarzania danych w przedsiębiorstwach przemysłu maszynowego” J. Włoczewski omawia kolejność i zakres prac przygotowawczych i projektowych, niezbędnych do wprowadzenia systemu elektronicznego przetwarzania danych w przedsiębiorstwie przemysłowym, ilustrując to przykładem zakładu przemysłu motoryzacyjnego.