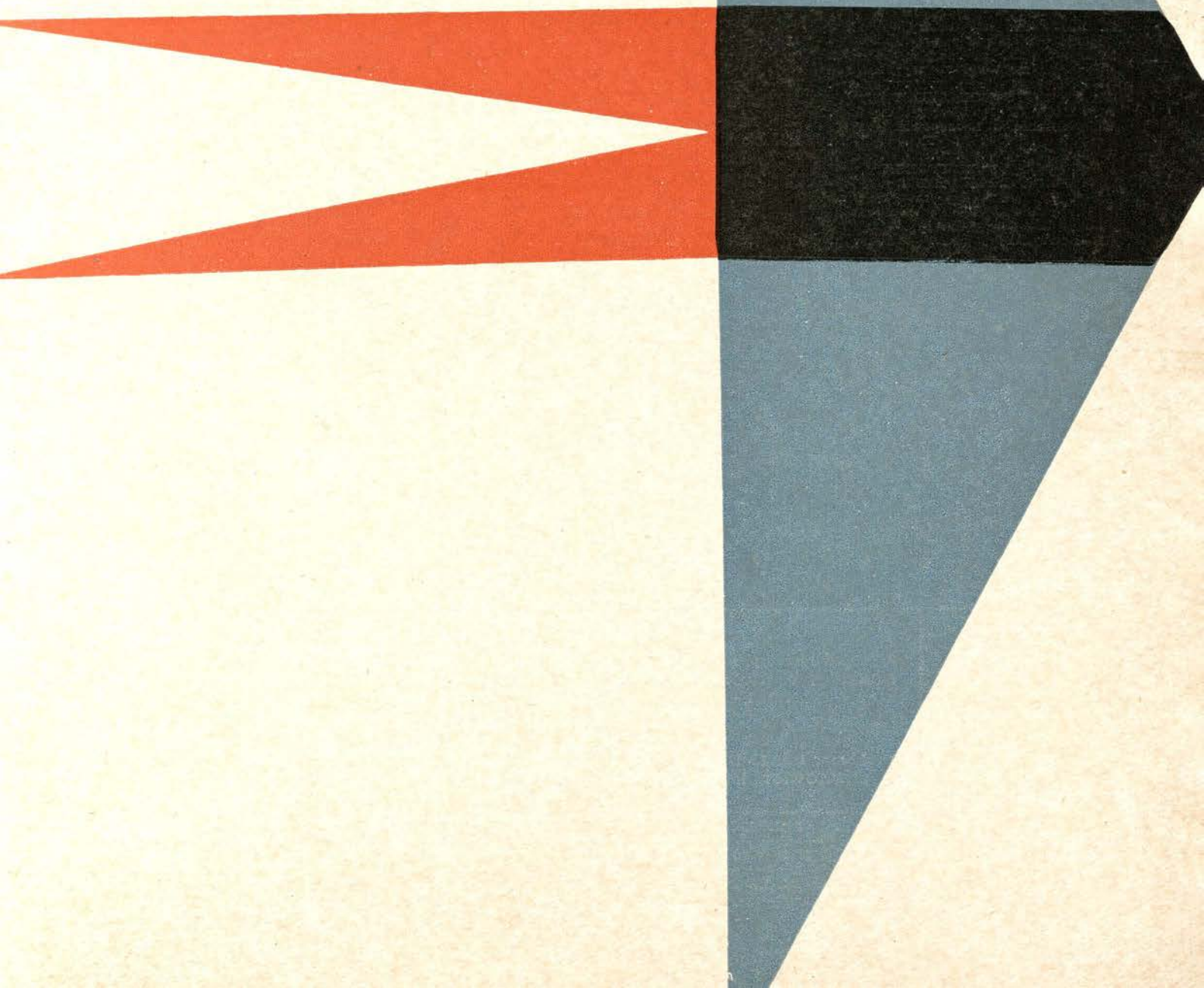


1967

10

technika
lotnicza
i astronautyczna



POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ“

Systematyka profili

Profile pochodne w stosunku do serii 6

(ciąg dalszy)

Oprac. E. Lewalska

W tabelicy 9 podano zestawienie profili NACA z serii 6, dla których położenie maksymalnego podciśnienia wynosi 0,3 c. Schematy tych profili podano na rys. 5 w zeszytzie 6 z 1967 r.

W tabelicy 10 zestawiono profile NACA z serii 6, dla których maksymalne podciśnienie znajduje się w 0,4c. Schematy tych profili podano na rys. 6.

W tabelicy 11 zestawiono profile NACA

z serii 6, dla których maksymalne podciśnienie znajduje się w 0,5c; kształt tych profili przedstawiono na rys. 7.

Profile NACA z serii 6, dla których maksymalne podciśnienie znajduje się w 0,6 c, przedstawiono w tabelicy 12 i na rys. 8.

Z serii 6 przy maksymalnym podciśnieniu położonym w 0,7 c zbadano tylko dwa profile:

67,1 — 015

i 67,1 — 215,

których schematy podano na rys. 9.

Do grupy profili laminarnych należy jeszcze nieliczna seria 7, składająca się zaledwie z 3 profili:

NACA 747 A 015

NACA 747 A 315

NACA 747 A 415,

których schematy podano na rys. 10.

TREŚĆ ZESZYTU

	Str.
J. Grzegorzewski: Radzieckie badania Księżyca	1
A. Marks: Dziesięć lat w Kosmosie	4
A. Jankowski, J. Sęczyk: Pomiar ciągu silników raketowych	8
H. Kaczorek: Regulatory napięcia lotniczych prądnic prądu stałego	12
M. Marciniak, A. Stefko: Obróbka powierzchniowa w wyładzarce wibracyjnej	17
OD NASZEGO KORESPONDENTA	21
NOWOŚCI TECHNICZNE	22
Wspomnienie o Szczepanie Grzeszczyku	27
KRONIKA	28
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Systematyka profili. Profile pochodne w stosunku do serii 6 (ciąg dalszy) — oprac. E. Lewalska	okł.

CONTENTS

	Page
J. Grzegorzewski: Soviet exploration of the Moon	1
A. Marks: Ten years in the Space	4
A. Jankowski, J. Sęczyk: Thrust measurements of rocket engines	8
H. Kaczorek: Tension controls of aircraft d.c. generators	12
M. Marciniak, A. Stefko: Vibratory finishing	17
OUR CORRESPONDENT INFORMS	21
TECHNICAL NEWS	22
To memory of S. Grzeszczyk	27
CHRONICLE	28
INFORMATION from THE WORDL DESIGNER'S DATA SHEETS: Aerofoil classification. Aerofoils derived from series 6 (continued) — elab. by E. Lewalska	28 on cover

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
J. Grzegorzewski: Советская эксплорация луны	1
A. Marks: Десять лет в космосе	4
A. Jankowski, J. Sęczyk: Измерение тяги ракетных двигателей	8
A. Kaczorek: Регуляторы напряжения авиационных генераторов постоянного тока	12
M. Marciniak, A. Stefko: Вибрационная образцовая обработка	17
От нашего корреспондента	21
Технические новости	22
К памяти S. Grzeszczyka	27
Хроника	28
Известия из света	28
Конструкторские пособия; Система-тика профилей. Производные профили в отношении к шестой серии (продолжение) — обр. E. Lewalska	на обл.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI
Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK
Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. ANTONI HADRAWA, mgr inż. S. KOCHAŃSKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

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. WOJCIECHOWSKI

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. 719/C — D-10. 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

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI

523.3.001.5(47):629.19

Radzieckie badania Księżyca

Od początku ery kosmicznej radziecki program księżycowy należał do jednego z głównych kierunków badań ciał niebieskich z najbliższego otoczenia Ziemi.

W ciągu 8 lat nauka wzbogaciła się o wiele niezwykle cennych danych, otrzymanie których okazało się możliwe tylko dzięki użyciu sztucznych satelitów. A oto jak w tym czasie przebiegała realizacja radzieckich planów badań naturalnego satelity Ziemi. Do badań używano sondy automatycznej typu AMS „Łuna” (Awtomaticzeskaja mieżplanietnaja stancija).

Sputnik „Łuna 1” został wysłany w kierunku Księżyca 2.I.1959 r. W odległości ok. 100 000 km od Ziemi wyrzucił on obłok sodowy w celu zbadania promieniowania pobudzającego parę do świecenia, następnie minął satelitę Ziemi i stał się pierwszą sztuczną planetoidą.

„Łuna 2” wysłana z Ziemi 12.IX.1959 r. dotarła do powierzchni Księżyca, zrzucając tam tarczę pamiątkową z herbem ZSRR. Był to pierwszy obiekt ziemski na Srebrnym Globie.

Automatyczna stacja kosmiczna „Łuna 3” o ciężarze 278,5 kG została wysłana w kierunku Księżyca 4.X.1959 r. za pomocą wielostopniowej rakiety. Minęła ona Księżyc w odległości 7900 km od jego środka i wskutek oddziaływania pola grawitacyjnego naturalnego satelity Ziemi zmieniła kierunek ruchu, co umożliwiło otrzymanie toru lotu dogodnego do fotografowania niewidocznej strony Srebrnego Globu. Ruch powrotny w kierunku ruchu Ziemi odbywał się po orbicie zbliżonej do elipsy, przy czym minimalna odległość od środka Ziemi wyniosła 47 500 km. Zdjęcia wykonane za pomocą aparatu z dwoma obiektiwami były od razu wywołane na pokładzie stacji i przy użyciu złożonych układów radiotechnicznych przekazywane na Ziemię w czasie seansów łączności.

Specjalny układ orientacji zapewnił odpowiednie usytuowanie stacji kosmicznej w przestrzeni w stosunku do Słońca i Księżyca. Układ orientacji został włączony wtedy, gdy wzajemne położenie Słońca i Księżyca stwarzało najlepsze warunki do fotografowania. Stacja znajdowała się wówczas w odległości 60 000—70 000 km od Księżyca. Fotografowanie trwało 40 minut. Wykonane zdjęcia umożliwiły po raz pierwszy w historii ludzkości sporządzenie atlasu niewidocznej strony Księżyca, udostępniając naukowcom jedną z największych tajemnic Srebrnego Globu.

Szczególne nasilenie prób związanych z badaniem Księżyca następuje w 1965 roku. Cztery radzieckie stacje kosmiczne AMS „Łuna” o kolejnych numerach 5, 6, 7 i 8, każda o ciężarze prawie 1500 kG, umożliwiły zebranie danych niezbędnych do miękkiego lądowania na Srebrnym Globie.

20 lipca 1965 r. automatyczna stacja „Sonda 3” przelatując w odległości 10 000 km od Księżyca wykonała zdjęcia tej części jego niewidocznej strony, która nie była objęta zdjęciami z 1959 r. („Łuna 3”). Dzięki temu obecnie praktycznie prawie nie ma „białych plam” na Srebrnym Globie.

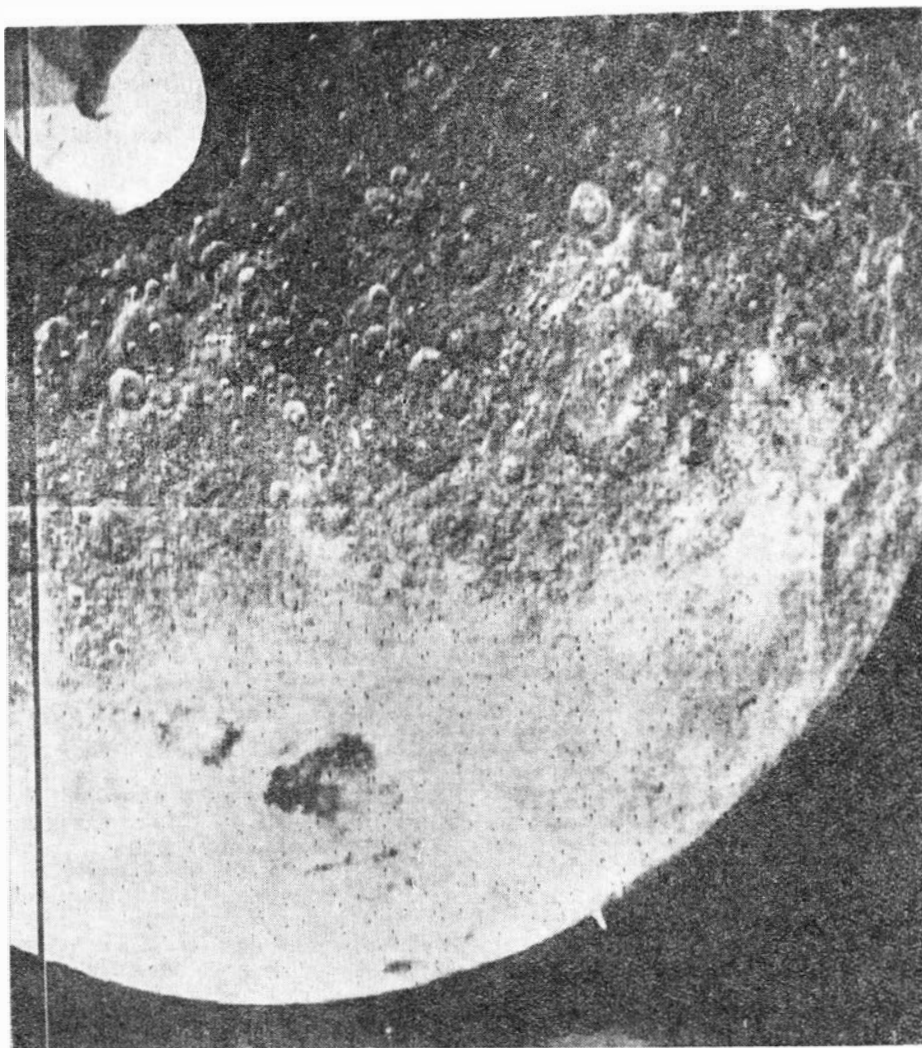
Próby przeprowadzone w 1965 r. przygotowały nowy etap w badaniach Księżyca. 31 stycznia 1966 r. wystrzelono z ZSRR na orbitę wokółziemską ciężkiego satelity. Z jego pokładu wystartowała w kierunku Srebrnego Globu automatyczna stacja „Łuna 9”, która w cztery dni później miękką wylądowała na nim.

Ciężar „Łuny 9” z ostatnim stopniem rakiety nośnej wynosił 1583 kG. Miała ona kształt kwiatu o czterech rozchylnych płatach i składała się z wylądowalicy stacji automatycznej o ciężarze 100 kG, przedziału z aparaturą sterowania i zespołu napędowego. Silniki hamujące włączyły się na wysokości 75 km od powierzchni

Księżyca i pracowały przez 48 sekund. Po włączeniu silników hamujących prędkość stacji wynosząca 2,6 km/sek zaczęła maleć i przy powierzchni naszego satelity nie przekraczała kilku metrów na sekundę. W chwili lądowania stacja z amortyzatorami odłączyła się od zespołu napędowego i opadła w pewnej odległości od niego. Kamera telewizyjna stacji znajdowała się na wysokości około 60 cm nad powierzchnią Księżyca, ciężar jej wynosił zaledwie 1,3 kG.

Pierwszy wysłannik ludzkości na Księżyc — „Łuna 9” — dostarczył wielu cennych informacji na temat struktury i własności powierzchni Srebrnego Globu. Wiadomo, że warstwa powierzchniowa na Księżycu kształtowała się przy gwałtownych zmianach temperatur, małej grawitacji i wysokiej próżni. Istotny wpływ miało również bombardowanie przez mikrometeority, słoneczny „wiatr” oraz promieniowanie kosmiczne. W związku z tym uważano, że czynniki te mogły spowodować zniszczenie warstwy powierzchniowej i przepowiadano istnienie grubej warstwy pyłu. Już pierwsze zdjęcia otrzymane ze stacji nie potwierdziły tych przewidywań, jakkolwiek nie można wykluczyć istnienia warstw pyłu na niektórych obszarach Księżyca.

Stacja osiadła na twardym, choć porowatym gruncie księżycowym, który nie zapadł się pod jej ciężarem. Jednakże między drugim a trzecim seansem łączności „Łuna 9” z niezupełnie jasnych przyczyn przechyliła się o kilka stopni, najwidoczniej wskutek jakichś odkształceń gruntu księżycowego. W każdym razie odkształcenie gruntu było nieznaczne i przechylenie się stacji nie podważa wniosku, że powierzchnia naszego naturalnego satelity jest twarda i może wytrzymać nawet duże obciążenie.



1. Zdjęcie wschodniej strony Księżyca wykonane przez sondę kosmiczną „Sonda 3”

Oprócz obrazów Księżyca stacja automatyczna przekazała na Ziemię również informacje o natężeniu promieniowania jonizującego na jego powierzchni. Z wstępnych danych wynika, że jest to prawie wyłącznie promieniowanie kosmiczne, które dociera z Kosmosu. Istnieje jednak również dodatkowe promieniowanie pochodzące z samego Księżyca. Jego źródłem są zapewne reakcje jądrowe, które zachodzą w powierzchniowej warstwie naszego satelity pod działaniem promieni kosmicznych. Natężenie promieniowania przy jego powierzchni nie jest wielkie i astronauta mogliby w tych warunkach przebywać na jego powierzchni przez dłuższy czas i nie zapadliby na chorobę popromienną. Jednakże od czasu do czasu docierają na Księżyc ze Słońca strumienie cząsteczek naładowanych i dlatego sprawa zabezpieczenia astronautów przed skutkami wzmożonej aktywności słonecznej pozostaje otwarta.

„Luna 10” wystartowała 31 marca 1966 r. Lot jej przebiegał w kilku etapach. Najpierw rakieta nośna umieściła stację na wokołozemskiej orbicie parkującej o następujących parametrach: perigeum 200 km, apogeum 250 km, kąt pochylenia orbity do płaszczyzny równika 52° . W odpowiednim punkcie przestrzeni wy-

startowała rakieta kosmiczna, która skierowała automatyczną stację na tor doksieżykowy z prędkością około 10,87 km/sek. Gdy „Luna 10” znajdowała się w odległości około 8000 km od powierzchni Księżyca, stację obrócono w przestrzeni tak, że dysza jej silnika została ustawiona w kierunku lotu. Po włączeniu silnika hamującego prędkość stacji zmalała z 2,1 km/sek do 1,25 km/sek. wskutek czego dostała się ona w pole przyciągania Księżyca i weszła na orbitę wokołoksiężycową, jako pierwszy sztuczny satelita naturalnego satelity Ziemi. Ciężar stacji przed oddzieleniem się właściwego sputnika od zespołu napędowego wynosił 1600 kG, natomiast ciężar samej stacji — 245 kG. Na orbicie wokołoksiężycowej po 20 sekundach od chwili wyłączenia silnika hamującego stacja oddzieliła się za pomocą specjalnego urządzenia od bloku napędowego.

Sputnik „Luna 10” wyposażono w bogaty zestaw aparatury naukowo-badawczej, na którą złożyły się:

- trójskładowy magnetometr do uściślenia dolnego zakresu ewentualnego pola magnetycznego Księżyca,
- gamma - spektrometr do badania intensywności i składu promieniowania gamma powierzchni Księżyca,
- liczniki do rejestracji słonecznego promieniowania korpuskularnego i kosmicznego, jak również do

badania miękkich elektronów w celu wykrycia jonosfery Księżyca oraz naładowanych cząsteczek „ogona” magnetycznego Ziemi w pobliżu Księżyca.

- pułapki jonowe do rejestracji strumieni jonów i elektronów wiatru słonecznego oraz do wykrywania jonosfery Księżyca,

- czujniki piezoelektryczne do rejestracji w przestrzeni wokołoksiężycowej i międzyplanetarnej cząsteczek substancji meteorytowej o masie przekraczającej jedną stumilionową część grama,

- czujnik na podczerwień do określania promieniowania cieplnego Księżyca,

- liczniki miękkich fotonów rentgenowskich do pomiaru fluorescencyjnego promieniowania rentgenowskiego powierzchni Księżyca.

W dniu 30.V.1966 r. zapas energii elektrycznej został całkowicie wyczerpany i łączność z „Luną 10” ustała. Ogółem przeprowadzono z nią 219 seansów łączności radiowej. Przed zakończeniem okresu aktywnego istnienia sputnik wykonał 460 obrotów wokół Księżyca, w czasie których przebył ponad 7 milionów kilometrów. Według danych telemetrycznych aparatura pokładowa i instalacje pracowały w tym czasie normalnie. Ciśnienie w przedziale z przyrządami wynosiło 850—860 mm słupa rtęci, a temperatura $24-26^\circ\text{C}$. Milczący już teraz satelita będzie obiegał Księżyc w ciągu kilku lat.

Czujniki piezoelektryczne były przymocowane do kadłuba sputnika. Ich powierzchnia czuła na uderzenie cząsteczek mikrometeorytów wynosiła około jednego metra kwadratowego. Wstępne wyniki pomiarów wykazały, że gęstość substancji mikrometeorytowej na orbicie sputnika Księżyca jest większa niż w przestrzeni międzyplanetarnej.

Magnetometr na satelicie „Luna 10” piętnastokrotnie przewyższał pod względem czułości magnetometr „Luny 2”. Wykrył on w pobliżu Księżyca słabe pole magnetyczne, jednorodne i regularne, o większym natężeniu niż wynikało to z pomiarów wykonanych przez sputnik „Luna 2”. Może to być jego własne pole magnetyczne, międzyplanetarne pole magnetyczne pochodzenia słonecznego, względnie „ogon” magnosfery ziemskiej. Wyjaśnienie natury pola wokołoksiężycowego wymaga dalszych badań. Wiadomo, że promieniowanie gamma powierzchni Księżyca przypomina widma ziemskich skał bazaltowych.

Na podstawie badań stwierdzono, że w przestrzeni otaczającej Księżyc jest więcej mikrometeorytów, a natężenie strumieni cząstek niskiej energii, w szczególności elektronów, jest większe niż w przestrzeni międzyplanetarnej. Anomalia pola grawitacyjnego Księżyca stwierdzona na podstawie 74 seansów pomiarów orbity sputnika jest niewielka. Użytkano również informacje na temat własności plazmy wokołoksiężycowej, gęstości materii mikrometeorytowej oraz promieniowania cieplnego Księżyca.

Wielokanałowy gamma-spektrometr na sputniku „Łuna 10” mierzył intensywność i skład spektralny promieniowania. Ze względu na to, że Księżyc nie ma atmosfery pochłaniającej to promieniowanie, możliwy jest pomiar jego natężenia z orbity sztucznego satelity. Podobnie jak na Ziemi promieniowanie gamma na Księżycu również pochodzi od pierwiastków radioaktywnych toru i uranu oraz izotopu radioaktywnego potasu 40. Jednak w odróżnieniu od Ziemi jej naturalny satelita ma jeszcze inne promieniowanie gamma, pochodzące od oddziaływania promieni kosmicznych na substancję księżycową. Jak wynika z pomiarów, poziom promieniowania substancji księżycowej jest podobny do analogicznych wskaźników skorupy ziemskiej.

Stwierdzono, że promieniowanie księżycowe zależy głównie od reakcji jądrowych, wywołujących się wskutek działania promieni kosmicznych. 90% promieniowania księżycowego pochodzi od promieni kosmicznych, a tylko 10% przypada na uran, tor i potas. Badania świadczą o tym, że ilość pierwiastków radioaktywnych w pomierzonych obszarach odpowiada zawartości ich w ziemskich skałach.

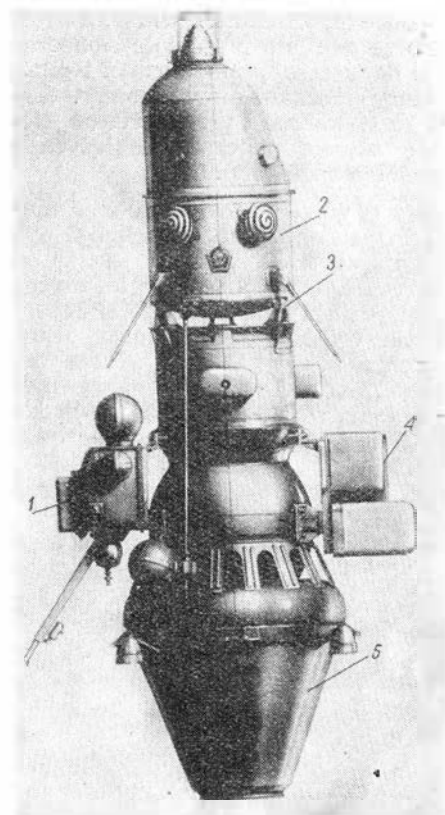
29.VIII.1966 r. wystrzelono z ZSRR stację automatyczną „Łuna 11” o ciężarze 1640 kG łącznie z blokiem napędowym, która stała się drugim radzieckim satelitą Księżyca.

22.X.1966 r. nastąpił start kosmicznej stacji automatycznej, trzeciego z kolei radzieckiego satelity Księżyca, która w cztery dni później weszła na orbitę wokółksiężycową po włączeniu w odległości około 8000 km od powierzchni Księżyca silnika hamującego, który w ciągu 28 sekund zmniejszył prędkość do 1,148 km/sek.

Periselenium (punkt przyksiężycowy) orbity wynosi 100 km, a aposeelenium (punkt najbardziej oddalony) 1740 km. Dwunaste radzieckie obserwatorium księżycowe umożliwiło dalsze kontynuowanie badań fizycznych przestrzeni wokółksiężycowej.

Jednym z głównych zespołów stacji jest silnik hamujący na paliwo ciekłe z układem zasilającym z turbopompą. Służy on również do korekcji toru lotu. Do silnika przymocowane są hermetyczne zasobniki z blokami układu astroorientacji, pokładowe urządzenia radiowe, urządzenia fototelewizyjne, źródła zasilania oraz układy sterowania. W głównej części stacji znajduje się przedział z przyrządami, częściowo osłonięty chłodnicą instalacji termoregulacji. Do kadłuba stacji przymocowane są anteny nadawczo-odbiorcze, część aparatury naukowej nie wymagająca hermetyzacji, butle ze sprężonym gazem do mikrosilników układu astroorientacji oraz mikrosilniki odrzutowe na wysięgnikach.

Stacja „Łuna 12” przekazała zdjęcia wycinków powierzchni Księżyca wykonanych z wysokości około 100 km. Szczegóły pokazane na nim są kilkaset razy mniejsze niż widoczne na zdjęciach wykonanych z Ziemi za pomocą najlepszych teleskopów. Każde zdjęcie przekazane na Ziemi obejmuje powierzchnię około 25 kilometrów kwadratowych. Najmniejsze kraterki widoczne na zdjęciach mają wymiar 15—20 metrów. W dniu 13.I.1967 r. podczas 602. okrążenia łączność radiowa ze stacją ustała. Przeleciała ona w przestrzeni wokółksiężycowej około 10 mln km, przekazując na Ziemię w czasie seansów łączności cenne dane na temat promieniowania z powierzchni Księżyca i przestrzeni otaczającej go. Wyko-



2. Pierwszy sztuczny satelita Srebrnego Globu „Łuna 10”:

- 1 — aparatura radiowa do różnych pomiarów, 2 — właściwy satelita, 3 — układ oddzielania satelity od reszty stacji, 4 — aparatura układu astroorientacji, 5 — urządzenie napędowe

nała ona również ważne obserwacje radioastronomiczne przez AMS „Łuna 11”.

W dniu 24 grudnia ubiegłego roku wylądowała na Srebrnym Globie kolejna radziecka stacja automatyczna „Łuna 13” nazwana pierwszym geologiem Księżyca. Sputnik „Łuna 13” pozwolił stwierdzić, że grunt księżycowy do głębokości 20—30 cm przypomina własnościami mechanicznymi glebę ziemską średniej gęstości. Badania przeprowadzono za pomocą kilku specjalnych przyrządów. Jeden z nich, tzw. gruntomierz został wbity za pomocą silnika rakietowego w grunt księżycowy, a urządzenia pomiarowe zmierzyły długość i wielkość impulsu.

Inny przyrząd zmierzył za pomocą promieniowania gamma ciężar objętościowy warstwy powierzchniowej naturalnego satelity Ziemi. Uzyskano również potwierdzenie wyników z poprzednich badań dotyczących promieniowania radioaktywnego Księżyca, które okazało się słabe.

„Łuna 13” dostarczyła niezmiernie cennych danych naukowych dotyczących fizycznych i mechanicznych własności gruntu na powierzchni Księżyca w przypuszczalnym miejscu lądowania statku załogowego.

Ciężar kamery telewizyjnej na sondach automatycznych „Łuna 9” i „Łuna 13” wynosił 1,3 kG, a pobór mocy 2,5 W. Ze względu na to, że powierzchnia Księżyca w słońcu nagrzewa się do 130 °C, w celu zabezpieczenia kamery przed przegrzaniem jej zewnętrzną powierzchnię

SONDY KOSMICZNE DO BADANIA KSIĘŻYCA

Nazwa	Data wystrzelenia	Parametry orbity			Ciężar stacji automatycznej [kG]	
		periselenium [km]	aposeelenium [km]	czas obiegu	z blokiem napędowym	samej sondy
Łuna 1	2.I.1959 r.	pierwszy sztuczny satelita Słońca				361,3
Łuna 2	12.IX.1959 r.	rozbiła się o powierzchnię Księżyca			1511	390,2
Łuna 3	4.X.1959 r.	47 500	485 000	ok. 21 dni	1533	278,5
Łuna 4	2.IV.1963 r.	stacje automatyczne do badania problemów miękkiego lądowania na Księżycu			1422	
Łuna 5	9.IV.1965 r.				1476	
Łuna 6	8.VI.1965 r.				1442	
Sonda 3	18.VII.1965 r.	sonda do badania stanu fizycznego dalekiej przestrzeni kosmicznej. Wykonała 25 zdjęć niewidocznej strony Księżyca				
Łuna 7	4.X.1965 r.	stacje automatyczne do badania problemów miękkiego lądowania na Księżycu			1506	
Łuna 8	3.XII.1965 r.				1552	
Łuna 9	31.I.1966 r.	miętko wylądowała na Księżycu			1583	100
Łuna 10 *)	31.III.1966 r.	350	1017	2 godz. 58 min.	1600	245
Łuna 11 **)	29.VIII.1966 r.	160	1200	2 godz. 58 min.	1640	
Łuna 12	22.X.1966 r.	100	1740	3 godz. 25 min.		
Łuna 13	22.XII.1966 r.	miętko wylądowała na Księżycu				

*) kąt pochylenia orbity 71° 54'

***) kąt pochylenia orbity 27°.

położono. Cieniotka warstwa złota dobrze odbijała promienie słoneczne nie dopuszczając do wzrostu temperatury mechanizmów kamery. Kamera wykonała i przekazała na Ziemię zdjęcia panoramy Księżyca z wieloma szczegółami.

Na razie zebrano jeszcze zbyt mało danych na temat Srebrnego Globu i na ostateczne wnioski jeszcze za wcześnie. Ale już obecnie można stwierdzić z całą pewnością, że badania wykonane za pomocą stacji automatycznych „Łuna”, „Surveyor” oraz „Lunar-Orbiter” wniosły nieoceniony wkład do nauki i wiedzy o Księżycu. Przeprowadzone do-

świadczenia umożliwią zrozumienie wielu problemów związanych z pochodzeniem i ewolucją wiecznego satelity naszej planety, który jest obiektem zainteresowania uczonych całego świata.

Literatura

1. Gatland K. W.: „Kosmonawtika bliższych lat”, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Obrony SSSR, Moskwa 1964.
2. Griebnikow E. A., Diomin W. G.: „Mieżpłanietnyje poloty”, Izdatielstwo „Nauka”, Moskwa 1965.

3. Kroszkin M. G.: „Czielowiek pronikaet w Kosmos”, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Obrony SSSR, Moskwa 1961.
4. Pobiedonoscew J. A.: „Put w Kosmos”, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Obrony SSSR, Moskwa 1962.
5. „Sprawocznik po kosmonawtikie”, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Obrony SSSR, Moskwa 1966.
6. Suszkow J. N.: „Poloty w Kosmos”, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Obrony SSSR, Moskwa 1963.
7. „Wiestnik Akademii Nauk SSSR”, 8/1966, 1/1967.
8. „Awiacija i Kosmonawtika”, 4/1967.

Mgr inż. ANDRZEJ MARKS

629.19

Dziesięć lat w Kosmosie

W październiku bieżącego roku mia pierwsze dziesięciolecie najnowszej ery w dziejach ludzkości — ery astronautycznej, którą w dniu 4 października 1957 r. zapoczątkowało wysłanie przez uczonych radzieckich pierwszego sztucznego księżyca naszej planety. Uczni radzieccy byli także pionierami w większości innych przedsięwzięć astronautycznych.

Od tego momentu astronautyka rozwinęła się niewiarygodnie, jej obecne sukcesy znacznie przewyższają najśmielsze przewidywania. Równocześnie jednak w pewnych dziedzinach rozwój astronautyki jest powolniejszy niż oczekiwano, na przykład nie skonstruowano jeszcze rakiet jądrowych, a zrealizowanie załogowej wyprawy na Księżyc okazało się znacznie trudniejsze, niż początkowo przypuszczano.

W związku z tym, że wysyłanie aparatów kosmicznych jest nadzwyczaj trudne i kosztowne, tylko dwa największe na Ziemi mocarstwa — Związek Radziecki i Stany Zjednoczone AP mogą sobie pozwolić na realizowanie szerokich programów badawczych w tej dziedzinie. Sporadycznie jednak wysyłane były za pomocą amerykańskich rakiet nośnych i z amerykańskich kosmodromów także aparaty kosmiczne skonstruowane w Wielkiej Brytanii, Kanadzie, we Włoszech i Francji, a od niedawna uczeni francuscy rozpoczęli wysyłanie sztucznych satelitów Ziemi za pomocą własnych rakiet nośnych. Obecnie prace w tym kierunku prowadzą także uczeni japońscy i zachodnioeuropejscy, a uczeni krajów socjalistycznych będą wysyłać swe sztuczne satelity z radzieckich kosmodromów i przy użyciu radzieckich rakiet nośnych.

Ponieważ liczba oddzielnych eksperymentów astronautycznych przekroczyła 600, a liczba wysłanych obiektów przekroczyła już 1500,

zorientowanie się w tak obfitym materiale naukowo-technicznym możliwe jest tylko pod warunkiem pewnego jego usystematyzowania.

Ogólnie rzecz biorąc zaznacza się tutaj następujący podział:

- sztuczne satelity Ziemi
 - naukowe
 - użytkowe
 - radiolącznościowe
 - meteorologiczne
 - nawigacyjne
 - geodezyjne
 - technologiczne
 - załogowe
 - wojskowe
 - różne
 - innych krajów
 - aparaty kosmiczne przeznaczone do badań Księżyca
 - międzyplanetarne aparaty kosmiczne.

Sztuczne satelity Ziemi

Pierwszy sztuczny księżyc Ziemi „Sputnik I” (satelita I) wysłany został przez uczonych radzieckich w dniu 4.X.1957 r. Jak obecnie wiemy, był to obiekt o przeznaczeniu technologicznym, chodziło bowiem o opracowanie i wypróbowanie techniki wysyłania tego rodzaju urządzeń, a także o wypróbowanie czy mogą one wykonywać badania w czasie lotu, a ich wyniki przesyłać falami radiowymi na Ziemię. Jak na owe czasy satelita ten miał dość dużą masę — ponad 80 kg.

Również drugi w dziejach sztuczny satelita naszej planety „Sputnik II” wysłany został przez uczonych radzieckich i to zaledwie w niecały miesiąc po pierwszym, gdyż w dniu 2 listopada 1957 r. Był to już satelita o przeznaczeniu ściśle naukowym, który dostarczył dane nadzwyczaj istotne dla dalszego rozwoju astronautyki. W hermetycznej i klimatyzowanej kabinie tego satelity umie-

szczono bowiem żywego psa, a lot jego miał na celu zbadanie urządzeń klimatyzacyjnych, wytwarzających w kabinie warunki odpowiednie do życia, a także zbadanie czy istota żywa może przetrzymać warunki towarzyszące lotowi raketowemu i kosmicznemu. Satelita ten miał przy tym nadzwyczaj dużą masę, ponad 500 kg.

Dopiero w dniu 31 stycznia 1958 r. udało się wysłać sztuczny satelita Ziemi o nazwie „Explorer I” (Badacz I) także uczonym amerykańskim, przy czym był to obiekt o masie zaledwie kilku kilogramów i o przeznaczeniu technologicznym.

Również drugi satelita amerykański „Vanguard I” (Awangarda I), wysłany 17 marca 1958 r., był miniaturowym obiektem technologicznym. Podobny charakter miał trzeci amerykański satelita „Explorer III”, wysłany 26 marca 1958 r.

Szóstego z kolei sztuczny satelita Ziemi „Sputnik III” wysłali uczeni radzieccy w dniu 15 maja 1958 r. Był to obiekt o zdumiewająco wielkiej na owe czasy masie, równej około półtorej tony.

Sztuczne satelity Ziemi o przeznaczeniu naukowym

Najwcześniej rozwinęło się wykorzystywanie sztucznych satelitów Ziemi do celów naukowych, toteż, chronologicznie rzecz biorąc, od nich wypada zacząć omawianie rozwoju tej nowej dyscypliny nauki i techniki, jaką się stała astronautyka.

Niestety, w krótkim artykule niemożliwe jest szczegółowe omówienie wszystkich programów badawczych, jakie dotychczas realizowano za pomocą sztucznych satelitów naszej planety, toteż ograniczyć się trzeba właściwie do wymienienia tytułu i celu poszczególnych programów.

Z radzieckich eksperymentów w tej dziedzinie na pierwszy plan wysuwa się program „Kosmos”, zapoczątkowany w marcu 1962 r. i dotychczas realizowany. Do 1 czerwca 1967 r. satelitów tych wysłano 162. Są to obiekty o różnorodnej konstrukcji. Głównym ich przeznaczeniem są badania geofizyczne, ale wykonują one badania także w wielu innych dziedzinach.

Bardziej wyspecjalizowany był program badawczy radzieckich satelitów typu „Elektron”. Przeznaczone one były do badań wokoziemskich obszarów promieniowania. Obiekty tego rodzaju wysłali uczeni radzieccy w 1964 r. cztery (dwukrotnie po dwa).

W 1965 i 1966 r. uczeni radzieccy wysłali trzy sztuczne satelity Ziemi typu „Proton”, przeznaczone do badań promieniowań o bardzo wielkiej energii. Są to satelity o rekordowo dużej masie, równej 12 000 kg.

Z programów amerykańskich wymienić należy satelity typu „Explorer”. Zaczęto je wysyłać w 1958 r. i wysyła się je nadal. Dotychczas satelitów tych wysłano około 28, jednak ostatni z nich ma numer 33, gdyż wliczono także starty nieudane. Również ilość tych obiektów jest niedokładna dlatego, że niektóre wzloty nie są ujawniane. Z tego powodu w dalszym ciągu artykułu nieraz używane będzie słowo około. Są to obiekty o niewielkiej masie, w zasadzie przeznaczone do badań geofizycznych, a także badań promieniowań z Kosmosu. Jeden z satelitów, „Explorer 33” wysłany został w kierunku Księżyca, toteż powinien być zaliczony do obiektów badających Księżyc. Dość częste są zresztą przypadki, że jakiś aparat kosmiczny musi być zaliczony jednocześnie do różnych kategorii.

Z pierwszych amerykańskich satelitów naukowych wymienić należy „Vanguard” II wysłany w 1959 r.

Uczeni Stanów Zjednoczonych AP wysłali także wąsko wyspecjalizowane sztuczne satelity Ziemi.

Orbital Geophysical Observatory: trzy tego typu satelity wysłane zostały poczynając od 1964 r. Są to obiekty o średniej masie, a ich przeznaczenie wskazuje nazwa — Orbitalne Obserwatorium Geofizyczne.

Orbital Solar Observatory: poczynając od 1962 r. obiektów tych wysłano 3. Są to obiekty o średniej masie, a ich przeznaczenie wskazuje nazwa — Orbitalne Obserwatorium Słoneczne.

Oprócz tego uczeni amerykańscy przy okazji wysyłania innych sztucznych satelitów Ziemi wysłali około 5 satelitów przeznaczonych do badania promieniowania słonecznego.

Orbital Astronomical Observatory: w 1966 r. uczeni amerykańscy wysłali jednego typu satelitę Ziemi. Jego przeznaczenie wskazuje nazwa — Orbitalne Obserwatorium Astronomiczne. Masa jego może być określona jako więcej niż średnia.

„Pegaz”: poczynając od 1960 r. wysłano dwa tego typu satelity. Przeznaczone one są do badania fal radiowych z Kosmosu.

Oprócz tego wysłana została przez uczonych amerykańskich pewna ilość satelitów naukowych, o bliżej nie sprecyzowanym przeznaczeniu, jak na przykład satelity OV 14 i OV 15.

Sztuczne satelity Ziemi o przeznaczeniu utylitarnym

Próby użytkowego wykorzystania sztucznych satelitów Ziemi podjęto stosunkowo bardzo wcześnie, gdyż już w 1960 r. i to prawie równocześnie we wszystkich podstawowych dziedzinach: radiolączności, meteorologii i nawigacji.

Satelity radiolącznościowe

W dziedzinie satelitów radiolącznościowych dotychczas zrealizowano następujące podstawowe eksperymenty:

„Echo 1 i 2”: amerykańskie satelity w kształcie wielkich pecherzy z tworzywa sztucznego, metalizowanych na powierzchni, służących jako reflektory fal radiowych (pierwszy start w 1960 r.).

„Courier 1 B”: amerykański satelita z aktywnym przekaźnikiem fal radiowych wysłany w 1960 r.

„Westford 1 i 2”: pas maleńkich igiełek metalowych, rozsianych wokół Ziemi, służących jako reflektor fal radiowych (pierwsza próba w 1961 r.). Wysłane one zostały przez uczonych amerykańskich. Eksperyment ten spotkał się z powszechną dezaprobatą dlatego, że wywołano w ten sposób trudne do przewidzenia zakłócenia w innych dziedzinach.

„Oscar”: amerykański satelita z urządzeniami radiolącznościowymi, przeznaczony dla radioamatorów.

„Telstar 1 i 2”: amerykańskie satelity radiolącznościowe z aktywnymi urządzeniami retransmisyjnymi (pierwszy start w 1962 r.).

„Relay 1 i 2”: amerykańskie satelity radiolącznościowe z aktywnymi urządzeniami retransmisyjnymi podobnego typu jak „Telstar”, ale o ulepszonej konstrukcji (pierwszy start w 1962 r.).

„Syncom 1, 2 i 3”: amerykańskie synchroniczne sztuczne satelity Ziemi z aktywnymi urządzeniami retransmisyjnymi (pierwszy start w 1963 r.).

„Early Bird”, „Intelsat 1 i 2”, „Lani Bird”, „Canary Bird”: amerykańskie satelity podobnego typu jak „Syncom” o przeznaczeniu ściśle użytkowym. Pierwszy wzlot w 1965 r.

Osiem satelitów wojskowych amerykańskich wysłanych przez rakietę „Titan 3 C” w 1966 r.

Oprócz tego uczeni amerykańscy wysłali sztuczne satelity radiolącznościowe o bliżej nieustalonym przeznaczeniu, na przykład satelity typu „Lofti”. Wszystkie te satelity miały małą masę.

„Mołnia”. Cztery radzieckie radiolącznościowe sztuczne satelity Ziemi. Pierwszy z nich został wysłany w 1965 r.

Satelity meteorologiczne

„Tiros 1 i 13”: amerykańskie satelity o małej masie, wysyłane od 1960 r.

„Nimbus 1 i 2”: amerykańskie satelity o średniej masie, wysyłane od 1964 r.

ESSA 1, 2 i 3: amerykańskie satelity o małej masie, wysyłane wraz z satelitami typu „Tiros”. Pierwszy start w 1966 r.

ATS 1 i 2: amerykańskie satelity o średniej masie, o bardzo udoskonalonej konstrukcji. Pierwszy start w 1966 r.

Uczeni radzieccy realizują swój program meteorologiczny za pomocą satelitów typu „Kosmos”.

Satelity nawigacyjne

„Transit”: poczynając od 1960 r. uczeni amerykańscy wysłali 5 satelitów tego typu. Mają one małą masę.

Satelity geodezyjne

„ANNA 1 B”: amerykański satelita geodezyjny o małej masie, wysłany w 1962 r.

Pageos : amerykański satelita geodezyjny w postaci pecherza ze sztucznego tworzywa wysłany w 1966 r.

„SECOR 1—8”: amerykańskie satelity geodezyjne o małej masie, wykorzystujące do pomiarów fale radiowe. Pierwszy z nich wysłano w 1964 r., ale wszystkie starty były, jak się zdaje, udane.

Satelity technologiczne

Wśród dużej ilości obiektów kosmicznych o przeznaczeniu technologicznym, o których wzmiankowano w innych miejscach artykułu, na osobne wymienienie zasługują dwa radzieckie sztuczne satelity Ziemi typu „Paljot”. Wysłane w 1963 i 1964 r., były wyposażone w silniki rakietowe i duże zapasy substancji napędowej, w wyniku czego mogły wykonać w czasie lotu liczne i skomplikowane manewry.

Załogowe sztuczne satelity Ziemi

Niewątpliwie najważniejszy dział astronautyki stanowi astronautyka załogowa. Przygotowania do realizacji pierwszego satelitarne go lotu człowieka jako pierwsi podjęli w 1960 r. uczeni radzieccy. Przygotowania te miały na celu przede wszystkim wypróbowanie konstrukcji załogowego statku kosmicznego i opanowanie manewru powrotu na Ziemię. W tym celu w roku 1960 i 1961 uczeni radzieccy wysłali pięć sztucznych satelitów Ziemi, stanowiących, jak obecnie wiemy, prototyp jednoosobowych satelitów kosmicznych typu „Wostok” (Wschód). Niektóre z tych satelitów pomyślnie wróciły na Ziemię. (Po raz pierwszy w sierpniu 1960 r. z psami Biełką i Strielką).

Pierwszy załogowy lot statku „Wostok” zrealizowali uczeni radzieccy w dniu 12 kwietnia 1961 r. Przeszło 4-tonowy statek okrążył Ziemię jeden raz z astronautą Jurijem Gaga-

rinem. Do roku 1963 uczeni radzieccy wysłali jeszcze pięć statków tego typu realizując w czasie tego pięciodobowy lot kosmiczny człowieka, dwa loty grupowe i pierwszy lot kosmiczny kobiety.

W latach 1964 i 1965 uczeni radzieccy wprowadzili w bliskoziemski ruch satelitarny statek kosmiczny nowego typu o nazwie „Woschod” (Wschód), o masie przeszło 5 ton. W pierwszym jego locie wzięto udział trzech kosmonautów (w tym naukowiec i lekarz). Lot ten odbył się 12 października 1964 r., a dotychczas uczytym amerykańskim podobnego przedsięwzięcia nie udało się zrealizować. W drugim locie tego nowego statku kosmicznego, zrealizowanym 18 marca 1965 r., astronauta radziecki Aleksiej Leonow lecący, w towarzystwie Pawła Bielajewa, jako pierwszy człowiek wyszedł z kabiny statku kosmicznego.

W dniach 23–24 kwietnia 1967 r. astronauta radziecki Władimir Komarow wypróbował w czasie bliskoziemskiego lotu satelitarnego trzeci z kolei typ radzieckiego załogowego statku kosmicznego o nazwie „Sojuz” (Sojusz). Niestety, lot ten zakończył się tragicznie, ponieważ w czasie lądowania na Ziemi nieprawidłowo rozwinął się spadochron statku, w wyniku czego astronauta poniósł śmierć.

Dość należy, że radzieckie załogowe statki kosmiczne charakteryzują stosunkowo duże wymiary i masa, w związku z czym w ich kabinach wytwarzane są komfortowe warunki, niezbyt różniące się od tych, jakie mamy na Ziemi. W satelitach stosowano dublowanie podstawowych urządzeń i nie wprowadzano wyposażenia o nadmiernie zminiaturyzowanej i delikatnej konstrukcji.

Po innej linii poszli konstruktorzy amerykańscy miniaturyzując wymiary swych załogowych statków kosmicznych do granic możliwości.

W związku z tym musieli oni wykonać więcej wstępnych eksperymentów i zacząć je od lotów balistycznych. Najpierw zrealizowali więc szereg balistycznych lotów dwutonowego samego jednoosobowego statku kosmicznego „Mercury”, później takie loty z zamkniętym w kabinie szympansem, a dopiero później dwa loty z udziałem astronautów (pierwszy w maju 1961 r. z udziałem astronauty Allana Shepharda). Również loty satelitarne poprzedzone zostały lotem statku „Mercury” bez załogi, a później lotem z szympansem. Dopiero potem odbył się pierwszy lot satelitarny astronauty amerykańskiego Johna Glenna w dniu 20 lutego 1962 r. Okrążył on Ziemię trzy razy. Później uczeni amerykańscy wysłali jeszcze trzy statki tego typu (ostatni w 1963 r.).

Po zakończeniu programu „Mercury” — przy czym w czasie jego realizacji uczeni amerykańscy osiągnęli znacznie skromniejsze wyniki niż uczeni radzieccy i z rocznym opóźnieniem w stosunku do pierwotnych planów — zaczęto realizować w Stanach Zjednoczonych AP program „Gemini” (Bliźnięta).

Zapoczątkowany on został balistycznymi lotami samego statku i lotem satelitarnym bez załogi. Pierwszy załogowy lot statku „Gemini” odbył się w marcu 1965 r., a później nastąpiło jeszcze 9 lotów tego przeszło trzytonowego statku (ostatni w 1966 r.). W czasie tych lotów amerykańscy uczeni zrealizowali: pierwsze wyjście astronauty amerykańskiego z kabiny, dwutygodniowy lot satelitarny ludzi, spotkanie dwóch załogowych sztucznych satelitów Ziemi, spotkanie i połączenie załogowych satelitów Ziemi z innymi satelitami, znaczne zmiany orbity załogowych satelitów. Nie obeszło się jednak bez poważnych trudności, opóźnień i awarii.

W ramach tego przedsięwzięcia uczeni amerykańscy wysłali 5 sztucznych satelitów Ziemi w postaci niewielkich rakiet typu „Agena” służących jako cel dla satelitów „Gemini”.

Trzecim z kolei załogowym kosmonautycznym programem amerykańskim jest program „Apollo”, mający na celu lot astronautów amerykańskich na Księżyc. W nieszczęśliwej katastrofie pięcioletniego trzyosobowego statku „Apollo” w czasie prób naziemnych w styczniu 1967 r. zginęli wówczas trzej astronauty amerykańscy: Grissom, White i Chaffee, a realizacja tego programu opóźniła się. W tym czasie wprowadzono jednak w bliskoziemski ruch satelitarny trzy technologiczne prototypy statku „Apollo” (bez załogi) i kilka prototypów w ruch balistyczny (także bez załogi).

Odbył się także lot satelitarny samego ostatniego członu rakiety „Saturn” (wcześniej w ruch satelitarny w 1958 r. w ramach przygotowań do lotów statków „Mercury” w bliskoziemski ruch satelitarny wprowadzono raketę „Atlas”).

Wojskowe sztuczne satelity Ziemi

Niestety, obok wykorzystywania sztucznych satelitów Ziemi do celów naukowych i użytkowych uczeni amerykańscy bardzo szeroko wykorzystują je do celów wojskowych i to poczynając już od 1959 r. Stosowane są w tym celu satelity następujących ujawnionych typów i bardzo wiele satelitów, których przeznaczenie jest tajne.

„Discoverer” (Odkrywca): dotychczas wysłano około 42 satelitów tego typu (ostatni z nich ma numer 59 i został wysłany w 1963 r.). Były to satelity o średniej wielkości, a głównym ich przeznaczeniem było początkowo opanowanie techniki odzyskiwania oddzielających się od satelitów zasobników, co udało się po raz pierwszy osiągnąć w sierpniu 1960 r.).

„Midas”: dotychczas wysłano przynajmniej cztery satelity szpiegowskie tego typu. Mają one średnią masę, a ich głównym przeznaczeniem jest wykrywanie startów rakiet balistycznych. Pierwszego satelitę tego typu wysłali technicy amerykańscy w 1960 r.

„Samos”: dotychczas wysłano przynajmniej pięć tego typu satelitów

szpiegowskich. Są to obiekty o średniej masie. Pierwszy z nich wystartował w 1961 r.

„Vela Hotel”: poczynając od 1963 r. wojskowi technicy amerykańscy wysłali dotychczas cztery satelity tego typu. Mają one średnią masę i przeznaczone są do wykrywania wybuchów jądrowych w przestrzeni kosmicznej.

„NDS 5 i 6”: w 1965 r. wojskowi technicy amerykańscy wysłali dwa satelity tego typu. Są to ulepszone satelity typu Vela Hotel.

„Blue Ranger” (Błękitny Wywiadowca): w 1962 r. wojskowi technicy amerykańscy wysłali dwa szpiegowskie satelity tego typu.

Poczynając od 1962 r. wojskowi technicy amerykańscy wysłali około 161 satelitów wojskowych o zupełnie nie ujawnionym przeznaczeniu. Na szczęście dzięki usilnym staraniom Związku Radzieckiego zawarto kilka porozumień międzynarodowych ograniczając wykorzystywanie przestrzeni kosmicznej do celów wojskowych. Obecnie nie wolno więc realizować wybuchów jądrowych w Kosmosie, umieszczać broni jądrowej w przestrzeni kosmicznej i wykorzystywać Księżyc do jakichkolwiek celów wojskowych.

Satelity różne

W wielkiej ilości wysłanych sztucznych satelitów Ziemi znajdują się takie, które trudno zakwalifikować do jakiejś kategorii. Do takich satelitów należą amerykańskie dwa satelity „przedmioty” wysłane w 1960 r., satelita TRACC wysłany w 1961 r. „Titan 3 C” w postaci masywnej bryły ołowiu, wysłany w 1965 r. oraz dwa satelity typu ORS 2 i 3, wysłane w 1965 i 1966 r.

Satelity brytyjskie, kanadyjskie, włoskie i francuskie

Satelity brytyjskie

Za pomocą amerykańskich rakiet nośnych i z amerykańskich kosmodromów uczeni brytyjscy wysłali dotychczas trzy skonstruowane przez nich sztuczne satelity Ziemi typu „Ariel” (pierwszy w 1962 r.). Są to satelity o średniej masie przeznaczone przede wszystkim do badań geofizycznych.

Satelity kanadyjskie

W podobny sposób jak uczeni brytyjscy własne dwa satelity typu „Alouette” (Jaskółka) wysłali uczeni kanadyjscy. Pierwszy z nich wzleciał w 1962 r. Są to satelity o średniej masie, badające jonosferę.

Satelity włoskie

Wzorem swych brytyjskich i kanadyjskich kolegów własnego satelitę wysłali w 1964 r. uczeni włoscy. Jest to obiekt o nazwie „San Marco” (Święty Marek). Ma on średnią masę i przeznaczony jest do badania jonosfery.

Satelity francuskie

Po innej linii szli uczeni francuscy, gdyż główny nacisk położyli oni na wysyłanie sztucznych satelitów Ziemi za pomocą własnej rakiety nośnej. Pierwszy z nich „Al” o przeznaczeniu technologicznym wysłany został w 1965 r. Później uczeni francuscy wysłali jeszcze trzy własne satelity, ale już o przeznaczeniu naukowym FR 1 A, D 1 A, „DIADEM II”. Wszystkie to są obiekty o małej masie i o różnorodnym przeznaczeniu badawczym. Oprócz tego uczeni francuscy wysłali także jednego satelitę „FR 1” za pomocą amerykańskiej rakiety nośnej i z amerykańskiego kosmodromu. Również i on jest obiektem o małej masie.

Aparaty kosmiczne przeznaczone do badań Księżyca

Pierwsza próba wysłania aparatu kosmicznego w kierunku Księżyca zrealizowana została 11 października 1958 r. przez uczonych amerykańskich. Miniaturowej wielkości aparat kosmiczny „Pionier I” osiągnął jednak nieco za małą prędkość, toteż nie zdołał dolecieć w sąsiedztwo Księżyca. Podobnie zakończyła się także druga próba, również zrealizowana przez uczonych amerykańskich. Wysłany w grudniu 1958 r. aparat kosmiczny „Pionier III” także nie zdołał dolecieć w sąsiedztwo Księżyca.

Pierwszy udany lot aparatu kosmicznego w sąsiedztwo Księżyca został zrealizowany w dniu 2 stycznia 1959 r. przez uczonych radzieckich. Kilkusetkilogramowy aparat kosmiczny „Łuna I” („Księżyc I”) przeleciał w odległości kilku tysięcy kilometrów od Księżyca i poleciał w głąb przestrzeni międzyplanetarnej stając się pierwszą sztuczną planetą nazwaną „Mieczta” (Marzenie).

Następny eksperyment radziecki został zrealizowany 12 września 1959 r. Kilkusetkilogramowy aparat kosmiczny „Łuna II” jako pierwsze wysłane z Ziemi urządzenie trafił w Księżyc.

Te pierwsze próby uznać należy obecnie za przedsięwzięcia technologiczne. Inny charakter miała jednak następna próba radziecka. Wysłany w dniu 4 października 1959 r. kilkusetkilogramowy aparat kosmiczny „Łuna III” został skierowany w ten sposób, że obleciał Księżyc wykonując w czasie tego fotografii odwrotnej, niewidocznej z Ziemi, strony Księżyca i przekazując uzyskane obrazy sposobem radioteleautograficznym na Ziemię. Obok wykrycia przez sztuczne satelity Ziemi wokółziemskich obszarów promieniowania stanowiło to kolejne rewelacyjne osiągnięcie astronautyki.

Kolejna seria prób selenonautycznych rozpoczęta została 23.8.61 r. przez uczonych amerykańskich. W ramach niej wysłali oni najpierw kilkusetkilogramowy technologiczny aparat kosmiczny typu „Ranger I” (Wywiadowca 1), a później drugi taki aparat, którego lot nie był jednak udany. Następnie w dniach 26.1.62,

23.4.62, 18.10.62 wysłane zostały aparaty „Ranger 3, 4 i 5”, których zadaniem miało być umieszczenie na powierzchni Księżyca kulistego zasobnika z przyrządami. Ponieważ jednak to się nie udało, program badań tych aparatów zmieniono, ograniczając ich zadanie tylko do uzyskania obrazów powierzchni Księżyca z małej odległości. Pierwszy aparat tej serii „Ranger 6” wysłano 30.1.64 r. Lot jego był jednak nieudany i dopiero loty aparatów „Ranger 7, 8 i 9” (28.7.64, 17.2.65, 21.3.65) zakończyły się bardzo poważnym sukcesem. Program ten został jednak zrealizowany przez uczonych amerykańskich prawie z dwuletnim opóźnieniem.

Tymczasem eksperymenty selenonautyczne kontynuowali także uczeni radziecy. W dniu 2 kwietnia 1963 r. wysłali oni aparat kosmiczny „Łuna 4” (Księżyc 4) o bliżej nie znanym jednak przeznaczeniu.

Rewelacyjna seria eksperymentów została zapoczątkowana przez uczonych radzieckich w dniu 9 maja 1965 r., kiedy wysłali oni aparat kosmiczny „Łuna 5”. Kolejne aparaty tej serii, mające masę około półtorej tony, „Łuna 6, 7 i 8” wysłane zostały 8.6.65, 4.10.65 i 3.12.65. Ich przeznaczeniem było dostarczenie danych umożliwiających realizację miękkiego lądowania na powierzchni Księżyca (aparat „Łuna 6” minął jednak Księżyc i stał się sztuczną planetoidą).

To rewelacyjne przedsięwzięcie przeprowadzone zostało po raz pierwszy w dniach 31 stycznia—3 lutego 1966 r., kiedy na powierzchni księżycowego Oceanu Burz miętko wylądował radziecki aparat kosmiczny „Łuna 9” i powtórzone zostało w dniach 21—24 grudnia 1966 r. („Łuna 13”). Uzyskano w czasie tego po raz pierwszy rewelacyjne obrazy z powierzchni Księżyca i inne dane naukowe.

W dniu 18.7.65 uczeni radziecy wysłali w przestrzeń międzyplanetarną aparat kosmiczny „Sonda 3”. Został on jednak skierowany w ten sposób, że przeleciał poza Księżycem, a wyposażony był w urządzenia uzyskujące obrazy odwrotnej strony Księżyca i przekazujące je sposobem radioteleautograficznym na Ziemię, czyli że był to w zasadzie eksperyment selenonautyczny.

Uczeni radziecy uzyskali także priorytet w jeszcze jednej dziedzinie selenonautyki, a mianowicie w dziedzinie wysyłania sztucznych księżyców Księżyca. Pierwszy tego typu aparat kosmiczny o nazwie „Łuna 10”, mający masę przeszło półtorej tony, wysłali oni 31 marca 1966 r., a następnie w dniach 24.8.66 i 22.10.66 wysłane jeszcze zostały tego typu aparaty „Łuna 11 i 12”. Aparaty te dostarczyły wiele nowych informacji o Księżycu.

Również i uczeni amerykańscy przygotowali podobne programy badawcze. W ramach tych przygotowani trzykrotnie wprawili oni w bliskoziemski ruch satelitarny człon „Centaur” — nowej rakiety nośnej, a następnie wysłali w kierunku Księżyca trzy modele aparatu kosmicznego

„Surveyor” (Mierniczy). Pierwszy lot na powierzchnię Księżyca tego kilkusetkilogramowego aparatu kosmicznego został zrealizowany 30 maja 1966 r., drugi 20.9.66 (nieudany), a trzeci 17.4.67. Wykonały one podobne badania jak radzieckie „Łuna 9 i 13”. Program ten został zrealizowany przez uczonych amerykańskich z prawie trzyletnim opóźnieniem.

W dniu 10 sierpnia 1966 r. uczeni amerykańscy wysłali kilkusetkilogramowy aparat kosmiczny „Lunar Orbiter 1” (Oblatywacz Księżyca 1), który został zamieniony na sztuczny księżyc Księżyca; w dniu 6.11.66 wysłany został „Lunar Orbiter 2”, 5.2.67 — „Lunar Orbiter 3”, a 4.5.67 — „Lunar Orbiter 4”. Głównym zadaniem tych aparatów było uzyskiwanie dokładnych obrazów powierzchni Księżyca, z czego wywiązały się one bardzo dobrze.

Oprócz tego uczeni amerykańscy wysłali w kierunku Księżyca w różnych okresach czasu aparaty, których loty były nieudane, na przykład aparat „Explorer 33” (IMP 4).

Międzyplanetarne aparaty kosmiczne

Pierwszy lot aparatu kosmicznego w przestrzeń międzyplanetarną zrealizowali uczeni radziecy w dniu 2 stycznia 1959 r. („Łunnik I-Mieczta”). Było to przedsięwzięcie o znaczeniu raczej technologicznym.

Podobne przedsięwzięcia zrealizowali uczeni amerykańscy w dniach 3.3.59 („Pionier IV”), 11.3.60 („Pionier V”), 16.12.65 („Pionier VI”) i 17.8.66 („Pionier VII”). Były to aparaty o małej masie, mające na celu wykonywanie badań w przestrzeni międzyplanetarnej.

Również uczeni radziecy kontynuowali wysyłanie aparatów o podobnym przeznaczeniu — „Sonda 1” (2.4.64) i „Sonda 3” (18.7.65).

Oprócz tego realizowane były loty aparatów kosmicznych w kierunku określonych planet, to znaczy w kierunku Wenus i Marsa.

Pierwszy taki aparat kosmiczny wysłali uczeni radziecy w kierunku planety Wenus 12 lutego 1961 r. („Wenusnik”). Niestety, lot kilkusetkilogramowego aparatu ze względu na uszkodzenie urządzeń radionadawczych był nieudany (lot tego aparatu poprzedziło wysłanie przez uczonych radzieckich w celach technologicznych „maszynowego sputnika Ziemi”). W dniu 27 sierpnia 1962 r. podobny jak „Wenusnik” aparat kosmiczny o nieco mniejszej masie, mający nazwę „Mariner 2” („Żeglarz 2”), wysłali uczeni amerykańscy. Wykonał on interesujące badania planety Wenus.

Również w dziedzinie lotów w kierunku planety Mars priorytet należał do uczonych radzieckich. W dniu 1 listopada 1962 r. wysłali oni prawie tonowy aparat kosmiczny „Mars 1”. Niestety, jednak i tym razem uległ uszkodzeniu radionadajnik. Z tej samej przyczyny nieudany był lot amerykańskiego aparatu kosmicznego „Mariner 3”, wysłanego w stronę planety Mars 5 listopada 1964 r. i dopiero lot ćwierćtonowego „Marinera

4", wysłanego 28 listopada 1964 r., został uwieczniony powodzeniem. Do-
starczył on rewelacyjnych obrazów
powierzchni tej planety.

W dwa dni później po „Marinerze
4” w kierunku planety Mars wysła-
li prawie tonowy aparat kosmiczny
„Sonda 2” uczeni radzieccy. Lot tego
aparatu był jednak nieudany z po-
wodu uszkodzenia urządzeń radio-
wych.

Następnie radzieckie międzyplane-
tarne aparaty kosmiczne wysłane zo-
stały w kierunku planety Wenus.

Prawie tonowy aparat „Wenus 2”
wystartował 12 listopada 1965 r., a
„Wenus 3” w dniu 16 listopada 1965 r.
Aparat „Wenus 3” jako pierwsze w
dziejach urządzenie trafił w tę pla-
netę.

* * *

Dla dotychczasowego rozwoju
astronautyki bardzo znamieną jest
wielka różnorodność realizowanych
przedsięwzięć, przy czym niekiedy
są to eksperymenty sporadyczne,

niekiedy znów długie — a nawet per-
manentne serie doświadczeń. Przed-
sięwzięcia te nie tylko niezwykle
rozszerzyły naszą wiedzę o Ziemi i
Kosmosie, ale także przyczyniły się
do wielkiego rozwoju pewnych dzie-
dzin techniki. Rozwój techniki kos-
monautycznej, wypracowany w cza-
sie pierwszych dziesięciu pionierskich
i trudnych lat, w znamienny sposób
rzutować będzie na dalszy rozwój tej
dyscypliny wiedzy, a szczególnie na
niedalekie już wyprawy ludzi na
Księżyc, a później i inne planety.

Mgr inż. ANTONI JANKOWSKI

Mgr inż. JANUSZ SĘCZYK

Instytut Lotnictwa

621.455

Pomiar ciągu silników raketowych

*W artykule omówiono zagadnienia związane z pomiarami ciągu silników raketowych. Przed-
stawiono kilka schematów stoisk pomiarowych oraz ciągomierzy. Szerzej potraktowano ciągo-
mierze hydrauliczne, które stanowią oryginalne rozwiązania autorów.*

Ciąg jest jednym z podstawowych
parametrów, które określa się w cza-
sie badań turbinowych silników od-
rzutowych i silników raketowych.
Istnieją jednak istotne różnice w
wymaganiach, które stawia się urzą-
dzeniom służącym do pomiarów cią-
gu obu rodzajów silników. Lepsze
charakterystyki powinny mieć urzą-
dzenia do pomiarów ciągu silników
raketowych. Dotyczy to głównie
właściwości dynamicznych w zwią-
zku ze stosunkowo krótkim okresem
pracy silników raketowych (zwła-
szcza na paliwo stałe) i z szybkimi
zmianami ciągu silników w tym
czasie.

Celem niniejszego artykułu jest
zwrócenie uwagi na niektóre zagad-
nienia, jakie występują przy pomia-
rach ciągu silników raketowych.
Ciąg i impuls całkowity — to dwa
zasadnicze parametry, które mają
istotny wpływ na osiągi rakiety. Dla-
tego konieczna jest znajomość prze-
biegu ciągu w okresie pracy silnika,
zarówno w fazie projektowania i ba-
dań, jak też w czasie produkcji se-
ryjnej silników.

Ciąg, jak wiadomo, jest to wypad-
kowa siła, która powstaje w wyniku
oddziaływania na wewnętrzne i ze-
wnętrzne powierzchnie silnika ciś-

nienia gazów. Można go określić
przez sumowanie składowych osio-
wych ciśnienia i przedstawić w po-
staci (1):

$$R = \int p dF \quad (1)$$

gdzie:

R — ciąg,
 p — ciśnienie,
 dF — element powierzchni silnika.

W ogólnym przypadku jest on su-
mą dwóch składowych: sił ciśnienia
i sił ze zmiany ilości ruchu w czasie
pracy silnika:

$$R = R_0 + \frac{\partial L}{\partial t} \quad (2)$$

gdzie:

R_0 — składowa sił ciśnienia,
 L — suma ilości ruchu gazów w
komorze spalania określona
przez zależność (3):

$$L = \int_0^v \rho v dV \quad (3)$$

gdzie:

v — lokalna prędkość gazów,
 ρ — lokalna gęstość gazów,
 dV — element objętości swobodnej
komory spalania.

Druga składowa w spotykanych
silnikach jest stosunkowo niewielka,

nie ma ponadto wpływu na impuls
całkowity, ponieważ:

$$\int_0^t L dt = 0 \quad (4)$$

gdzie t — czas pracy silnika.

Dlatego w praktycznych oblicze-
niach można jej nie uwzględniać.
Jeżeli jednak spalanie ma charakter
niestateczny i zmiany parametrów
są dostatecznie szybkie, ciąg wyzna-
czony w taki sposób znacznie odbie-
ga od wartości rzeczywistych.

Obliczanie ciągu z zależności (1)
jest bardzo niewygodne, ponieważ
konieczna jest znajomość rozkładów
ciśnień. Można łatwo wykazać, że
wypadkowa otrzymana w wyniku
sumowania sił od ciśnienia jest rów-
na sile określonej z prawa zacho-
wania ilości ruchu:

$$R = \frac{Gw}{g} + (p_w - p_h) F_w \quad (5)$$

gdzie:

G — ciężarowy wydatek spalin,
 w — prędkość wylotowa spalin,
 g — przyspieszenie ziemskie,
 p_w — ciśnienie na wylocie z dyszy,
 p_h — ciśnienie atmosferyczne,
 F_w — przekrój wylotowy dyszy.

Przekształcając równanie (5) przy wykorzystaniu znanych z zależności z gazodynamiki otrzymuje się:

$$R = \eta_R \left[F_{kr} \cdot p_o \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{p_w}{p_o}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right] + (p_u - p_h) F_w} \right] \quad (6)$$

gdzie:

F_{kr} — przekrój krytyczny dyszy,
 p_o — ciśnienie przed dyszą,
 k — wykładnik izentropy,
 η_R — sprawność spalania.

Wygodniej jednak jest przedstawić ciąg w postaci (7):

$$R(t) = \varphi_R(t) \cdot p_o(t) \cdot F_{kr}(t) \quad (7)$$

gdzie:

$$\varphi_R = \varphi_{Rt} \cdot \eta_R$$

$$\varphi_{Rt} = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{p_w}{p_o}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right] + \frac{p_w - p_h}{p_o} \frac{F_w}{F_{kr}}} \quad (8)$$

Wszystkie czynniki, które wchodzi do równania (7), są skomplikowanymi funkcjami różnych parametrów i czasu. Z tego względu określanie ciągu z którejkolwiek zależności jest zagadnieniem skomplikowanym, skąd wynika konieczność jego bezpośredniego pomiaru.

Z zależności (6) widać, że istnieje maksimum ciągu, które występuje dla ciśnienia wylotowego równego atmosferycznemu. Podczas pracy silnika ciśnienie w komorze spalania, a w czasie lotu również ciśnienie atmosferyczne, ulegają zmianom, tak że silnik pracuje w warunkach obliczeniowych (ciśnienie wylotowe równe atmosferycznemu) tylko przez krótki okres czasu. Przeważnie ciśnienie wylotowe różni się od atmosferycznego. Fotografowanie w czasie lotu strumienia wylotowego silnika „Meteor” 1 wykazało, że odpewnej wysokości wystąpiły obszary intensywnie świecące oraz obszary ciemne, które dawały złudzenie przerywania pracy silnika. W zakresie tych wysokości nie było całkowitego rozprężania w dyszy i dalsze rozprężanie następowało poza nią poprzez system fal rozrzedzeniowych (słabiej świecących) i zgęszczeniowych (intensywnie świecących).

Stoiska badawcze do pomiaru ciągu

Stoiska badawcze do pomiaru ciągu powinny charakteryzować się:

— małymi przemieszczeniami liniowymi,
 — małymi siłami tarcia w mechanizmach przekazywania ruchu,

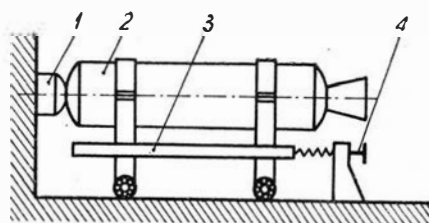
— małymi ciężarami elementów ruchomych, do których mocuje się silnik.

W zależności od sposobu połączenia części ruchomych z nieruchomymi można je podzielić na bezpośredniego i pośredniego oddziaływania. W stoiskach typu bezpośredniego połączenia odbywa się na zasadzie ślizgania lub wahania, a ciąg wskazywany przez przyrząd jest taki, jaki wytwarza silnik. W stoiskach typu

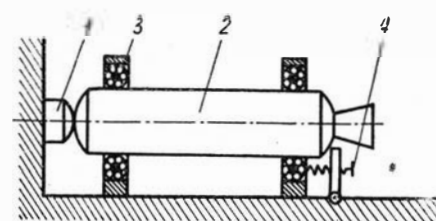
pośredniego tylko część ciągu jest przekazywana na ciągomierz, reszta idzie na pokonanie oporów elementów sprężystych stoiska. Takie stoiska są bardzo wytrzymałe i wygodne w eksploatacji, ale ze względu na małe dokładności nadają się raczej do badań mniej odpowiedzialnych i do prób dużych silników.

Stoiska mogą być budowane w układzie pionowym lub poziomym. Pionowe mają szereg zalet, jak: zbliżone do rzeczywistych warunki pracy (uwzględnienie wpływu ziemi na pracę silników), łatwość neutralizacji gazów itp. Są stosowane do badań silników o bardzo dużym ciągu.

Poniżej przedstawiono dwa schematy stoisk „beztarciowych”. Jedno z nich (rys. 1) ma lekki wózek, do którego mocowany jest silnik. Wózek wraz z silnikiem porusza się po prowadnicach. Drugie stoisko (rys. 2) jest bez wózka, a silnik, zamocowany



1. Schemat stoiska bezpośredniego oddziaływania z wózkiem:
 1 — ciągomierz, 2 — silnik, 3 — wózek, 4 — mechanizm dociskowy



2. Schemat stoiska bezpośredniego oddziaływania bez wózka:
 1 — ciągomierz, 2 — silnik, 3 — obejma z łożyskami, 4 — mechanizm dociskowy

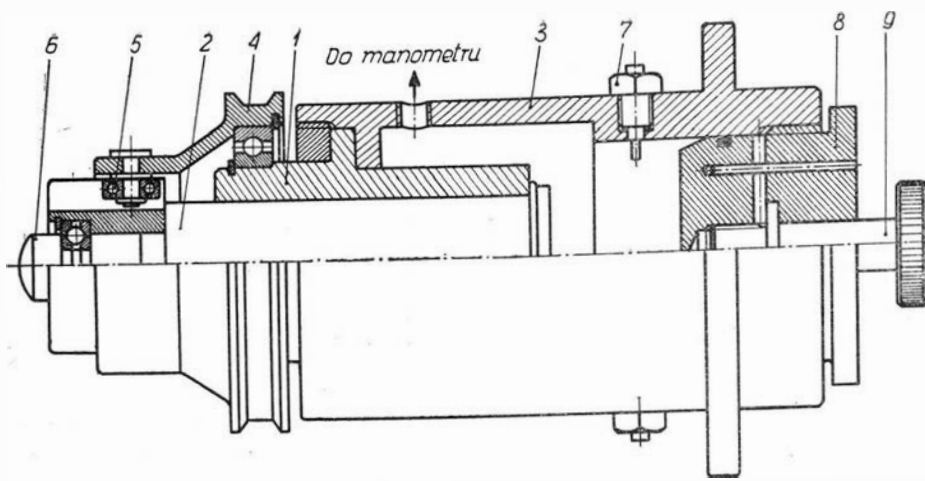
w nieruchomym uchwycie samocentrującym, porusza się na łożyskach i bezpośrednio oddziałuje na ciągomierz. W pierwszym przypadku — ze względu na dodatkową masę wózka — charakterystyki dynamiczne ciągu są obciążone większym błędem niż w drugim przypadku.

Ciągomierze

Do bezpośrednich pomiarów ciągu służą różnego rodzaju ciągomierze. Można je podzielić na cztery zasadnicze grupy: mechaniczne, pneumatyczne, hydrauliczne i elektryczne. Najszersze zastosowanie znalazły przyrządy hydrauliczne i elektryczne. Poniżej omówione zostaną niektóre ciągomierze stosowane w Instytucie Lotnictwa.

Ciągomierze hydrauliczne

Stosowane w Instytucie Lotnictwa ciągomierze hydrauliczne (konstrukcji autorów, wykonane w Zakładzie Produkcji Doświadczalnej Instytutu Lotnictwa) są dwóch rodzajów: zamknięte i obiegowe. Lepsze charakterystyki mają ciągomierze zamknięte. Jedynie trudności ze szczelnością zespołu tłok - tuleja, na jakie napotkano w początkowym okresie opracowywania, sugerowały, że lepsze będą ciągomierze obiegowe. Ponieważ trudności te przezwyciężono, obecnie stosowane są chętniej ciągomierze zamknięte — głównie dzięki łatwiejszej eksploatacji. Wspólną cechą obu rodzajów ciągomierzy jest zastosowanie obrotowego tłoka, który eliminuje siły tarcia. Ponieważ ponadto tłok ma możliwość swobodnego przesuwania się, wskazania przyrządu nie zależą od temperatury cieczy. W celu zwiększenia dokładności odczytu w każdym z ciągomierzy można stosować kilka wymienionych, o różnych średnicach, kompletów tłoków i tulei. W ten sposób dla dowolnego zakresu sił (w granicach wytrzymałości korpusu na ciśnienie) dokładność pomiarów jest praktycz-



3. Schemat ciągomierza hydraulicznego zamkniętego:

1 — tuleja pomiarowa, 2 — tłok pomiarowy, 3 — korpus, 4 — tuleja napędowa, 5 — łożysko ruchu obrotowego, 6 — trzpień obrotowy, 7 — elektrody sygnalizacyjne, 8 — tłok kompensatora przecieków, 9 — pokrętko kompensatora przecieków.

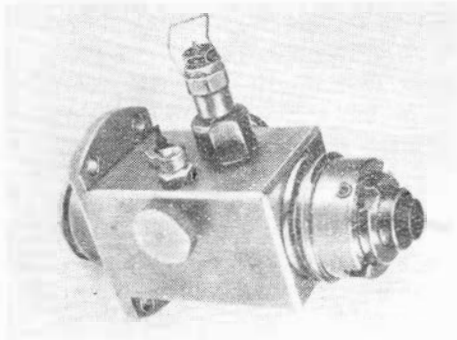
nie jednakowa i zależy tylko od klasy użytego czujnika ciśnienia.

Ciągomierz hydrauliczny zamknięty (rys. 3) składa się z korpusu, zespołu tłok - tuleja, tulei napędowej, obudowy łożyska, zespołu kompensatora, zespołu zaworów, elektrod sygnalizujących położenie tłoka i czujnika ciśnienia. Pomiar ciągu polega na tym, że przyłożona do tłoka siła wywołuje ciśnienie cieczy proporcjonalne do ciągu.

Zasadniczy wpływ na pracę ciągomierza ma zespół tłok - tuleja. Części te, starannie wykonane, pasowane są w ten sposób, że połączenie ich jest szczelne, a ponadto tłok może obracać się pod działaniem niewielkiego momentu i przesunąć wzdłuż osi w położeniu pionowym pod własnym ciężarem. Luzy między tłokiem a tuleją mieszczą się w granicach $2-4 \mu$.

Zasadniczą cechą konstrukcji ciągomierza jest wywieszona tuleja, która znajduje się wewnątrz zbiornika z cieczą, dzięki czemu ciśnienie cieczy ścisną tuleję nie dopuszczając do jej promieniowych odkształceń w czasie pomiarów. Przy ciśnieniach rzędu 100 kG/cm^2 odkształcenia byłyby dostatecznie duże, żeby wywołać przecieki, które uniemożliwiają dłuższe pomiary. Inny element — tuleja napędowa — nadaje ruch obrotowy tłokowi, dzięki czemu zmienia się kierunek tarcia (przeciwny do kierunku ruchu tłoka) oraz zmniejsza się tarcie elementów, ponieważ tarcie ruchowe (w czasie obracania tłoka) jest mniejsze od spoczynkowego. Tuleja napędowa jest obracana silnikiem elektrycznym prądu stałego za pomocą przekładni pasowej.

Obudowa łożyska przenosi ruch obrotowy na tłok i jednocześnie zapewnia jego ruch wzdłużny. W niej także umieszczone jest łożysko zapewniające ruch obrotowy tłoka przy nieruchomym trzpieniu, który jest połączony bezpośrednio z silnikiem. Jednoczesny ruch obrotowy i ruch wzdłużny tłoka jest możliwy

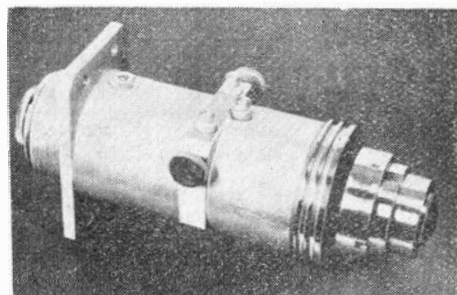


4. Ciągomierz hydrauliczny zamknięty

dzięki zastosowaniu łożysk, które poruszają się w wyciętych w obudowie prowadnicach. Łożyska naciskając na boczne ścianki prowadnicy nie ograniczają ruchu wzdłużnego tłoka. Ze względu na małą ściśliwość cieczy ruch wzdłużny jest nieznaczny.

Zespół kompensatora służy do zmniejszania objętości komory cie-

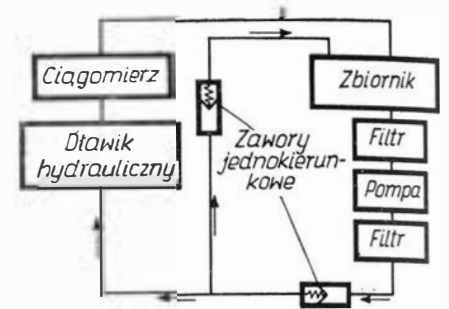
5. Ciągomierz hydrauliczny zamknięty do pomiarów większych sił



czowej w przypadku przecieków. Składa się z tłoka, śruby z pokrętkiem i denka. Śruba z pokrętkiem jest wkręcona do tłoka. Przez pokręcenie śruby następuje wysuwanie tłoka kompensatora, co powoduje właściwe ustawienie tłoka pomiarowego.

Ciągomierz ma wskaźnik maksymalnego przesunięcia tłoka do tyłu, który reaguje na zwarcie elektrod przez przesunięty tłok pomiarowy.

Widok ciągomierza hydraulicznego zamkniętego przedstawia rys. 4. Rys. 5 przedstawia ciągomierz hydrauliczny do pomiarów większych sił.

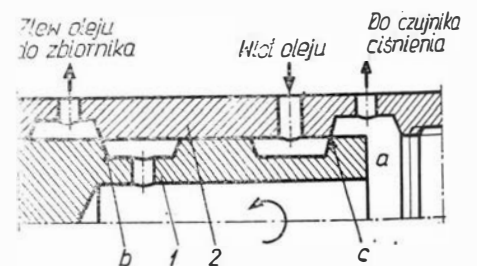


6. Schemat instalacji ciągomierza obiegowego

Schemat pracy ciągomierza obiegowego przedstawia rys. 6. W jego skład wchodzi: ciągomierz, pompa, 2 zawory jednokierunkowe, 2 filtry, zbiornik, dławik hydrauliczny. Schemat ciągomierza przedstawia rys. 7.

W stanie równowagi, gdy siłę zewnętrzną działającą na tłok równoważy ciśnienie w komorze *a*, ciecz przepływa do zbiornika przez zawór upustowy oraz przez szczeliny *b* i *c*.

W przypadku zachwiania równowagi (wzrost siły) tłok przesunie się

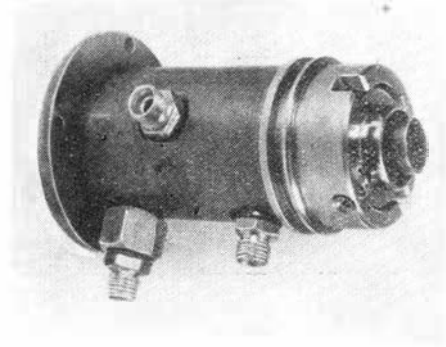


7. Schemat ciągomierza obiegowego

w prawo, powiększy się szczelina *c* i zmniejszy *b*. Wzrośnie wówczas ciśnienie równoważące siłę zewnętrzną w komorze *a* i ustali się równowaga na nowym, wyższym poziomie ciśnienia. W przypadku zmniejszenia siły tłok przesunie się w lewo, zwiększy się szczelina *b* i zmniejszy *c*. Wydatek przepływającej przez ciągomierz cieczy zmaleje, a więc zmaleje ciśnienie równowagi i ustali się

na nowym, niższym poziomie. Ciśnienie w przestrzeni a jest mierzone za pomocą czujnika.

Ciągomierz ten, podobnie jak ciągomierz zamknięty, ma mechanizm obrotowy, którego zadaniem jest zmniejszenie i zmiana kierunku sił tarcia. Przesunięcia tłoka w tym ciągomierzu są bardzo małe. Mechanizm obrotu tłoka jest identyczny jak w ciągomierzu zamkniętym.

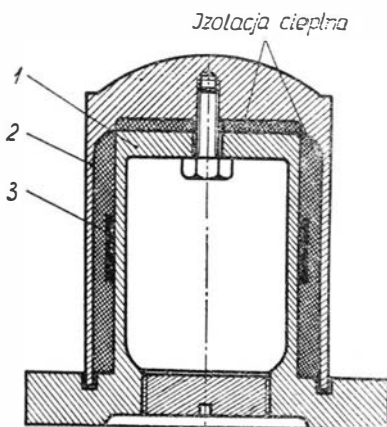


8. Ciągomierz hydrauliczny obiegowy

Przy nieodpowiednich charakterystykach pompy, zaworów, przewodów i ciągomierza układ może być niestateczny, a ustalenie równowagi może odbywać się na drodze oscylacji. Nieraz, dla usunięcia oscylacji, wystarcza włączenie do obwodu dławika hydraulicznego lub zmiana długości czy też przekroju poprzecznego przewodów. Ciągomierz obiegowy nie wymaga takich dokładności wykonawczych jak zamknięty, ponieważ przecieki dzięki ciągłej pracy pompy zasilającej są stale uzupełniane. Wadą tego urządzenia jest jednak konieczność stosowania układu zasilającego. Widok ciągomierza hydraulicznego zamkniętego przedstawia rys. 8.

Ciągomierz tensometryczny

Czujnik tensometryczny (konstrukcja mgra inż. W. Styburskiego) skła-



9. Ciągomierz tensometryczny

da się z elementu nośnego 1, osłony 2 i tensometrów 3. Tensometry są przyklejone do obudowy i stanowią ramiona mostka. Pod wpływem obciążenia element nośny czujnika ulega odkształceniu i powoduje zmianę oporu elektrycznego tensometrów. Zmiana oporu jest proporcjonalna do działającej siły i powoduje zmianę prądu, który jest rejestrowany przez galwanometr lub oscylograf. Ciągomierz charakteryzuje się małymi wymiarami oraz zdolnością do przenoszenia dużych częstotliwości (1000 Hz). Jest wygodny w obsłudze i służy do rejestracji sił zarówno statycznych, jak i szybkozmiennych. Problemy konstrukcyjne i pomiarowe tych ciągomierzy stanowią: kompensacja wpływu temperatury, dobór odpowiedniego kleju i własności mechanicznych elementów nośnych. Przedstawiony schemat (rys. 9) nie jest jedynym możliwym schematem ciągomierza tensometrycznego.

Wyniki pomiarów

Różnica między wartością wskazywaną przez wskaźnik ciągomierza a ciągiem stanowi błąd wskazań. Wielkość błędu zależy od wielu czynników stoiska i ciągomierza, sił tarcia, mimośrodowości sił gazodynamicznych, sztywności konstrukcji itp. Dla silnika można napisać następujące równanie ruchu:

$$m \frac{d^2x}{dt^2} = R - P(x) - P_t(x) \quad (10)$$

gdzie:

x — współrzędna osiowa położenia silnika,

m — masa silnika i części stoiska sztywno związanych z silnikiem,

R — ciąg silnika,

$P(x)$ — siła oddziaływania ciągomierza na silnik,

$P_t(x)$ — opory tarcia.

Z równania powyższego wynika, że siła oddziaływania ciągomierza na silnik będzie tym bardziej zbliżona do ciągu, im mniejsze będą opory tarcia, masa silnika i części ruchomych sztywno z nim związanych oraz przemieszczenia silnika. Taki sam charakter jak różnica między ciągiem a siłą oddziaływania ciągomierza na silnik ma różnica między siłą oddziaływania na silnik a wskazaniami ciągomierza. Ta ostatnia różnica wpływa głównie na dokładność pomiarów i zależy od konstruk-

cji ciągomierza. Ciągomierz powinien więc spełniać następujące wymagania: mieć małe przemieszczenia elementów ruchomych, małą masę elementów ruchomych oraz małe siły tarcia. Wymagania te spełniają ciągomierze hydrauliczne z obrotowym tłokiem, ale tylko przy pomiarach niezbyt dużych sił — gdy tłok ma niewielką masę. Do pomiarów dużych sił stosowane są ciągomierze hydrauliczne, których tłoki mają większe masy. Ze względu na odkształcenia niedopuszczalne jest zapowietrzenie ciągomierzy hydraulicznych. Ciągomierze zapowietrzone mają nieodpowiednie charakterystyki, a ich częstotliwości własne są kilkakrotnie niższe niż ciągomierzy odpowietrzonych. Większe są także odkształcenia.

Wnioski

Do rejestracji sił szybkozmiennych najlepiej nadają się ciągomierze hydrauliczne i tensometryczne. Charakteryzują się one dużym pasmem przenoszonych częstotliwości i małymi stałymi czasowymi. Dokładność pomiarów zależy także od konstrukcji stoiska pomiarowych. Najlepsze stoiska są takie, w których silnik bezpośrednio oddziałuje na ciągomierz, przy wyeliminowaniu oporów, i jest jedynym elementem ruchomym. Niemalą rolę odgrywa także odpowiedni dobór ciągomierza do stoiska pomiarowego.

Literatura

1. Bierlein J. A., Scheller K.: „Methods of measuring thrust”, Journal ARS, nr 3 z 1953 r.
2. Orłow B. W., Mazing G. J.: „Termodinamiczeskije i ballisticzeskije osnovy projektirowanija rakietych dwigatielej na twierdom topliwie”, Moskwa, 1964 r.
3. Zeldowicz J. B., Riwin M. A., Frank D. A.: „Impuls rieaktiwnoj siły porochowych rakiet”, Moskwa, 1963 r.

Regulatory napięcia lotniczych prądnic prądu stałego

Współczesne samoloty wymagają coraz bardziej precyzyjnej regulacji napięcia pokładowego systemu energetycznego, co pociąga za sobą konieczność projektowania nowych regulatorów napięcia.

W artykule przedstawiono krótki zarys metod samoczynnej regulacji napięcia prądnic prądu stałego i osiągnięcia odnotowane w tej dziedzinie, zwłaszcza dzięki zastosowaniu elektroniki.

Znajdujące się na samolocie odbiorniki energii elektrycznej wymagają stałego napięcia zasilania, w związku z czym zachodzi konieczność stosowania takiej regulacji napięcia, która zapewniałaby odpowiednią jego stałość na zaciskach prądnicy, bez względu na warunki, jakie mogą istnieć na samolocie. Dotychczas stosowane przez wiele lat regulatory napięcia zarówno wibracyjne, jak i węglowe często nie są już w stanie zapewnić wymaganych parametrów. W wielu przypadkach musiały więc ustąpić miejsca regulatorom nowoczesnym, dokładniejszym i bardziej odpornym na działanie czynników zewnętrznych.

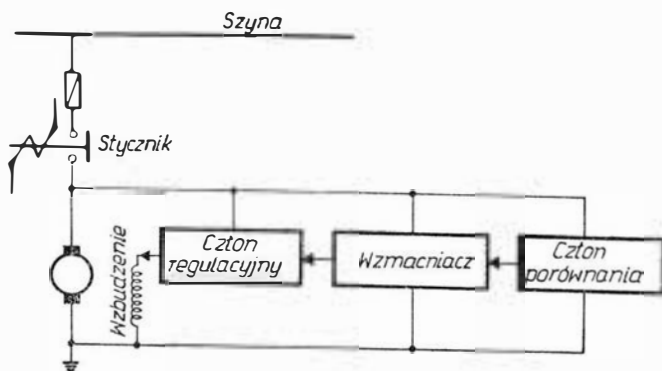
Regulatory nowoczesne to nie tylko regulatory pracujące z większą dokładnością, ale jednocześnie trwałe, odporniejsze na działanie przyspieszeń, a często mające mniejszy ciężar i wymiary gabarytowe. Warunki takie spełniają regulatory budowane w oparciu o elementy półprzewodnikowe — tranzystorowe regulatory napięcia. W regulatorach tego typu przy wykorzystaniu działania zaporowego elementów półprzewodnikowych można wyeliminować przekładniki zwrotne, służące do współpracy prądnicy z siecią pokładową. Porównanie regulatorów dotychczas stosowanych z regulatorami tranzystorowymi jest jeszcze bardziej korzystne dla tych ostatnich, jeżeli weźmie się pod uwagę nieporównanie dłuższy okres żywotności i większą pewność pracy.

Ogólna zasada działania regulatora

Do regulacji napięcia potrzebne jest takie urządzenie, które będzie zmieniać prąd wzbudzenia odpowiednio do zmian napięcia wyjściowego danej prądnicy utrzymując w ten sposób napięcie w ściśle określonych granicach.

Podstawowy schemat układu regulatora podany jest na rys. 1. Napięcie wyjściowe prądnicy porównywane jest z napięciem odniesienia, które zależne jest ściśle od wartości zadanej. Różnica między wartością napięcia zadanego i napięcia rzeczywistego prądnicy jest uchybem regulacji, który zostaje wzmacniony i podany do elementu wykonawczego regulującego prąd we wzbudzeniu bocznikowym prądnicy, który z kolei zmienia wartość napięcia wyjściowego.

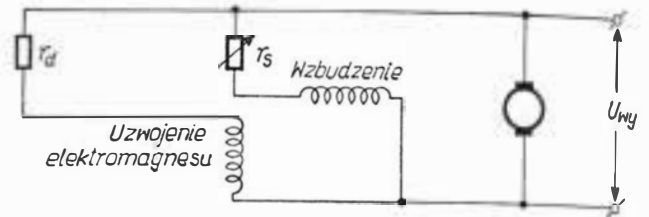
Zamknięty w ten sposób obwód automatycznej regulacji utrzymuje stałą wartość napięcia prądnicy z uchybem zależnym od wielkości wzmacnienia i wielkości zakłóceń (zmiany obciążenia, prędkości obrotowej i temperatury).



1. Podstawowy schemat blokowy regulatora napięcia prądnicy prądu stałego

Węglowy regulator napięcia

Na rys. 2 pokazany jest schemat węglowego regulatora napięcia, w którym elementem wykonawczym jest słupek węglowy. Słupki węglowe stosowanych w lotnictwie regulatorów napięcia składają się zazwyczaj z 40—50 krążków o wymiarach średnic od 5×11 mm do 10×18 mm i grubości 0,5—1 mm. Krążki te wykonane są z węgla elektrografitowanego, o oporności właściwej 0,0025—0,01 Ωcm i twardości 40—60 H (w skali

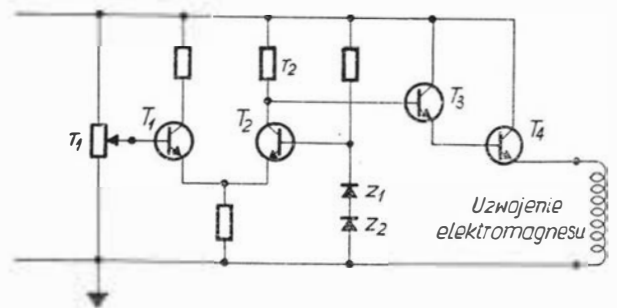


2. Węglowy regulator napięcia

twardości Schore'a). Płytki ułożone jedna na drugiej tworzą stos, który ściśnięty jest sprężyną. Na dźwigni ściskającej ten stos znajduje się kotwica elektromagnesu, za pomocą której można zwiększać lub zmniejszać nacisk na słupek.

Uzwojenie elektromagnesu połączone jest z zaciskami prądnicy przez dodatkowy opór r_a . Jeżeli napięcie prądnicy wzrasta, to nacisk na słupek maleje, oporność słupka r_s wzrasta i tym samym zmniejsza się prąd wzbudzenia i napięcie prądnicy.

Elementem nastawczym, zadającym wartość napięcia wyjściowego, jest tu śruba regulująca wstępny nacisk sprężyny na słupek węglowy, to jest wstępną jego oporność. Układ porównawczy porównuje tutaj ze sobą prądy, a różnica między prądem zadany przez wstępną oporność i jego rzeczywistą wartością powoduje zmianę oporności w obwodzie wzbudzenia. Zakres zmian oporności słupka dla różnych regulatorów waha się w granicach od 1 do 100 Ω .



3. Zmodyfikowany układ węglowy regulatora napięcia

Jak nietrudno zauważyć, w regulatorach tego typu brak jest oddzielnego wzmacniacza. Rolę wzmacniacza spełnia tutaj elektromagnes, którego współczynnik wzmacnienia nie jest duży. Z tego więc powodu dokładność regulacji takiego regulatora nie jest duża i wynosi przy pełnej zmianie prędkości obrotowej prądnicy i obciążenia $\pm 3,5\%$ w normalnej temperaturze i ok. $\pm 5\%$ w zakresie temperatur $-40 \div +50$ $^{\circ}\text{C}$.

W celu poprawienia dokładności regulacji należy więc zastosować dodatkowy wzmacniacz. Regulator taki przedstawiony jest na rys. 3. W tym przypadku układ porównawczy porównuje napięcie prądnicy z napięciem odniesienia.

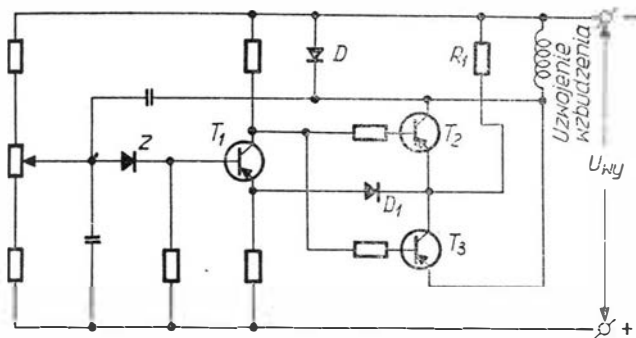
Napięcie odniesienia jest otrzymane z dwóch diod Zenera i jest praktycznie stałe w szerokim zakresie napięć prądnicy i temperatury. Diody Zenera mogą być dobrane w ten sposób, że ich współczynniki tem-

peraturowe będą się wzajemnie kompensować. Elementem zadającym jest tutaj potencjometr r_1 , który podaje część napięcia prądnicy na wzmacniacz różnicowy T_1 T_2 w celu porównania z napięciem odniesienia. Otrzymana w ten sposób różnica zostaje wstępnie wzmocniona i podana na wzmacniacz prądowy T_3 T_4 i wreszcie do uzwojenia elektromagnesu.

Dzięki zastosowaniu dodatkowego układu wzmacniającego uchyb regulacji przy zmianach warunków zewnętrznych jak poprzednio zmalał do $\pm 0,5\%$.

Tranzystorowy regulator napięcia

W obydwu opisanych wyżej przypadkach elementem wykonawczym jest słupek węglowy. Przez element ten płynie całkowity prąd wzbudzenia, który waha się w granicach od 1 do 8 A. Ma on jednak wadę, polegającą na spiekaniu się poszczególnych płytek wskutek przepływającego prądu i występującego iskrzenia między nimi. Ponadto na oporności słupka tracona jest znaczna część mocy wzbudzenia, sięgająca 30—40% całkowitej mocy wydzielanej w tym obwodzie. Niedogodność ta została usunięta z chwilą pojawienia się tranzystorów mocy, które mają znacznie mniejszą oporność powodując wielokrotnie mniejsze straty. Przykładem takiego regulatora może być układ przedstawiony na rys. 4.

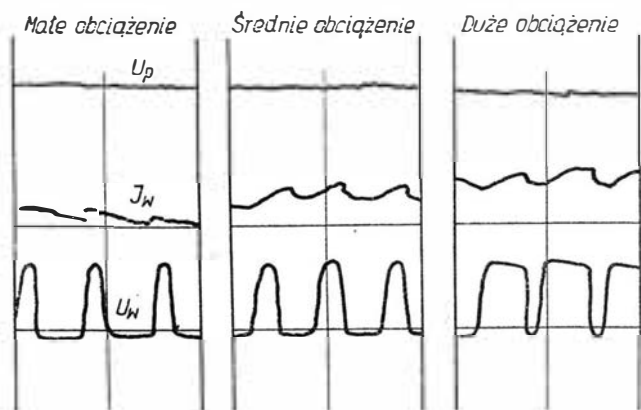


4. Prosty tranzystorowy regulator napięcia

Napięcie dzielnika oporowego, będącego funkcją napięcia prądnicy, porównywane jest z napięciem odniesienia diody Zenera. Wzrost napięcia prądnicy powoduje wzrost potencjału bazy tranzystora T_1 i odblokowanie go. Tranzystor ten w warunkach przewodzenia zawiera emiter z bazą dwu tranzystorów wykonawczych T_2 i T_3 , połączonych równolegle i pracujących na wzbudzenie, co prowadzi do odłączenia napięcia i zmiany prądu wzbudzenia. Następnie napięcie prądnicy maleje, tranzystor T_1 zostaje zablokowany, a T_2 i T_3 odblokowane włączając napięcie wzbudzenia.

Cykle takie powtarzają się w sposób ciągły.

Spadek napięcia na tranzystorze T_1 w warunkach jego przewodzenia wynosi około 0,3 V, co powoduje, że przez tranzystory wykonawcze płynie mały prąd wzbudzenia. Prąd ten zostaje zredukowany do minimum dzięki nieliniowości charakterystyk diody D_1 i oporności upływowej R_1 , które powodują zmniejsze-



5. Przebieg napięcia i prądu wzbudzenia w zależności od czasu trwania impulsu

nie potencjału emitera poniżej potencjału bazy. Obwód D_1 R_1 można nazwać obwodem odwrotnej polaryzacji.

Diody D ma za zadanie podtrzymywanie prądu w uzwojeniu wzbudzenia i łagodzenie przepięć w obwodzie w momencie wyłączenia napięcia przez tranzystory T_2 T_3 . Dzięki diodzie i indukcyjności uzwojenia prąd wzbudzenia płynie nawet wtedy, gdy napięcie jest odłączone, i jest praktycznie stały. Dzięki takiemu rozwiązaniu otrzymuje się większą sprawność układu i w związku z tym straty mocy na tranzystorach są odpowiednio mniejsze. Regulator pracuje więc impulsowo, o praktycznie stałej częstotliwości impulsów i zmieniającej się ich szerokości zależnie od obciążenia. Przebieg napięcia i prądu wzbudzenia przedstawia rys. 5.

Ze względu na małe wzmocnienie dokładność regulacji przy pełnych zmianach obciążenia, prędkości obrotowej i temperatury wynosi tylko 2,5—3%.

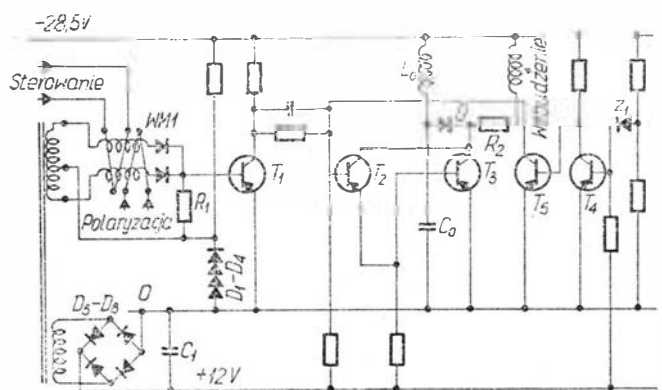
Wielofunkcyjny regulator tranzystorowy

Poniżej został opisany tranzystorowy regulator napięcia, znacznie rozbudowany w stosunku do poprzedniego, o rozszerzonym zakresie działania. Zadaniem tego regulatora jest oprócz dokładnej regulacji napięcia również czuwanie nad prawidłową pracą prądnicy, zabezpieczenie jej przed skutkami jakichkolwiek zakłóceń pracy oraz samoczynne włączanie do sieci i wyłączenie we właściwych momentach.

W układzie tego regulatora przekątnik zwrotny dla współpracy prądnicy z siecią został zastąpiony zwykłym stycznikiem, sterowanym przez regulator.

Elementem wykonawczym jest jak i poprzednio tranzystor, lecz sterowany impulsowo za pośrednictwem wzmacniacza magnetycznego. Wzmacniacze magnetyczne z wyjściem stałoprądowym mają tę właściwość, że napięcie wyjściowe sterowane jest przez zmianę kąta zapłonu, tj. przez obcinanie części sinusoidy przy stałej jej amplitudzie i częstotliwości równej podwójnej częstotliwości zasilającej, inaczej — przez zmianę czasu trwania impulsu.

Źródłem zasilającym układ wzbudzenia jest przetwornica tranzystorowa w układzie mostkowym, przetwarzająca napięcie stałe prądnicy na zmienne 500 Hz

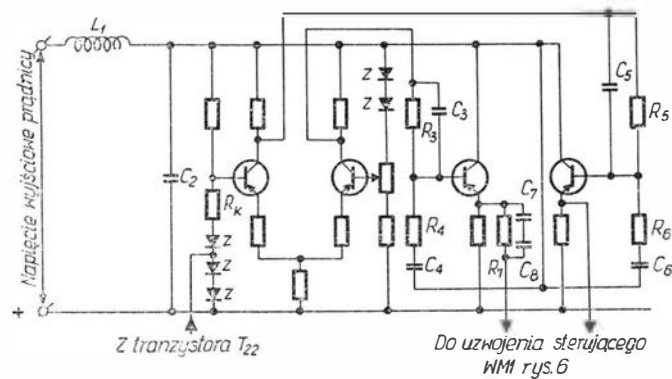


6. Układ zasilający wzbudzenie prądnicy

o kształcie prostokątnym [2]. W układzie mostkowym przetwornicy częstotliwość i napięcie wyjściowe są proporcjonalne do napięcia zasilania, co daje stałą wartość całki każdej połowy okresu napięcia wyjściowego. Warunek ten należy zachować, aby napięcie wyjściowe wzmacniacza magnetycznego nie zmieniało się w zależności od jego napięcia zasilania.

Sygnal otrzymany z układu porównawczego po wstępnym wzmocnieniu podany jest na sterowanie wzmacniacza magnetycznego WM_1 . Na rys. 6 przedstawiony jest zespół wzmacniaczy, składający się ze wzmacniacza magnetycznego WM_1 i tranzystorowego T_1 T_2 T_3 , w którym ostatni tranzystor T_3 jest jednocześnie elementem wykonawczym. Prąd przepływający przez opór R_1 , będący obciążeniem wzmacniacza magnetycznego, zmienia swą długość impulsu odpowiednio do zmian sygnału sterującego. Zakres tych zmian praktycznie może wynosić od ok. 5 do ok. 95% wartości półokresu.

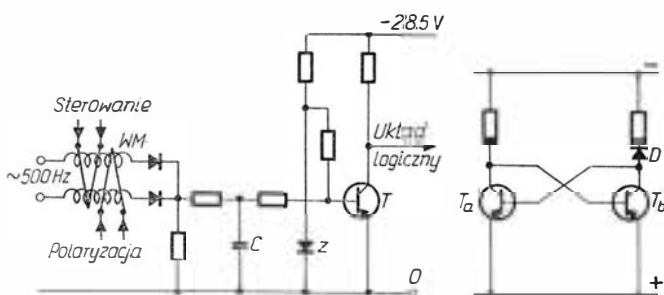
Prostokątne impulsy napięciowe, zdejmowane z oporu R_1 , podawane są na bazę tranzystora T_1 , a następnie do tranzystorów T_2 i T_3 , dostarczających odpowiedniej mocy do zasilania wzbudzenia prądnicy. Tranzystory pracują więc impulsowo i są na przemian w stanie włączonym i wyłączonym, podobnie jak w poprzednim układzie. Diody D_1 — D_3 dostarczają stałego potencjału ok. 2 V, który utrzymuje tranzystor T_1 w stanie włączonym w czasie braku sygnału ze wzmacniacza magnetycznego. Dodatni potencjał dla tranzystorów T_2 i T_3 jest dostarczany z 12-woltowego prostownika. Tranzystory T_4 i T_5 mają za zadanie zabezpieczyć pełny stan włączenia T_3 w czasie rozruchu prądnicy, kiedy to cały układ zasilany jest tylko napięciem szczytkowym wartości ok. 0,5 V i wówczas nie pracuje. Gdy napięcie prądnicy jest poniżej 20 V, dioda Z_1 (10-woltowa) nie przewodzi, co powoduje że tranzystor T_4 jest zablokowany, zaś T_5 przewodzi łącząc bazę T_2 z potencjałem zerowym i odblokowując tranzystor T_3 . W ten sposób prąd wzbudzenia i napięcie prądnicy rosną, pomimo że przetwornica i wzmacniacz WM_1 nie pracują. Całkowity układ przechodzi w stan normalnej pracy, gdy napięcie prądnicy osiągnie wartość 20 V. Wtedy dioda Z_1 zaczyna przewodzić zmieniając stan pracy tranzystorów T_3 i T_4 .



7. Mostkowy układ porównawczy

Podobnie jak we wszystkich układach tranzystorowych również i tu specjalny układ porównuje aktualne napięcie prądnicy z napięciem odniesienia, którego dostarczają diody Zenera. W celu zwiększenia czułości zastosowano tu układ mostkowy (rys. 7), którego dwie gałęzie zawierają diody Zenera. Dla skompensowania wpływu zmian temperatury zastosowano miedziany opór kompensacyjny R_k , R_p zaś służy do skorygowania tolerancji fabrycznych diod. Różnica napięć, jaka powstaje na przekątnej mostka, po wstępnym wzmocnieniu podawana jest za pośrednictwem dwóch wtórników emiterowych do uzwojenia sterującego wzmacniacza magnetycznego. Oporności R_3 , R_4 , R_5 , R_6 , R_7 i pojemności C_3 , C_4 , C_5 , C_6 , C_7 , C_8 stanowią układ korekcji stabilności. W celu zmniejszenia wymiarów regulatora zastosowano kondensatory elektrolityczne tantalowe.

W regulatorze zastosowano dodatkowe układy tranzystorowe, które eliminują elektromechaniczne urządzenia przekątnikowe, służące do współpracy prądnicy z siecią. Układy te dodatkowo powodują wyłączenie prądnicy w przypadku jej zwarcia i po zadziałaniu zabezpieczenia oraz w przypadku przeciążenia prądnicy zależnie od jego wielkości i czasu trwania. Po



8. Podstawowy element układu pomocniczego

9. Przerzutnik spolaryzowany

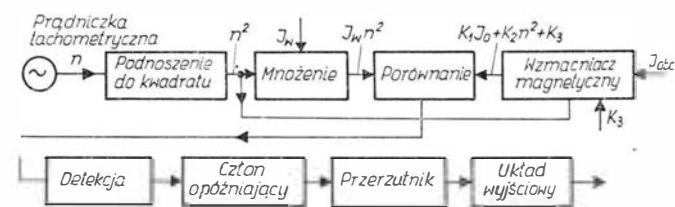
wyłączeniu prądnicy prąd wzbudzenia zostaje zmniejszony do wartości bliskiej zera. Tak więc układy te odpowiedzialne są za włączenie prądnicy do sieci w odpowiednim momencie oraz wyłączenie i odwzbudzenie w przypadku nieprawidłowej pracy.

Podstawowy element układu przedstawiono na rys. 8. Układ działa w ten sposób, że gdy napięcie wyjściowe wzmacniacza magnetycznego na kondensatorze C osiągnie wartość napięcia diody Zenera, wtedy tranzystor T zostaje zablokowany i odpowiedni sygnał zostaje podany na układ logiczny, którym jest przerzutnik spolaryzowany. Jest oczywiste, że po włączeniu i odwzbudzeniu prądnicy układ nie powinien pozwolić na ponowne jej włączenie, jeżeli przyczyna wyłączenia nie została usunięta. Oznacza to, że układ musi być w pełni sprawny, nawet przy bardzo niskim napięciu szczytkowym. Z tego względu w regulatorze zastosowano proste układy logiczne, nie wymagające stałej polaryzacji. Układem takim jest przerzutnik spolaryzowany przedstawiony na rys. 9.

W czasie, gdy napięcie zasilania wzrasta od zera, oporność diody D jest początkowo bardzo duża. Przy napięciu powyżej 0,3 V prąd będzie płynął przez bazę tranzystora T_b , co jest równoznaczne ze wstępną polaryzacją. Tranzystor T_b jest wtedy w stanie otwartym, T_a zaś — zablokowany. Gdy napięcie zasilania osiągnie wartość około 0,7—0,8 V, wtedy dioda zaczyna w pełni przewodzić, tranzystor T_a zostaje odblokowany i przerzutnik zaczyna pracować normalnie.

Schemat kompletnego układu przedstawiony jest na rys. 10. Układ ten składa się z trzech wzmacniaczy WM_2 , WM_3 i WM_4 oraz dwóch przerzutników T_5 , T_7 i T_{11} , T_{12} .

Gdy napięcie prądnicy wzrośnie do wartości napięcia sieci, wówczas wzmacniacz magnetyczny WM_2 powoduje wyzwolenie przerzutnika T_5 , T_7 , który podaje sygnał poprzez następne tranzystory do włączenia stycznika głównego. Obniżenie się napięcia prądnicy poniżej napięcia sieci powoduje powstanie i wzrost prądu zwrotnego. Gdy prąd ten osiągnie wartość dopuszczalną, wtedy wzmacniacz magnetyczny WM_3 powoduje poprzez tranzystory T_8 , T_{10} powrót przerzutnika T_5 , T_7 do stanu wyjściowego, a zatem i wyłączenie stycznika głównego. Jednocześnie z tranzystora T_9 podany zostaje sygnał na odcięcie sygnału pierwotnego od wzmacniacza magnetycznego WM_3 , który konieczny jest w celu uniknięcia jednoczesnego działania na przerzutnik dwóch sygnałów wzajemnie znoszących się.

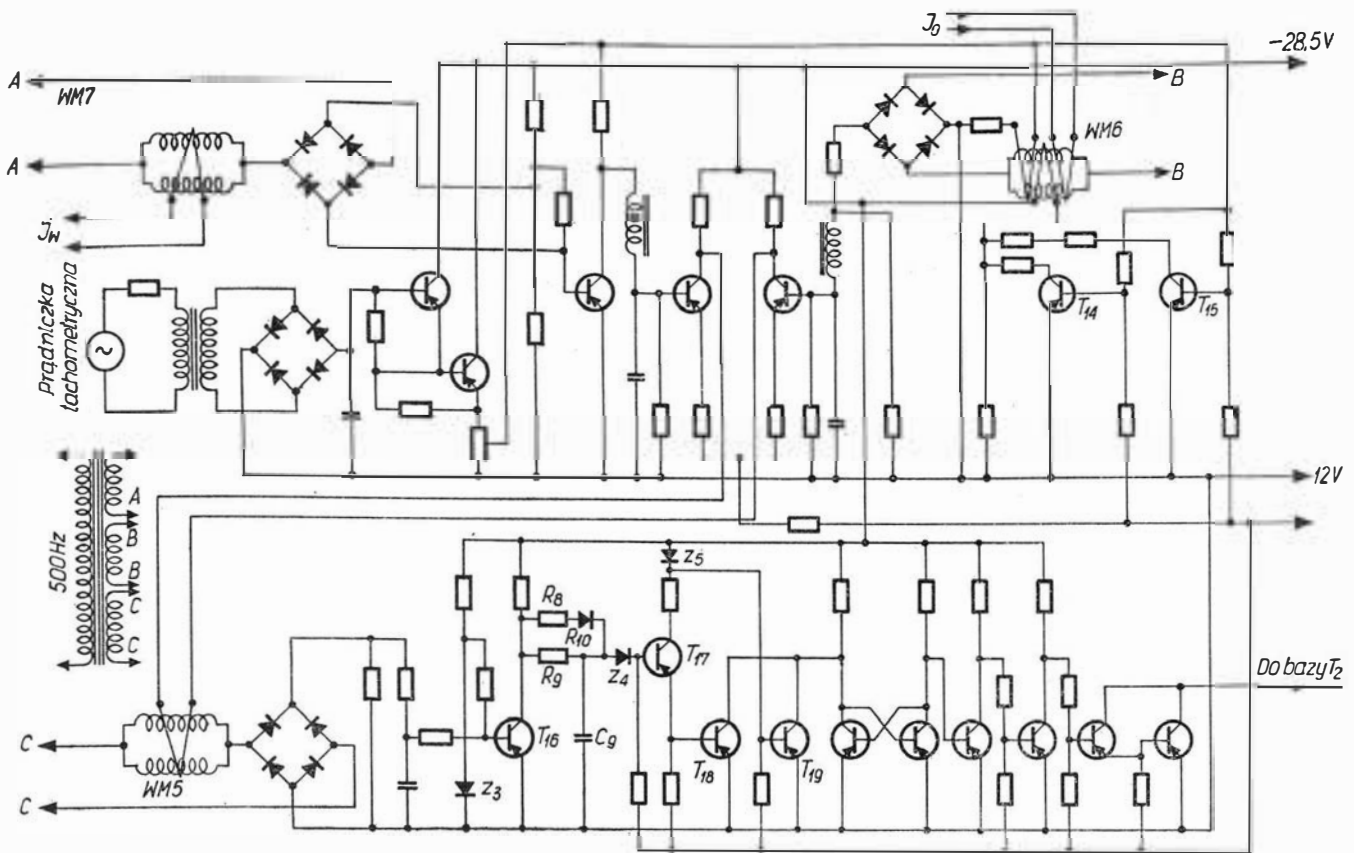


10. Schemat kompletnego układu pomocniczego

Po zadziałaniu bezpiecznika na jego zaciskach natychmiast pojawia się napięcie, które steruje wzmacniaczem WM_4 . Ze wzmacniacza tego podany zostaje sygnał na bazę tranzystora T_8 , w celu wyłączenia stycznika głównego. Jednocześnie podany zostaje sygnał na przerzutnik T_{11} , T_{12} , który następnie poprzez tranzystor T_{13} i układ wzmacniający powoduje odwzbudzenie prądnicy. Taki sam sygnał przychodzi również ze wzmacniacza WM_3 w przypadku prądu zwrotnego. Gdy prądnicza zostanie wyłączona i odwzbudzona, następuje obniżenie jej napięcia do wartości szczytkowej. Wartość ta przy normalnych obrotach prądnicy jest wystarczająca do utrzymania jej w stanie wyłączonym. Wtedy przerzutniki T_5 , T_7 i T_{11} , T_{12} są sterowane przez kolektory przynależnych do nich diod.

W przypadku gdy prądnicza ma pracować jako samodzielne źródło zasilania (bez baterii akumulatorów i prądnic współpracujących), dioda Z_2 nie pozwala na podanie napięcia do cewki stycznika, gdy jego wartość jest niższa od 10 V.

W celu zabezpieczenia przed przeciążeniami w omawianym regulatorze zastosowany został prosty układ liczący, który oblicza prąd wzbudzenia, wymagany dla



11. Schemat blokowy układu liczącego

danej prędkości obrotowej i obciążenia i porównuje go z wartością aktualną w danej chwili. Jeżeli różnica między tymi wartościami przekroczy dopuszczalną granicę w określonym czasie, wówczas prądnicza zostaje wyłączona. Układ w sposób ciągły dokonuje pomiaru prędkości obrotowej, obciążenia i prądu wzbudzenia oraz wykonuje operacje.

Zależność prądu wzbudzenia I_w od obciążenia I_o i prędkości obrotowej n można wyrazić przybliżonym wzorem [2]:

$$I_w = \frac{10^5}{n^2} I_o + \frac{550}{n^2} + 0,75$$

Wzór ten słuszny jest dla 8000 obr/min. Przy zmniejszaniu prędkości obrotowej prąd wzbudzenia obliczony wg tego wzoru jest mniejszy, przy zwiększaniu zaś niewiele większy od rzeczywistego. Błąd ten, jak się później okaże, łatwy jest do skompensowania.

Budowę układu przedstawiają rys. 11 i 12, a działanie jego oparte jest na powyższym wyrażeniu przekształconym do postaci

$$I_w n^2 = 10^5 I_o + 0,75 n^2 + 550.$$

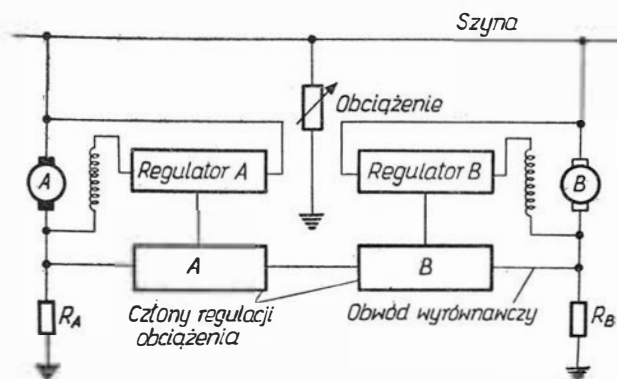
Sygnal wzięty z prądniczki tachometrycznej ma napięcie i częstotliwość proporcjonalne do jej prędkości

obrotowej. Przyłączając do niej odpowiedni układ RL, w którym L będzie reprezentować pierwotne uzwojenie transformatora pracującego na prostoliniowej części charakterystyki magnesowania, na uzwojeniu wtórnym napięcie będzie proporcjonalne do kwadratu prędkości obrotowej. Napięcie to mnożone jest przez prąd wzbudzenia sterujący wzmacniaczem WM_7 . Sygnal wzmacniacza podawany jest na bazę tranzystora, którego kolektor zasilany jest sygnałem z prądniczki. Napięcie na wyjściu tego tranzystora, po scałkowaniu w obwodzie LC będzie proporcjonalne do iloczynu $I_w n^2$.

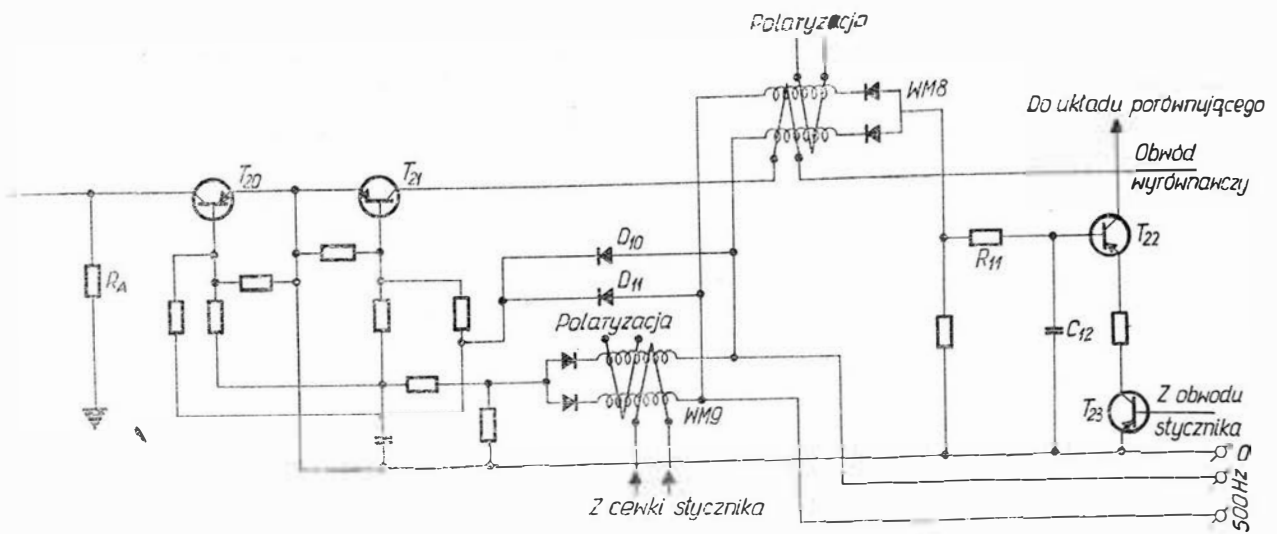
Tranzystory T_{14} i T_{15} kompensują błąd wynikający z przybliżonego równania w zakresie małej prędkości obrotowej prądniczy. Kompensacja następuje przez zmianę prądu polaryzacji wzmacniacza WM_6 , sterowaną sygnałem prądniczki tachometrycznej. Jest to więc równoznaczne z dodaniem zmiennego współczynnika do prawej strony równania. Wzmacniacz WM_6 stanowi człon proporcjonalny do prądu obciążenia.

Gdy sygnał przychodzący z układu porównania wzmocniony we wzmacniaczu WM_5 osiągnie wartość napięcia diody Zenera Z_3 , tranzystor T_{16} zostaje wyłączony, a kondensator C_9 ładuje się wtedy przez opory R_8 i R_9 aż do osiągnięcia napięcia diody Z_4 . W tym momencie zostają włączone tranzystory T_{17} i T_{18} podając sygnał na przerzutnik, który poprzez dalsze tranzystory wyłącza prądnicę i odwzbudza ją.

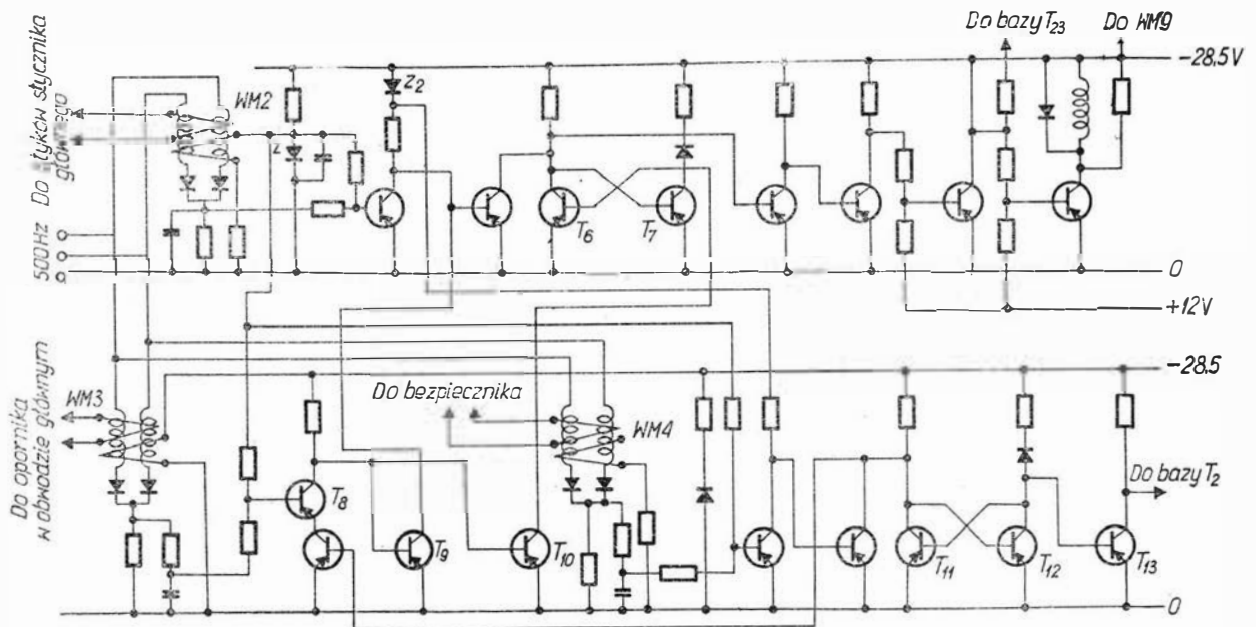
Opory R_8 i R_9 opóźniają ładowanie kondensatora C_9 , a opóźnienie będzie tym mniejsze, im większe jest przeciążenie. W ten sposób układ reaguje nie tylko na wielkość przeciążenia, ale i na czas jego trwania. Im mniejsze jest przeciążenie, tym dopuszczalny czas jego trwania jest dłuższy. Opisany regulator powoduje wyłączenie prądniczy, jeżeli przeciążenie 50-procentowe trwa w ciągu jednej sekundy. Jeżeli przeciążenie lub inne zakłócenie pracy regulatora zostanie usunięte, kondensator C_9 rozładuje się szybko przez diodę Z_3 i opór R_1 powodując przejście do stanu poprzedniego. Dioda Z_5 utrzymuje tranzystory T_{17} i T_{18} w stanie zablokowanym, dopóki napięcie zasilania nie osiągnie 10 V, tranzystor T_{19} natomiast chroni układ przed zanikiem napięcia dodatniego.



12. Całkowity układ zabezpieczający



13. Schemat blokowy równolegle pracujących prądnic z regulatorami napięcia



14. Schemat ideowy członu regulacji obciążenia prądnic

Równoległa praca prądnic

Zagadnienie równoległej pracy prądnic polega na utrzymaniu równomiernego rozkładu ich obciążeń, co w regulatorach węglowych rozwiązane jest za pomocą dodatkowego uzwojenia elektromagnesu łączonego z prądnicą współpracującą.

W regulatorach tranzystorowych również przewiduje się odpowiednie człony przeznaczone do tego celu. Układ dwóch prądnic pracujących równolegle przedstawiony jest na rys. 13. Rysunek 14. przedstawia zaś człony regulacji obciążenia prądnicy dla omówionego ostatnio regulatora napięcia.

Uzwojenie sterujące wzmacniacza WM_8 połączone jest szeregowo z tranzystorami T_{20} i T_{21} i identycznym układem regulatora współpracującego. Wyjście wzmacniacza jest filtrowane przez R_{11} C_{12} i steruje prądem wtórnika emiterowego T_{22} (T_{22} jest normalnie w stanie włączonym), a następnie zmienia sygnał przekątnej mostka w układzie porównującym powodując zmianę napięcia prądnicy. Tranzystory T_{20} i T_{21} spełniają rolę dwukierunkowego zaworu. Wzmacniacz WM_9 podaje napięcie ujemne na bazy tranzystorów utrzymuje je w stanie przewodzenia, a układ połączeń pozwala na przepływ prądu wyrównawczego w obydwu kierunkach. Wzmacniacz ten jest sterowany ze stycznika głównego i gdy tylko prądnicza zostanie wyłączona, następuje odcięcie polaryzacji ujemnej i zablokowanie obydwu tranzystorów przez diody D_{10} D_{11} . Wówczas obwód prądu wyrównawczego zostaje otwarty i druga prądnicza pracuje normalnie. Równocześnie z tranzystorami T_{20} i T_{21} zostaje zablokowany tranzystor T_{23} .

Zakończenie

Dokładność opisanego regulatora napięcia przy pełnych zmianach prędkości obrotowej i obciążenia nie przekracza $\pm 0,25\%$ w normalnej temperaturze i $\pm 0,5\%$ w zakresie temperatur od minus 40°C do plus 50°C . Daje to zdecydowaną przewagę nad regulatorami węglowymi. Teoretycznie można wykonać regulator o dowolnej dokładności, lecz w praktyce zagadnienie stabilności nastęrcza dużo trudności.

Przedstawiony w skrócie rozwój chronologiczny regulatorów napięcia nie wyczerpuje oczywiście zagadnienia.

Bardziej szczegółowe informacje z tej dziedziny czytelnik znajdzie w literaturze źródłowej.

Literatura

1. Lewis F. Wainwright: Aircraft Electrical Practice. Odhams Press Ltd. Long Acre, London 1961.
2. Bacon K. F.: Transistorised Regulation and Control of Aircraft Power Systems. The Proceedings of the I.E.E. Part A, No 34, August 1960.
3. Larson R. L.: A High — Capacity Maintenance — Free Generating System for Motor Coaches, Electrical Engineering, November 1959.
4. Kulebakin W. S., Morozowski W. T., Sindiejew I. M.: Elektroszabzhenije Samoletow. Oborongiz, Moskwa 1959.
5. Kaczorek H.: Tranzystorowe regulatory napięcia do prądnic pokładowych sieci elektrycznych. Prace Instytutu Lotnictwa, nr 25, 1965.

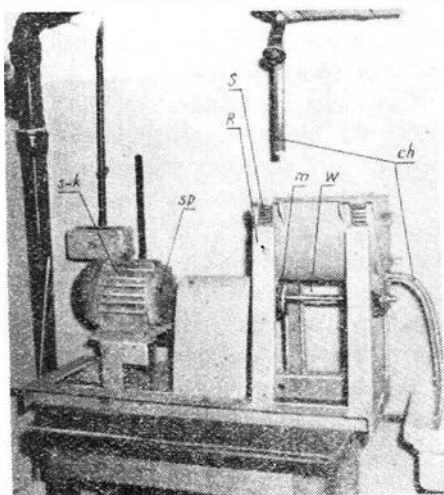
Obróbka powierzchniowa w wygładzarce wibracyjnej

Urządzenie

Wygładzarki wibracyjne zaliczane są do grupy nowoczesnych i ekonomicznych urządzeń stosowanych do obróbki powierzchniowej części luźnym ziarnem ściernym.

Zasada obróbki w tych urządzeniach polega na mechanicznym działaniu luźnych ziaren ściernych na powierzchnie obrabianych części wskutek wzajemnych docisków i względnych przesunięć wywołanych drganiami pojemnika. Ścierne działanie mechaniczne jest intensyfikowane działaniem roztworów chemicznych.

W prowadzonych badaniach stosowano wygładzarkę wibracyjną z pojemnikiem w kształcie litery U (rys. 1), zawieszonym na czterech sprężynach *S* i ramie *R*. Źródłem dwukierunkowych drgań w płaszczyźnie prostopadłej do osi podłużnej pojemnika jest wirująca z częstotliwością $\omega \left[\frac{\text{rd}}{\text{sek}} \right]$ nie wyważona masa *m*, zamocowana na wałku *w*. Napęd z silnika elektrycznego *s-k* przenoszony jest na wałek za pośrednictwem elastycznego sprzęgła *sp*. Ciągły przepływ roztworu chemicznego zapewnia instalacja *ch*.



1. Zasadnicze elementy wygładzarki wibracyjnej:

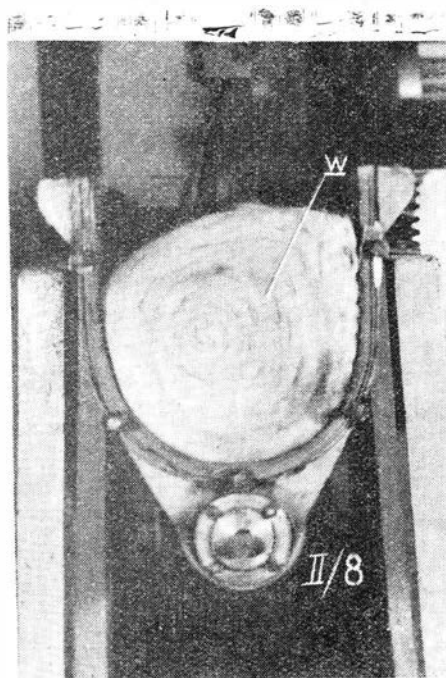
S — sprężyny, *R* — rama, *m* — masa nie wyważona, *w* — wałek, *s-k* — silnik, *sp* — sprzęgło, *ch* — instalacja przepływu roztworu

Do istotnych zalet tego typu wygładzarek należą m.in.:

możliwość obróbki powierzchni zewnętrznych i wewnętrznych o skomplikowanych kształtach i szerokim zakresie wymiarów,

możliwość obróbki części delikatnych lub wykonanych z miękkich materiałów,

proces obróbki zachodzi jednocześnie w całej masie wsadu (rys. 2),



2. Ruch wsadu *W* w całej objętości pojemnika wygładzarki wibracyjnej

możliwość wpływania na efekty obróbki drogą zmiany amplitudy drgań (wielkość niewyważenia) i zmianą częstotliwości drgań (zmiana obrotów wałka).

Ręczna obróbka powierzchni zewnętrznych dźwigni zaworowych

Dźwignie zaworowe wykonane jako odkuwki matrycowe charakteryzują się tym, że ich kształt geometryczny opisany jest powierzchniami płaskimi, wklęsłymi i wypukłymi.

Odkuwka po obcięciu wypłytki poddawana jest wstępnej obróbce mechanicznej: wiercenie i gwintowanie otworów, planowanie czoł i fre-

zowanie widełek. Powierzchnie swobodne podlegają zgrubnej obróbce przy użyciu tarcz ściernych, po czym chropowatość powierzchni wynosi średnio ok. $Rz = 25 \div 50 \mu (\nabla 4 - \nabla 3)$, a niekiedy (świeżo zaprawiona tarcza ścierna) chropowatość osiąga wartość $Rz = 500 \mu (< \nabla 1)$. Ponieważ operacja ta wykonywana jest ręcznie, powierzchnie zewnętrzne utworzone są zatem z wzajemnie przecinających się płaszczyzn powstałych w wyniku kolejnych kontaktów przedmiotu z tarczą ścierną (rys. 3a).

Jednostkowy czas wykonania ręcznej operacji obróbki zgrubnej zewnętrznych powierzchni dźwigni wynosi $t_{zgr} = 15$ min. Celem dalszej obróbki tych powierzchni jest nadanie prawidłowego kształtu geometrycznego i usunięcie śladów poprzedniej obróbki. Uzyskana chropowatość powierzchni po tej operacji (stosując papier ścierny) wynosi $\nabla 6$ (rys. 3b). Jednostkowy czas wykonania tej operacji wynosi $t_{wyk} = 17$ min.

Celem badań przeprowadzonych w Katedrze Technologii Mechanicznej Ogólnej i Lotniczej było zastąpienie operacji ręcznej obróbki wykończającej dźwigni obróbką w wygładzarce wibracyjnej.

Obróbka zgrubna w wygładzarce wibracyjnej

Przeprowadzenie obróbki w wygładzarce wibracyjnej wymaga zabezpieczenia powierzchni wykonanych na gotowo przed działaniem ściernym i chemicznym wsadu. Zastosowano prosty system osłaniania tych powierzchni wkładkami gumowymi i wkrętami (rys. 4).

W celu zapewnienia optymalnego przebiegu procesu obróbki przeprowadzono badania nad ustaleniem następujących parametrów procesu:

a) częstota drgań pojemnika wygładzarki,

b) amplituda pionowa drgań pojemnika,

c) rodzaj materiału kształtek ściernych,

- d) granulacja kształtek ściernych,
- e) skład roztworu chemicznego, jego stężenie i wydatek,
- f) proporcje we wsadzie (stosunek części do ścierniwa),
- g) czas procesu.

kość obrotu wsadu. Rysunek 5 przedstawia prędkość obrotu wsadu w funkcji amplitudy pionowej. Jak wynika z wykresu, funkcja ta osiąga maksimum przy $2Ay = 5$ mm. Ze względów konstrukcyjnych (trwa-

ŁZ kształtek ściernych) kilku z szeregu badanych materiałów ściernych przedstawia rys. 6. Jak wynika z rys. 6, najwyższą wydajność ścierną, przy jednoczesnym niewielkim zużyciu własnym, wykazują kształtki ściernie wykonane z wybrakowanych tarcz stosowanych do szlifowania kulek stalowych. Według oświadczenia producenta tych tarcz (Fabryka Tarcz Ściernych w Grodzisku) ich twardość przekracza zakres znormalizowanej skali twardości i jest umownie określana jako twardość Z. Tarcze te zawierają ziarno ściernie SiC związane spoiwem ceramicznym. Udział wagowy SiC w masie tarczy dochodzi do 60%.

Ad d) Kształt dźwigni zaworowych wymaga zróżnicowania granulacji ścierniwa. Obróbkę powierzchni wgłębień przy widełkach i promieni przejść przy szyjce zapewniają kształtki o wymiarach 10÷15 mm. Wiadomo jednak, że wydajność ścierna kształtek zależy m.in. od ich wielkości. Z tego względu, aby zwiększyć intensywność obróbki na pozostałych łatwo dostępnych powierzchniach, zastosowano równocześnie granulację ziarn 20—30 mm.

W zaprojektowanym procesie obróbki zastosowano następujący skład granulometryczny wsadu:

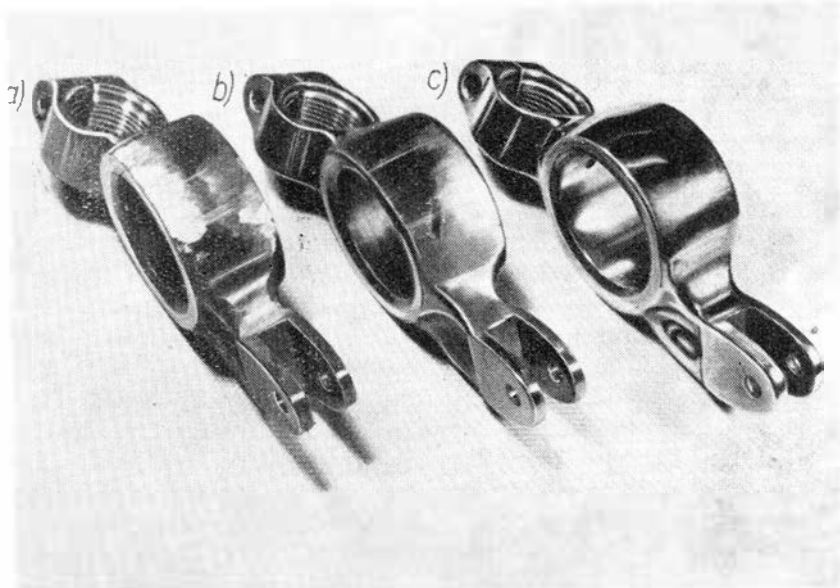
kształtki o wymiarach 10÷15 mm — 50% wsadu,

kształtki o wymiarach 20÷30 mm — 50% wsadu.

Przygotowanie kształtek ściernych polegało na rozdrobieniu wybrakowanych tarcz ściernych, obróbeniu wstępnym w wygładzarce w celu zaokrąglenia krawędzi i posortowania na żądane frakcje.

Ad e) Rola roztworu chemicznego w procesie obróbki zgrubnej luźnym ziarnem ściernym polega na intensyfikacji procesu ściernia. Wytypowany do obróbki dźwigni roztwór kwaśny (pH 6) powoduje wytworzenie warstwy produktów reakcji chemicznej z metalem na powierzchni obrabianej. Szybkość reakcji, początkowo duża, maleje ze wzrostem grubości wytworzonej warstwy. Produkty reakcji są łatwo usuwane mechanicznym działaniem środków ściernych. Wskutek tego ubytek materiału jest intensywny na wierzchołkach nierówności oraz w miejscach łatwo dostępnych kształtkom ściernym.

Badania wykazały, że ubytek wagowy próbek stalowych obrabianych z użyciem wytypowanego roztworu



3. Wygląd dźwigni zaworowej:

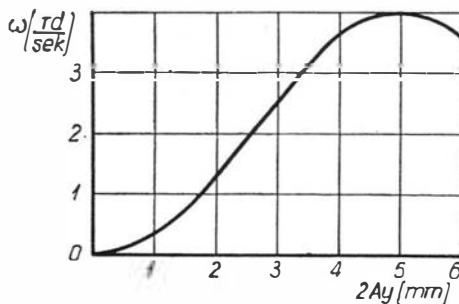
- a — obrabionej wstępnie tarczą szlifierską
- b — wygładzonej ręcznie papierem ściernym
- c — obrabionej zgrubnie i polerowanej w wygładzarce wibracyjnej

Ad a) Badania częstości drgań ω [rd/sek] przeprowadzono w zakresie od 130÷300 rd/sek. W tym zakresie wydajność ścierna mierzona ubytkiem ciężaru próbek wykazywała tendencję wzrostu. Stwierdzono jednak, że gradient wzrostu wydajności ścierniej maleje wyraźnie powyżej $\omega = 300$ rd/sek. Wobec powyższego do obróbki dźwigni zastosowano wymionioną wyżej częstość drgań. Częstość tę zapewnił typowy silnik elektryczny prądu zmiennego o obrotach $n = 2860$ obr/min ($s-k$, rys. 1).

Ad b) Zmianę amplitudy drgań pojemnika wygładzarki w zakresie 0÷7 mm zapewniało kątowe przedstawienie przeciwwag m (rys. 1). Jako kryterium charakteryzujące intensywność obróbki przyjęto prędkość

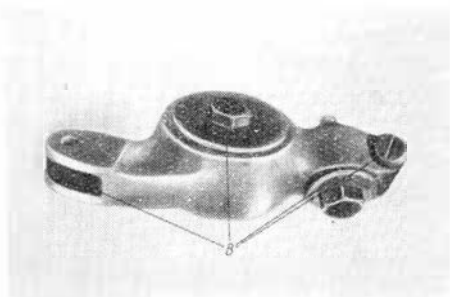
łóżek) przyjęto maksymalną amplitudę $2Ay = 4$ mm. Amplitudę tę zastosowano do operacji wstępnej obróbki w wygładzarce wibracyjnej.

Ad c) W celu wytypowania środka ściernego do obróbki dźwigni zaworowych przebadano szereg do-



5. Zmiana prędkości obrotu wsadu ω w funkcji podwójnej amplitudy drgań $2Ay$

stępnych materiałów syntetycznych i pochodzenia naturalnego. Jako kryteria wyboru przyjęto aktywność ścierną określaną ubytkiem wagowym obrabianych próbek metalowych, odporność na zużycie i łatwość otrzymania w kraju. Wyniki badań dotyczące aktywności ścierniej (wyrażonej ubytkiem wagowym ΔQ próbek ze stali 45 i odporności na zużycie określonej ubytkiem wagowym



4. Zastosowany w badaniach system zabezpieczania powierzchni:
B — wkładki zabezpieczające

jest 8-krotnie większy niż przy obróbce w obecności wody.

Proces obróbki w pojemniku wi-bracyjnym odbywał się przy ciągłym przepływie roztworu przez wsad. Wydatek roztworu ustalono na 0,5 l/godz. 1 kG wsadu, co zapewnia wystarczający dopływ aktywnego roztworu i odpływ produktów ścierania z pojemnika wygładzarki.

Charakterystyczne dla działania stosowanego roztworu jest czernienie powierzchni, co jednocześnie jest wskaźnikiem przebiegu reakcji.

Skład chemiczny i proporcje wagowe roztworu zastosowanego do obróbki dźwigni są następujące:

wodorosiarczyn sodu (NaHSO_3) — 350 G

fosforan sodu (Na_2HPO_4) — 150 G
woda — 10 l.

Ad f) Stosunek ilości obrabianych przedmiotów do ilości kształtek ściernych ma wpływ na wydajność obróbki. Wynika to z faktu, że wydajność obróbki zależy m.in. od częstości kontaktowania się obrabianych części z kształtkami ściernymi. Zbyt duża ilość części we wsadzie prowadzi do zmniejszenia ilości tych kontaktów na rzecz kontaktów między obrabianymi częściami. Za mała ilość części we wsadzie obniża ekonomiczność obróbki ze względu na niepełne wykorzystanie możliwości ściernych wsadu. W efekcie oba te graniczne przypadki powodują obniżenie intensywności obróbki. Optymalny stosunek ciężarowy lub objętościowy części i kształtek ściernych zmienia się wraz ze zmianą wielkości części.

W badaniach stwierdzono, że dobre rezultaty pod względem wydajności obróbki i właściwe zabezpieczenie części o ciężarze do 0,5 kG przed wzajemnymi zderzeniami podczas obróbki zapewnia następujący stosunek ciężarowy części i kształtek:

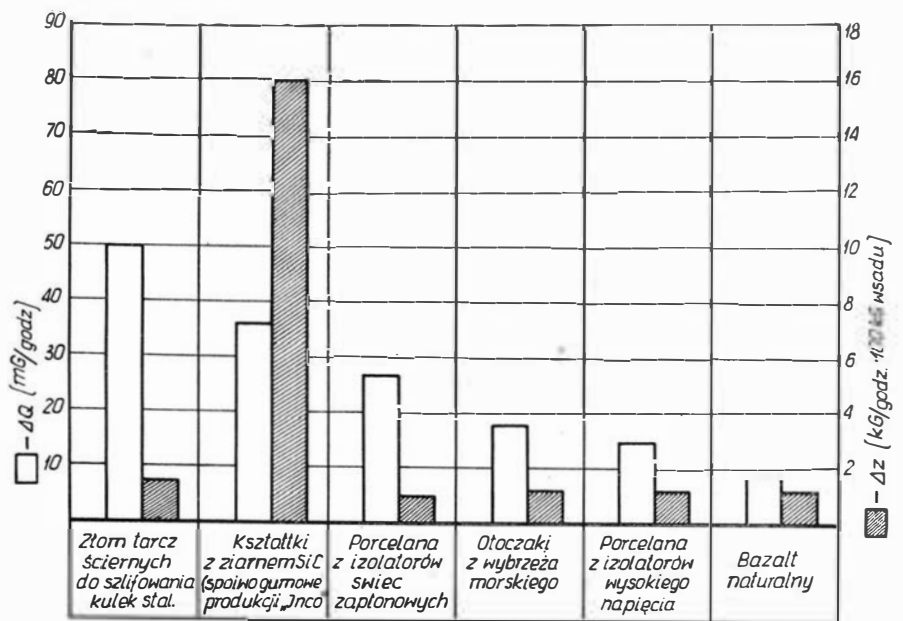
$$\varepsilon_c = \frac{G_{\text{części}}}{G_{\text{kształtek}}} = \frac{1}{4}$$

Stosowana w badaniach wygładzarka wibracyjna ma pojemnik o objętości $V_B = 17 \text{ dm}^3$. Przyjmując stopień wypełnienia $q = 0,8$ określono ciężar kształtek ściernych i ilość dźwigni zaworowych według następujących założeń:

$$G_{\text{kształtek}} = \frac{q \cdot V_B}{\frac{1}{\gamma_k} + \varepsilon_c \cdot \frac{1}{\gamma_{cz}}} \approx 18 \text{ szt.}$$

oraz

$$i_{\text{dźwigni}} = \frac{G_{\text{części}}}{G_{\text{dźwigni}}} = \frac{\varepsilon_c \cdot G_{\text{kształtek}}}{G_{\text{dźwigni}}} = 15 \text{ szt.}$$



6. Aktywność ścierna kształtek ΔQ i odporność ścierna kształtek na zużycie ΔZ

gdzie:

γ_k — ciężar nasypowy kształtek ($\gamma_k = 1,5 \text{ kG/dcm}^3$),

γ_{cz} — ciężar właściwy materiału części ($\gamma_{cz} = 7,8 \text{ kG/dcm}^3$),

$G_{dż}$ — ciężar jednej dźwigni ($G_{dż} = 0,3 \text{ kG}$).

Ad g) Podczas badań efekty obróbki określone stanem struktury geometrycznej powierzchni i geometrią powierzchni zewnętrznych kontrolowano po każdej godzinie obróbki. Stwierdzono, że po czasie $T_z = 5$ godz. ślady poprzedniej obróbki zostały całkowicie usunięte, a geometria powierzchni zewnętrznych była zgodna z wymaganiami. Należy podkreślić, że czas obróbki zgrubnej $T_z = 5$ godz. dotyczy dźwigni o chropowatości wyjściowej powierzchni $R_z = 25 \div 50 \mu$ ($\nabla 4 - \nabla 3$). Uzyskana chropowatość po obróbce odpowiadała klasie $\nabla 7$.

Przygotowanie dźwigni zaworowych do polerowania

Przygotowanie dźwigni do polerowania polegało na usunięciu powstającej w czasie obróbki zgrubnej czarnej warstwy produktów reakcji chemicznych. Zabieg ten zrealizowano bez przerywania procesu, odcinając jedynie dopływ stosowanego w obróbce zgrubnej roztworu chemicznego i doprowadzając do pojemnika wygładzarki roztwór o składzie:

soda amoniakalna (Na_2CO_3) 200 G
bezwodnik kwasu chromowego

(CrO_3) 10 G

woda 10 l

Obróbka dźwigni w obecności wymienionego roztworu w czasie $T_w = 1,0$ godz. zapewnia usunięcie czarnego nalotu z powierzchni zewnętrznych dźwigni i nadanie im metalicznego wyglądu.

Polerowanie dźwigni w wygładzarce wibracyjnej

W procesie polerowania w wygładzarce wibracyjnej ubytki wagowe z części obrabianych są bardzo niewielkie i praktycznie nie mają wpływu na zmianę wymiarów części. W związku z tym przed polerowaniem usunięto wkładki zabezpieczające powierzchnie otworów wykonanych na gotowo.

Proces polerowania wymaga zmiany niektórych parametrów obróbki:

— częstość drgań $\omega = 300 \text{ rd/sek}$. pozostała nie zmieniona,

— amplituda pionowa drgań z wartości $2 A_y = 4 \text{ mm}$ została zmniejszona przez zmianę kątownego rozstawienia przeciwwagi m (rys. 1) do $2 A_y = 2 \text{ mm}$,

— kształtki ścierne w procesie polerowania zastąpiono kształtkami o własnościach polerujących. W tym celu zastosowano tłuczeń porcelany z izolatorów wysokiego napięcia. Tłuczeń ten został obrobiony w pojemniku wibracyjnym w celu zaokrąglenia krawędzi, a następnie posortowany na frakcje. Kształtki o granulacji $10 \div 20 \text{ mm}$ poddano polerowaniu w pojemniku wibracyjnym w obecności roztworu polerującego. Powierzchnie tak przygotowanych kształtek polerujących charakteryzuje niska chropowatość i połysk,

— zjawiska towarzyszące działaniu roztworu polerującego w wygładzarce wibracyjnej z zamkniętym pojemnikiem są identyczne ze zjawiskami zachodzącymi w wygładzarce rotacyjnej, kiedy to produkty ściernia unoszone są w tworzącej się pianie. Gdy pojemnik wygładzarki wibracyjnej jest otwarty, szybko wytwarzająca się piana jest wyrzucana z pojemnika. Aby uniknąć niepożądanego wyrzucania piany, zastosowano przepływ ciągły roztworu o niskich własnościach pianotwórczych. W tym przypadku przepływający roztwór odprowadza produkty ściernia. Do polerowania dźwigni zaworowych zastosowano roztwór chemiczny o następującym składzie *):

mydło sodowe	190 G
boraks	25 G
kwaśny węglan amonu	17,5 G
fluorek sodu	12,5 G
glikocel	5 G
woda	10 l.

Należy dodać, że właściwe efekty polerowania wymagają utrzymania wnętrza pojemnika, kształtek i części w wysokiej czystości,

— stosunek ciężarowy kształtek ściernych i dźwigni polerowanych zachowano taki jak przy obróbce zgrubnej, tzn. $\varepsilon_c = \frac{1}{4}$. Stwierdzono bowiem, że stosunek ten wystarcza do uzyskania metalicznego połysku powierzchni dźwigni,

— wymienione warunki zapewniają uzyskanie metalicznego połysku powierzchni dźwigni w czasie $T_{pol} = 1 \div 1,5$ godz. Operacja polerowania wpływa również na stan struktury geometrycznej powierzchni zapewniając dalsze zmniejszenie chropowatości do $Rz = 0,5 \mu$ ($\nabla 8$, rys. 3c).

Przytoczony proces polerowania podwyższa również odporność na korozję dźwigni polerowanych w porównaniu z dźwigniami nieobrobionymi.

Operacje pomocnicze

Operacje pomocnicze wpływają pośrednio na efekty obróbki zapewniając prawidłowy przebieg operacji głównych wpływających bezpośrednio na wymienione efekty.

Przy obróbce dźwigni zaworowych uwzględniono następujące operacje pomocnicze:

*) Wniosek patentowy.

odtłuszczenie części przed obróbką zgrubną,
płukanie międzyoperacyjne,
neutralizacja części po obróbce w obecności roztworu kwaśnego,
suszenie,
konserwacja.

Warstwa tłuszczu (smaru) na powierzchniach części obrabianych hamuje proces obróbki. Przed obróbką zgrubną w wygładzarce wibracyjnej dźwignie zaworowe odtłuszczano benzyną. Dopuszczalne są również inne znane sposoby odtłuszczenia stosowane w praktyce warsztatowej.

Po odtłuszczeniu załadowanie części do wygładzarki powinno odbywać się w sposób zabezpieczający przed ponownym zatłuszczeniem. Operacje płukania mogą być prowadzone bezpośrednio w wygładzarce przez płukanie wsadu wodą bieżącą (ciągły odpływ) lub po zakończeniu operacji obróbkowej i separacji części od kształtek ściernych przez kąpiel w wannie z bieżącą wodą. Celem płukania jest usunięcie z powierzchni części produktów ściernia i resztek roztworu chemicznego.

Podczas obróbki dźwigni płukanie stosowano po operacji poprzedzającej polerowanie i po polerowaniu. Operację suszenia przeprowadza się po oddzieleniu części od kształtek i płukaniu. W zaprojektowanym procesie technologicznym suszenie przeprowadzano przy użyciu sprężonego powietrza. Niedopuszczalne jest pozostawianie części mokrych z uwagi na możliwość szybkiego korodowania powierzchni, a głównie powierzchni nieobrobianych.

Jeśli części nie podlegają dalszej obróbce, muszą być poddane zabiegom konserwacyjnym. W badaniach wypróbowano i stosowano z powodzeniem preparat antykorozyjny OBI.

Efekty ekonomiczne

Badania techniczne przeprowadzone w warunkach laboratoryjnych w wygładzarce o objętości pojemnika $V_B = 17 \text{ dcm}^3$ nie pozwalają na analizę ekonomiczną procesu. Wiadomo bowiem, że efekty ekonomiczne zależą od pojemności urządzenia. Poniższa analiza dotyczy procesu obróbki dźwigni zaworowych w produkcyjnej wygładzarce wibracyjnej o objętości pojemnika $V_B = 300 \text{ dcm}^3$, skonstruowanej w Katedrze Technologii Mechanicznej Ogólnej i Lotniczej. Należy w tym przypadku za-

stosować dobrane w badaniach parametry obróbki.

Posługując się zależnościami podanymi w części omawiającej porcję we wsadzie określić można ciężar kształtek $G_k = 345 \text{ kG}$, ciężar części $G_{dz.} = 86 \text{ kG}$ oraz ilość dźwigni $i = 290$ szt. Całkowity czas obróbki partii dźwigni jest następujący:

zabezpieczenie powierzchni obrobionych wkładkami zabezpieczającymi (rys. 4)	$290 \times 1,5 \text{ min}$
odtłuszczenie (przez kąpiel całej partii)	15 min
załadowanie pojemnika i uruchomienie wygładzarki	10 min
obróbka zgrubna	300 min
przygotowanie do polerowania	60 min
wybranie dźwigni z wsadu w czasie ruchu wygładzarki	15 min
wymontowanie wkładek zabezpieczających	$290 \times 1,0 \text{ min}$
płukanie (natrysk wodą)	5 min
załadowanie pojemnika i uruchomienie wygładzarki przygotowanej do polerowania	10 min
polerowanie	90 min
wybranie dźwigni z wsadu w czasie ruchu wygładzarki	15 min
płukanie	5 min
suszenie (sprężonym powietrzem)	15 min
konserwacja (zanurzenie w preparacie OBI)	10 min
T całkowite partii	$= 1275 \text{ min.}$

Czas jednostkowy obróbki wynosi więc:

$$t_{jw} = \frac{1275}{290} = 4,4 \text{ min/szt.}$$

Dotychczasowy czas wykonania ręcznego tej operacji wynosił:

$$t_{jr} = 17 \text{ min/szt.}$$

Oszczędność czasu wynosi ok. 74%.

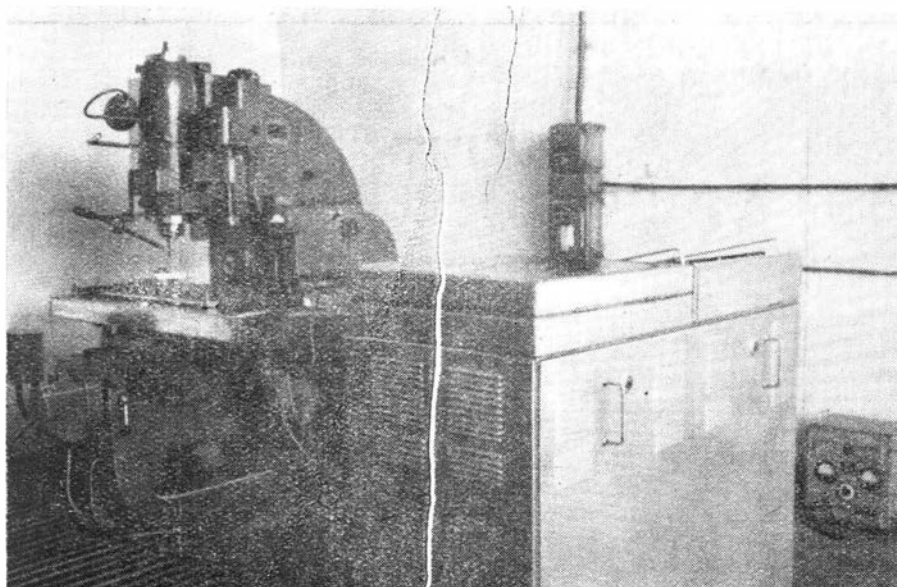
Uwagi końcowe

Czas zabezpieczania powierzchni wcześniej obrobionych ustalono dla przyjętego systemu zabezpieczeń. Usprawnienie zakładania tych zabezpieczeń pozwoliłoby na dalsze obniżenie jednostkowego czasu obróbki. Należy zaznaczyć, że całkowite wyeliminowanie konieczności zabezpieczania powierzchni wcześniej obrobionych poprzez zmianę ustawienia kolejności operacji w pełnym procesie obróbki dźwigni zwiększyłoby oszczędność czasu do 88%.

W WSK - Świdnik odbyła się uroczystość przekazania zakładowi frezarki FYA-31 z układem sterowania liczbowego ciągłego SPF-100 wykonanym przez Instytut Elektrotechniki w Międzylesiu.

W uroczystości uczestniczyli: wice-minister B. Adamski, zastępca przewodniczącego Komitetu Nauki i Techniki, prof. B. Masalski, dyrektor Instytutu Elektrotechniki w Międzylesiu i inż. A. Smolarkiewicz, naczelny dyrektor WSK-Świdnik jako współgospodarz oraz przedstawiciele świata nauki: Politechniki Warszawskiej, Politechniki Krakowskiej i instytutów naukowo-badawczych resortu Przemysłu Ciężkiego — zjednoczeń i zakładów przemysłowych.

Urządzenie, o którym mowa, wykonane zostało na zamówienie WSK-Świdnik w ramach realizacji planu postępu technicznego. Stanowi ono najwyższą klasę automatyzacji fre-



1. Technolog inż. Pasko demonstruje detal obrabiony na frezarce

W środku min. Adamski, za nim rektor WSI w Lublinie, doc. St. Podkowa, dyr. WSK - Świdnik, inż. A. Smolarkiewicz oraz dyr. techniczny ZPL, inż. K. Brejnak

2. Frezarka FYA-31 z układem sterowania liczbowego ciągłego SPF-100

3. Minister Adamski wpisuje się do Księgi Famiątkowej Szkoły Przyzakładowej WSK w Świdniku, obok dyr. WSK - Świdnik, inż. A. Smolarkiewicz i korespondent „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”, dyr. ZSZ inż. A. Hadrawa

zarek i jest obecnie pierwszym urządzeniem tego typu w kraju.

Uroczystość miała w zasadzie charakter symboliczny, gdyż obrabiarka przeszła już okres próbnej eksploatacji w Instytucie Elektrotechniki. W tym czasie przeszkolono również pracowników WSK w zakresie bezpośredniej obsługi oraz w zakresie przygotowywania danych początkowych i opracowywania technologii obrabianego produktu.

Obrabiarka ta z układem SPF-100 sterowana jest z taśmy magnetycznej, na której zapisywane są informacje dotyczące drogi narzędzia oraz posuwu. Cykl pracy frezarki sprowadza się do założenia przedmiotu obrabianego, przewinięcia taśmy magnetycznej i włączenia przycisku „start automatyczny”. Od tej chwili obrabiarka pracuje bez udziału operatora, a po skończonej obróbce wycofuje narzędzie do położenia wyjściowego, w którym następuje wyłączenie układu sterowania.



Wykonanie tego urządzenia o znacznym stopniu skomplikowania układu poprzedzone było oczywiście żmudnymi pracami naukowo-badawczymi, które obejmowały cały szereg dziedzin techniki, a w nich wiele nowych problemów elektroniki, fizyki ciała stałego, optyki itp. Wymagały one od zespołu twórców dużego wkładu koncepcyjnego oraz osobistego zaangażowania.

Zespołem konstruktorów Instytutu Elektrotechniki w osobach inż. inż. A. Dworaka, A. Łągnińskiej, B. Kuciejewskiej, a także całością prac badawczych kierował dr inż. Zieliński z Instytutu Elektrotechniki. W okresie prowadzenia pierwszych prac nad sterowaniem programowym ciągłym znaczny udział w rozwiązywaniu

wstępnych problemów równoległe z Instytutem Elektrotechniki wniosła Katedra Technologii Mechanicznej Ogólnej i Lotniczej Politechniki Warszawskiej, a w szczególności pracownik naukowy tej katedry dr inż. Jerzy Buć.

Obrabiarka umieszczona została w nowoczesnej hali warsztatów Szkoły Przemysłowej, gdzie ma dobrą opiekę zarówno ze strony technologów i konstruktorów układu, jak i użytkowników.

Odpowiedzialny nadzór nad urządzeniem sprawuje Dział Głównego Technologa w osobach: inż. mechanika St. Pasko i mgra inż. elektronika M. Szweca.

Reasumując można stwierdzić z dużą satysfakcją, że doprowadzone

do pomyslnego wyniku przedsięwzięcie techniczne jest przykładem zastosowania rozpracowanego teoretycznego problemu w praktyce — wiązania teorii z życiem produkcyjnym w sprzyjających warunkach pełnego zrozumienia zagadnienia przez przedstawicieli produkcji, którzy kolegów-twórców obdarzyli zaufaniem i służyli im pomocą w granicach swych możliwości.

Zespół Instytutu Elektrotechniki pod kierunkiem głównego inspiratora dzieła, którym jest dr inż. Zieliński, osiągnął duży sukces i naszym zdaniem może konkurować o miano mistrza techniki.

A. Hadrawa

Nowości Techniczne

SAMOŁOT SAAB 37 „VIGGEN” W STADIUM PRÓB W LOCIE



1



2

8 lutego 1967 r. przeprowadzono pierwszą próbę w locie wielozadaniowego samolotu bojowego SAAB 37 „Viggen” zapoczątkowując w ten sposób kilkuletni program badań tego najnowocześniejszego i najważniejszego szwedzkiego systemu obronnego. W związku z tym wydaje się celowe przypomnienie podstawowych wiadomości na jego temat i uzupełnienie ich najnowszymi danymi. Należy przy tym nadmienić, że decyzja rozwoju samolotu „Viggen” została poddyktowana względami ekonomicznymi: cena samolotów SAAB 37 nawet w przypadku budowy serii wynoszącej tylko 100 sztuk będzie o 30% niższa od ceny samolotów McDonnell „Phantom” 2, których zakupienie w Stanach Zjednoczonych było pierwotnie brane pod uwagę.

Jak wiadomo, samolot „Viggen” ma zastąpić samolot SAAB 35 „Draken” (rozważano początkowo możliwości modyfikacji tego ostatniego, lecz okazało się, że nie byłby on w stanie sprostać przyszłym wymaganiom taktycznym) i ma być stosowany w następujących wersjach:

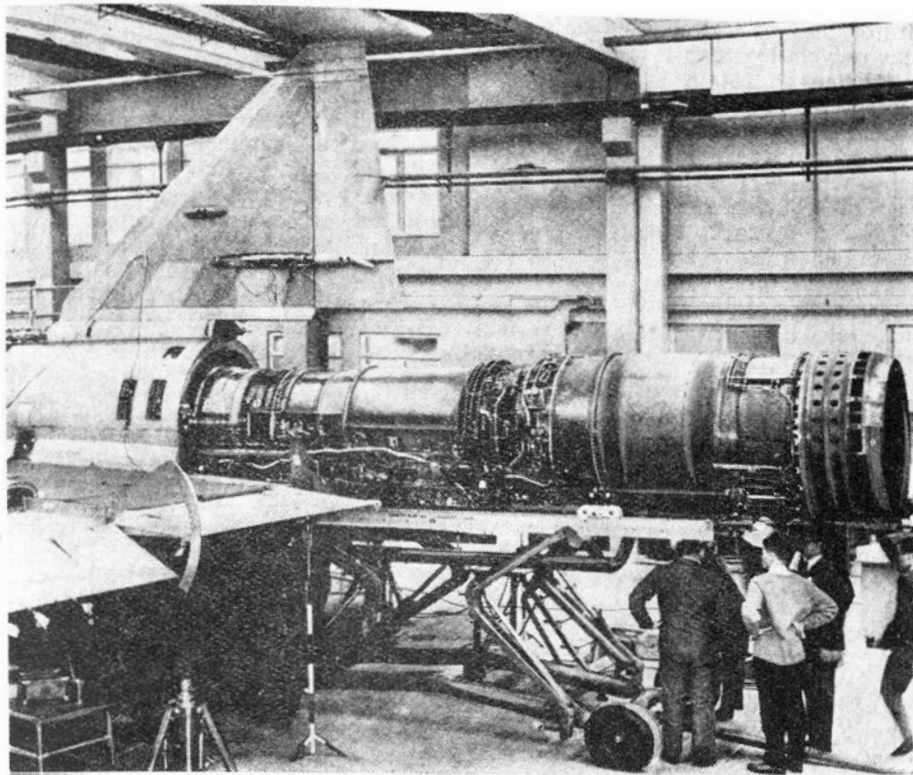
— AJ 37 do zwalczania celów naziemnych i morskich, a w drugiej kolejności do przechwytywania;

— JA 37 do przechwytywania, a w następnej kolejności do zwalczania celów naziemnych i morskich;

— S 37 do rozpoznania;

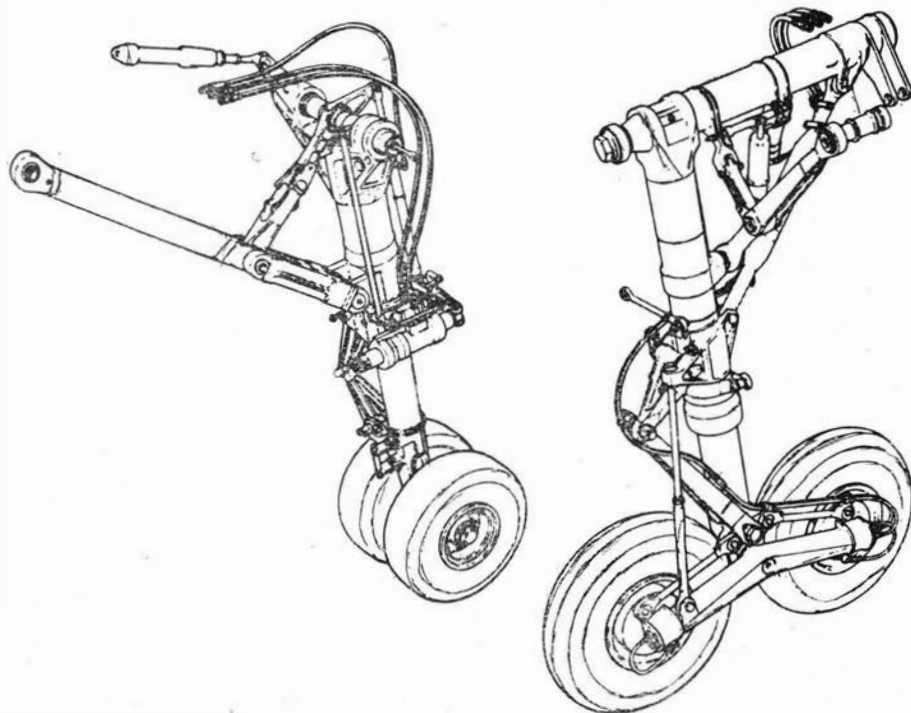
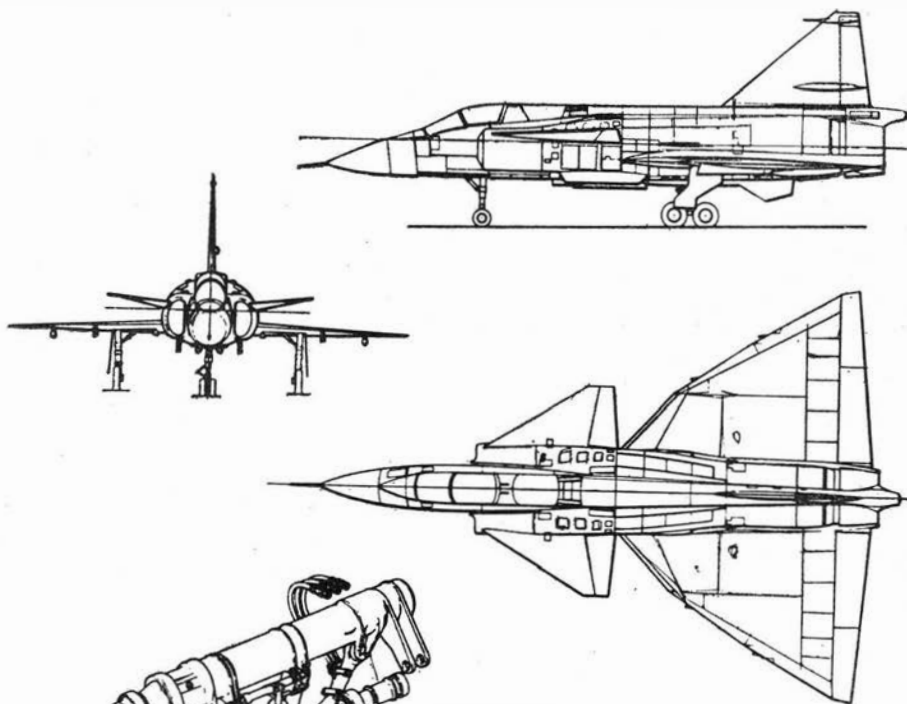
— SK 37 do szkolenia.

Przy projektowaniu samolotu oparto się na następujących założeniach: długość startu i lądowania — 500 m, prędkość na dużych wysokościach — $Ma = 2$, prędkość przy ziemi — nadźwiękowa, możliwie szeroki zakres zastosowań.



W celu skrócenia dobiegu zastosowano odwracacz ciągu, włączany automatycznie w chwili przyziemienia samolotu. Jak wiadomo, odwracacz ciągu ma tę wyższość nad spadochronem hamującym, że pozostaje skuteczny przy małych prędkościach ruchu. Aby zawęzić zakres przyziemienia samolotu, przewidziano automatyczne sterowanie ciągu — za pośrednictwem automatycznego pilota, oddziałującego na przepustnicę silnika — co pozwala na dokładne utrzymanie prędkości podchodzenia. Poza tym podwozie samolotu zaprojektowano w ten sposób, że jest ono zdolne do przejmowania dużych prędkości pionowych, co umożliwia lądowanie z przepadaniem (bez „wytrzymania”), tj. lądowanie stosowane na lotniskowcach. Efekt zastosowanych rozwiązań ilustruje następujące porównanie: długość lądowania przeprowadzonego w sposób konwencjonalny i bez odwracacza ciągu wynosi 1500 m, przy stosowaniu odwracacza ciągu — 1600 m, natomiast przy stosowaniu odwracacza ciągu, regulacji ciągu i przy lądowaniu z przepada-

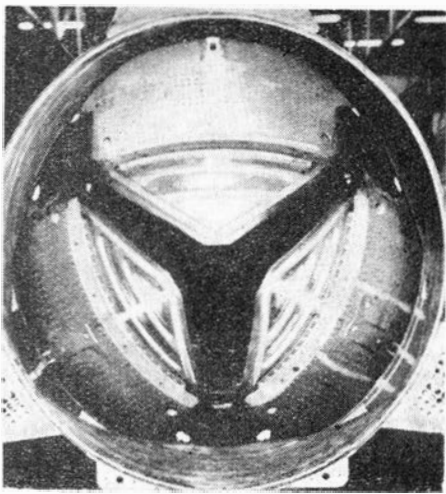
Konieczność zapewnienia krótkiego startu i lądowania wpłynęła w decydujący sposób na wybór układu „kaczki”. Układ taki ma tę zaletę nad układem konwencjonalnym, że przy małych prędkościach lotu daje dodatnie siły wyważające, co zwiększa sumaryczną siłę nośną samolotu. Stwierdzono przy tym — w wyniku długotrwałych badań tunelowych — że przez nadanie powierzchni nośnym kształtu „delta” i odpowiednie ich wzajemne usytuowanie można znacznie opóźnić oderwanie na przednim skrzydle. W związku z tym zrezygnowano z projektowanego poprzednio nadmuchu klap tego skrzydła.



niem — 500 m (100 m do przyziemienia i 400 m dobieg).

Rozwiązania konstrukcyjne płatowca są w zasadzie konwencjonalne, niemniej jednak zastosowano w szerokim zakresie klejenie metalu oraz materiały przekładkowe, np. pokrycie skrzydeł i stery są wykonane głównie z tych materiałów. W skromniejszym zakresie użyto stopów tytanu (sworznie). Zwrócono uwagę na łatwość wymiany skrzydeł i silnika (do wymiany silnika potrzeba tylko 6 roboczogodzin).

Jak wiadomo, do napędu samolotu zastosowano zmodyfikowany przez Flygmotor amerykański cywilny silnik dwuprzepływowy Pratt and Whitney JT8D-1. Silnik został zaopatrzony w dopalacz i odwracacz ciągu otrzymując przy tym oznaczenie RM8.



6

Właściwy silnik nie różni się w zasadzie od oryginalnego, mimo, że w związku z przystosowaniem go do naddźwiękowych prędkości lotu musiano wprowadzić pewne zmiany konstrukcyjne. Poza tym zastosowanie dopalacza spowodowało konieczność zaprojektowania — wspólnie z amerykańską firmą Bendix — zupełnie nowego układu zasilania. Ciąg silnika z dopalaniem wynosi 12 000 kG, przy czym dopalanie zwiększa ciąg o 70%. Należy nadmienić, że wybór silnika dwuprzepływowego został podyktowany głównie większym ciągiem startowym od tego rodzaju silników oraz większym przyrostem ciągu wskutek dopalania.

Zasadniczym elementem wyposażenia elektronicznego samolotu „Viggen” jest zbudowany przez SAAB przelicznik cyfrowy CK 37, którego wstępne próby w locie przeprowadzono na samolocie SAAB 32 „Lansen”. W przeliczniku zastosowano pamięć pochodzenia amerykańskiego (Honeywell), jednak urządzenia seryjne będą wyposażone w pamięć zbudowaną przez SAAB, która pozwoli na zwiększenie prędkości działania przelicznika. Przelicznik jest zbudowany z pięciu modułów o ciężarze od 8 do 20 kG i pobiera moc 350 W, może pracować w zakresie temperatur otoczenia od -40 do $+70$ °C, wytrzymuje przyspieszenia 3 g (przy jednokierunkowym działaniu przyspieszenia — 8 g), drgania w zakresie częstotliwości od 5 do 500 Hz i podciśnienia 0,285 kG/cm². Poza spełnianiem swych zasadniczych zadań w locie przelicznik będzie służył również do sprawdzania całego wyposażenia samolotu przed startem.

Uzbrojenie samolotu składa się z pocisków kierowanych powietrze-ziemia SAAB RB304 i RB305, pocisków kierowanych powietrze-powietrze „Sidewinder” i „Falcon”, działek pokładowych, pojemników z rakietami nie kierowanymi oraz bomb konwencjonalnych.

Pierwsze próby w locie prototypu nr 1 wykazały zgodną z obliczeniami długość startu i lądowania, dobre właściwości przy małych prędkościach lotu, dużą stateczność w szerokim zakresie prędkości (mimo że prototyp nr 1 nie jest wyposażony w urządzenia ustające) i mały promień zakrętu. Celem dalszych prób

prototypu nr 1 jest sprawdzenie podstawowych instalacji samolotu oraz wyrzucanego fotela z napędem raketowym. Następne prototypy w liczbie 6 będą służyć do prób układów automatycznego pilota, silnika, uzbrojenia, wyposażenia elektronicznego i urządzeń celowniczych. Wszystkie prototypy będą zaopatrzone przeciętnie w 250 punktów pomiarowych (na prototypie nr 1 notuje się na taśmie równocześnie 700 parametrów). Poza tym jeden samolot „Draken” i dwa samoloty „Lansen” przeprowadzają symulowane zadania taktyczne w celu wypróbowania zintegrowanych urządzeń nawigacyjnych, obrazujących, radaru i przelicznika samolotu „Viggen”. Jest rzeczą charakterystyczną, że nie przewiduje się prób niszczących całego płatowca, ponieważ firma uważa, że dane, jakie można uzyskać z tych prób, nie usprawiedliwiają ich wysokich kosztów.

Dane samolotu

Rozpiętość	10,6 m
Długość z rurką pitota	16,3 m
Wysokość	5,6 m
Wysokość ze złożonym usterzeniem kierunku	4,0 m
Ciężar całkowity z normalnym uzbrojeniem	16 000 kG
Niszczący współczynnik obciążenia	12 g

Dane silnika

Ciężar	2100 kG
Długość	6,0 m
Średnica	1,4 m
Jednostkowe zużycie paliwa (bez dopalania)	0,6 kG/kGh
Spręż	16,5 : 1
Stosunek wydatków	1 : 1

OSTATNIE OSIĄGNIĘCIA W DZIEDZINIE NAPĘDÓW JONOWYCH

W ostatnich latach zaznaczył się znaczny postęp w dziedzinie napędów jonowych. Do najważniejszych osiągnięć w konstrukcji tych napędów należy zaliczyć:

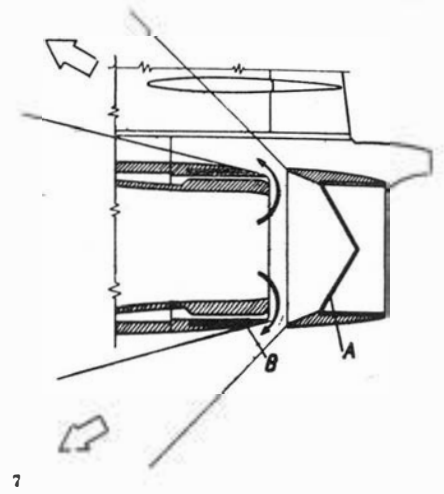
- 1) zastosowanie jonizatora z katodą zasilaną bezpośrednio ciekłą rtęcią;
- 2) opracowanie modułowych układów energetycznych i sterujących;
- 3) opracowanie silnika — z kontaktowym jonizatorem — o geometrii dającej rozbieżny strumień jonów.

Poza tym opracowano w sposób teoretyczny wstępne wytyczne doboru układu napędowego do pojazdu kosmicznego w zależności od rodzaju i przeznaczenia pojazdu.

Katoda zasilana ciekłą rtęcią została wynaleziona przez Hughes Research Laboratories; w ciągu ostatnich dwóch lat doprowadzono ją do stanu pozwalającego na zastosowanie w silnikach. Dzięki zasilaniu katody bezpośrednio ciekłą rtęcią odpada konieczność odparowywania rtęci w specjalnych parownikach —

Na rys. 5 pokazano podwozie samolotu „Viggen”, które jest przystosowane do prędkości przepadania 5 m/sek. Podwozie główne ma koła w układzie „tandem”, co ułatwia jego chowanie i zapewnia bardziej miękkie lądowanie. Przy chowaniu podwozia amortyzatory ulegają ściśnięciu w celu skrócenia goleni. Opony są niskociśnieniowe w związku z przewidywanymi startami z autostrad. Sterowanie przedniego koła za pomocą pedałów odbywa się za pośrednictwem urządzenia wspomagającego.

Rysunki 6 i 7 przedstawiają kanał wylotowy silnika RM8 z odwraca-

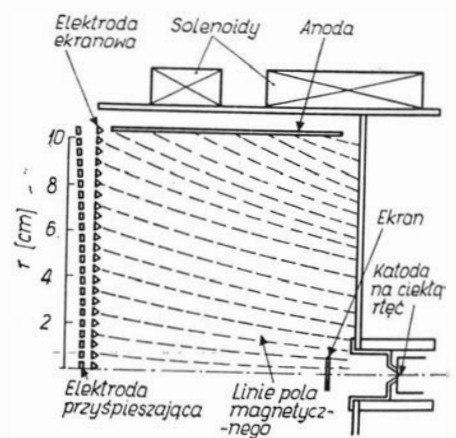


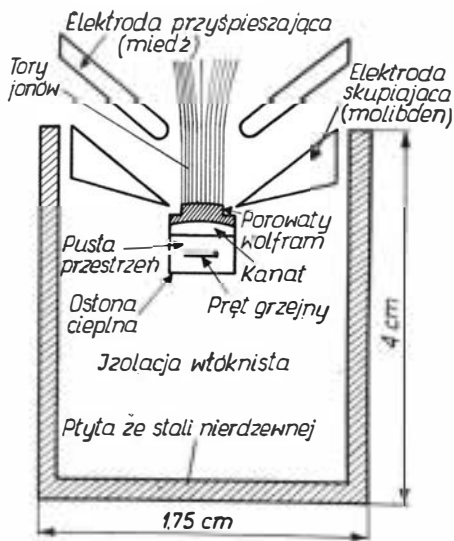
7

ciem ciągu. Odwrócenie ciągu następuje przez zamknięcie wylotu silnika trzema trójkątnymi kłapami — strumień gazów uchodzi wówczas skośnie do przodu szczelinami B. Szczeliny te są otwarte również w locie poddźwiękowym umożliwiając aerodynamiczne sterowanie dyszy wylotowej.

W.K.

jak to ma miejsce w przypadku katody zasilanej parami rtęci — co zmniejsza zapotrzebowanie energii przez silnik. Wymuszony system zasilania katody uniezależnia ją od pola ciężkości. Wykorzystując opisaną katodę zbudowano w Hughes Research Laboratories rodzinę silników





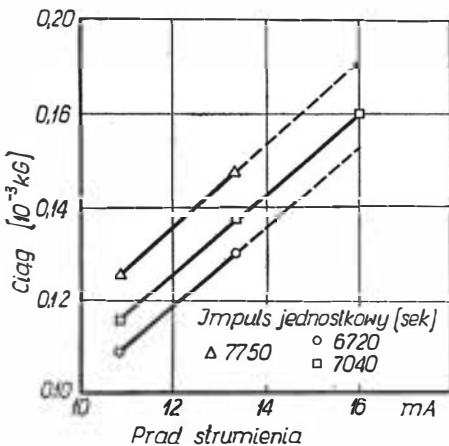
impulsie jednostkowym 6400 sek osiągnięto sprawność jonizacji (inaczej stopień jonizacji — stosunek ilości jonów do ilości atomów nie zjonizowanych) 75%, a przy impulsie 6700 sek — 80%. Próba trwałości wykazała poza tym: 1) brak śladów zużycia katody po 5000 h pracy; 2) ekstrapolowaną trwałość elektrody przyspieszającej — powyżej 10 000 h; 3) całkowitą stabilność charakterystyk silnika po 4000 h i 4) całkowitą niewrażliwość silnika i katody na pracę przerywaną i na działanie powietrza (nawet w przypadku utraty próżni).

Badania są kontynuowane w celu udoskonalenia silników pod względem sprawności, stosunku ciągu do ciężaru i trwałości elektrody przyspieszającej.

Modułowy układ energetyczny i sterujący — zasilany słonecznymi przetwornikami energii — również został opracowany w Hughes Research Laboratories. Układ taki polega na zastosowaniu szeregu modułów o małej mocy (np. 200 W) zamiast pojedynczego układu o dużej mocy, jak to ma miejsce w konwencjonalnych systemach energetycznych sil-

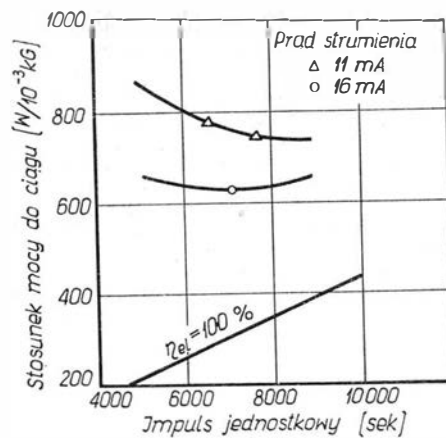
jonowych o średnicach 10, 15 i 20 cm. Silniki są typu konwencjonalnego (typ Kaufmana) i są zaopatrzone w w cylindryczną anodę, z której są wyrwane jony pod wpływem bombardowania elektronami emitowanymi przez katodę. Do wytwarzania pola elektromagnetycznego zastosowano solenoidy lub magnesy trwałe. Schemat silnika o średnicy 20 cm przedstawiono na rys. 1. W silnikach zastosowano zamknięty układ regulacji, polegający na wykorzystaniu strumienia elektronów do stabilizacji i regulacji wydatku „paliwa” (rtęci), utrzymując w ten sposób natężenie strumienia w ustalonych granicach. Opracowano poza tym specjalny system do kontroli i regulacji małych wydatków rtęci (< 1 cm³/h) w warunkach nieważkości. W czasie badań silniki rozwijały ciąg 5÷10 G (zależnie od średnicy), ich impuls jednostkowy wynosił do 8000 sek, a pobór mocy 1÷4 kW.

Silnik o średnicy 20 cm przeszedł pomyślnie próbę trwającą 4000 h. Przy impulsie jednostkowym 6400 sek sprawność napędowa (stopień wykorzystania masy) wynosiła w czasie tej próby 81%, a strata mocy na wyładowania — 7% (w porównaniu do 10% w starszych silnikach). W czasie krótszych okresów pracy zarówno sprawność napędowa, jak i sprawność elektryczna były jeszcze większe (przy sprawności napędowej 85% energia idąca na wyładowania wynosiła tylko 393 eV/jon Hg). Przy



ników jonowych. Regulacja mocy w modułowym układzie energetycznym odbywa się za pomocą włączania i wyłączania poszczególnych modułów. System ten wykazuje w porównaniu z systemem konwencjonalnym znacznie mniejszy ciężar, większą sprawność elektryczną (stopień wykorzystania energii) i większą niezawodność pracy. Na przykład układ modułowy o łącznej mocy 6 kW miałby ciężar 16,4 kG (tj. 2,7 kG/kW) i wykazywałby sprawność elektryczną 93%. Równoważny układ konwencjonalny miałby ciężar 90 kG (tj. 13,6 kG/kW) i sprawność 88%. Przytoczone ciężary uwzględniają ciężar instalacji odprowadzających ciepło, które wywołuje się wskutek strat energii.

Przeprowadzone przez NASA obliczenia wykazywały, że całkowite zapotrzebowanie mocy przez silnik o średnicy 15 cm wynosi 1,6 kW. W zbudowanym przez Hughes Research Laboratories silniku prototypowym z modułowym układem energetycznym zapotrzebowanie mocy nie przekraczało 1,2 kW przy mocy rozporządzałnej 2 kW. Silnik ten został

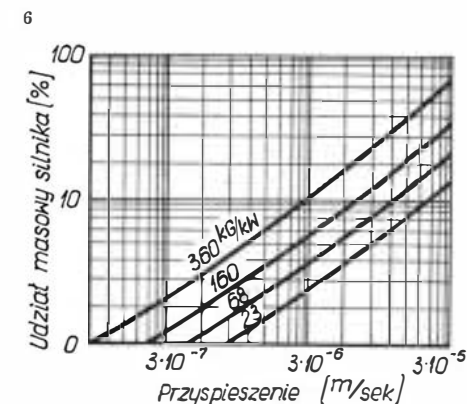
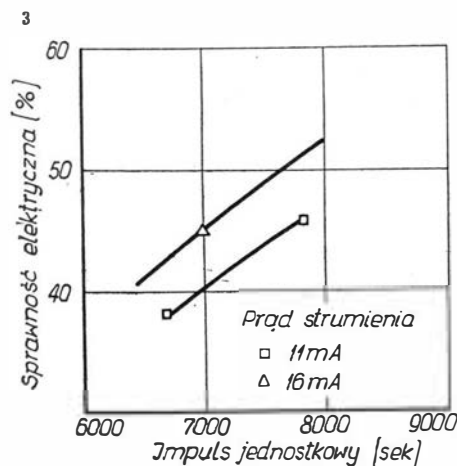


5

następnie udoskonalony m.in. przez zastosowanie tranzystorów o większej częstotliwości i słonecznych przetworników energii o większym napięciu (60÷90 V w porównaniu z pierwotnymi o napięciu 40÷60 V). Dzięki temu uległy zmniejszeniu gabaryty całego zespołu napędowego i jego ciężar jednostkowy (5,8 kG/kW łącznie z obudową i układem sterowania). W instalacji zasilania „paliwem” (pary rtęci) użyto do przetwarzania rtęci ze zbiornika do parownika tłoka wprawianego w ruch ciśnieniem par rtęci; tłok porusza się na rolkach, które zmniejszają tarcie. Instalacja wykazuje mały ciężar, małe zapotrzebowanie mocy, szybką reakcję i może być łatwo przystosowana do większych silników.

Badania silnika, przeprowadzone w komorze próżniowej w symulowanych warunkach przestrzeni kosmicznej, zakończyły program rozwoju silnika jonowego z modułowym układem energetycznym, mającego sprostać wymaganiom stawianym przez bezzałogowe pojazdy międzyplanetarne, i wykazały, że obecny poziom techniki pozwala na budowę użytkowych silników tego typu.

Koncepcja silnika z kontaktowym jonizatorem o rozbieżnym strumieniu jonów powstała w NASA Lewis Research Center. Zasadnicze zalety silnika o rozbieżnym strumieniu w porównaniu z silnikiem o zbieżnej wiązce jonów polegają na: 1) zwiększeniu gęstości prądu w strefie jonizatora, dzięki czemu dla danego ciągu zmniejszają się wymiary jonizatora oraz straty mocy na promieniowanie; 2) zmniejszeniu gęstości jonów i atomów obojętnych w stre-



fie elektrody przyspieszającej, co powoduje zmniejszenie erozji tej elektrody.

Na rys. 2 przedstawiono schemat zbudowanego przez NASA Lewis Research Center silnika o rozbieżnym strumieniu. Jonizator składa się z nakładki wykonanej z porowatego wolframu, kanału doprowadzającego ceź, pręta grzejnego i osłony cieplnej. Powierzchnia emisyjna jonizatora wynosi 1,0 cm². Elektrody przyspieszające wykonane są z miedzi, elektrody skupiające — z molibdeny. Wymiary właściwego silnika wynoszą 2,5×7,5×14,0 cm, a jego ciężar 0,15 kG. Podczas badań silnika uzyskiwano ciąg od 0,09 do 0,16 G (rys. 3) przy impulsie jednostkowym od 5000 do 8000 sek. Ciąg taki jest wystarczający do sterowania położenia i przeprowadzania manewrów pojazdu o ciężarze od 200 do 700 kG. Sprawność elektryczna wynosiła 45% (rys. 4), przy czym istnieje możliwość zwiększenia jej do 60% przez udoskonalenie izolacji cieplnej i podwyższenie temperatury podgrzewania jonizatora. Zwiększenie sprawności elektrycznej spowoduje spadek stosunku mocy do ciągu silnika (uzyskane w czasie badań wartości tego stosunku pokazano na rys. 5). Poważną zaletą silnika jest duża trwałość elektrod szacowana na powyżej 20 000 h.

Poważny wkład do rozwoju silników jonowych w bezpośrednim powiązaniu z ich przyszłymi zastosowaniami stanowi opracowana w Hughes Research Laboratories analiza kryteriów projektowych oraz wymagań odnośnie mocy i ciężarów dla

WYWAŻANIE Z ZASTOSOWANIEM LASERÓW

Błyskawiczna kariera laserów spowodowała już wielokrotnie ich zastosowanie. Ostatnio doszła jeszcze jedna dziedzina, w której dzięki laserom zostały wprowadzone udoskonalenia i podniesiono jakość procesów wytwórczych. Dotychczasowy proces wyważania dynamicznego sprowadzał się do wyznaczenia wielkości i położenia niewyważenia, a następnie po zatrzymaniu wyważarki korygowania tego błędu. Stan zrównoważenia osiągnano przez kilkakrotną stopniową likwidację coraz mniejszego błędu. Zabierało to dużo czasu, wymagało wielu uruchomień i zatrzymań wyważarki, bardzo często wielokrotnego zdejmowania wyważanego przedmiotu z maszyny i ręcznych zabiegów korekcyjnych. Wprowadzenie laserów rubinowych o okresowych wyładowaniach zsynchronizowanych z obrotami przedmiotu pozwala na dokonywanie korekty bez zatrzymywania maszyny. Strumień laserowy usuwa materiał z płaszczyzny korekcyjnej, na którą został wstępnie ustawiony. Zdejmowanie materiału jest szybkie, dzięki dużej mocy strumienia. W przypadku lasera zainstalowanego na wyważarce firmy

Satelita		Zadanie A	Zadanie B
Ciężar początkowy [kG]		4500	450
Ciężar jednostkowy źródła energii [kG/kW]		136	68
Współczynnik wykorzystania napędu		0,8	0,417
Czas trwania zadania [lata]		5	10
Przyrost prędkości [m/sek]		15,2	350
N a p ę d			
Moce [W]			
formowanie strumienia		22,3	59,0
jonizacja		12,9	20,0
neutralizacja		1,0	1,3
zasilanie „paliwem”		3,4	3,5
przyspieszanie		39,6	83,8
łączna moc wraz ze sterowaniem		49,4	104,7
Ciężary [kG]			
urządzenie przyspieszające		1,7	2,3
zbiorniki		0,9	3,2
układ sterowania		2,3	1,7
paliwo		0,9	1,7
źródło energii		6,7	7,2
łączny ciężar		12,5	16,1
Ciąg [G]		0,058	0,130
Optymalny impuls jednostkowy [sek]		7900	9400

silników jonowych w zależności od rodzaju i przeznaczenia pojazdu kosmicznego. Analizę wykonano przy użyciu maszyny matematycznej General Electric i w oparciu o charakterystyki istniejących silników jonowych. Opracowane w tym celu programy mogą być łatwo dostosowywane do nowych osiągnięć w budowie silników. Analiza obejmuje dane dotyczące samego silnika, źródła energii i układu sterowania oraz dane dotyczące pojazdu kosmicznego (satelity). System silnik-satelita jest zoptymalizowany względem impulsu jednostkowego w zależności od rodzaju satelity i jego przeznaczenia.

Wyznaczone dane wskazują projektantowi silnika wymagany ciąg i impuls jednostkowy, a projektantowi pojazdu kosmicznego zapotrzebowanie mocy i ciężary poszczególnych zespołów napędu. Dla przykładu przytoczono dane dotyczące satelity i napędu dla dwóch różnych zadań kosmicznych:

Na rys. 6 przedstawiono możliwe do uzyskania przyspieszenia w przypadku satelity o ciężarze początkowym 450 kG i zadania trwającego 1÷5 lat w zależności od udziału ciężarowego napędu i jednostkowego ciężaru źródła energii.

W. K.

Gisholt jeden impuls strumienia łożbi rowek o wymiarach: długość — 6,3 mm, szerokość 1,25 mm i głębokość 0,9 mm. A więc dla elementów ze stopów lekkich około 20 mg na jeden impuls.

Główne zalety to: korekta dokonywana jest bez zatrzymywania maszyny, osiągnąca jest większa dokładność, skrócony zostaje czas wyważania 4- do 8-krotnie. Typowymi przedstawicielami przedmiotów do wyważania z zastosowaniem laserów są: żyroskopy, małe wirniczki, wałki wysokoobrotowe itp. Układ laserowy daje się przystosować do każdej wyważarki dynamicznej. Stosuje się go jednak tylko do produkcji wielkoseryjnej z uwagi na znaczne koszty zainstalowania.

A.G.

RADAR DO WYKRYWANIA TURBULENCJI W SPOKOJNEJ ATMOSFERZE

Firma Boeing zainstalowała na samolocie Boeing 727 radar pracujący na falach metrowych z anteną składającą się z 58 elementów. Wyposażenie to ma służyć do serii badań w ramach programu badania możliwości wykrywania turbulencji

w spokojnej atmosferze. Przeprowadzone wcześniej badania na ziemi wykazały, że za pomocą radaru pracującego na częstotliwości 220 MHz i wyposażonego w 12-metrową antenę można wykrywać obszary turbulencji w spokojnej atmosferze na wysokości od 8000 do 13 000 m. Zaplanowane obecnie próby w locie mają wyjaśnić, czy możliwe jest ostrzeżenie przed turbulencją w spokojnej atmosferze za pomocą radaru pokładowego pracującego na zakresie fal metrowych, podobnie jak wykrywa się obszary turbulencji w atmosferze burzliwej za pomocą radaru pracującego na falach centymetrowych.

W.K.

ZASOBNIK Z WYPOSAŻENIEM ROZPOZNAWCZYM

Firma EMI Electronics Ltd. (Anglia) wspólnie z Royal Radar Establishment opracowała zespolony system rozpoznawczy, składający się z radaru o zobrazowaniu bocznym, urządzenia Line-Scan i szeregu kamer lotniczych. Cały układ jest zbudowany w zewnętrznym zasobniku, dzięki czemu jest możliwe przystosowanie samolotu do zadań rozpoznawczych w czasie krótszym od 30 min.

W.K.

NOWE STANOWISKO DO KSZTAŁTOWANIA WYSOKOENERGETYCZNEGO

Dla seryjnej produkcji elementów samolotów F-111 opracowano specjalne stoisko, w którym połączono dwie metody kształtowania wysokoenergetycznego — elektrohydrauliczną i elektromagnetyczną. Pierwsza dysponuje dużą mocą, a druga dużą prędkością. Ramę siłową stoiska zbudowano w ten sposób, że może być wykorzystywana do pracy obiema metodami. Parametry prądowe również dostosowano do obu układów, podobnie jak i pulpit sterowniczy umożliwiający obsługę obu systemów. Układy te mogą pracować kolejno jeden po drugim. Charakterystyka użytkowa systemu elektrohydraulicznego przedstawia się następująco:

maksymalna energia — 36 kilodżuli
napięcie wyładowań — 0 do 8300 V

czas wyładowania	— maks. 8 sek
cykl obsługi matryc:	
otwieranie	— 5 sek.
zamykanie	— 5 sek.
wymiary przedmiotu	— średnica 12,7 do 254 mm
długość przedmiotu (po formowaniu)	— 254 mm
ogólna długość przedmiotu	— 915 mm
docisk	— 130 T
charakterystyka systemu magnetycznego:	
maksymalna energia	— 12 kilodżuli
napięcie wyładowań	— 0—8300 V
czas wyładowania	— maks. 5 sek.
wymiary przedmiotu:	
przy zginiataniu	— średnica 3,2 do 102 mm
przy rozciąganiu	— średnica 38 do 153 mm
długość części	— bez ograniczenia

Urządzenie jest przeznaczone głównie do kształtowania złożonych elementów rurowych ze stopów aluminium, stali nierdzewnej i stopów tytanu. Dzięki temu urządzeniu można było zmienić technologię wytwarzania przedmiotów rurowych — ze spawanych na jednolite lub zagniatane. Obniżyło to ogólny koszt wytwarzania o ok. 50%. Zwykła kolejność operacji przeprowadzanych na tym urządzeniu obejmuje wstępne kształtowanie magnetyczne i ostateczne elektrohydrauliczne. Na stanowisku tym można formować materiały o grubości 2 mm — aluminium i 1,3 mm — stal nierdzewną. Urządzenie umożliwia wprowadzenie pełnej automatyzacji cyklu pracy. Stosowane obecnie w przemyśle lotniczym ma duże perspektywy do zastosowania w szeregu innych gałęzi przemysłu.

A.G.

WSPOMNIENIE O MGR INŻ. SZCZEPANIE GRZESZCZYKU

5 maja br. zmarł nagle w Waszyngtonie w czasie podróży służbowej wybitny konstruktor lotniczy, uniwersalny pilot i organizator przemysłu lotniczego, mgr inż. Szczepan Grzeszczyk. Zmarły urodził się w Warszawie 25.XII.1901 r. Studiował na Politechnice Warszawskiej, zajmując się jednocześnie konstruowaniem samolotów. W tym też czasie uzyskał dyplom pilota. Po przeniesieniu się na Politechnikę do Lwowa objawiał tam również niezwykłą aktywność: założył aeroklub, był przewodniczącym Związku Awiatycznego Studentów Politechniki, wreszcie rozpoczął swą pionierską działalność na polu szybownictwa. Po ukończeniu studiów w maju 1928 r. zmobilizował niewielkie grono swych kolegów i szybowcem konstrukcji Wacława Czerwińskiego wyruszył na wyprawę na Łysą Górę pod Złoczów. Tam dokonał swego pionierskiego skoku w powietrze: 4 minuty 13 sekund lotu. W rok później osiągnął w locie szybowcowym 2 godziny, 11 minut i 4,8 sekundy. W czwartej wyprawie do Bezmiechowej w 1930 r. (23.X.—12.XI.) Grzeszczyk ustanowił polski rekord szybowcowy: 2 godz. 30 min. 15 sek. oraz na pierwszym w Polsce szybowcu 2-osobowym C.W.IV utrzymał się w powietrzu (z pasażerem) w ciągu 1 godz. 25 min. Przy takiej aktywności w szybownictwie Grzeszczyk nie zaniedbuje lotnictwa silnikowego. W 1930 r. w Krajowym Konkursie Samolotów Turystycznych był konkurentem Zwirki do pierwszej nagrody, ostatecznie zajął drugie miejsce. Challenge 1934 r. rozpoczął pod najlepszymi auspicjami, wysuwając się na czoło grupy PZL; awaria amerykańskiego silnika Menasco zmusiła go do wycofania się z zawodów.

Grzeszczyk nie ograniczał się do wyczynów szybowcowych i samolotowych, konstruował doskonałe szybowce, które były rekordy.



Grzeszczyk był uniwersalny: uczył m.in. wyższego pilotażu na szybowcach, tj. akrobacji.

Od 22.X. do 6.XI.1935 r. odbyły się zawody szybowcowe w Ustianowej — kieruje nimi Grzeszczyk.

Grzeszczyk jest niezmiernie cenny w 1936 r. pojawiają się nowe polskie konstrukcje szybowcowe: 1) S.G.-bis/36, 2) szybowiec wyczynowy, dwumiejscowy konstrukcji S. Grzeszczyka i A. Kocjana.

Przy tych wszystkich wielokierunkowych zaabsorbowaniach Grzeszczyk jest normalnie zajęty żmudną pracą inżyniera Stacji Płatowcowej Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa.

Swą owocną pracą w dziedzinie lotnictwa Grzeszczyk zdobył sobie powszechne uznanie. W 1938 r. zostaje powołany do kierowania przemysłem lotniczym na stanowisku wicedyrektora Państwowych Zakładów Lotniczych w Warszawie i tu wykazuje niezwykłą aktywność. Napad armii hitlerowskiej na Polskę w 1939 r. zniweczył jego działalność w kraju. Przez Rumunię przedostał się do Anglii, skąd został powołany do Dowództwa Polskiego Lotnictwa we Francji. Po upadku Francji ponownie znalazł się w Anglii i otrzymał przydział do Biura Instrukcji i Tłumaczeń w Bazie Polskich Sił Powietrznych w Blackpool, gdzie opracowywał schematy organizacyjne oraz instrukcje dla polskich jednostek lotniczych. W 1942 r. został zaawansowany do stopnia por.-pil. i wyznaczony na dowódcę oddziału napraw samolotów w wielkim parku lotniczym (30 Maintenance Unit). Tam też pod jego kierunkiem zostały opracowane ramy organizacyjne polskiego parku lotniczego oraz przygotowane odpowiednie kadry. W 1944 r. został przeniesiony do Dowództwa Sił Powietrznych w Londynie (RAF), do wydziału organizacji lotnictwa i przemysłu lotniczego uzyskując angielski stopień Sq.Ld. (majora). Na tym stanowisku doczekał końca wojny. Po rozwiązaniu Polskich Sił Powietrznych wyjechał do USA, gdzie został zaangażowany do zakładów budowy śmigłowców Piasecki Helicopter Corporation, a od szeregu lat aż do zgonu zajmował odpowiedzialne stanowiska w zakładach Boeing Aircraft Company.

E. Jungowski

● Zwycięzcą w XIII Szybowcowych Mistrzostwach Polski został Mirosław Królikowski z Aeroklubu Warszawskiego, znany nam z sukcesu odniesionego w ub. r. podczas zawodów w Orle. 18 czerwca w Lisich Kątach odbyło się oficjalne zakończenie mistrzostw, przy czym Mistrz Królikowski otrzymał Puchar Prezesa Rady Ministrów. Wicemistrzami Polski zostali J. Rudeński (Związek Radziecki) i J. Wróblewski z Bydgoszczy. Przypomnijmy, że w zawodach brało udział 39 pilotów, wśród nich 2 przedstawiciele ZSRR (na szybowcach A-15; uzyskane miejsca 2 i 18), dwóch szybowców z NRD (na „Fokach”; lokata 4 i 6) oraz 2 Jugosłowian (na „Delfinach”; miejsca 34 i 35). Wszyscy polscy zawodnicy latali na „Fokach”.

● W NRD (Lipsk) odbyły się zawody szybowcowe kobiet z udziałem pilotek zagranicznych. Startowały dwie szybowniczki polskie z Aeroklubu Warszawskiego i Gdańskiego. Zawody rozegrano w dwóch klasach. Polki zajęły: w I klasie — drugie i w II klasie trzecie miejsce.

● Pięć miesięcy lotnego sezonu w br. przyniosło 6 diamentowych odznak szybowcowych, 25 warunków diamentowych, 20 odznak złotych oraz 16 srebrnych. Ponadto ZG APRL nadał w tym czasie 25 tytułów Mistrza Sportu z tego 17 w szybownictwie, 5 w spadochroniarstwie i 3 w sporcie samolotowym. Równocześnie spadochroniarze ustanowili 19 rekordów krajowych, a szybownicy jeden.

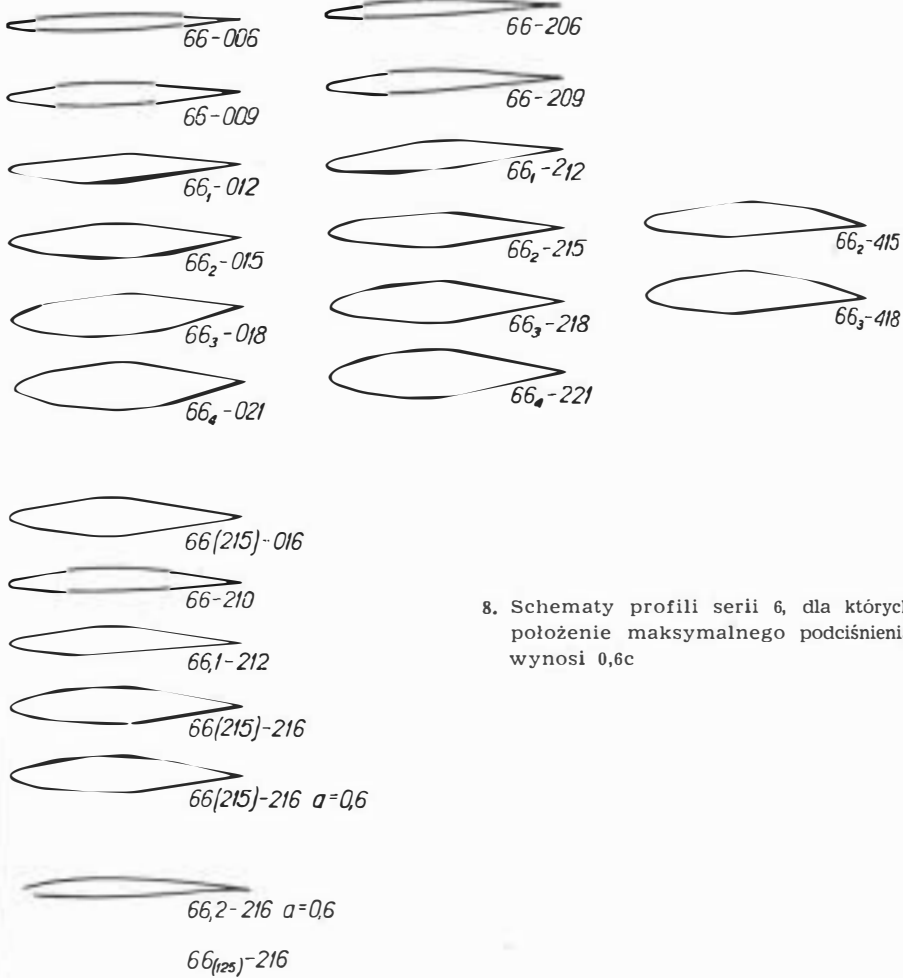
● W przyszłym roku w Lesznie rozegrane zostaną — po raz drugi — Szybowcowe Mistrzostwa Świata. Gospodarzem Mistrzostw będzie Aeroklub PRL. Po raz pierwszy na terenie naszego kraju Mistrzostwa Świata przeprowadzone zostały również w Lesznie w 1958 roku. W związku z zaplanowaną imprezą prowadzone są intensywne prace nad rozbudową obiektów Centrum Szybowcowego w Lesznie. Powstają obecnie budynki: szkoleniowo-internatowy (na 80 osób) z wieżą kontroli ruchu, mieszkalny, kotłowni, stacji paliw, garaży i in. Dokumentację inwestycyjną opracowało 7 biur projektowych i dwa instytuty.

● Zarząd Główny APRL powołał Komitet Organizacyjny XI Szybowcowych Mistrzostw Świata oraz Kongresu OSTIV. Na czele Komitetu stanął prezes Antosiewicz, zastępcą przewodniczącego jest sekretarz generalny APRL płk pil. mgr Juniter.

● Złot do morza — to tradycyjna impreza samolotowa, zapoczątkowana w 1935 r. W roku bieżącym do zawodów zgłosiło się 29 dwuosobowych załóg, przy czym pierwszą konkurencją był złot gwiazdzisty do Płocka. Zwycięzcą Złotu do morza została załoga z Grudziądza, przed załogą z Gdańska. W Zlocie wziął udział członek Klubu Seniorów APRL Paweł Zołotow.

● Na walnym zebraniu sprawozdawczo-wyborczym Polskiego Towarzystwa Astronautycznego wybrano nowy zarząd. Na prezesa wybrano prof. dr J. Walawskiego; wiceprezesami zostali: doc. dr K. Kordylewski i dr O. Wolczech, a sekretarzem — dr med. T. Wróblewski.

● 13 lipca bieżącego roku zmarł w Londynie — sławny przed wojną pilot — płk. Jerzy Bajan. Zwiolom jego była akrobacja lecz sławę międzynarodową zdobył swym zwycięstwem w „Challenge'u” w 1934 r. Fomimo kalectwa odniesionego w 1939 r., służy w lotnictwie polskim przez cały okres wojny. Nazwisko Bajana jest zapisane w panteonie lotników polskich.



8. Schematy profili serii 6, dla których położenie maksymalnego podciśnienia wynosi 0,6c

NOTATKI ZE ŚWIATA

■ Na północ od Bukaresztu rozpoczęta została budowa nowoczesnego, międzynarodowego portu lotniczego. Przypuszcza się, że budowa tego portu — największego w Rumunii — zakończona zostanie na początku przyszłego roku. Na nowym lotnisku w ciągu godziny będzie mogło lądować 40 samolotów.

■ Na 1974 r. planuje się oddanie do użytku lotniska w Stansted pod Londynem. Konieczność budowy trzeciego międzynarodowego lotniska uzasadniono tym, że w 1974 r. dotychczasowe lotniska Heathrow i Gatwick nie będą mogły już obsłużyć wszystkich pasażerów, których liczba zwiększa się rocznie o 1,5 mln i w 1975 r. osiągnie już 30 mln.

■ W Los Angeles rozpoczęto przygotowania do budowy jednego z największych na świecie lotnisk pasażerskich. Będzie ono zbudowane na oceanie, na pływającym wyspie (o powierzchni 8 km²), w odległości około 15 km od brzegu.

■ Dziesięć gmin przyległych do paryskiego lotniska Orly występuje do sądu przeciwko „Air France” i dwóm lotniczym przedsiębiorstwom amerykańskim w związku z hałasem, wywoływanym przez odrzutowce. Hałas w mieszkaniach, przy zamkniętych oknach, przekracza tam 100 decybeli, podczas gdy już 80 decybeli powoduje u ludzi zaburzenia fizjologiczne.

■ Codziennie nad Atlantykiem przelatuje ponad 160 samolotów pasażerskich. W ubiegłym roku przewiozły one 61 milionów pasażerów, 201 ton towarów i blisko 32 tony poczty.

■ Według statystyki — jedynie co dwudziesty pasażer powietrzny korzysta z usług charteru, a mimo to w latach

1960—1966 aż 192 samoloty charterowane uległy katastrofom — a więc tylko o 6 mniej niż straciły w tym okresie normalne linie lotnicze. Wynika stąd, że ryzyko utraty życia w samolotach charterowanych jest dziesięciokrotnie większe! Przyczyna katastrof leży przede wszystkim w karygodnych oszczędnościach firm charterowych na konserwację sprzętu, rozbudowę osłony radiowej, płace załóg itp.

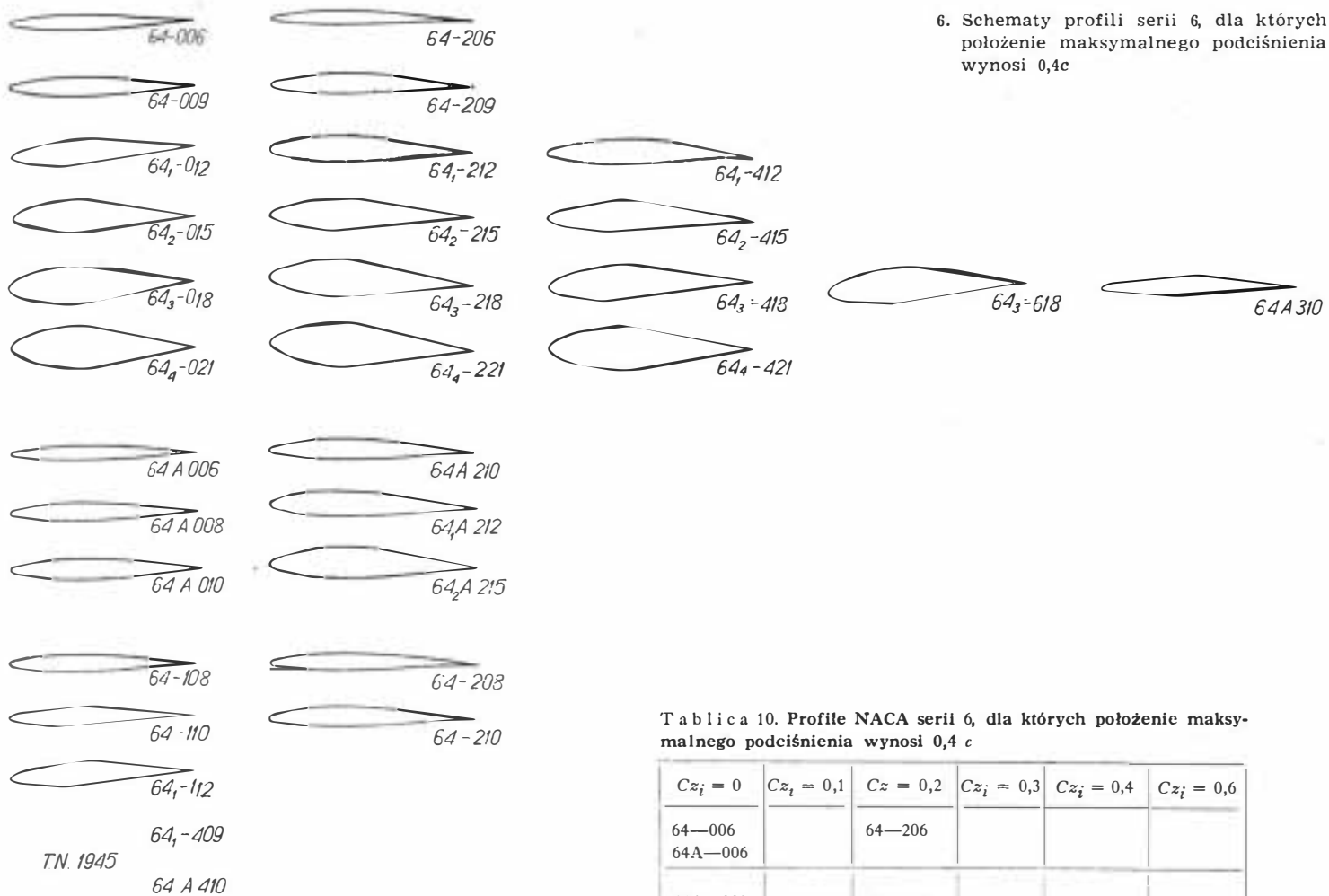
■ Szwajcarskie samoloty turbośmigłowe „Pilatus Turboprop” cieszą się w świecie wielkim uznaniem, ponieważ — przy swej prostocie budowy i obsługi — mają doskonałe właściwości lotne, krótki start i lądowanie. Ostatnio większą ich partię sprzedano do Australii.

■ Holenderska firma Fokker — znów tak jak przed 40 laty — podbija rynek lotniczy. Stan złożonych zamówień na samolot z tworzyw sztucznych „Friendship” wynosi 425 sztuk.

■ Wojskowe samoloty amerykańskie, które nie posiadają katapultowanych foteli będą wyposażone w nowy system ratowniczy. Po odrzuceniu kopułki kabiny zostaje wystrzelona rakietka, która przy pomocy liny i uprząży spadochronowej wyciąga pilota z fotela. Powiodły się próby katapultowania z prędkością 670 km/h, wykonane na manekinach. Ciężar rakiety wynosi 10,5 kg.

■ W północnej Francji odbyły się międzynarodowe zawody balonów wolnych. Na starcie stanęło 14 balonów z 6 krajów europejskich. Pierwsze miejsce zdobył balon zachodniemiecki.

■ Konferencja ONZ poświęcona badaniom i wykorzystaniu przestrzeni kosmicznej w celach pokojowych odbędzie się w Wiedniu w 1968 roku.



6. Schematy profili serii 6, dla których położenie maksymalnego podciśnienia wynosi 0,4c

Tablica 9. Profile NACA serii 6, dla których położenie maksymalnego podciśnienia wynosi 0,3 c.

$Cz_i = 0$	$Cz_i = 0,2$	$Cz_i = 0,4$	$Cz_i = 0,5$	$Cz_i = 0,6$
63 — 006 63A — 006	63 — 206			
63A — 008	63 — 209			
63 — 009 63A — 010	63 — 210			
63_1 — 012 63_1 — 012	63A — 210 63_1 — 212	63_1 — 412		
63_2 — 015 63A — 015	63_2 — 215	63_2 — 415		63_2 — 615
			63(420) — 517 63(420) — 517	
63_3 — 018	63_3 — 218	63_3 — 418		63_3 — 618
		63,4 — 420 63,4 — 420 $\alpha = 0,3$		
63_4 — 021	63_4 — 221	63_4 — 421		
		63(420) — 422 63(420) — 422		

Tablica 10. Profile NACA serii 6, dla których położenie maksymalnego podciśnienia wynosi 0,4 c

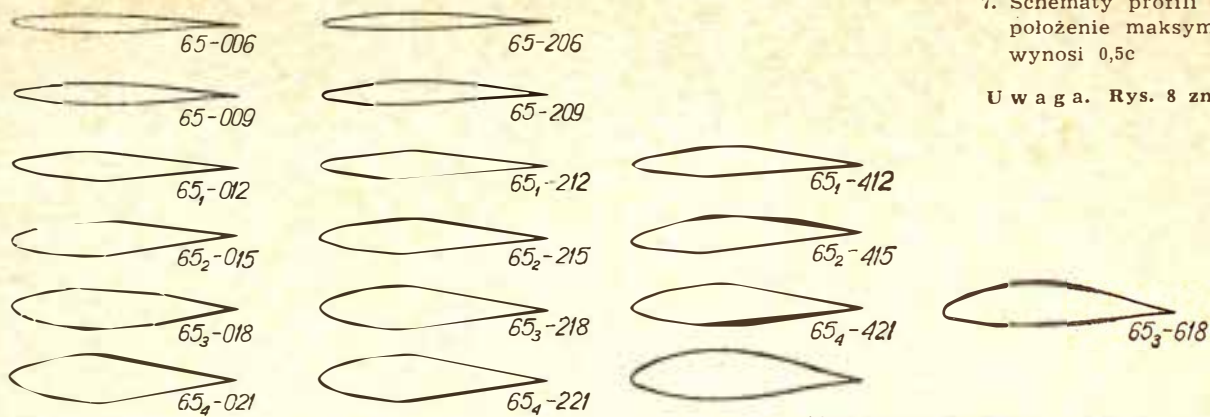
$Cz_i = 0$	$Cz_i = 0,1$	$Cz_i = 0,2$	$Cz_i = 0,3$	$Cz_i = 0,4$	$Cz_i = 0,6$
64—006 64A—006		64—206			
64A—008	64—108	64—208			
64—009		64—209		64_1—409	
64A—010	64—110	64—210 64A—210	64A—310	64A—410	
64_1—012	64_1—112	64_1—212 64_1A—212		64_1—412	
64_2—015		64_2—215 64_2A—215		64_2—415	
64_3—018		64_3—218		64_3—418	64_3—618
64_4—021		64_4—221		64_4—421	

Uzupełnieniem tablicy 10 są profile NACA: 64A—810 i 64A—910.

Linie środkowe określono w przypadku:

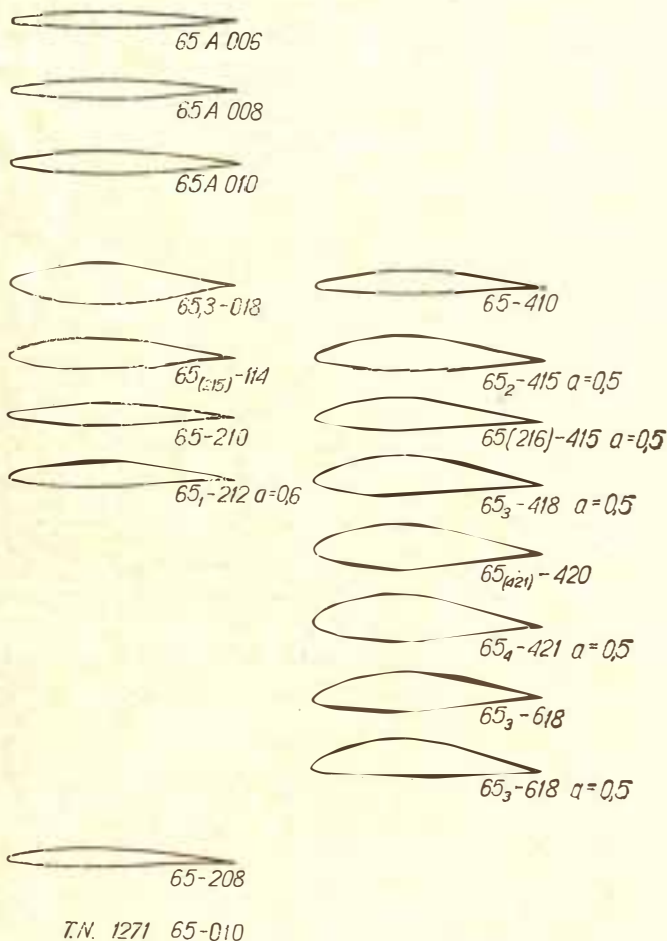
$\alpha = 0$	dla $Cz_i = 1,0$;	$\alpha_i = 4,56^\circ$;	$Cm_{0,25c} = -0,083$
$\alpha = 0,1$	„ $Cz_i = 1,0$;	$\alpha_i = 4,43^\circ$;	$Cm_{0,25c} = -0,086$
$\alpha = 0,2$	„ $Cz_i = 1,0$;	$\alpha_i = 4,17^\circ$;	$Cm_{0,25c} = -0,094$
$\alpha = 0,3$	„ $Cz_i = 1,0$;	$\alpha_i = 3,84^\circ$;	$Cm_{0,25c} = -0,106$
$\alpha = 0,4$	„ $Cz_i = 1,0$;	$\alpha_i = 3,46^\circ$;	$Cm_{0,25c} = -0,121$
$\alpha = 0,5$	„ $Cz_i = 1,0$;	$\alpha_i = 3,04^\circ$;	$Cm_{0,25c} = -0,139$
$\alpha = 0,6$	„ $Cz_i = 1,0$;	$\alpha_i = 2,58^\circ$;	$Cm_{0,25c} = -0,158$
$\alpha = 0,7$	„ $Cz_i = 1,0$;	$\alpha_i = 2,09^\circ$;	$Cm_{0,25c} = -0,179$
$\alpha = 0,8$	„ $Cz_i = 1,0$;	$\alpha_i = 1,54^\circ$;	$Cm_{0,25c} = -0,202$
$\alpha = 0,9$	„ $Cz_i = 1,0$;	$\alpha_i = 0,90^\circ$;	$Cm_{0,25c} = -0,225$
$\alpha = 1,0$	„ $Cz_i = 1,0$;	$\alpha_i = 0,0^\circ$;	$Cm_{0,25c} = -0,250$

Znaczenie współczynnika Cz_i i kąta α_i takie same jak dla tablicy 7.



7. Schematy profili serii 6, dla których położenie maksymalnego podciśnienia wynosi 0,5c

U w a g a. Rys. 8 znajduje się na str. 28

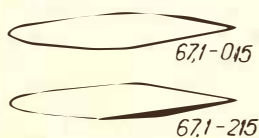


Tablica 11. Profile NACA serii 6, dla których położenie maksymalnego podciśnienia wynosi 0,5 c

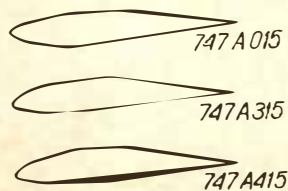
$Cz_i = 0$	$Cz_i = 0,1$	$Cz_i = 0,2$	$Cz_i = 0,4$	$Cz_i = 0,6$
65-006 65A-006		65-206		
65-008		65-208		
65-009		65-209		
65-010 65A-010		65-210	65-410	
65_1-012		65_1-212 65_1-212 a = 0,6	65_1-412	
65_2-015	65(225) - 114 65(215) - 114	65_3-215	65_3-415 { 65_3-415 a = 0,5 65(215) - 415 65(216) - 415 { 65(216) - 415 a = 0,5	
65,3-018			65,3-418 a = 0,8	65,3-618
65_3-018		65_3-218	65_3-418 65_3-418 a = 0,5	65_3-618 65_3-618 a = 0,5
			65(421) - 420 65(421) - 420	
65_4-021		65_4-221	65_4-421 { 65_4-421 a = 0,5	

Tablica 12. Profile NACA serii 6, dla których położenie maksymalnego podciśnienia wynosi 0,6 c

$Cz_i = 0$	$Cz_i = 0,2$	$Cz_i = 0,4$
66-006	66-206	
66-008		
66-009	66-209	
66-010	66-210	
66_1-012	66_1-212 66-1,212	
66_2-015	66_2-215	66_2-415
66(215)-016	66,2-216 a = 0,6 66(215) - 216 66(215) - 216 a = 0,6 66(215) - 216	66(215) - 416
66_3-018	66_3-218	66_3-418
66_4-021	66_4-221	



9. Schematy profili serii 6, dla których położenie maksymalnego podciśnienia wynosi 0,7c



10. Schematy profili serii 7