

technika
lotnicza
i astronautyczna

1967

1



POMOCE INŻYNIERA PRÓB W LOCIE
Nomogram Krzywej Dnia

Opracował: mgr inż. Janusz Perliński
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Atmosfera Wzorcowa (w skrócie AW) przedstawia sobą przyjętą umownie współzależność parametrów stanu powietrza na poszczególnych wysokościach geometrycznych nad poziomem morza. Stan powietrza na poziomie morza, zgodnie z PN-54/L-02001, określają: ciśnienie $p_0 = 760$ mmHg, gęstość $\rho_0 = 0,124966$ kg sek² m⁻³ i temperatura $t_0 = 15$ °C. W prak-

tyce jednak ciśnienie, gęstość i temperatura na danej wysokości geometrycznej odbiegają od wartości przyjętych w AW. Odchyłki te są związane z porą roku, doby oraz zależą od panującego aktualnie układu barycznego.

Przy obliczaniu osiągow statku powietrznego, odpowiadających danej wysokości, niezbędna jest znajomość podstawowych parametrów stanu powietrza na tej wysokości, a to: ciśnienia, gęstości i temperatury, jak również takich wielkości jak: gęstości względnej powietrza, prędkości dźwięku itp. Mierząc wysokość barometryczną, a następnie z AW wartości pozostałych parametrów stanu powietrza, z reguły popełnia się błąd związany z wyżej wymienionymi odchyłkami parametrów stanu powietrza w stosunku do wartości standardowych. Dlatego też dla uzyskania technicznej bodaj dokładności wyników niezbędne jest uwzględnienie tych odchyłek. Jest to szczególnie ważne przy sprządzaniu charakterystyk statku powietrznego na warunki standardowe, które to warunki stanowią o porównywalności odpowiednich własności dwu lub większej ilości statków powietrznych. Uwzględnienie wyżej wymienionych odchyłek umożliwia właśnie tzw. Nomogram Krzywej Dnia stanowiący sobą graficzną postać AW, która wespół z aktualnie naniesio-

ną Krzywą Dnia pozwala na znalezienie, np. wartości gęstości względnej powietrza (lub pierwiastka kwadratowego z tej gęstości), dla znanej temperatury rzeczywistej panującej na danej wysokości barometrycznej. Oczywiście możliwe są również inne operacje — inna wielkość poszukiwana przy innych znanych parametrach. Najczęściej jednak w praktyce poszukiwaną wielkością jest gęstość względna powietrza.

Omawiany nomogram wiąże ze sobą następujące parametry:

h (m) — wysokość barometryczna (wysokość przyrządowa poprawiona o błąd laboratoryjny, na opóźnienie wskazań i aerodynamiczny);

t (°C) — temperatura statyczna powietrza;

p (mmHg) — ciśnienie statyczne powietrza;

σ — gęstość względna powietrza;

$\sqrt{\sigma}$ — pierwiastek kwadratowy z gęstości względnej powietrza.

Oparty on jest na poniższej zależności analitycznej:

$$\sigma = \frac{p}{\rho_0 RT}$$

lub po podstawieniu wartości stałych:

$$\sigma = 0,378948 \frac{p}{T}$$

gdzie:

$g = 9,80665$ $\frac{m}{sek^2}$ — przyspieszenie ziemskie.

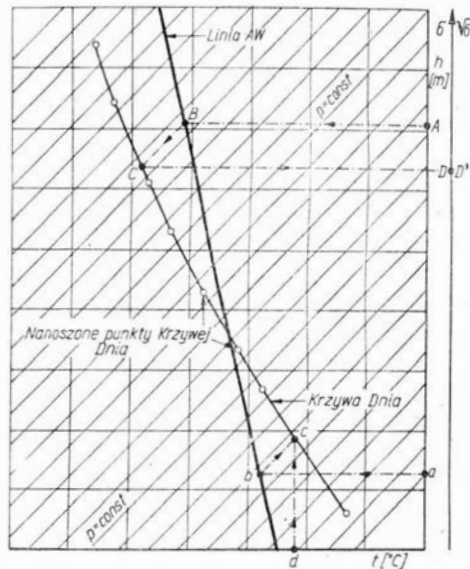
$\rho_0 = 0,124966$ $\frac{kgsek^3}{m^3}$ — gęstość powietrza

na poziomie morza wg AW,

$R = 29,2746$ $\frac{m}{°K}$ — stała gazowa powietrza

T (°K) — temperatura statyczna powietrza w skali bezwzględnej.

Na omawianym nomogramie, wg PN-54/L-02001 naniesiono linię odpowiadającą warunkom wg AW. Załączony nomogram rozbito na 14 arkuszy obejmujących łącznie zakres wysokości barometrycznych $h = -350 + 20000$ m, przy czym każdy arkusz obejmuje zakres $\Delta h = 2550$ m. D.c.n.



Rysunek objaśniający korzystanie z nomogramu:

$a \rightarrow b \rightarrow c$ wyznaczenie punktów Krzywej Dnia,
 $A \rightarrow B \rightarrow C \rightarrow D$; D' wyznaczenie wartości σ i $\sqrt{\sigma}$.

TREŚC ZESZYTU

	Str.
S. Kochański: Badania powierzchni Księżyca	1
I. Auerbach: Przybliżone obliczenie stożkowych tarcz wirujących	5
J. Zurański: Badania aerodynamiczne spoilerów	8
H. Pietruszka, A. Radoń, A. Rucz: Ciągnier elektryczny	11
W. Krysiak: Dobór samolotu dla linii lotniczej	16
KRONIKA	20
NOWOŚCI TECHNICZNE	21
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Pomoce inżyniera prób w locie, oprac. J. Perliński	okł.

CONTENTS

	Page
St. Kochański: Exploration of the Moon surface	1
I. Auerbach: Approximative calculation of conical rotating discs	5
J. Zurański: Research of spoiler aerodynamics	8
A. Pietruszka, A. Radoń, A. Rucz: Electrical thrastrueter	11
W. Krysiak: Choosing the aircraft for airline	16
THE CHRONICLE	20
TECHNICAL NEWS	21
DESIGNER'S DATA SHEETS: Auxiliary data for flight test engineers — elaborated by J. Perliński	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
St. Kochański: Исследование поверхности луны	1
I. Auerbach: Приближенное вычисление конусных вращающихся дисков	5
J. Zurański: Аэродинамические исследования спойлеров	8
H. Pietruszka, A. Radoń, A. Rucz: Электрический тягосер	11
W. Krysiak: Подбор самолета для воздушных трасс	16
Хроника	20
Технические новости	21
Конструкторские пособия Авиационной Техники: Пособия инженера для испытаний в полете. обл. J. Perliński	окл.

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI

Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK

Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. S. KOCHANSKI, mgr inż. W. KORDZINSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

RADA PROGRAMOWA

mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, inż. J. WOJCIECHOWSKI, mgr inż. A. JAWORSKI, mgr inż. W. JUNG, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. M. KWIATKOWSKI, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. K. SZUMIELEWICZ, mgr inż. B. TRALA, mgr inż. K. WÓJCICKI

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

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

Wrocławska Drukarnia Dziełowa. Zam. 303/C — D-7. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5



Mgr inż. STANISŁAW KOCHAŃSKI

523.3

Badania powierzchni Księżyca

We wnętrzu tego, co nazywamy astronautyką, płyną dwie potężne rzeki. Pierwsza z nich reprezentuje nurt technologiczny mocno związany z gospodarką poprzez ekonomię i sposoby produkcji, druga — naukowy, przy czym pod słowem „nauka” należy tu rozumieć tę działalność człowieka, która prowadzi do odkrywania i coraz precyzyjniejszego formułowania (w miarę możliwości w postaci zapisu matematycznego) nowych praw przyrody. Kiedyś, w drugiej połowie XIX wieku, a również i w naszym stuleciu aż do lat pięćdziesiątych, dwie rzeki płynęły właściwie razem, ich wody mieszały się ze sobą i każdy kto zajmował się problemami astronautycznymi musiał być jednocześnie „czystym naukowcem” i technikiem. Z chwilą jednak, gdy astronautyka wkroczyła w swój czas przemysłowy, rozwiązując przy tym z grubsza podstawowe zagadnienia napędu i kierowania, nastąpił podział. Nie jest on przy tym dokonany z punktu widzenia wartości, lecz wyłącznie wynika z różnicy celów technologów dążących do zamknięcia ich myśli w określonym kształcie technicznym i naukowców, a właściwie uczonych pragnących znaleźć to, czego świat jeszcze nie zna. Nie wolno jednak zapominać, że oba te przedsięwzięcia na równi wymagają silnego zaangażowania nauki i żadne z nich nie jest łatwiejsze od drugiego, ale są inne w sensie ogólnopoznawczym i o tym trzeba pamiętać. Obie rzeki zbliżają się jeszcze nieraz do siebie i zawsze zresztą będą pomiędzy nimi występować przepływy, jednak — średnio biorąc — ich oddalenie staje się coraz wyraźniejsze, coraz bardziej oczywiste. Rzecz ta występuje jasno podczas eksperymentów księżycowych, w których same statki kosmiczne potraktowane są jedynie jako środki transportu mające przenieść aparaturę badawczą do miejsca oddalonego około 400 000 km. Problemy technologiczne związane z realizacją samej podróży stanowią tutaj — przy dzisiejszym poziomie techniki — zagadnienie wtórne, chociaż i w nim więcej jest jeszcze do zrobienia niż zrobiono dotychczas.

A teraz od rozważań ogólnych przejdźmy do wyników badań konkretnych. Znajdujące się na Ziemi teleskopy, poza wstępną oceną topograficzną w bar-

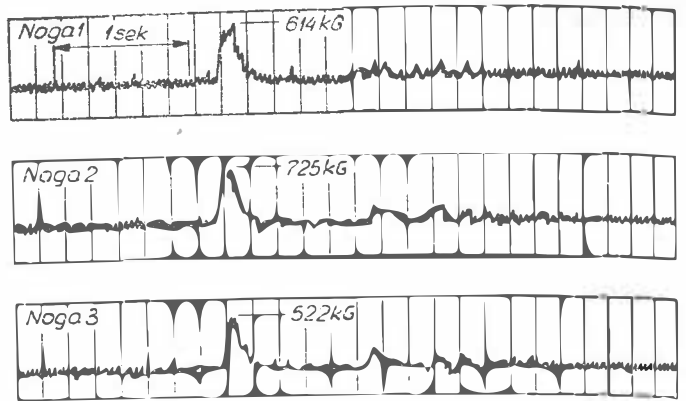
dzo dużej skali, niewiele mogą dostarczyć informacji o budowie i składzie chemicznym mórz i kontynentów księżycowych, a także o mikrotopografii względnie małych wycinków powierzchni przeznaczonych na przyszłe lądowiska najpierw pojazdów bezzałogowych, a później około 1970 roku również i załogowych. Dopiero miękkie lądowania statków typu Łuny 9 i Surveyora oraz udane wprowadzenia na orbity wokółksiężycowe radzieckich i amerykańskich sztucznych satelitów radykalnie poprawiły tę sytuację umożliwiając bezpośrednią lub prawie bezpośrednią penetrację powierzchni i warstw wewnętrznych skorupy srebrnego globu. Pojazdy takie zaopatrzone są przede wszystkim w wysokiej klasy aparaturę telewizyjno-telemetryczną albo w bardzo czułe urządzenia do pomiaru natężenia promieni gamma (np. *Łuna 10*) tworzących rodzaj promienistej atmosfery Księżyca. Kamery patrzą na Księżyc z bliska, z odległości setek metrów i ułamków metra, a badanie promieniowania pozwala na zdobycie wiadomości o niewidocznych bo podpowierzchniowych warstwach, o ich stanie obecnym i historii, otwierając tym samym pierwszy rozdział prawdziwej geologii księżycowej, właściwie zaś selenologii. Niezwykle pomysłowe są nieraz te eksperymenty i poza aparaturą naukową *stricto sensu* prawie wszystko, co wylądowało na Księżycu, a więc korpus statku, silniczki korekcyjne itp. służy do jego badania. Każdy bowiem gram ciężaru użytecznego przeznaczony do realizowania potrzeb nurtu naukowego musi być zatwierdzony przez technologów jako najwyższą instancję. Oto jeden z przykładów wzajemnych przepływów między obu rzekami.

Zajmijmy się pierwszymi wynikami badań i obserwacji dostarczonymi na Ziemi z dwu statków kosmicznych *Surveyora 1* i *Łuny 10*, gdyż nie tylko reprezentują one podstawowe kierunki penetracji zapoczątkowanej przez poprzednie loty Łuny i Rangarów, lecz również uzupełniają się wzajemnie, rysując w naszych oczach i wyobraźni obraz skorupy Księżyca. Nie sposób, oczywiście, omówić choćby w skrócie całości uzyskanych danych, będzie to raczej rzut oka na zagadnienie, coś w rodzaju jego widoku z lotu ptaka,

Surveyor 1 wylądował miękko 2 czerwca 1966 roku na ciemnej i względnie gładkiej części Oceanu Burz, otoczonej wzgórzami i niskimi górami. Grzbiety niektórych gór — posłużyły one do zlokalizowania położenia statku — dostrzegła kamera telewizyjna *Surveyora* wzdłuż linii widzianego przez nią horyzontu. Miejsce lądowania, choć łagodnie pofałdowane w granicach 1—2 km od statku i pokryte kraterami o średnicy od kilku centymetrów do kilkuset metrów, jest prawie poziome w skali kilometrowej. Okolicę „zaśmiec” druzgot skalny, na który składają się zarówno drobne bryłki, jak i jednometrowe kamienne bloki. Brak pyłu.

Tuż nad celem silnik hamujący *Surveyora* zakończył swoją 40-sekundową pracę i statek z prędkością 10,8 km/godz. uderzył trzema nogami teleskopowymi o Księżyc. Ważył on wówczas — po zużyciu materiału pędnego i odrzuceniu radiolokatora wskazującego wysokość w trakcie zbliżania się do powierzchni oraz niepotrzebnej już obudowy silnika hamującego — zaledwie 45 kG, co odpowiada 270 kG ciężaru mierzzonego na Ziemi. Ten sześciokrotny spadek wagi wynikły z lądowania na ciele niebieskim, którego masa jest 81,27 razy mniejsza od masy naszego globu istotnie ułatwia realizację całego eksperymentu. Dodajmy dla ciekawości, że w chwili opuszczania Ziemi ciężar startowy *Surveyora*, umieszczonego na wierzchołku układu rakietowego Atlas-Centaur, był rzędu 1000 kG.

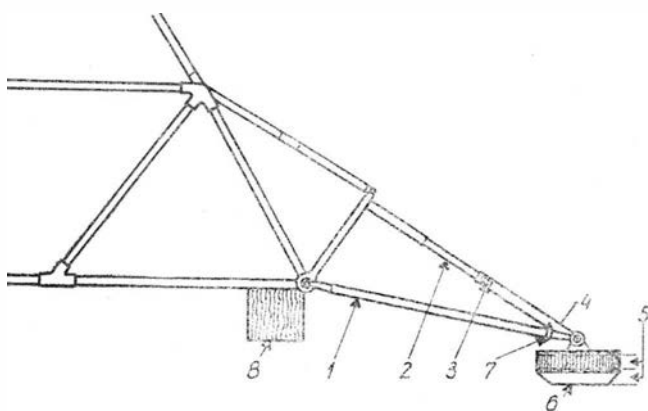
Znajdujące się w nogach czujniki tensometryczne, których wskazania telemetrowane były drogą radiową na Ziemię, przekazały nam pełną historię tego lądowania. Poszczególne nogi dotknęły powierzchni w odstępach 0,01 sekundy, a więc prawie jednocześnie. Na każdą z nich oddziaływała wówczas reakcja, dla której maksimum składowej pionowej wahało się od 180—230 kG. Pod wpływem tego dynamicznego obciążenia pojazd odbił się sprężysto i odskoczył w górę na wysokość 6 cm. Zanim jednak upłynęła sekunda nastąpiło ponowne uderzenie, a właściwie cały szereg uderzeń przypominających drgania gasnące o częstotliwości 7 Hz. Maksymalna amplituda reakcji pionowych nie przekroczyła wówczas 25% amplitudy pierwszego uderzenia. Wreszcie *Surveyor 1* stanął nieruchomo. Ustalono, że w okresie lądowania naciski jednostkowe na powierzchnię stóp poszczególnych nóg wy-



2. Pierwsze i drugie uderzenie trzech nóg *Surveyora* o powierzchnię Księżycza zarejestrowane za pomocą czujników tensometrycznych

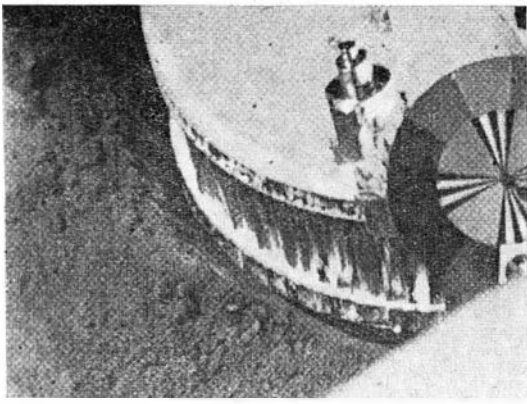
nosiły 0,28—0,7 kG/cm², podczas gdy naciski statyczne konieczne do utrzymania pojazdu są rzędu 0,035 kG/cm². Jak więc widzimy, już samo zetknięcie z Księżycem zostało wykorzystane do wstępnego zorientowania się we własnościach wytrzymałościowych jego powierzchni.

Zakończyła się podróż i zaczęły badania. Uruchomiona została kamera telewizyjna ustawiona pionowo i zakończona zwierciadłem, którego położenie regulowane było w azymucie i elewacji na rozkaz z Ziemi. Podobnie zmieniać można było jej ogniskową od 25 mm (25,3° pola widzenia) do 100 mm (6,4° pola widzenia). Dla wykonania pełnej panoramy Księżycza wzdłuż linii widzianego horyzontu — ze względu na konieczność zachodzenia na siebie fotografii — trzeba było zrobić albo około 120 zdjęć szerokokątnych albo 1000 wąskokątnych. Poza obserwacją horyzontu kamera skupiła się na interesujących fragmentach powierzchni bliżej i całkiem blisko położonych (kratery, wielkie głązy, grunt naruszony przez stopy pojazdu itp.). Już w pierwszych pięciu dniach pobytu na Księżycu, *Surveyor* wykonał 14 zdjęć telewizyjnych 200-liniowych i 3986 zdjęć 600-liniowych. W tym, między innymi, posługując się ogniskową 25 mm obserwowano 1260 razy horyzont, a później 2320 razy uczyniono to samo przy ogniskowej 100 mm. Oprócz tego 100 razy sfotografowano stopy pojazdu i ich bezpośrednie otoczenie, 126 razy obiekty specjalnie interesujące, 20 kadrów poświęcono gwiazdom itd. Jakość wykonanych zdjęć była bardzo wysoka. Kamera telewizyjna *Surveyora* bowiem charakteryzuje się zdolnością rozdzielczą o trzy rzędy wielkości wyższą od zdolności rozdzielczej świetnej przeciw kamery wcześniej wyrzuconego *Rangera*, która w tym samym stopniu przewyższa zdolność rozdzielczą teleskopów ziemskich skierowanych na Księżyc. Swobodnie badano zarówno najjaśniejsze partie powierzchni Srebrnego Globu oświetlonego Słońcem, jak i gwiazdy szóstej wielkości. Z tego punktu widzenia zakres dynamiczny telewizyjnej instalacji *Surveyora* jest 10 razy lepszy od analogicznego zakresu oka ludzkiego. Począwszy od trzeciego dnia pobytu przystąpiono też do pomiaru barw za pomocą zestawu kolorowych filtrów. Przed i po każdym z takich seansów kamera, zmieniając położenie zwierciadła, obserwowała dla porównania przez te same filtry specjalną wzorcową tarczę fotometryczną przymocowaną do jednej z nóg pojazdu. Wstępne wyniki dowodzą, że różnicowanie kolorów księżycowej skały jest prawie niezauważalne, dotyczy to przynajmniej największych bloków rozrzuconych w kierunku południowo-wschodnim od statku.



1. Schemat układu nogi *Surveyora*:

1 — goleń nogi, 2 — amortyzator, 3 — czujnik tensometryczny, 4 — tarcza fotometryczna, 5 — wytrzymałość na zgniatanie 1,4 kG/cm² i 0,7 kG/cm², 6 — stopa, 7 — silniczek azotowy, 8 — blok aluminiowy o konstrukcji ulowej (wytrzymałość na zgniatanie 2,8 kG/cm²)



3. Fotografia wąskokątna stopy pojazdu (widać fragment tarczy fotometrycznej). Powierzchnia wokół stopy jest wyraźnie zgranulowana

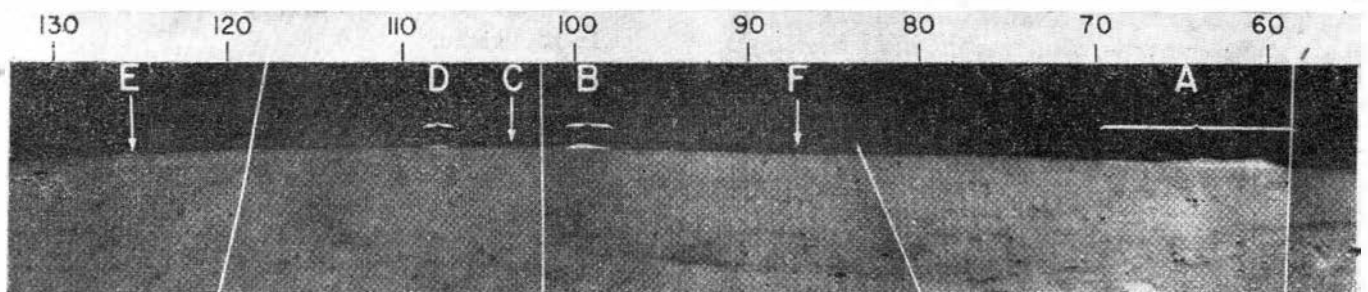
Interpretując wyniki badań Surveyora można w skrócie powiedzieć, że zewnętrzna warstwa powierzchni Księżyca jest granulowana i podobna do gruntu, po którym my chodzimy. Charakteryzuje ją mała wprawdzie, ale wyraźna spójność. Np. materiał odrzucony na boki przez stopę jednej z nóg, która zagłębiła się w powierzchnię na 25 mm, jest bryłkowaty. Poszczególne bryłki nie przypominają przy tym w niczym małych jednorodnych kamyków, lecz wydają się być zlepione z bardzo drobnych ziarenek, których średnicę — leżącą niestety poniżej zdolności rozdzielczej kamery — ocenia się na mniej niż 0,5 mm. Opierając się na dokonanych zdjęciach oraz danych dostarczonych w czasie lądowania przez czujniki tensometryczne można przyjąć — w pierwszym przybliżeniu, że gęstość gruntu księżycowego wynosi $1,5 \text{ g/cm}^3$ i jest równa gęstości gleby ziemskiej. Grunt ten charakteryzuje się kohezją rzędu 0,0014 do 0,0035 kG/cm^2 , kątem tarcia zawartym między 30° — 40° i ma nośność statyczną (przynajmniej w pobliżu stóp nóg Surveyora) około 0,35 kG/cm^2 . Jednakże możliwy jest również do przyjęcia inny model powierzchni księżycowej dopuszczający obecność twardszego materiału o nośności statycznej wyższej od 0,7 kG/cm^2 , który byłby pokryty 25-milimetrowym dywanem substancji bardziej miękkiej. Przyszłość pokaże, która z tych dwu wersji jest bliższa prawdy.

Aby odpowiedzieć na pytanie, czy Księżyc nie jest powleczony warstwą pyłu, uczeni uruchomili zdalnie miniaturowy silniczek rakiety przyczepiony do nogi Surveyora i przeznaczony normalnie do korygowania położenia tej nogi przed lądowaniem (każda z nóg wyposażona jest w taki silniczek zasilany sprężonym azotem i dający ciąg 0,0272 kG). Przez 4,5 sekundy co 30 milisekund następowało trwające 20 milisekund dmuchnięcie w dół strumienia azotu. Na zdjęciach wykonanych przed, w trakcie i po tym eksperymencie nie stwierdzono żadnych zmian w powierzchni Księ-

życa — tuman pyłu nie podniósł się. Należy więc przypuszczać, że przynajmniej w sąsiedztwie miejsca lądowania pyłu nie ma. Jednakże jest jeszcze za wcześnie, aby taki wniosek ekstrapolować na całą powierzchnię Księżyca, a nawet na powierzchnię Oceanu Burz.

Teren wokół pojazdu aż do horyzontu oddalonego o 2 km pokryty jest kraterami o średnicy od kilku centymetrów do kilkuset metrów. Jeden z takich kraterów położony na południowy wschód od statku ma wyraźnie podniesioną krawędź o wysokości 5—10 m. Leżą na niej wielkie bloki kamienne i gruz. Dwa inne duże kratery na horyzoncie mają niższe obrzeże, choć i one otoczone są polem odłamków skalnych. Im bliżej statku, tym mniejsze kratery. Jedenaście metrów od Surveyora leży trzymetrowy krater o głębokości 70 cm, którego ścianki nachylone pod kątem nieco mniejszym od 28° pokryte są bryłkami pozlepianych ziarenek. On również ma nieregularną i lekko wzniesioną krawędź. W niektórych obserwowanych miejscach kratery pokrywają prawie 50% całej powierzchni. Wokół nich rozciągają się obszary pokryte większymi, mniejszymi i całkiem małym fragmentami skalnymi pochodzącymi najprawdopodobniej właśnie z wnętrza kraterów. Większe bloki zdają się wystawać tylko swoją górną częścią ponad księżycowy grunt, który rozkruszany w ciągu upływających tysiącleci powoli pokrywa wszystko co się na nim znajduje.

Grubsze odłamy skalne mają na ogół większe albedo od reszty powierzchni, co sugeruje, że zostały one wyrzucone z głębszych warstw różniących się fizycznie od ogólnego drobnoziarnistego podłoża. Przeważają graniaste kamienie, chociaż spotyka się również bryły krągłe. Szczególną uwagę zwrócono na dwa półmetrowe bloki położone w odległości 5 m od statku. Pierwszy z nich, należący do brył graniastych, jest żyłkowaty i tak silnie zerodowany, że jego powierzchnia w niektórych miejscach przypomina zbiór białych guziczków. Uderzająco wyraźnie widać na nim sieć pęknięć przecinających blok i przypominających rysy, jakie powstają podczas plastycznego płynięcia skały ziemskiej pod umiarkowanym skokiem ciśnienia. Wokół wielkiego kamienia leży około 50 drobniejszych fragmentów i ma się wrażenie, że centralny blok został złamany, być może w wyniku zderzenia z powierzchnią, co by świadczyło zresztą o jego względnie małej wytrzymałości na ścinanie. Dookoła nie widać wprawdzie żadnych śladów uderzenia, ale mogły one zostać zasypane przez młodszy i coraz to drobniejszy gruz. Drugi z badanych bloków jest zaokrąglony i pokryty ciemnymi plamkami wielkości kilku milimetrów. Plamki te przypominają do złudzenia znane na Ziemi kawerny i pęcherzyki na powierzchniach skalnych. Uczeni przypuszczają, że kamień ten powstał z krzepnącej i nasyconej gazem kąpieli



4. Fragment szerokokątnej panoramy Księżyca obserwowanej od 55° do 130° w azymucie. Ponad horyzontem widoczne są góry A, B, C, D, E i F, których szerokości zmieniają się od 0,15 km (F) do 2,54 km (A), wysokości zaś od 10 metrów (F) do 100 metrów (A)



5. Półmetrowy, żyłkowy, graniasty blok położony w odległości 5 m od statku

lawy. Przyczyną zaś wytworzenia się samej lawy był albo gwałtowny udar cieplny spowodowany upadkiem meteoru albo naturalny — w swoim czasie — wulkanizm księżycowy.

Ogólnie, jeśli chodzi o wielkie kamienie, to na każdych 100 m² powierzchni można znaleźć średnio jeden blok jednodetrowy. Od tej wielkości w dół, aż do jednego milimetra rozciąga się zakres wymiarów ostrych elementów skalnych spoczywających na powierzchni, a właściwie w niej wgłębionych, tak że nieraz 50% i więcej objętości bloku jest niewidoczne. Wniosek ten wyprowadzono na podstawie analizy 825 fragmentów kamiennych policzonych i zmierzonych na czterech obserwowanych polach oddalonych od kamery od 2,5 m do około 20 m. Powierzchnie tych pól wynosiły: 0,25; 0,9; 3,5 i 50 m².

Tak z grubsza wyglądają bardzo ciekawe wyniki badań *Surveyora 1* zrelacjonowane tutaj na podstawie artykułu naukowców amerykańskich zamieszczonego w numerze czasopisma „Science” z 24 czerwca 1966 roku. A teraz zamieńmy skalę mikroobserwacji na makroobserwację i przytoczmy, a właściwie streścimy główne dane dostarczone przez radzieckiego satelitę księżycowego *Łunę 10* i ich interpretację. Oprzemy się tutaj, między innymi, na zamieszczonym w „Prawdzie” artykule profesora *A. Winogradowa*.

Podobnie jak Ziemia Księżyc wysyła promieniowanie gamma pochodzące z rozkładu pierwiastków radioaktywnych toru, uranu i izotopu potasu — 40. Jednakże, jak dowiodły obserwacje Łuny obiegającej Srebrny Glob, obok naturalnego promieniowania gamma, Księżyc wysyła również promieniowanie gamma wytwarzane w wyniku zderzeń, nie hamowanych wobec braku atmosfery, cząstek pochodzenia kosmicznego z powierzchnią księżycową. To drugie promieniowanie rozmieszczone, oczywiście, równomiernie na całej powierzchni planety jest wyższe od emisji uranu, toru i potasu. Z jednej strony „zagłusza” ono promieniowanie pierwotne, ale z drugiej — daje szansę zbadania skał, które pierwiastków radioaktywnych nie mają lub mają ich bardzo mało.

Łuna 10 przelatując nad widoczną i niewidoczną częścią Księżyca dokonała około 40 seansów, w czasie



6. Półmetrowy zaokrąglony kamień, pokryty ciemnymi plamkami. Leży on w odległości 5 m od statku w kierunku południowo-wschodnim.

których rejestrowano na Ziemi księżycowe widmo promieniowania gamma, to znaczy rozkład natężenia tych promieni w zależności od zawartej w niej energii. Okazało się, że natężenie to zmienia się o około 40% nad różnymi częściami Srebrnego Globu. Ponad morzami przypomina ono promieniowanie ziemskich skał bazaltowych, a ponad kontynentami — promieniowanie skał ultrapodstawowych, stanowiących wewnętrzny trzon skorupy naszej planety.

O czym to świadczy? Można sądzić — pisze prof. *Winogradow*, że we wczesnym stadium istnienia, gdy Księżyc formował się w postaci ciała stałego, powierzchnia jego podobna była do owych skał ultrapodstawowych na Ziemi. Później, podobnie jak u nas, wnętrze Srebrnego Globu rozgrzało się wskutek rozpadu pierwiastków radioaktywnych i nastąpił okres przetapiania powierzchni. Jednakże — w odróżnieniu od Ziemi, na której przetopiała się cała zewnętrzna powierzchnia — na Księżycu nastąpiło to tylko częściowo i tylko niektóre obszary zalane zostały wydobywającą się na zewnątrz lawą. Były to morza księżycowe. Kontynenty natomiast zawierają znaczną część najstarszego historycznie pierwotnego materiału skalnego.

Tak wyglądają pierwsze badania powierzchni Księżyca o olbrzymim znaczeniu naukowym, więcej niż istotne dla przyszłych wypraw ludzi, a być może nie pozbawione nawet w dalekiej perspektywie pewnego znaczenia ogólnogospodarczego. A umożliwił je rozwój nauki i wielki wybuch technologii i sztuki inżynierskiej dokonany w astronautyce i dziedzinach jej pokrewnych w zapoczątkowanej dopiero drugiej połowie XX wieku.

Przybliżone obliczenie stożkowych tarcz wirujących

Rosnące zapotrzebowanie na maszyny wirnikowe stwarza coraz to nowe problemy związane z unowocześnieniem ich konstrukcji, zmniejszeniem ciężaru i zwiększeniem wytrzymałości. Ostatnie zagadnienia — jednocześnie zmniejszenie ciężaru i zwiększenie wytrzymałości — są szczególnie ważne w przypadku konstrukcji lotniczych.

Dla tarczy wirnikowej o symetrycznym profilu opracowane są dokładne metody obliczeń wytrzymałościowych, nie stwarzające trudności nawet przy konieczności wielokrotnego powtarzania obliczeń dla różnych wariantów tarcz.

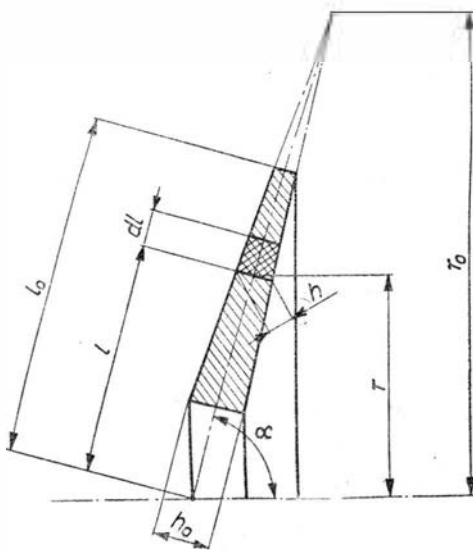
Nieco inaczej rzecz się ma w przypadku tarcz o niesymetrycznym profilu, tzn. tarcz o postaci dowolnej, innej niż płaska (lecz dość bliskiej płaskiej) i o grubości zmiennej w dowolny sposób.

W artykule opisana będzie metoda obliczeń wytrzymałościowych takich tarcz. Metoda ta [2] opracowana została wg monografii [1] i jest praktyczną instrukcją obliczeń.

Pomijając szczegółowe rozważania i wyprowadzenia, można podać następującą postać ogólnego rozwiązania zagadnienia wirującej tarczy stożkowej:

$$\begin{aligned} N'_1 &= AN_1^{(1)} + BN_1^{(2)} + CN_1^{(3)} + DN_1^{(4)} + N_{1\omega}^0 \\ M'_1 &= AM_1^{(1)} + BM_1^{(2)} + CM_1^{(3)} + DM_1^{(4)} + M_{1\omega}^0 \\ N'_\theta &= AN_\theta^{(1)} + BN_\theta^{(2)} + CN_\theta^{(3)} + DN_\theta^{(4)} + N_{\theta\omega}^0 \\ M'_\theta &= AM_\theta^{(1)} + BM_\theta^{(2)} + CM_\theta^{(3)} + DM_\theta^{(4)} + M_{\theta\omega}^0 \end{aligned} \quad (1)$$

Pierwsze cztery wyrazy po prawej stronie tych równań stanowią rozwiązanie ogólne zagadnienia jednorodnego, piąty — rozwiązanie szczególne zagadnienia niejednorodnego. W omawianym przypadku wyraz ten odpowiada działaniu sił odśrodkowych. Wpływ gradientu temperatury w tych rozważaniach nie jest brany pod uwagę.



było z wystarczającą dokładnością zastąpić odcinkiem stożkowym o liniowo zmiennej grubości. Jest oczywiste, że im więcej będzie tych odcinków, tym dokładność obliczeń będzie większa.

Mając już dane geometryczne tarczy (rys. 1): τ , l , h , r_0 , l_0 , h_0 , α , $x = \frac{l}{l_0}$, $\kappa = \frac{l_0}{h_0} \text{ctg } \alpha$ wpisuje się je dla każdego odcinka do specjalnie sporządzonej tablicy.

Dla każdego odcinka oblicza się wielkość $\frac{\gamma}{g} \omega^2 h_0 r_0^2$, gdzie:

- γ — ciężar właściwy materiału,
- g — przyspieszenie ziemskie,
- ω — prędkość kątowna wirnika.

Dla każdej wartości κ określa się wartość funkcji $N_{1\omega}^0$, $M_{1\omega}^0$, $N_{\theta\omega}^0$, $M_{\theta\omega}^0$ ([1], str. 246—247).

Obliczenia wygodnie jest prowadzić w postaci tabelarycznej, opracowanej w [2].

Obliczenia prowadzi się w trzech kolejnych seriach, które będą kolejno opisane.

Obliczenia rozpoczyna się od krawędzi wewnętrznej pierwszego odcinka. Z warunków brzegowych wyznacza się $N'_1 = N_{1\omega}$ i $M'_1 = M_{1\omega}$. Wielkości N'_θ i M'_θ przyjmuje się dowolnie. („Prim” oznacza pierwszą serię obliczeń).

Funkcje stanowiące rozwiązanie zagadnienia jednorodnego przyjmuje się również z tablic, podanych w monografii [1].

Stałe całkowania układu równań (1) oblicza się wg wzorów:

$$A = \frac{\Delta_A}{\Delta} \quad B = \frac{\Delta_B}{\Delta} \quad C = \frac{\Delta_C}{\Delta} \quad D = \frac{\Delta_D}{\Delta} \quad (2)$$

gdzie:

$$\begin{aligned} \Delta &= \begin{vmatrix} N_1^{(1)} & N_1^{(2)} & N_1^{(3)} & N_1^{(4)} \\ M_1^{(1)} & M_1^{(2)} & M_1^{(3)} & M_1^{(4)} \\ N_\theta^{(1)} & N_\theta^{(2)} & N_\theta^{(3)} & N_\theta^{(4)} \\ M_\theta^{(1)} & M_\theta^{(2)} & M_\theta^{(3)} & M_\theta^{(4)} \end{vmatrix} \\ \Delta_A &= \begin{vmatrix} (N'_1 - N_{1\omega}^0) & N_1^{(2)} & N_1^{(3)} & N_1^{(4)} \\ (M'_1 - M_{1\omega}^0) & M_1^{(2)} & M_1^{(3)} & M_1^{(4)} \\ (N'_\theta - N_{\theta\omega}^0) & N_\theta^{(2)} & N_\theta^{(3)} & N_\theta^{(4)} \\ (M'_\theta - M_{\theta\omega}^0) & M_\theta^{(2)} & M_\theta^{(3)} & M_\theta^{(4)} \end{vmatrix} \\ \Delta_B &= \begin{vmatrix} N_1^{(1)} & (N'_1 - N_{1\omega}^0) & N_1^{(3)} & N_1^{(4)} \\ M_1^{(1)} & (M'_1 - M_{1\omega}^0) & M_1^{(3)} & M_1^{(4)} \\ N_\theta^{(1)} & (N'_\theta - N_{\theta\omega}^0) & N_\theta^{(3)} & N_\theta^{(4)} \\ M_\theta^{(1)} & (M'_\theta - M_{\theta\omega}^0) & M_\theta^{(3)} & M_\theta^{(4)} \end{vmatrix} \end{aligned} \quad (3)$$

Obliczenia przeprowadza się w niżej podany sposób.

Po wykreśleniu profilu tarczy dzieli się go na szereg odcinków w taki sposób, aby każdy z nich można

$$\Delta_C = \begin{vmatrix} N_1^{(1)} & N_1^{(2)} & (N_1' - N_{1\omega}) & N_1^{(4)} \\ M_1^{(1)} & M_1^{(2)} & (M_1' - M_{1\omega}^0) & M_1^{(4)} \\ N_{\Theta}^{(1)} & N_{\Theta}^{(2)} & (N_{\Theta}' - N_{\Theta\omega}^0) & N_{\Theta}^{(4)} \\ M_{\Theta}^{(1)} & M_{\Theta}^{(2)} & (M_{\Theta}' - M_{\Theta\omega}^0) & M_{\Theta}^{(4)} \end{vmatrix}$$

$$\Delta_D = \begin{vmatrix} N_1^{(1)} & N_1^{(2)} & N_1^{(3)} & (N_1' - N_{1\omega}^0) \\ M_1^{(1)} & M_1^{(2)} & M_1^{(3)} & (M_1' - M_{1\omega}^0) \\ N_{\Theta}^{(1)} & N_{\Theta}^{(2)} & N_{\Theta}^{(3)} & (N_{\Theta}' - N_{\Theta\omega}^0) \\ M_{\Theta}^{(1)} & M_{\Theta}^{(2)} & M_{\Theta}^{(3)} & (M_{\Theta}' - M_{\Theta\omega}^0) \end{vmatrix}$$

Znając stałe całkowania można już obliczyć z równań (1) wartości N_1' , M_1' , N_{Θ}' , M_{Θ}' dla drugiego końca odcinka.

Przechodząc do obliczeń następnego odcinka profilu należy posłużyć się wzorami przejścia:

$$\begin{aligned} (N_1')_{m+1} &= \eta_1 (N_1')_m, \\ (M_1')_{m+1} &= (M_1')_m \end{aligned} \quad (4)$$

$$(N_{\Theta}')_{m+1} = \eta_3 (N_{\Theta}')_m + (\eta_1 + \eta_3) \nu (N_1')_m$$

$$(M_{\Theta}')_{m+1} = \eta_2 (M_{\Theta}')_m + (1 - \eta_2) \nu (M_1')_m$$

gdzie:

ν — stała Poissona

$$\eta_1 = \frac{(\sin \alpha)_{m+1}}{(\sin \alpha)_m}$$

$$\eta_2 = \left[\frac{l_{\Theta} x}{h_0^3 (1-x)^3} \right]_m \left[\frac{h_0^3 (1-x)^3}{l_{\Theta} x} \right]_{m+1}$$

$$\eta_3 = \frac{[h_0 (1-x)]_{m+1}}{[h_0 (1-x)]_m}$$

Korzystając z tych wzorów oblicza się kolejne wartości dla dolnej i górnej krawędzi każdego odcinka. Na tym kończy się pierwsza seria obliczeń.

Druga seria obliczeń wykonywana jest przy założeniu tarczy nieruchomej (tzn. $\frac{2}{g} \omega^2 h_0 r_0^2 = 0$) oraz warunków brzegowych na krawędzi wewnętrznej wirnika:

$$N_1'' = 0$$

$$M_1'' = 0$$

Wartości N_{Θ}'' i M_{Θ}'' przyjmuje się dowolnie i następnie wykonuje się obliczenia kolejno dla wszystkich odcinków, podobnie jak w pierwszej serii.

Trzecia seria obliczeń również wykonywana jest dla tarczy nieruchomej i zerowych warunków brzegowych, ale już dla innej kombinacji N_{Θ}''' i M_{Θ}''' , liniowo niezależnych od pierwszej. Po przeprowadzeniu obliczeń tej serii otrzymuje się na krawędzi zewnętrznej wartości N_1''' , M_1''' , N_{Θ}''' , M_{Θ}''' . Wynikiem obliczeń są trzy różne stany napięcia w tarczy z następującymi warunkami brzegowymi:

I. *Tarcza wirująca:*

$$\left. \begin{aligned} N_1 &= N_{1\omega} \\ M_1 &= M_{1\omega} \end{aligned} \right\} \text{na krawędzi wewnętrznej}$$

$$\left. \begin{aligned} N_1 &= N_1' \\ M_1 &= M_1' \end{aligned} \right\} \text{na krawędzi zewnętrznej}$$

II. *Tarcza nieruchoma:*

$$\left. \begin{aligned} N_1 &= 0 \\ M_1 &= 0 \end{aligned} \right\} \text{na krawędzi wewnętrznej}$$

$$\left. \begin{aligned} N_1 &= N_1'' \\ M_1 &= M_1'' \end{aligned} \right\} \text{na krawędzi zewnętrznej}$$

III. *Tarcza nieruchoma:*

$$\left. \begin{aligned} N_1 &= 0 \\ M_1 &= 0 \end{aligned} \right\} \text{na krawędzi wewnętrznej}$$

$$\left. \begin{aligned} N_1 &= N_1''' \\ M_1 &= M_1''' \end{aligned} \right\} \text{na krawędzi zewnętrznej}$$

Ponieważ w opisywanym przypadku można zastosować zasadę superpozycji, wszelka kombinacja liniowa powyższych stanów napięcia spełnia równanie równowagi tarczy wirującej oraz warunki brzegowe, będące również kombinacją liniową warunków brzegowych w poszczególnych stanach.

Mnożąc składowe stanu napięcia w drugim przypadku przez dowolny współczynnik K , a w trzecim — przez dowolny współczynnik L i dodając do pierwszego, otrzymuje się nowy stan, który właśnie będzie rozwiązaniem równania równowagi tarczy wirującej.

Wartości współczynników K i L dobierane są tak, aby warunki brzegowe na krawędzi zewnętrznej były rzeczywistymi warunkami zadania N_{1z} i M_{1z} , tzn.:

$$N_1 + KN_1'' + LN_1''' = N_{1z}$$

$$M_1 + KM_1'' + LM_1''' = M_{1z} \quad (5)$$

K i L określa się w sposób następujący:

$$K = \frac{\Delta_K}{\Delta} \quad L = \frac{\Delta_L}{\Delta} \quad (6)$$

gdzie:

$$\Delta = \begin{vmatrix} N_1'' & N_1''' \\ M_1'' & M_1''' \end{vmatrix}$$

$$\Delta_K = \begin{vmatrix} (N_{1z} - N_1) & N_1''' \\ (M_{1z} - M_1) & M_1''' \end{vmatrix}$$

$$\Delta_L = \begin{vmatrix} N_1'' & (N_{1z} - N_1) \\ M_1'' & (M_{1z} - M_1) \end{vmatrix} \quad (7)$$

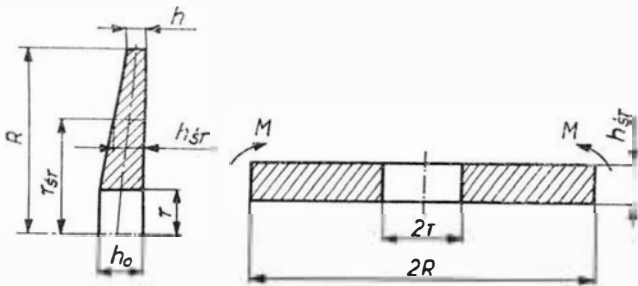
Znając wartości współczynników K i L znajduje się siły wewnętrzne we wszystkich przekrojach obliczeniowych jako kombinacje liniowe:

$$\begin{aligned} N_1 &= N_1' + KN_1'' + LN_1''' \\ M_1 &= M_1' + KM_1'' + LM_1''' \\ N_{\Theta} &= N_{\Theta}' + KN_{\Theta}'' + LN_{\Theta}''' \\ M_{\Theta} &= M_{\Theta}' + KM_{\Theta}'' + LM_{\Theta}''' \end{aligned} \quad (8)$$

Opisana metoda jest dokładna, należy jednak pamiętać, że dokładność będzie zwiększała się ze wzrostem ilości odcinków, na które dzieli się profil tarczy. Stąd też wniosek, że w codziennej praktyce inżynierskiej przeprowadzenie takiego obliczenia, np. dla dokonania wyboru najbardziej optymalnego kształtu

tarczy — co jest często niezbędne przy opracowywaniu projektów wstępnych, a nawet i na etapie dopracowywania prototypu — jest pracą nader czasochłonną. Zaistniała więc potrzeba znalezienia takiej metody wyznaczania stanu naprężeń w tarczy, która pozwalałaby na szybkie wykonanie roboczych obliczeń, godząc się oczywiście przy tym na zmniejszoną dokładność wyników. Okazało się, że warunek ten jest spełniony przy obliczaniu tarczy jako płyty, oczywiście zakładając przy tym pewne uproszczenia w stosunku do schematu rzeczywistego.

Będzie to więc obliczenie płyty okrągłej o stałej grubości, równej średniej grubości tarczy rzeczywistej i średnicy równej średnicy zewnętrznej tarczy (rys. 2).



Przyjmuje się, że płyta obciążona jest na krawędzi zewnętrznej momentami równymi momentom obciążającym tarczę. Momenty brane są względem osi prostopadłej do osi wirnika i przechodzącej przez punkt przecięcia osi symetrii przekroju profilu tarczy i wewnętrznej krawędzi profilu (patrz rys. 2).

Mając na uwadze powyższe uwagi dobiera się odpowiedni schemat płyty.

Obliczenia wykonuje się wg wzorów:

$$\sigma_{\max} = K'_\sigma \frac{M_1}{h^3}$$

$$w_{\max} = K'_w \frac{M_1 R^2}{E h^3}$$

gdzie:

σ_{\max} — maksymalne naprężenie na promieniu r ,

w_{\max} — maksymalne przesunięcie (ugięcie) na promieniu R ,

$$M_1 = \frac{M}{2\pi R} \quad (M - \text{obliczony moment}),$$

h — grubość tarczy,

E — moduł sprężystości,

K'_σ, K'_w — współczynniki, zależne od wymiarów geometrycznych, obciążenia i zamocowania płyty.

Wartości K'_σ, K'_w podane są w [3], tab. 97.

Niżej podany jest przykład obliczenia tarczy wirnikowej, obciążonej siłami odśrodkowymi.

1. Metoda dokładna

Dane:

$$\gamma = 7,85 \cdot 10^3 \text{ kG/cm}^3$$

$$g = 981 \text{ cm/sek}^2$$

$$E = 2,1 \cdot 10^6 \text{ kG/cm}^2$$

$$n = 8000 \text{ obr/min}$$

$$r_0 = 58 \text{ cm}$$

$$R = 70 \text{ cm}$$

$$r_1 = 35 \text{ cm}$$

$$h_0 = 10,4 \text{ cm}$$

$$l_0 = 72 \text{ cm}$$

$$\sin \alpha = 0,996$$

Ze względu na dużą objętość obliczeń podane będą tylko wyniki:

$$\sigma = 5600 \text{ kG/cm}^2$$

$$w = 0,167 \text{ cm.}$$

2. Metoda płyty

Dane:

$$r = 35 \text{ cm}$$

$$R = 70 \text{ cm}$$

$$h = 2,2 \text{ cm}$$

$$M = 836 \cdot 10^3 \text{ kGcm}$$

$$M_1 = \frac{M}{2\pi R} = 1900 \text{ kGcm/cm}$$

$$\text{Dla } \frac{r}{R} = 0,5$$

$$K'_\sigma = 8,0$$

$$K'_w = 1,3$$

Po podstawieniu do wzorów otrzymuje się wyniki:

$$\sigma = 9100 \text{ kG/cm}^2$$

$$w = 1,8 \text{ cm}$$

Wnioski

Nawet pobieżny przegląd opisanej dokładnej metody ujawni jej podstawową wadę — pracochłonność, uniemożliwiającą przeliczenie dużej ilości tarcz, czynności niezbędnej na etapie projektowania maszyn wirnikowych.

Z drugiej strony jest rzeczą oczywistą, że wskutek przyjętych uproszczeń wyniki otrzymane przy uproszczonym obliczaniu będą się różnić od otrzymanych przy dokładnym obliczeniu. Wszystkie uproszczenia szły w kierunku zwiększenia współczynnika bezpieczeństwa, otrzymane wyniki są więc na pewno wyższe od rzeczywistych, co jest bezpieczniejsze przy wstępnych obliczeniach niż zaniżenie wyników.

Korzystanie z proponowanych uproszczeń pozwala na szybkie przeliczenie różnych wariantów profilu tarczy i wybór optymalnego kształtu. Dopiero po dokonaniu ostatecznego wyboru można przeprowadzić dokładne obliczenia, o ile zaistnieje taka konieczność.

Literatura

1. Kowalenko A. D.: „Płastiny i obołoczki w rotorach turbomaszyn”.
2. Roliński J.: „Obliczanie tarcz wirujących”, Sprawozdanie ILOT, nr arch. 1.34.8.
3. Birger I., Szorr B. F., Szejderowicz R. M.: „Rasczot na procznost dietalej maszin”.

Badania aerodynamiczne spoilerów

Powszechnie stosowanym urządzeniem służącym do sterowania samolotem wokół jego osi podłużnej są lotki. Niekiedy jednak byłoby pożądane zastąpienie lotek innym urządzeniem. Jedną z przyczyn takiej potrzeby jest ograniczenie przez lotki rozpiętości kłap. Lotki zajmują zwykle 30 do 40% rozpiętości skrzydeł, klapy mogą więc zajmować resztę, często zmniejszoną jeszcze o odcinek centralny objęty kadłubem. W przypadku, gdy samolot z racji swego przeznaczenia ma dysponować dużym przyrostem siły nośnej od odchylenia kłap, możliwość zwiększenia ich rozpiętości ma poważne znaczenie. Zastąpienie lotek innym urządzeniem sterującym pozwoliłoby na umieszczenie kłap na całej rozpiętości skrzydła. Takim urządzeniem może być spoiler. Spoilerem jest zwykle prostokątna płytką umieszczona na górnej powierzchni skrzydła. Ustawiona pod dużym kątem do powierzchni skrzydła powoduje oderwanie strug opływającego powietrza, a więc spadek siły nośnej na tej części skrzydła, na której się znajduje. Jeżeli spoiler zostanie podniesiony tylko na jednym skrzydle, to w efekcie wystąpi moment przechylający na to skrzydło, jak od lotki wychylonej do góry.

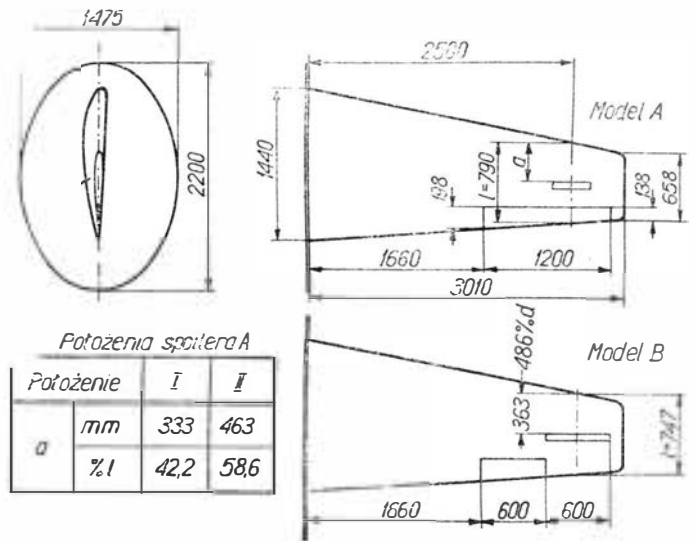
Zjawiska aeroelastyczności mogą również skłaniać do stosowania spoilerów. Wskutek elastyczności skrzydła ze wzrostem prędkości maleje skuteczność lotek. Dzieje się tak dlatego, że wychylenie lotki powoduje powstanie momentu aerodynamicznego skręcającego skrzydło. Zmienia się kąt natarcia na części skrzydła dając przyrost siły nośnej w kierunku przeciwnym niż przyrost od wychylenia lotki. Przy prędkości większej od krytycznej efekt skręcania skrzydła przewyższa efekt wychylenia lotki. Zapobiegać temu można przez zwiększenie sztywności skrzydła albo przez zmniejszenie lotki lub zastąpienie jej spoilerem. Spoiler daje mniejszy moment skręcający dzięki innemu niż w przypadku lotki rozkładowi ciśnień wzdłuż cięciwy skrzydła. Niekiedy stosuje się układ lotka + spoiler.

Omówione poniżej badania nie były prowadzone dla uzyskania podstawowych wiadomości z zakresu aerodynamiki skrzydła ze spoilerem. Ich celem było zba-

danie możliwości zastosowania spoilerów w kilku konkretnych przypadkach. Niemniej, uzyskane wyniki mogą być interesujące dla konstruktorów, gdyż w polskiej literaturze technicznej brak było dotychczas publikacji na ten temat.

Warunki badań i opis modelu

Badania były przeprowadzone w tunelu aerodynamicznym z otwartą przestrzenią pomiarową o średnicy 5 m. Prędkość powietrza wynosiła 40 m/sek, a efektywna liczba Reynoldsa odniesiona do średniej cięciwy geometrycznej skrzydła $Re_{ef} = 4,35 \cdot 10^6$. Zawieszenie modelu w tunelu umożliwiło pomiar momentu przechylającego wokół osi x równoległej do kierunku prędkości i leżącej w płaszczyźnie symetrii samolotu.

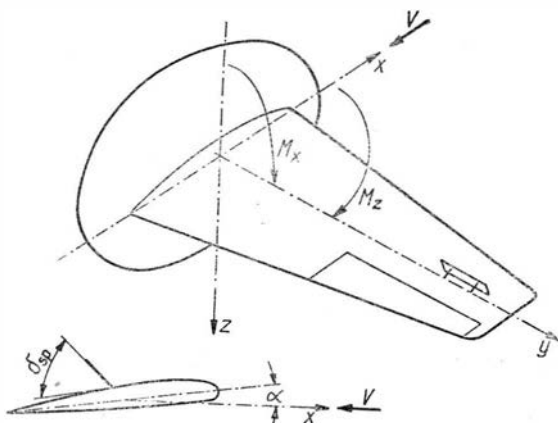


2. Szkic modelu

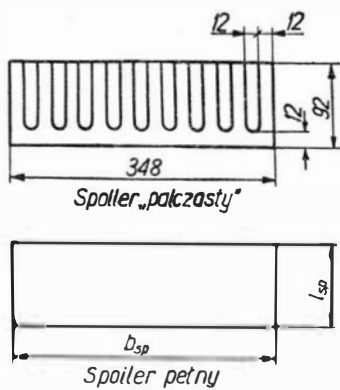
Badania przeprowadzono na modelu skrzydła trapezowego, którego szkic przedstawiony jest na rys. 2. Skrzydło to ma profil niesymetryczny, jest zwiczkzone aerodynamicznie oraz geometrycznie. Do jednego końca skrzydła, w miejscu odpowiadającym płaszczyźnie symetrii samolotu umocowano eliptyczną płytę brzegową. Spoilery wykonane były z blachy w postaci płaskich płytek i mocowane do górnej powierzchni skrzydła z możliwością ustawiania ich pod różnymi kątami. Kąt wychylenia mierzony był między płaszczyzną spoileru a styczną do profilu w miejscu jego mocowania. Kąt natarcia mierzony był między kierunkiem prędkości a cięciwą skrzydła w płaszczyźnie symetrii samolotu.

Wyniki badań

Jako kryterium porównawcze skuteczności sterowania przyjęto wielkość przyrostu momentu przechylającego ΔM_x wywołanego wychyleniem spoileru lub lotki. Otrzymane wyniki badań przedstawiono w postaci wykresów ilustrujących zależności $\Delta M_x = f(\delta_{sp})$ oraz $\Delta M_x = f(\delta_1)$. Na wykresach tych dodatni przy-

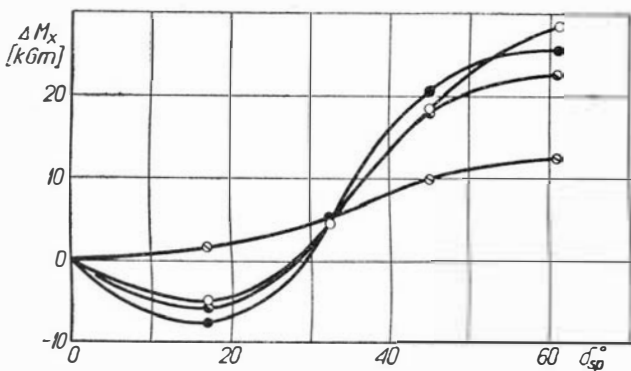


1. Układ odniesienia oraz oznaczenia



Spoiler	b_{sp} (mm)	l_{sp} (mm)	S_{sp} (m ²)
1A	348	92	0,032
2A	348	184	0,064
3A	696	92	0,064
B	600	90	0,054

3. Szkic spoilerów oraz ich wymiary



4. Wykres

$\Delta M_x = f(\delta_{sp})$, spoilery w położeniu I:

spoiler „palczasty” + $-\alpha = 0^\circ$, $\times -\alpha = 12^\circ$

spoiler 1A $\circ -\alpha = 0^\circ$, $\bullet -\alpha = 12^\circ$

Oznaczenia na rysunkach.

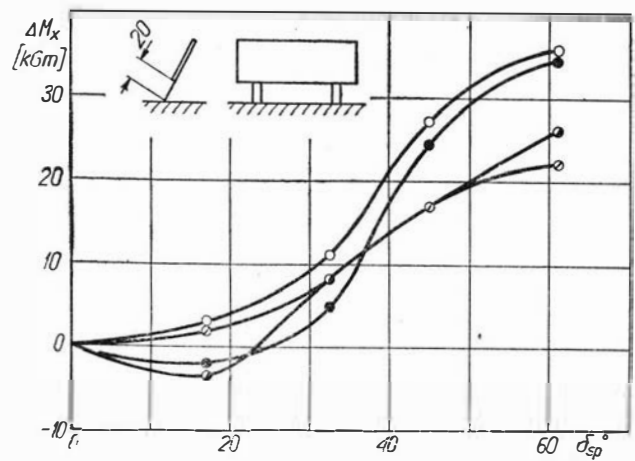


Oznaczenia w druku.



rost momentu przechylającego, tzn. na prawe skrzydło w układzie osi związanych z kierunkiem prędkości, wywołany jest wychyleniem prawej lotki do góry lub wychyleniem spoilerera umieszczonego na górnej powierzchni prawego skrzydła. Na modelu B zmierzono również przyrosty momentu odchylającego oraz momenty zawiasowe spoilerera B.

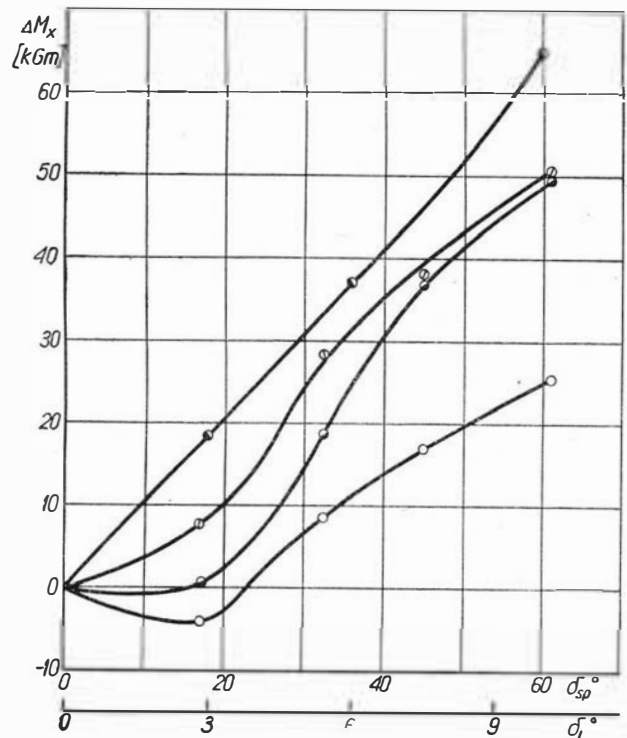
Najpierw zbadano spoiler pełny 1A oraz spoiler „palczasty” w kształcie grzebienia. Przedstawiony na rys. 4 wykres pokazuje większą skuteczność spoilerera pełnego dla $\delta_{sp} > 35^\circ$. Dla $\delta'_{sp} < 30^\circ$ ten sam spoiler daje przyrost przeciwny do pożądanego, to znaczy wychylenie go na mały kąt daje wzrost siły nośnej skrzydła. Można to wytłumaczyć tym, że niewielkie wychylenie spoilerera pełnego **nie** powoduje oderwania strug, lecz jak gdyby zwiększa wysklepienie profilu powiększając jego siłę nośną. Ten niepożądany



5. Wpływ szczeliny między skrzydłem a spoilerem na jego skuteczność. Spoiler 1A w położeniu II

bez szczeliny $\blacktriangle -\alpha = 0^\circ$ $\bullet -\alpha = 12^\circ$

ze szczeliną $\triangle -\alpha = 0^\circ$ $\circ -\alpha = 12^\circ$

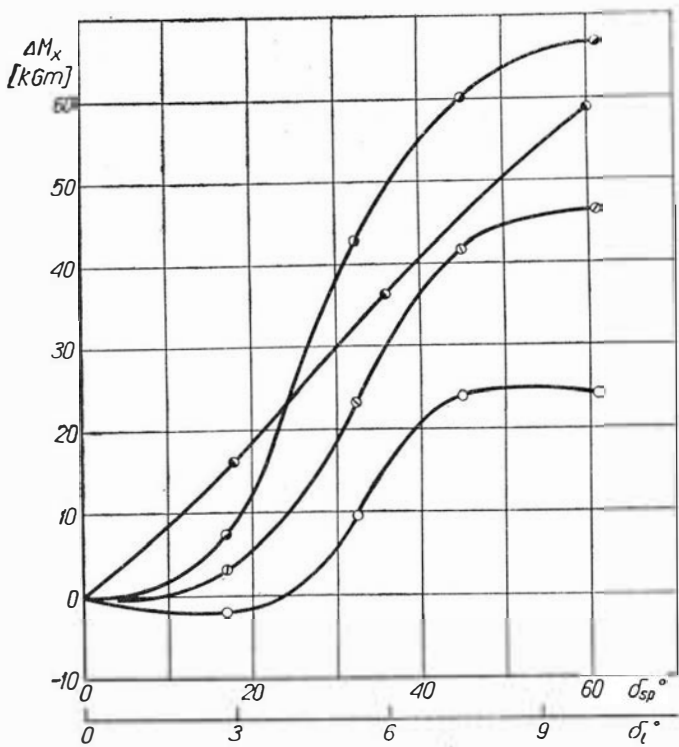


6. Wpływ wielkości i kształtu spoilerów na ich skuteczność. Porównanie z lotką A. Kąt natarcia $\alpha = 0^\circ$. Spoilery w położeniu I:

\times — lotka A, \circ — spoiler 1A, \triangle — spoiler 2A, \blacktriangle spoiler 3A

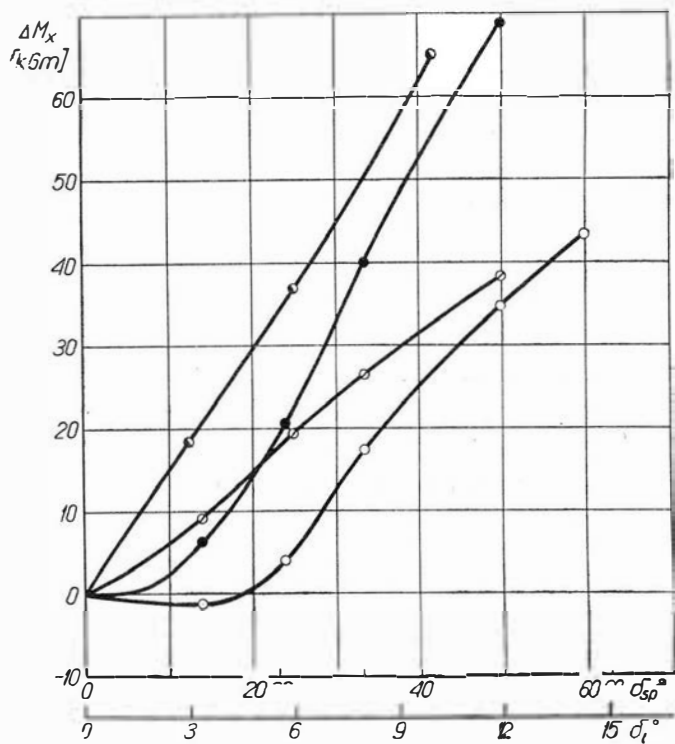
efekt można zmniejszyć lub usunąć zupełnie przesuując spoiler ku krawędzi splywu, zwiększając jego cięciwą lub dając szczelinę między nim a powierzchnią skrzydła. Wpływ powiększonej cięciwy spoilerera pokazany jest na rys. 6 i 7. Na tych samych rysunkach dla porównania podano przyrost momentu pochylającego od wychylenia lotki A. Wykresy te ilustrują również zmianę skuteczności wywołaną różnym wydłużeniem spoilerów oraz różną ich powierzchnią. Spoilery 2A i 3A mają jednakowe powierzchnie, spoiler 3A ma dwukrotnie większe wydłużenie niż spoiler 2A.

Jak widać z powyższych wykresów, odpowiednio duży spoiler może zastąpić lotkę ale tylko wówczas, gdy usunięte zostanie jego odwrotne działanie oraz mała skuteczność przy małych kątach wychylenia. Ponieważ lotka daje prawie liniowy przebieg $\Delta M_x =$



7. Wpływ wielkości i kształtu spoilerów na ich skuteczność. Porównanie z lotką A. Kąt natarcia $\alpha = 12^\circ$. Spoilery w położeniu I:

x — lotka A, 0 — spoiler 1A, Δ — spoiler 2A, \blacktriangle — spoiler 3A

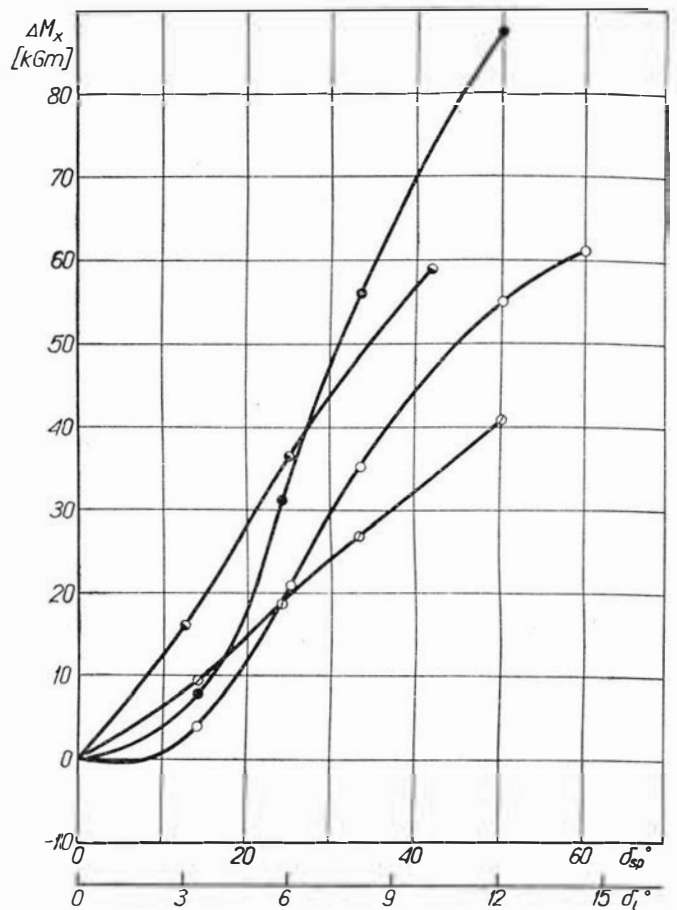


8. Porównanie skuteczności:

x — lotki A, Δ — lotki B, 0 — spoiler B, ● — układu lotka B + spoiler B.

Kąt natarcia $\alpha = 0^\circ$.

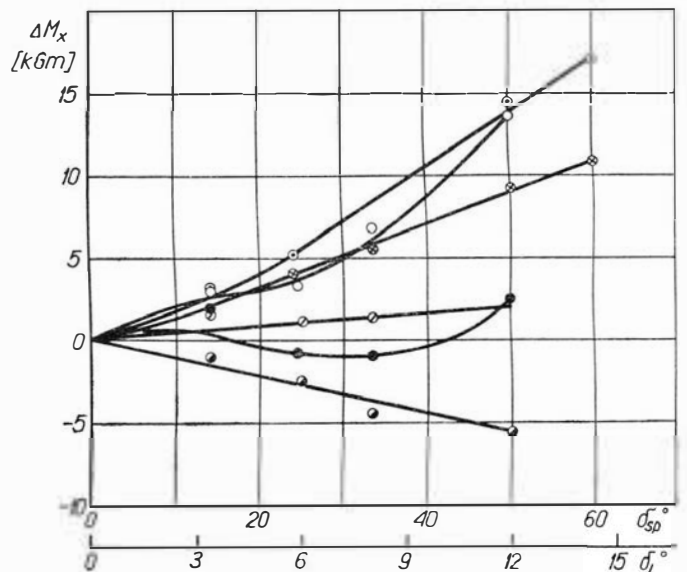
$= f(\delta_1)$, więc układ lotka + spoiler powinien dać zadowalającą charakterystykę. W takim układzie lotka może mieć wymiary mniejsze niż zwykle stosowane. Na rys. 8 i 9 podano zależności ΔM_x dla oddzielnych wychyleń lotki A, lotki B, spoiler B oraz układu spoiler B + lotka B. Rys. 9 pokazuje dużą przewagę



9. Porównanie skuteczności:

x — lotki A, Δ — lotki B, 0 — spoiler B, ● — układu lotka B + spoiler B.

Kąt natarcia $\alpha = 12^\circ$.

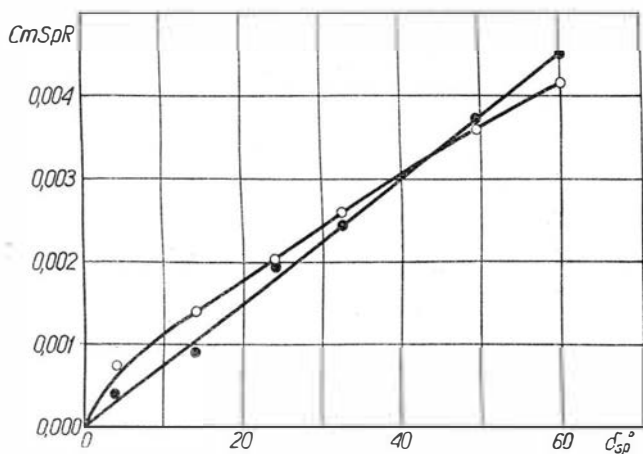


10. Wykresy

$$M_z = f(\delta_{sp}) \text{ i } M_z = f(\delta_1):$$

$\alpha = 0^\circ$, Δ — lotka B, ∇ — spoiler B, 0 — lotka B + spoiler B
 $\alpha = 12^\circ$, \blacktriangle — lotka B, \blacktriangledown — spoiler B, ● — lotka B + spoiler B

układu spoiler + lotka nad samą lotką. Trzeba jednak pamiętać, że wyniki odnoszą się tylko do jednego skrzydła. Poza tym, przy takiej, jak w przeprowadzonych badaniach współzależności wychyleń spoiler B i lotki B nie uzyskano całkowitego wyeliminowania małej skuteczności układu przy małych kątach



11. Współczynniki momentu zawiasowego spoileru B
 $\circ - \alpha = 0^{\circ}$; $\bullet - \alpha = 12^{\circ}$.

wychylenia. Można by poprawić skuteczność rozpoczynając wychylenie spoileru nie jednocześnie z lotką lecz nieco później, np. gdy lotka będzie wychylona na 3° lub 5° .

Wychylenie spoileru, jak również lotki, wywołuje zmianę oporu skrzydła, a więc zmianę momentu odchyłającego. Przyrosty ΔM_z zmierzone na modelu B ilustrują wykresy na rys. 10. Dla spoileru B zmierzono także momenty zawiasowe. Wyniki pomiarów podano na rys. 11 w postaci zależności współczynników momentów zawiasowych od kąta wychylenia spoileru. Współczynniki określano według wzoru:

$$C_{mspR} = \frac{M_{spR}}{q \cdot S_{sp} \cdot l_{sp}}$$

gdzie:

- M_{spR} — zmierzony moment zawiasowy,
- S_{sp} — powierzchnia spoileru,
- q — ciśnienie prędkości,
- l_{sp} — cięciwa spoileru.

Przedstawione wyniki badań, mimo iż obejmują niewielki zakres zagadnień, pozwalają na ocenę przydatności spoilerów jako urządzeń sterującego. Jak widać zastosowanie tego rodzaju urządzenia jest możliwe, a zebrane dane doświadczalne mogą być podstawą do projektowania.

Mgr inż. H. PIETRUSZKA
 mgr A. RADOŃ
 mgr inż. A. RUCZ

681.121:621.45

Ciągomierz elektryczny

Artykuł zawiera: opis elektromechanicznego układu śledzącego zastosowanego w połączeniu z transformatorowym czujnikiem indukcyjnym do pomiaru siły ciągu w hamowniach silników odrzutowych, metody obliczeń mechanicznej części tego rodzaju układów oraz dane uzyskane w czasie konstrukcji wykonanego układu.

W czasie prowadzenia badań silników odrzutowych w hamowniach, jednym z parametrów koniecznych do mierzenia jest ciąg, decydujący o własnościach eksploatacyjnych silnika.

W większości przypadków pomiar ciągu realizowany jest w następujący sposób.

Badany silnik mocowany jest w ramie, która ma możliwość niewielkich ruchów wzdłuż osi działania ciągu. Ruchy ramy ograniczone są urządzeniem pomiarowym, które przenosząc siłę reakcji silnika, jednocześnie wykazuje jej wielkość. Jednym z rodzajów urządzeń przeznaczonych do pomiaru siły ciągu jest waga wychylna, obciążona siłą reakcji silnika i wykazująca wynik pomiaru na tarczy normalnej wagi.

Tego rodzaju metoda pomiaru nastęrcza szereg trudności konstrukcyjnych i eksploatacyjnych.

Ze względu na bezpieczeństwo i warunki pracy obsługi stanowisko sterowania i pomiarów musi znajdować się w dość znacznej odległości od badanego silnika i musi być oddzielone od niego ścianą dźwiękoizolacyjną. W związku z tym waga do pomiaru ciągu może być rozwiązana w dwu wersjach.

Według pierwszej wersji waga łącznie z układem wskazującym znajduje się bezpośrednio przy bada-

nym silniku i jest wyposażona w tarczę ze skalą o bardzo znacznych wymiarach. Wielkość tarczy i odstęp między poszczególnymi działkami skali muszą być w tym przypadku tak dobrane, aby możliwy był odczyt wskazań ze stanowiska sterowania przez odpowiednie okna (wzierniki) w przegrodzie oddzielającej silnik. Wady tego rozwiązania polegają na trudności zbudowania dokładnego układu wskazującego o dużych wymiarach, odpornego na znaczne wibracje występujące w pobliżu silnika oraz na trudności i uciążliwość dokonywania odczytów wskazań ze znacznej odległości.

Według drugiej wersji przesunięcia ramy, spowodowane działaniem siły ciągu, przekazywane są mechanicznie do układu wskazującego znajdującego się na stanowisku sterowania i pomiarów. W tym przypadku, w związku ze znaczną odległością, mechaniczny układ jest dość skomplikowany i trudny do wyregulowania.

Innego typu urządzenia do pomiaru siły ciągu budowane są na zasadzie zdalnego pomiaru z przekazywaniem elektrycznym. Budowa tego typu urządzeń ogólnie może być scharakteryzowana następująco.

Rama, w której zabudowany jest badany silnik, oddziałuje bezpośrednio na dynamometr sprężyno-

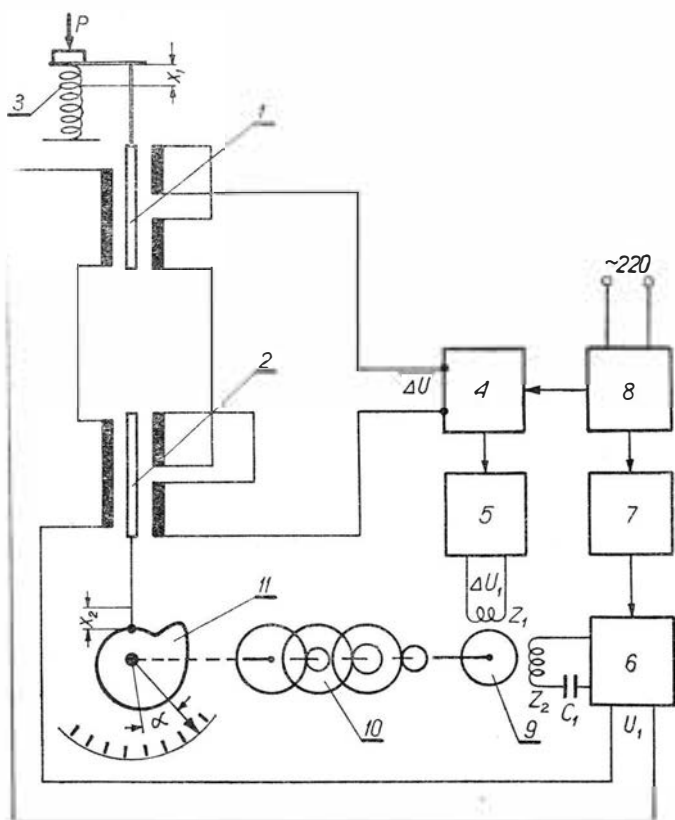
wy o małych ugięciach w funkcji przyłożonej do niego siły (duża sztywność dynamometru zapewnia małą histerezę i możliwość przenoszenia dużych częstotliwości). Ugięcia dynamometru mierzone są czujnikiem elektrycznym, którego sygnały przekazywane są (praktycznie na dowolną odległość) do wskaźnika. W skład wskaźnika z reguły wchodzi wzmacniacz, układ pomiarowy i niekiedy elementy korekcyjne. Ze względu na możliwość uzyskania znacznych dokładności często stosowanym układem pomiarowym jest układ kompensacyjny prądu zmiennego, odznaczający się dużą niezawodnością pracy oraz odpornością na czynniki zewnętrzne jak: zmiany temperatury, wahania parametrów zasilania i wibracji. Dodatkową zaletą automatycznego układu kompensacyjnego jest również możliwość zastawiania go jako urządzenia do ciągłej rejestracji.

W związku z szeregiem zalet oraz coraz bardziej zaznaczającym się rozpowszechnieniem transformatorowych czujników indukcyjnych, w omawianym ciągomierzu jako elementy pomiarowe zastosowano indukcyjne czujniki przesunięć.

Opis działania wykonanego ciągomierza

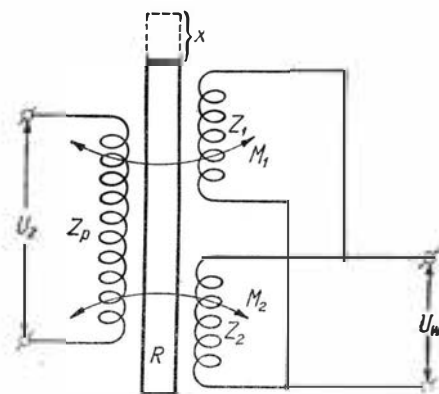
Przedstawiony schematycznie na rys. 1 ciągomierz działa w następujący sposób.

Siła ciągu silnika P przenoszona za pośrednictwem ramy silnika, oddziałując na dynamometr, powoduje ugięcie sprężyny 3 i przesunięcie rdzenia ferrytowego czujnika 1 o wielkość X_1 . Wskutek przesunięcia rdzenia czujnika 1 przy nieruchomym rdzeniu czujnika 2 w obwodzie czujników połączonych przeciwsobnie powstaje różnica napięć Δu .



1. Ogólny schemat układu

1 — czujnik przesunięć, 2 — czujnik przesunięć, 3 — sprężyna dynamometru, 4 — wzmacniacz napięcia, 5 — wzmacniacz mocy, 6 — wzmacniacz mocy, 7 — generator, 8 — zasilacz, 9 — silnik, 10 — przekładnia mechaniczna, 11 — krzywka, 12 — wskazówka



2. Transformator różnicy czujnika przesunięć

u_z — napięcie zasilające, u_w — napięcie wyjściowe, z_p — uzwojenie pierwotne, z_1, z_2 — uzwojenie wtórne, M_1, M_2 — sprzężenia magnetyczne, R — rdzeń

Różnica napięć Δu wzmacniana jest kolejno we wzmacniaczu napięciowym 4 oraz wzmacniaczu mocy 5. W ten sposób wzmocniony sygnał zrównowazenia układu czujników wprowadzany jest na uzwojenia sterujące z_1 dwufazowego silnika asynchronicznego 9.

Pod wpływem doprowadzonego napięcia silnik 9 obraca za pośrednictwem przekładni 10 krzywkę 11, z którą na wspólnej osi osadzona jest wskazówka 12. Obrót krzywki powoduje przesuwanie się rdzenia czujnika 2 w kierunku zrównowazenia układu czujników.

Ruch powyższy trwa do czasu, gdy różnica napięć Δu zostanie sprowadzona do zera. W tym momencie silnik nie otrzymując napięcia na uzwojenie sterujące zatrzymuje się. Czujniki 1 i 2 mają takie same charakterystyki i sprowadzenie napięcia Δu do zera następuje wtedy, gdy przesunięcia rdzeni czujników x_1 i x_2 są sobie równe. Ponieważ ugięcia sprężyny dynamometru są proporcjonalne do przyłożonej siły ciągu, a krzywka 11 ma zarys „Spirali Archimedesza” i zapewnia proporcjonalność kąta obrotu α do przesunięcia x_2 , kąt obrotu krzywki i związanej z nią wskazówki jest proporcjonalny do wielkości siły ciągu.

Zasilanie pierwotnych uzwojeń czujników i uzwojenia z_2 silnika odbywa się przez generator. Generator 7 wytwarza napięcie zmienne o częstotliwości 400 Hz, które następnie jest wzmacniane we wzmacniaczu mocy 6. Kondensator C_1 włączony w obwód uzwojenia silnika z_2 przeznaczony jest do przesunięcia fazy napięcia w nim o $\sim 90^\circ$ względem napięcia w uzwojeniu z_1 w celu uzyskania prawidłowej pracy silnika 9.

Opis zespołów ciągomierza

Podstawowymi zespołami ciągomierza są:

- 1) czujnik indukcyjny,
- 2) układ elektroniczny,
- 3) układ mechaniczny.

Czujnik

Ugięcie sprężyny dynamometru mierzone jest za pomocą czujnika przemieszczeń liniowych z przesuwającym rdzeniem, działającym na zasadzie transformatora różnicowego.

Schemat transformatora różnicowego przedstawiający zasadę jego pracy pokazany jest na rys. 2. Układ składa się z trzech uzwojeń: pierwotnego z_p i dwóch jednakowych uzwojeń wtórnych z_1 i z_2 , które sprzę-

żone są ze sobą za pośrednictwem ruchomego rdzenia magnetycznego. Uzwojenia wtórne połączone są ze sobą przeciwsobnie. Transformator jest zasilany ze strony uzwojenia pierwotnego napięciem zmiennym $U_z = 6 \text{ V}$, $f_z = 400 \text{ Hz}$. Kiedy rdzeń ferrytowy zajmuje położenie symetryczne w stosunku do uzwojeń wtórnych, wówczas sprzężenia magnetyczne z uzwojeniem pierwotnym są jednakowe, s.e.m. indukowane w nich są równe i sygnał wyjściowy $U_w \approx 0$. Jeżeli rdzeń ulegnie przesunięciu, wówczas sprzężenie magnetyczne jednego z uzwojeń wtórnych z pierwotnym zwiększy się, a drugiego ulegnie zmniejszeniu. Na wyjściu pojawi się napięcie różnicowe, którego amplituda będzie proporcjonalna do przesunięcia rdzenia a faza zależna od kierunku przemieszczenia.

Założmy, że do uzwojenia wtórnego załączony jest wzmacniacz o dużej impedancji wejściowej. Wówczas prąd wtórny jest równy zeru i napięcie wyjściowe określone jest tylko przez współczynniki sprzężenia M_1 i M_2 , prąd uzwojenia pierwotnego i częstotliwość:

$$U_w = -j\omega M_2 J_1 + j\omega M_1 J_1$$

gdzie:

$$J_1 = \frac{U_1}{j\omega L_1}$$

stąd:

$$U_w = \frac{U_1}{L_1} (M_1 - M_2)$$

Jeśli przesunięcia rdzenia są małe w stosunku do długości cewki, wówczas:

$$M_1 = k + ax, \quad M_2 = k - ax$$

gdzie:

a i k — współczynniki,

x — przesunięcie rdzenia od zerowego położenia,

czyli możemy napisać:

$$U_w = \frac{2a}{L_1} U_1 x$$

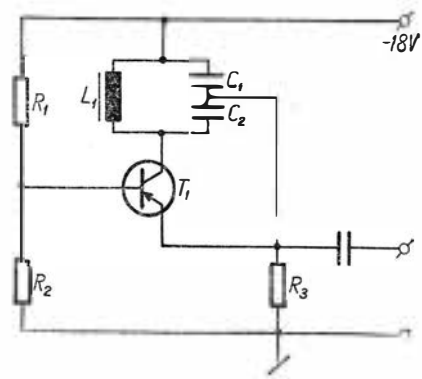
tj. napięcie wyjściowe jest proporcjonalne do przesunięcia x .

Układ elektroniczny

Układ elektroniczny składa się z generatora, wzmacniacza i zasilacza. Generator dostarcza napięcia zasilania o częstotliwości 400 Hz na czujniki i uzwojenie zasilające silnika asynchronicznego.

Generator zbudowany jest w układzie Colpittsa z obwodem rezonansowym w gałęzi kolektora (rys. 3). Generator Colpittsa pozwala bez żadnego układu dodatkowego uzyskać dużą stałość częstotliwości. Stosunek pojemności $\frac{C_1}{C_2}$ oraz ich wartości bezwzględne są tak dobrane, aby mogły zapewnić dopasowanie na wejściu i wyjściu tranzystora.

Interesującą cechą układu jest włączenie dużej oporności w obwodzie bazy. Oporność ta wpływa korzystnie na linearyzację pracy układu, dając polepszenie kształtu przebiegu i stałości częstotliwości. Częstotliwość generatora zmienia się zaledwie o $\pm 1 \text{ Hz}$ przy zmianie zasilania o ± 15 procent i temperatury otoczenia od 0 do 55°C . Duża stałość częstotliwości generatora konieczna jest ze względu na to, że na wejściu wzmacniacza sygnału zrównoważenia zastosowano filtr środkowo-zaporowy (rys. 4) nastrojony na

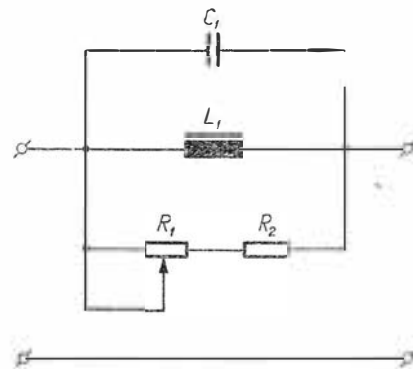


3. Generator w układzie Colpittsa

częstotliwość generatora. Filtr ten pozwala zwiększyć stabilność pracy całego układu, a tym samym i czułość miernika.

Wzmacniacz (rys. 5) składa się z przedwzmacniacza o dużej impedancji wejściowej, trzech stopni wzmacnienia napięcia i końcówki mocy.

Duża impedancja wejściowa wzmacniacza konieczna jest ze względu na dopasowanie układu wzmacniającego z filtrem środkowo-zaporowym. W celu uzyskania odpowiednio dużej impedancji w przedwzmacniaczu zastosowano połączenie tzw. „super-alfa” tranzystorów T_1 , T_2 (rys. 5). W takim układzie, łącząc dwa stopnie ze wspólnym kolektorem, osiąga się zwiększenie impedancji wejściowej dla składowej zmiennej, w przybliżeniu proporcjonalnie do wartości β^2 razy



4. Filtr środkowo zaporowy LCR

oporność obciążenia, które stanowi równolegle połączone oporności R_3 i R . W ten sposób uzyskana wartość impedancji wejściowej układu przekracza $0,5 \text{ M}\Omega$. Pomimo że oporność wejściowa układu jest stosunkowo wysoka, to jednak dzielnik zasilający (R_1 , R_2 , R_3) nie bocznikuje jej. Uzyskuje się to dzięki pojemności sprzęgającej C_2 włączonej między emiter T_2 i opór $R_1 - R_2$. Ponieważ napięcie wyjściowe jest prawie takie samo jak napięcie wejściowe, to różnica napięcia występująca na oporniku R_1 jest bardzo mała i efektywna oporność opornika R_1 wzrasta o kilka rzędów.

Wzmacniacz napięcia składa się z trzech stopni zbudowanych w układzie OE. Trzeci stopień steruje końcówką mocy.

Końcówka mocy wzmacniacza sygnału błędu, podobnie jak i końcówka mocy generatora, zbudowana jest na dwóch tranzystorach mocy T_6 i T_7 pracujących w połączeniu szeregowym.

Układ mechaniczny

W układzie napędu mechanicznego zastosowano miniaturowy dwufazowy silnik asynchroniczny o charakterystykach przedstawionych na rys. 6.

Krzywka, jak poprzednio wspomniano, ma zarys spirali Archimedesesa o skoku $\frac{1}{60}$ mm/stopień. Wskazówka ze względu na dość znaczną długość i wymagany niewielki moment bezwładności wykonana jest jako konstrukcja kratowa z cienkich rurek stalowych.

Przekładnia zębata (rys. 7) łącząca silnik z krzywką wykonana jest w oparciu o ewolwentowe koła czołowe o module 0,2. Układ przełożeń między poszczególnymi kołami był dobierany tak, aby przekładnia ta miała możliwie najmniejszy moment bezwładności (odniesiony do wałka silnika).

Metoda zastosowana przy obliczaniu przekładni mechanicznej

Przy projektowaniu omawianego ciągomierza napotkano na charakterystyczne dla tego typu urządzeń zagadnienie doboru przekładni zapewniającej najdogodniejszą dynamikę układu.

W celu przeanalizowania tego zagadnienia wprowadzono następujące założenia upraszczające:

1. Czujniki indukcyjne w zakresie wykonywanych przesunięć mają liniową charakterystykę, co określone jest zależnością:

$$u = k_1 (x_1 - x_2)$$

gdzie k_1 jest współczynnikiem wzmocnienia układu czujników.

2. Wzmacniacze 4 i 5 mają również charakterystykę prostoliniową, w związku z czym napięcie doprowadzane do uzwojenia sterującego z_1 może być określone równaniem:

$$\Delta u_1 = \Delta u \cdot k_2$$

gdzie k_2 jest łączonym współczynnikiem wzmocnienia wzmacniaczy 4 i 5.

3. Rzeczywiste charakterystyki silnika mogą być zastąpione charakterystykami dwustronnie liniowymi wg rys. 6, co oznacza, że moment na wałku silnika może być określony równaniem

$$M = \Delta u_1 \cdot k_3 - \omega k_4$$

gdzie:

$k_3 = \frac{M}{\Delta u}$ — nachylenie charakterystyki „moment w funkcji napięcia”,

$k_4 = \frac{M}{\omega}$ — nachylenie charakterystyki „moment w funkcji prędkości kątowej”,
 ω — prędkość kątowa.

4. Tarcie suche w mechanizmie jest pomijalnie małe.
5. Moment bezwładności, którym obciążony jest silnik, jest równy zredukowanemu momentowi bezwładności wskazówki:

$$J_{obc} = J_w i^2$$

gdzie:

J_{obc} — moment bezwładności obciążający silnik,

J_w — moment bezwładności wskazówki względem jej osi,

i — całkowite przełożenie przekładni (stosunek prędkości kątowej wskazówki do prędkości kątowej wałka silnika).

Przy zastosowaniu wyżej wymienionych uproszczonych zależności równanie opisujące ruch mechanizmu wywołany skokową zmianą położenia x_2 czujnika 1 przedstawi się następująco:

$$\frac{d^2 \alpha_s}{dt^2} J_w i^2 + \frac{d \alpha_s}{dt} k_4 + \alpha_s i k_1 k_2 k_3 k_5 = x_{10} k_1 k_2 k_3$$

w równaniu tym wprowadzono dodatkowo oznaczenia:

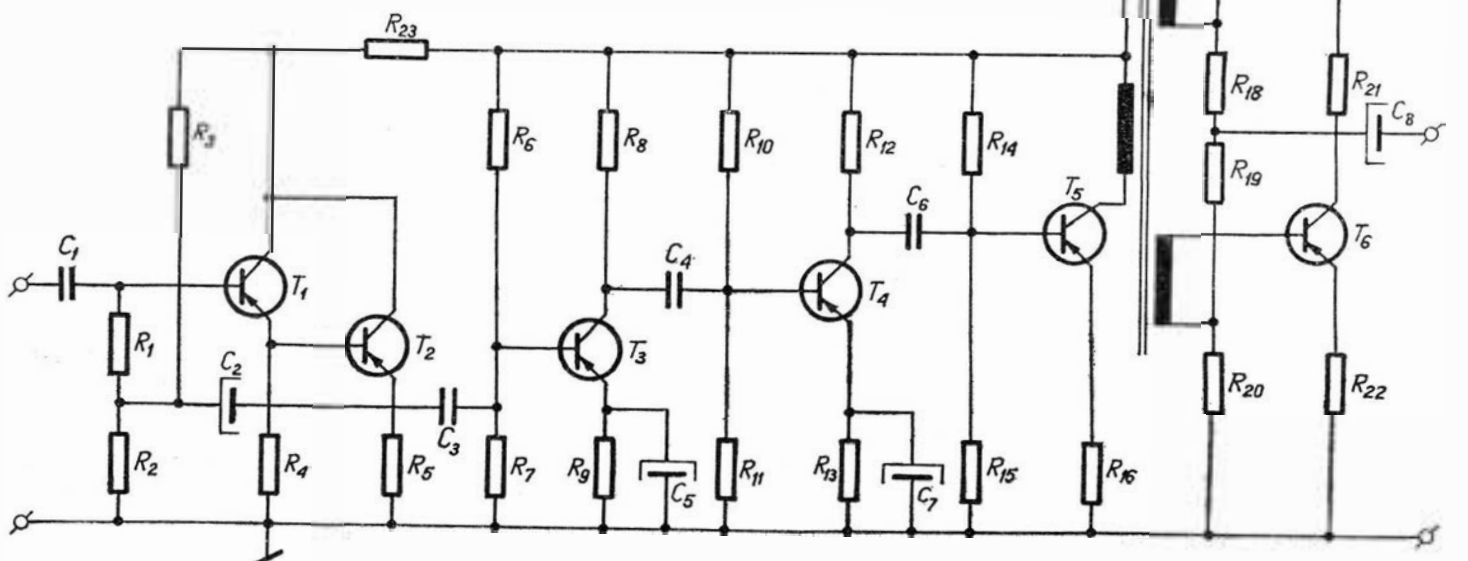
α_s = kąt obrotu wałka silnika,

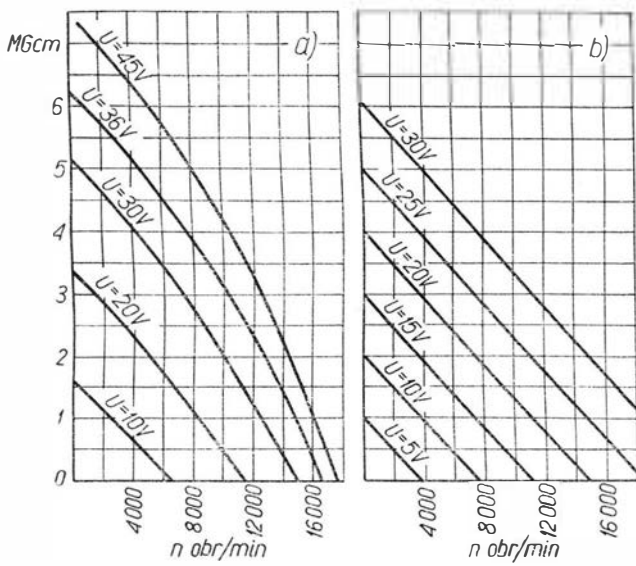
$k_5 = \frac{x_2}{\alpha}$ przełożenie krzywki,

x_{10} = wielkość skokowej zmiany położenia czujnika 1.

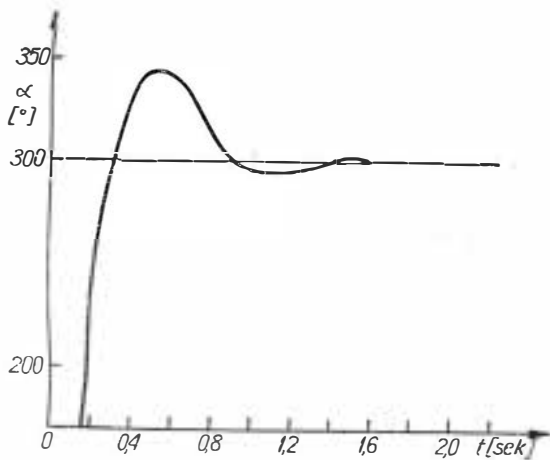
Równanie powyższe jest pełnym równaniem różniczkowym liniowym drugiego rzędu o współczynnikach stałych określającym zmiany kąta obrotu wałka

5. Wzmacniacz tranzystorowy

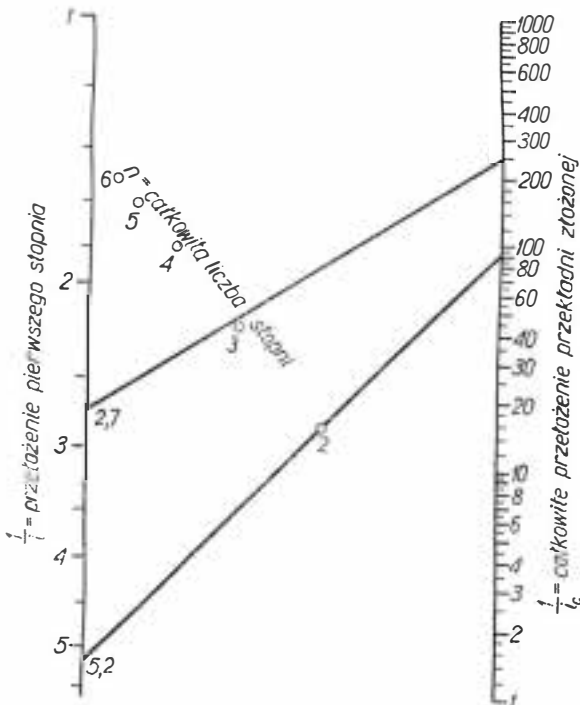




6. Charakterystyki silnika a) rzeczywiste, b) zlinearyzowane



7. Wykres zmian kąta α wskazówki w funkcji czasu wg obliczeń (dla skoku jednostkowego sygnału wejściowego)



8. Nomogram dla wyznaczania podziału przełożenia na poszczególne stopnie (wg J.E. Gibson, F.B. Tuteur)

ka silnika (a zatem i kąta obrotu wskazówki) w funkcji czasu.

Dla uproszczenia dalszych rozważań współczynniki przy poszczególnych wyrazach równania wyrażone za pomocą parametrów konstrukcyjnych układu zastąpiono następującymi oznaczeniami:

$$J_w i^2 = a \quad i k_1 k_2 k_3 k_5 = c$$

$$k_4 = b \quad x k_1 k_2 k_3 = d$$

w związku z czym równanie przybrało postać

$$a \frac{d^2 \alpha_s}{dt^2} + b \frac{d \alpha_s}{dt} + c \alpha_s = d$$

Rozwiązanie tego równania przy założeniu, że pierwiastki równania charakterystycznego są zespolone, oraz że spełnione są następujące warunki brzegowe:

$$\alpha = 0 \quad \text{dla } t = 0$$

$$\frac{d\alpha}{dt} = 0 \quad \text{dla } t = 0$$

wyraża się następującą zależnością:

$$\alpha_s = \frac{d}{c} \left[1 - e^{-\frac{b}{2a} t} \cdot \sqrt{\frac{4ac}{4ac - b^2}} \cdot \sin \left(\sqrt{\frac{4ac - b^2}{4ac}} t + \arcsin \sqrt{\frac{4ac - b^2}{4ac}} \right) \right]$$

Zależność ta jest znana z automatyki odpowiednią układem oscylacyjnym na sygnał w postaci skoku jednostkowego.

Przebieg zmian kąta α_s w funkcji czasu przedstawiony jest wykreślnie na rys. 7.

Zgodnie z ogólnie przyjętą zasadą założono, iż najkorzystniejszy przebieg zmian kąta α w zależności od czasu będzie występował w przypadku gdy wyrażenie:

$$z = \frac{b}{2\sqrt{ac}} \quad \text{określane jako}$$

bezwymiarowy współczynnik tłumienia będzie miał wartość równą 0,7.

W oparciu o powyższe kryterium jakości możliwe jest, przy założeniu pozostałych parametrów konstrukcyjnych, określenie wielkości przełożenia „ i ” przekładni mechanicznej z następujących zależności:

$$\frac{b}{2\sqrt{ac}} = 0,7;$$

po podstawieniu poprzednio przyjętych oznaczeń:

$$\frac{k_4}{2\sqrt{J_w i^2 \cdot k_1 k_2 k_3 k_5}} = 0,7$$

po przekształceniu:

$$i = \sqrt[3]{\frac{k_4^2}{1,96 J_w k_1 k_2 k_3 k_5}}$$

Dla konkretnego przypadku projektowanego układu przy założonych parametrach:

$$J_w = 1,318 \text{ Gcm sek}^2$$

$$k_1 = 5,5 \text{ V/cm}$$

$$k_2 = 350$$

$$k_3 = 0,2 \text{ Gcm/V}$$

$$k_4 = 2,5 \cdot 10^{-3} \text{ Gcm sek}$$

$$k_5 = 0,095 \text{ cm}$$

uzyskano dla „ i ” wartość równą $\frac{1}{250}$.

Doboru przełożeń między poszczególnymi stopniami przekładni (o założonych trzech stopniach) dokonano w oparciu o nomogram (rys. 8).

Człony układów regulacji przełożenie I stopnia —

$$\text{wg wykresu} \quad \frac{1}{2,7} \text{ przyjęto} \quad \frac{Z_8}{Z_1} = \frac{12}{32}$$

przełożenie II stopnia —

$$\text{wg wykresu} \quad \frac{1}{5,2} \quad \text{”} \quad \frac{Z_2}{Z_3} = \frac{12}{32}$$

przełożenie III stopnia —

$$\text{wg wykresu} \quad \frac{5,2 \cdot 2,7}{250} = \frac{1}{17,8} \quad \text{”} \quad \frac{Z_4}{Z_5} = \frac{12}{210}$$

Zastosowany nomogram pozwala na najkorzystniejszy ze względu na bezwładność przekładni podział przełożenia na poszczególne stopnie.

Określenie wpływu tarcia w czopach i zazębieniach przekładni na obciążenie silnika

W poprzednio przeprowadzonych obliczeniach dynamiki ruchu pominięto wpływ tarcia w czopach i zazębieniach przekładni.

W związku z nieznacznym ciężarem kół i wałków tego rodzaju przekładni, siły pochodzące od tarcia wynikającego ze statycznego nacisku czopów na panewki są bardzo nieznaczące. Wątpliwości co do po-

mijalnej wartości sił tarcia suchego mogą dotyczyć jedynie sił tarcia wynikających z nadwyżek dynamicznych nacisków między zębami kół i nadwyżek dynamicznych nacisku czopów na panewki.

W celu sprawdzenia wielkości sił tarcia proporcjonalnych do przyspieszenia przeprowadzono dla zaprojektowanej przekładni obliczenie obciążenia silnika z uwzględnieniem tarcia w czopach i zazębieniu oraz z pominięciem tarcia.

Po przeprowadzeniu obliczeń i podstawieniu wartości liczbowych otrzymano zredukowany na wałek silnika moment bezwładności obciążenia i przekładni zębatej:

$$J_{red} = 4,294 \cdot 10^{-4} \text{ (G cm sek}^2\text{)}$$

Jeśli pominąć tarcie w zazębieniu oraz czopach, to otrzymamy:

$$J'_{red} = 4,275 \cdot 10^{-4} \text{ (G cm sek}^2\text{)}$$

Z porównania otrzymanych wartości na J_{red} i J'_{red} wynika, że względny błąd procentowy określony jako:

$$\frac{J_{red} - J'_{red}}{J_{red}} \cdot 100\% = 0,44$$

Wynika stąd wniosek, że w przekładniach tego rodzaju mechanizmów obciążonych jedynie momentem bezwładności uwzględnianie tarcia w czopach i zazębieniu jest niecelowe.

WACŁAW KRYSIAK

629.138

Dobór samolotu dla linii lotniczej

W działalności przedsiębiorstwa lotniczego nieuniknione są okresy czasu, kiedy eksploatowany przez to przedsiębiorstwo sprzęt — samolot staje się w pewnym momencie „przestarzały”. Określenie to nie odnosi się jednakże do „fizycznego” stanu samolotu, gdyż pełnosprawne nieraz samoloty są wycofywane z eksploatacji ze znacznym nawet resursem płatowcowym i silnikowym. Istota rzeczy tkwi w kosztach. Samolot staje się „przestarzały” z chwilą, gdy zaczyna przynosić coraz to mniejszy dochód, kiedy staje się coraz mniej rentowny.

Przyczyną tego może być pojawienie się na rynku lotniczym bardziej atrakcyjnych typów samolotów, charakteryzujących się bardziej korzystnymi wskaźnikami eksploatacyjnymi, co wyrażone językiem ekonomiki transportu oznacza: większą rotację samolotu, wzrost potencjału przewozowego i w konsekwencji, mniejszy koszt pasażerokilometra lub tonokilometra *). Podstawą do wydania przez przedsiębiorstwo lotnicze orzeczenia o „przestarzałości” samolotu typu „X” jest

*) Pasażerokilometr — pkm — miernik pracy przewozowej stosowany przy przewozie podróżnych, obliczany podobnie jak tonokilometr (patrz niżej), tzn. przez pomnożenie liczby przewiezionych pasażerów przez kilometry długości przewozowej.

Tonokilometr — tkm — miernik pracy przewozowej. Wartość liczbową tonokilometra otrzymuje się przez pomnożenie liczby wyrażającej ciężar przewiezionego ładunku w tonach przez liczbę wyrażającą odległość, na którą ładunek został przewieziony, w kilometrach.

Praca przewozowa (samolotu) — wielkość dokonanego przez samolot przewozu, obejmująca zarówno ciężar ładunku, jak i przebytą z tym ładunkiem drogę. Miernikiem pracy przewozowej może być zarówno tonokilometr, jak i pasażerokilometr.

szereg wskaźników kosztowych, których ilustracją jest poniższe zestawienie. Zakładamy przy tym, że dla omawianego samolotu typu „X” przyjęto określone wskaźniki ekonomiczno-eksploatacyjne:

- roczny nalot godzin — 2000,
- prędkość przelotową — 960 km/godzinę,
- zdolność przewozową — 100 pasażerów (nie wliczając towaru),
- potencjał pracy przewozowej — 60 000 pkm/godzinę lotu,
- inne koszty w okresie eksploataowania samolotu aż do osiągnięcia pełnej amortyzacji na tym samym poziomie.

Rok eksploatacji	Roczna stopa amortyzacji	Wartość ewidencyjna	Amortyzacja w penach na godzinę lotu	Amortyzacja w penach na 1 pkm	Inne koszty na godzinę lotu	Inne koszty w penach na 1 pkm
	£	£			£	
1	120 000	960 000	60	0,24	910	3,64
2	120 000	840 000	60	0,24	910	3,64
3	120 000	720 000	60	0,24	910	3,64
4	120 000	600 000	60	0,24	910	3,64
5	120 000	480 000	60	0,24	910	3,64
6	120 000	360 000	60	0,24	910	3,64
7	120 000	240 000	60	0,24	910	3,64
8	80 000	160 000	40	0,16	910	3,64
9	80 000	80 000	40	0,16	910	3,64
10	80 000		40	0,16	910	3,64

1 080 000 £ = początkowy koszt zakupu samolotu.

Różne przyczyny sprawiają, że przedsiębiorstwo lotnicze staje przed koniecznością dokonania wyboru i zakupu sprzętu: mogą to być względy konkurencyjne, konieczność utrzymania wyrobionej na rynku lotniczym pozycji, nacisk ze strony przemysłu lotniczego, oferującego coraz to nowsze konstrukcje i inne. Podjęcie właściwej decyzji w tym względzie uzależnione jest od szeregu istotnych czynników i znanych już dzisiaj dostatecznie kryteriów oceny, a mianowicie:

1) w jakim dokładnie czasie nowy typ samolotu powinien być wprowadzony do eksploatacji w przedsiębiorstwie lotniczym, jeżeli uwzględnić typy samolotów eksploatowanych przez konkurencję i jeżeli znane są jej zamierzenia w zakresie modernizacji taboru lotniczego?

2) szczegółowe określenie wymagań w zakresie: wskaźników techniczno-ekonomicznych (prędkości, ciężary, koszty na godzinę lotu i in.);

3) ustalenie, czy przedsiębiorstwo zamierza zakupić samolot oferowany w wersji standardowej, czy wyposażony w urządzenia specjalne, wykonane na wyraźne życzenie odbiorcy;

4) wybór producenta sprzętu, z uwzględnieniem potrzeb określonych przez zainteresowane władze państwowe, tak pod względem polityki inwestycyjnej, jak i możliwości uzupełniających dostaw części i zespołów zamiennych w okresie eksploatacji itp.;

5) zatwierdzenie projektu i rozwiązania konstrukcyjnego sprzętu oferowanego przez producenta;

6) przeznaczenie we właściwym czasie odpowiednich środków finansowych na realizację zamówienia-dostawy;

7) określenie form współpracy z producentem w okresie budowy sprzętu i współpracy technicznej w dalszym okresie eksploatacji sprzętu;

8) określenie, w jakim stopniu aktualnie realizowany etap modernizacji taboru lotniczego jest zgodny z ogólnym, perspektywicznym planem rozwoju przedsiębiorstwa.

Z zamówieniem przez przedsiębiorstwo lotnicze konstrukcji zupełnie nowej wiąże się zawsze pewne ryzyko. Może się bowiem okazać, że pod koniec resursu eksploatacyjnego samolotu koszty wzrosną nieoczekiwanie, albo powstaną nieprzewidziane opóźnienia w postaci przedłużających się okresów międzyprzełotowych bądź też samolot po opuszczeniu wytwórni okaże się w pewnym stopniu „przestarzały” w porównaniu z innymi konstrukcjami równocześnie produkowanymi przez konkurencyjny przemysł lotniczy w innych krajach.

Analizując poszczególne czynniki, mające poważniejsze znaczenie przy doborze odpowiedniego typu samolotu, przedsiębiorstwo lotnicze może napotkać na pewne trudności, takiego rodzaju jak:

1) konieczność dostosowania konkretnego samolotu „X” do określonej trasy, względnie jej odcinka. Ostatecznie akceptowana konfiguracja kabiny pasażerskiej może być wersją kompromisową, wybraną na podstawie badania rzeczywistego wykorzystania oferowanej zdolności przewozowej na najlepszych trasach, lub ich odcinkach;

2) zapotrzebowanie na zwiększoną zdolność przewozową może mieć miejsce jednocześnie na kilku trasach, zwłaszcza w „szczytach letnim”;

3) koszty eksploatacji poszczególnych tras wykazują znaczne różnice w zależności od ich długości, stanu wyposażenia technicznego i ilości międzylądowań w

portach pośrednich. W wyniku tego linia wykazująca największe wpływy niekoniecznie musi przynosić największe zyski;

4) najważniejsza pora startów i lądowań w portach rozpoczęcia lotu i docelowych z punktu widzenia potrzeb pasażera może się okazać bardzo niedogodna ze względu na czas pracy personelu latającego czy obsługi eksploatacyjno-technicznej;

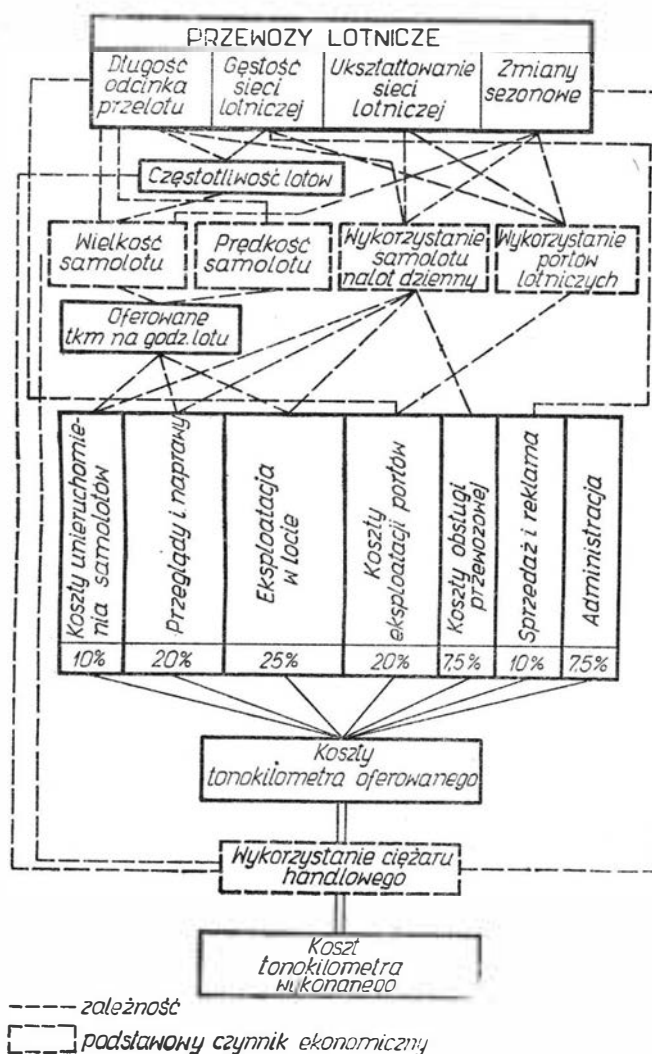
5) dostosowanie się do czasów startów i lądowań samolotów konkurencyjnych przedsiębiorstw lotniczych może znacznie zwiększyć koszty eksploatacji linii;

6) dążenie do rozwiązania tych problemów może nadmiernie obciążyć w pewnych określonych porach przelotowość portów i służby rezerwacji i sprzedaży, jak również kontroli ruchu lotniczego wskutek nasilenia ruchu samolotów.

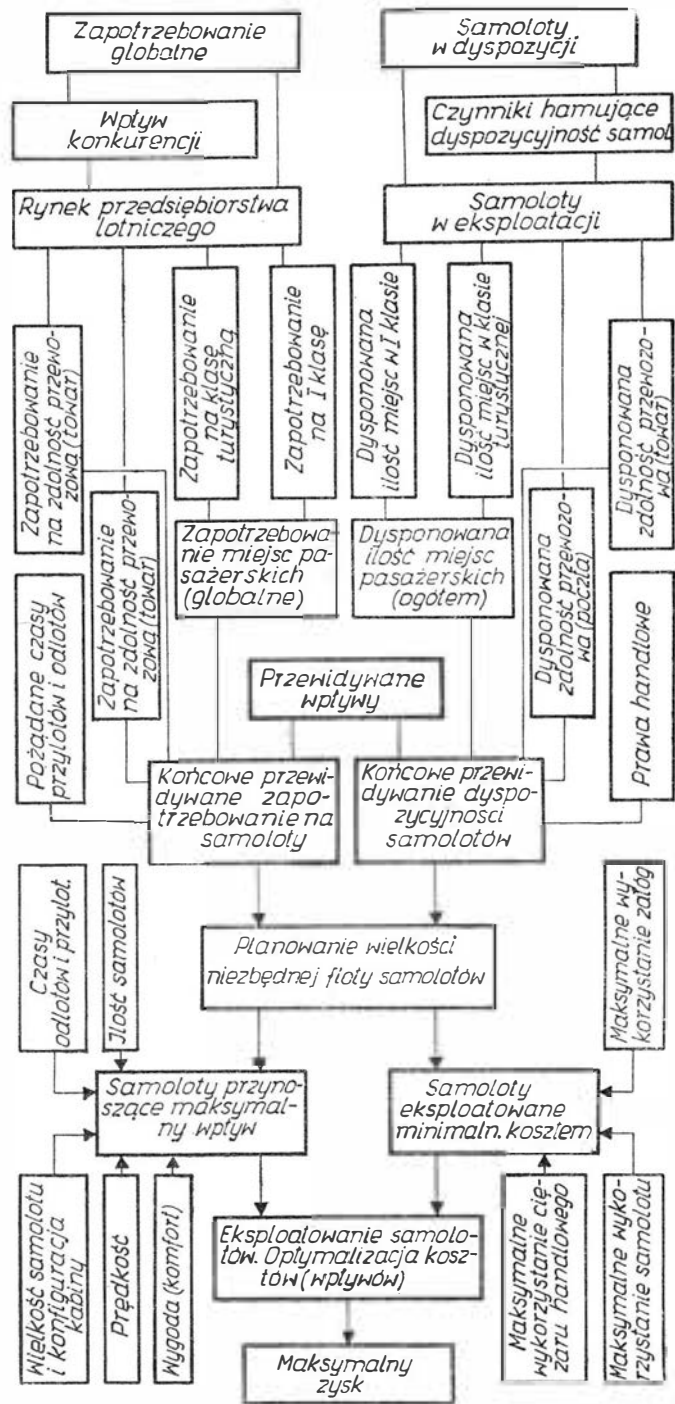
Stopień oddziaływania tych czynników na dobór samolotu „X” jest jednak trudny do ustalenia i w rezultacie przedsiębiorstwo lotnicze prowadzi swoje rozważania w oparciu o podstawowy miernik ekonomiczny, decydujący o kształtowaniu się rentowności eksploatacji — **koszt tonokilometra lub pasażerokilometra wykonanego** (patrz tablica 1 i 2).

Zespół podanych czynników ekonomicznych odgrywa później dużą rolę przy dokonywaniu oceny techniczno-ekonomicznej samolotu pod kątem doboru sprzętu najbardziej przydatnego dla przedsiębiorstwa lotniczego.

Tablica 1
Podstawowe czynniki decydujące o doborze najbardziej ekonomicznego samolotu dla przedsiębiorstwa lotniczego



Planowanie wielkości floty samolotów jako środek do zapewnienia maksymalnego zysku w przedsiębiorstwie lotniczym



Metoda doboru samolotu

W chwili obecnej istnieje szereg metod oceny przydatności oferowanego typu samolotu „X” dla potrzeb danego przedsiębiorstwa lotniczego. Najczęściej praktykowaną jest metoda przyjmująca za główne kryterium oceny **charakterystyki udźwigu** albo **wydajność przewozową**.

W rozważaniach nad tą metodą należy wstępnie wprowadzić szereg umownych definicji, takich jak:

- a) zdolność przewozowa = ciężar handlowy × zasięg,
- b) zdolność przewozową na godzinę lotu = ciężar handlowy × prędkość przelotowa.

Wydajność przewozowa zwiększa się przy tym w miarę wzrostu wyżej przytoczonych osiągnięć.

Innymi przyjętymi czynnikami są:

- c) ciężar handlowy × prędkość przelotowa × zasięg,

- d) $\frac{\text{ciężar handlowy} \times \text{zasięg}}{\text{ciężar całkowity do startu}}$
- e) $\frac{\text{ciężar handlowy} \times \text{prędkość}}{\text{ciężar całkowity}}$
- f) $\frac{\text{ciężar handlowy} \times \text{prędkość} \times \text{zasięg}}{\text{ciężar całkowity}}$
- g) $\frac{\text{ciężar handlowy} \times \text{prędkość} \times \text{zasięg}}{\text{ciężar paliwa}}$

Czy rzeczywiście współczynniki te mówią konkretnie o „wydajności” samolotu? Rysunek 1 odpowiada częściowo na to pytanie. Przedstawienie graficzne w.w. wielkości w odniesieniu do kilku eksploatowanych typów samolotów komunikacyjnych, wskazuje na to, że:

- a) charakterystyki udźwigu są wyznaczane bez uwzględnienia różnych czynników zmiennych,
- b) uzyskane w ten sposób wyniki otrzymano z przemnożenia wartości maksymalnych, które w zasadzie nie są zbliżone z wartościami optymalnymi,
- c) szacowanie ogranicza się jedynie do danych wymiennych z pominięciem innych istotnych danych, np. kosztowych,
- d) w rozważaniach tego typu nie są brane pod uwagę specyficzne warunki eksploatacji, jakie dominują w danym (badanym) przedsiębiorstwie lotniczym.

Zastosowanie wzoru oceny „wydajności samolotu”

Inną metodą, którą posługuje się szereg europejskich przedsiębiorstw lotniczych, jest rozszerzenie poprzedniej metody, wyrażone wzorem wydajności samolotu Q, przy czym punktem wyjścia są tutaj również charakterystyki ciężarów:

$$Q = \left\{ \frac{0,54 n \frac{C_a}{C_w} (1-p)}{b \cdot R \cdot (2 - B_R/G)} - 0,001 \right\} V_z \quad (1)$$

gdzie:

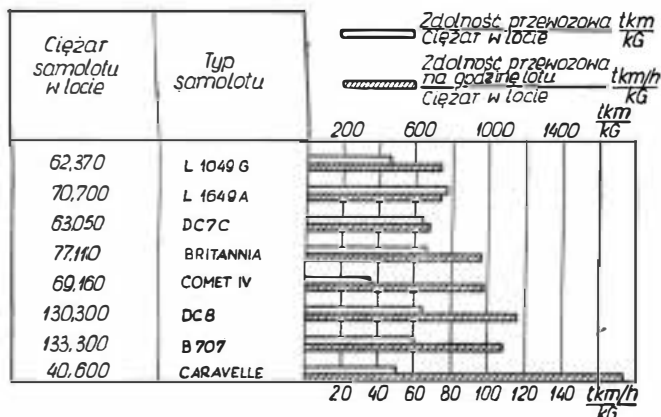
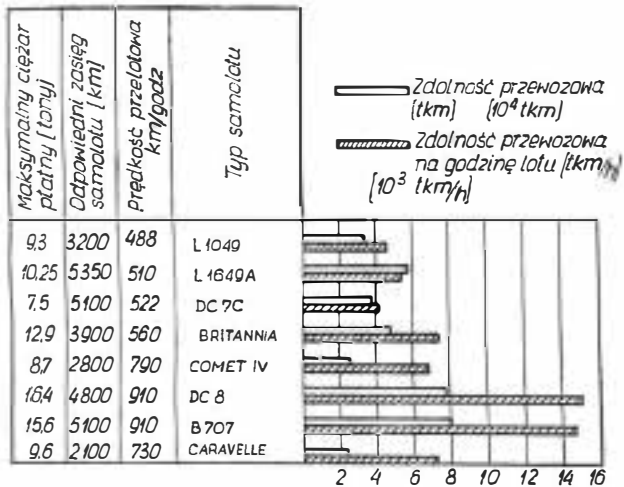
- n = wydajność śmigła *),
- $\frac{C_a}{C_w}$ = doskonałość maksimum,
- p = $\frac{\text{ciężar pustego samolotu} + \text{ciężar załogi} + \text{ciężar paliwa}}{\text{ciężar w locie}}$
- $V_z = \sqrt[3]{V_{\max}}$ (km/godz),
- B_R = ciężar paliwa (w kilogramach),
- R = zasięg (km),
- b = zużycie jednostkowe paliwa (w kG/KM/godz).

Wyższość tej metody nad poprzednią polega na tym, że oprócz charakterystyki ciężarów wprowadza ona inne elementy, związane z aerodynamicznymi właściwościami samolotu i samych zespołów napędowych.

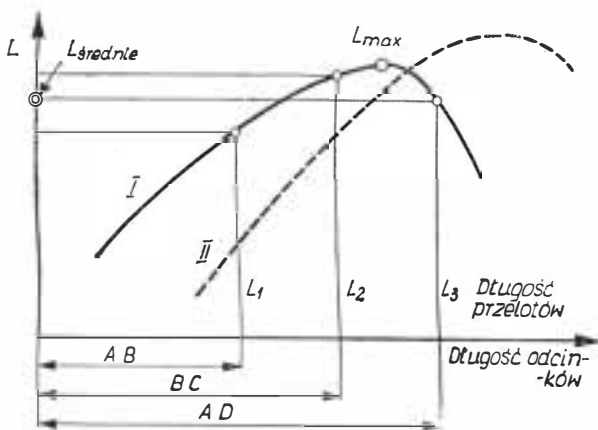
Większą dokładność można uzyskać stosując we wzorze zamiast maksymalnych wartości długości odcinków dystans rzeczywiście zaplanowany do przelotu przez dany samolot. Poprawka ta stanowi pewne udoskonalenie metody w oparciu o parametr zmienny — długość odcinka przelotu.

Rysunek 2 wyjaśnia koncepcję tego rodzaju. Wielkość L_{\max} przyjęta jako kryterium wydajności samolotu na danej trasie zastąpiona jest w takim przy-

*) Metoda opracowana dla samolotów tłokowych.



1. Charakterystyki eksploatowanych samolotów komunikacyjnych



2. Ocena długości przelotu

padku wartościami odcinków $L_1, L_2, L_3, \dots, L_4$, reprezentujących długości odcinków przelotów AB, BC itd.

Planowanie wielkości floty samolotów

Z wyborem nowego typu samolotu wiąże się ściśle określenie zadań, jakie ma on wykonać w przedsiębiorstwie lotniczym i wielkość floty (ilości egzemplarzy na stanie przedsiębiorstwa) potrzebnych do zapewnienia normalnej eksploatacji. Wchodzi tu w grę ponownie szereg zmiennych czynników, które mają dać odpowiedź na pytanie: jaka ilość samolotów typu „X” jest niezbędna do obsłużenia określonej sieci połączeń lotniczych z daną częstotliwością lotów, przy założonej prędkości przelotowej i planowanym sezonowo rozkładzie lotów.

Zagadnienie to rozpatrywane pod kątem potrzeb całej sieci połączeń eksploatowanej przez dane przedsiębiorstwo lotnicze można podzielić w sposób następujący:

- 1) ogólna ilość, wielkość i typy (charakterystyka techniczna) samolotów wchodzących w skład floty (parku) przedsiębiorstwa lotniczego,
- 2) konfiguracja (rozwiązanie wewnętrzne) kabiny pasażerskiej z określeniem ilości miejsc pasażerskich w poszczególnych klasach (I, Y) ^{*)},
- 3) wymagania w zakresie obsługi technicznej (naprawy, przeglądy),
- 4) wielkość niezbędnej rezerwy eksploatacyjnej (samolotów zapasowych).

Natomiast w odniesieniu do konkretnych tras czy ich odcinków:

- 1) zapotrzebowanie na zdolność przewozową (pasażerską, towarową),
- 2) zapotrzebowanie na zdolność przewozową (wg kategorii i klas I, Y),
- 3) określona częstotliwość kursowania samolotów na trasie (odcinku trasy),
- 4) określone czasy startów i lądowań (wg rozkładu lotów),
- 5) ilość, typy samolotów i częstotliwość kursowania i rozkład lotów konkurencyjnych przedsiębiorstw lotniczych, obsługujących tę samą trasę.
- 6) wysokość taryf pasażerskich i towarowych ^{**)}.
- 7) przeciętne koszty eksploatacji (właściwe dla danej trasy, odcinka),
- 8) ilość załóg lotniczych, jaką dysponuje przedsiębiorstwo dla danej trasy,
- 9) stan wyposażenia portów lotniczych i pomocy w zakresie obsługi przewozowej itd.,
- 10) procentowy wskaźnik „wyłączeń” samolotów z eksploatacji z przyczyn nieprzewidzianych (wskaźnik statystyczny).

W praktyce jednak, ze względu na brak kompletnych danych, ocenę wielkości floty samolotów „X” przeprowadza się korzystając z danych podstawowych, takich jak:

- P — całkowita ilość pasażerów do przewiezienia w rozważanym sezonie przewozów,
- n — ilość miejsc do dyspozycji w samolocie typu „X”,
- λ — współczynnik wykorzystania miejsc,
- D — ilość lotów przewidywana na dany sezon

$$\text{otrzymujemy } D = \frac{P}{n \cdot \lambda} \quad (2)$$

skądinąd, jeśli:

- t_F — czas lotu (tam i z powrotem) w godzinach,
- t_w — niezbędny czas postoju (ze względu na obsługę techniczną) w każdym locie tam i z powrotem (w godzinach),
- t_L — czas postoju samolotu na ziemi, między dwoma następującymi po sobie lotami (w godzinach),
- t_d — $t_F + t_w + t_L$ = całkowity czas potrzebny na wykonanie lotu tam i z powrotem (w godzinach),
- d_m — maksymalna ilość lotów możliwa do wykonania przez 1 samolot typu „X” podczas sezonu przewozowego,

^{*)} Y — oznaczenie klasy turystycznej (ekonomicznej).

^{**)} W rozważaniach pominięto wysokość taryf innych środków transportu.

S = czas trwania sezonu (w godzinach)
to otrzymamy

$$d_m = \frac{S}{t_F + t_w + t_L} = \frac{S}{t_d} \quad (3)$$

Należy jednakże wziąć pod uwagę, że większe przeglądy techniczne, dokonywane w określonych odstępach czasu powodują nieraz dłuższe wyłączenia samolotów z eksploatacji albo odwoływania niektórych lotów.

Przyjmując zatem czas wylatany przez samolot w przeciągu sezonu

$$T_F = d \cdot t_F \quad (4)$$

gdzie:

d — ilość lotów wykonywanych przez samolot „X” faktycznie w czasie sezonu. Ponadto zaś:

T_K — czas wylatany przez samolot pomiędzy dwoma przeglądami,

n_K — ilość przeglądów kontrolnych w ciągu sezonu otrzymujemy:

$$n_K = \frac{T_F}{T_K} \quad (5)$$

Jeżeli przyjmujemy dalej:

t_K — czas potrzebny na wykonanie jednego przeglądu kontrolnego,

T_A — ilość godzin odpowiadająca nie wykonanym lotom w sezonie (z przyczyn technicznych),

otrzymujemy

$$T_A = n_K \cdot t_K \quad (6)$$

Jeżeli:

d_A = ilość wyłączeń z eksploatacji (odwołanych lotów), wówczas otrzymujemy:

$$d_A = \frac{T_A}{t_d} = \frac{n_K \cdot t_K}{t_d} = \frac{T_F}{T_K} \cdot \frac{t_K}{t_d} \quad (7)$$

$$d = d_m - d_A = \frac{S}{t_d} - \frac{d \cdot t_F}{T_K} \cdot \frac{t_K}{t_d} \quad (8)$$

Zaś Z ilość potrzebnych samolotów wyniesie:

$$Z = \frac{D}{d}$$

albo:

$$Z = \frac{P}{n \cdot \lambda} \cdot \frac{t_d}{S} \left(1 + \frac{t_F}{t_d} \cdot \frac{t_K}{T_K} \right) \quad (9)$$

gdzie:

$$Z_z = \frac{t_F}{t_d} \cdot \frac{t_K}{T_K} \quad (10)$$

stanowi liczbę samolotów dodatkowych (zapasowych) niezbędną do uzupełnienia stanu liczebnego floty, zmniejszonego o ilość samolotów unieruchomionych na przeglądach technicznych.

Literatura

ITA, Documenta

Wilckens V.: „Erstellung eines Verfahrens zur Ermittlung der Güte von Verkehrsflugzeugen”. Westdeutscher Verlag, Köln.

Barry W.: „Airline Management”, London 1965.

KRONIKA

● Podajemy kilka informacji o lotniczej działalności polskich inżynierów i naukowców za granicą.

◆ Inż. *Frank Lewicki* jest specjalistą-aerodynamikiem w zakładach „Boeing”; należał on do zespołu, który skonstruował 500-osobowy samolot pasażerski 747.

◆ Szefem ekipy nadzorującej próby pojazdu księżycowego „Apollo” jest inż. *Ted Bielawski*. Koordynuje on m.in. współpracę między NASA i firmą „Beech Aircraft”, która zbudowała pojazd. Poprzednio Bielawski kierował próbami rakiety „Titan I”.

◆ *Stanley Kowal* jest jednym z czołowych konstruktorów sztucznych satelitów Ziemi „Geos”, pracuje w laboratorium fizyki stosowanej.

◆ W zakładach produkcji rakiet kosmicznych w Tarzana w zespole konstrukcyjnym wyróżnia się inż. *Niestuchowski*.

◆ *Ray Okonski* jest dyrektorem wydziału usług specjalnych w koncernie Michigan Dynamics. Zadaniem tego wydziału (powstałego z inicjatywy Okonskiego) jest świadczenie usług naukowych dla firm dostarczających wyposażenie dla NASA. Special Services Division pracuje obecnie nad tak różnymi problemami jak: technologia gładzenia powierzchni najtwardszych stopów metali, opracowanie przyrządów, które mierzą zapylenie oddziałów montażu aparatury precyzyjnej lub projektowanie opakowań dla najczulszej aparatury elektronicznej dla rakiet kosmicznych. Siedziba laboratoriów mieści się pod Detroit.

◆ Jednym z kandydatów na przyszłych astronautów amerykańskich jest kapitan lotnictwa USA *Lawrence Smulczyński*.

Ostatnio przeszedł on 60-dniową próbę podróży kosmicznej w kabine, w której stworzono warunki podobne do tych, jakie panować będą w laboratorium orbitalnym.

◆ Inżynierowie *Casimir Laskowski* i *Robert Sielski* są naczelnymi projektantami kolei jednoszynowej, która ma połączyć lotniska O'Hara i Midway w Chicago. Projekt przewiduje zdolność przewozową 10 tysięcy osób na godzinę, będzie on ukończony w bieżącym roku.

◆ W laboratorium badawczym koncernu „Boeing” w Pasadena pracuje 18 inżynierów polskiego pochodzenia.

● Na warszawskim Cmentarzu Komunalnym na Powązkach odbył się uroczysty pogrzeb zasłużonego lotnika, jednego z współorganizatorów i pilotów Ludowego Lotnictwa Polskiego, cenionego dowódcy i wychowawcy licznych kadr polskich skrzydeł, zastępcy szefa inspektoratu lotnictwa — gen. bryg. pil. Michała Jakubika. Nad grobem pożegnał zmarłego główny inspektor lotnictwa gen. dyw. pil. J. Rączkowski.

● XVI Lot Południowo-Zachodniej Polski im. Fr. Żwirki został w 1966 r. podniesiony do rangi Samolotowych Mistrzostw Polski. W zawodach brało udział 14 załóg na samolotach „Jak-18”. Rozegrano 5 konkurencji nawigacyjnych, w tym uzyskała jedną w nocy. Zwycięstwo (z poważną przewagą punktów) i tytuł mistrzowski odniosła załoga Aeroklubu Śląskiego w składzie: pilot Wł. *Gawlik* i nawigator St. *Bryzgalski*. Drużyna lokatę uzyskał zespół z Gdańska.

● Opinia publiczna została ostatnio poruszona artykułami „Życia Warszawy”, w których opisano perypetie z wyjazdem szybowcowego mistrza świata *E. Makulę* do Santiago de Chile, w celu odebrania Medalu Lilienthala, przyznawanego Edkowi przez FAI. Niedoleństwo i niedbalstwo GKKiF oraz APRL, które miały wyjazd sfinalizować — jest zdumiewające. A przecież to wartościowe trofeum w ciągu 28 lat przyznano zaledwie 19 pilotom, zaś w tym 3 Polakom.

● Korzystając z halnego wiatru i korzystnej fali wznoszącej, piloci szybowcowi Aeroklubu Tatrzańskiego z Nowego Targu uzyskali znakomite wyniki. Rekordzista świata *S. Józefczak* osiągnął przewyższenie 11 tys. m. (zaledwie 700 m poniżej swego rekordu świata). Zaś pilot — *J. Tarczon* uzyskał 8,5 tys. m przewyższenia i zdobył diament do złotej odznaki szybowcowej. Ogółem w Nowym Targu i Jeleniej Górze gigantyczne fale pozwoliły uzyskać 15 diamentowych przewyższeń ponad 5000 m.

● Śląskie lotnictwo sanitarne nawiązało współpracę z Górskim Ochotniczym Pogotowiem Ratowniczym w Beskidach. Wytyczono już pierwsze lądowiska dla śmigłowców. Mieszczą się one w Szczyrku, obok Domu Turysty, w Zwardoniu i w Wiśle Centrum w pobliżu Domu Zdrojowego. Góskie lądowisko urządzone także obok leśnictwa „Czarne” w Szczyrku Górnym oraz na hali Jaworzyny i Skrzycznem.

Errata

do artykułu prof. H. Mustera „Podstawowe wymagania doboru materiałów do budowy pojazdów kosmicznych” opublikowanego w nrze 9/66 TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ nie wydrukowano literatury:

- [1] *Murphy A. J.*, *Brit. I.*: Interplan Soc., 1962, 18, 324.
- [2] *Untersee Ph. A.*, *Ramirez R.*: Cem. Week, 1965, 8, 82.
- [3] *Materials Space/Aeronaut.*, 1963, 40, Nr 2, 213.
- [4] *Kennedy A. J.*: „New materials for astronautics”, Mater. Space — Technol., London Iliffe Books Ltd., 1963.

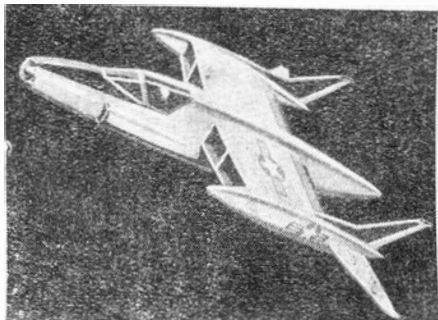
SPECJALNA WERSJA SAMOLOTU TRANSPORTOWEGO LOCKHEED „HERCULES”

Amerykańskie siły powietrzne rozważają budowę specjalnej wersji samolotu Lockheed C-130 „Hercules” przeznaczonej do typowych zadań w strefie przyfrontowej. Wersja ta byłaby m.in. zaopatrzona w silniejsze podwozie o rozstawie kół 6,10 m zamiast jak dotychczas 4,27 m i o ogumieniu 56 × 30 — 15 zamiast 56 × 20 — 20 oraz w silniki Allison T56-A-15 o mocy 4650 KM. Typowy przykład zastosowania samolotu jest następujący: start z ładunkiem 9070 kG i przelot na odcinku 185 km; lądowanie na lotnisku pomocniczym, przy czym dobieg nie powinien przekraczać 210 m; start po rozładowaniu samolotu z rozbiegiem nie przekraczającym 115 m i powrót do bazy. Maksymalny zasięg samolotu pustego wynosi 7780 km, a z ładunkiem 17460 kG — 5200 km.

W. K.

SAMOLOT BOJOWY PIONOWEGO STARTU ADAM 2

Firma Ling-Temco-Vought Aerospace Corp. opracowała projekt sa-



molotu bojowego ADAM 2 w oparciu o własną koncepcję samolotów V/STOL. Zasada projektu polega na przepływie strumienia powietrza wewnątrz skrzydła samolotu, przy czym kierunek strumienia podlega sterowaniu — w czasie startu lub zawisu jest on odchylony pionowo w dół. Do napędu służą zabudowane w skrzydle silniki dwuprzepływowe o dużym stosunku wydatków. Firma ma zbudować model do badań tunelowych, który będzie badany w ośrodku badawczym w Langley.

W. K.

SAMOLOT ZE SZTUCZNEGO TWORZYWA

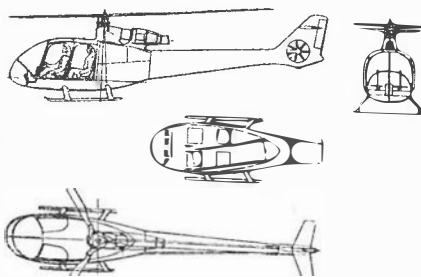
Rozpoczęły się próby w locie prototypu cztermiejscowego samolotu turystycznego Wassmer WA.50 o konstrukcji skorupowej wykonanej z tworzywa sztucznego — z poliesterów wzmocnionych włóknem szklanym. Poszczególne elementy konstrukcji są odlewane i za pomo-

cią klejenia łączone z usztywniaczami i innymi częściami. Na pokrycie zastosowano stop lekki. Samolot jest wolnonośnym dolnopłatem z elektrycznie wciągającym trójkołowym podwoziem i silnikiem Lycoming O-320 o mocy 150 KM lub O-360-A1D o mocy 180 KM. Rozpiętość samolotu wynosi 8,60 m, powierzchnia skrzydła ok. 12 m², wydłużenie skrzydła 6,4, ciężar własny 570 kG, maksymalny ciężar startowy 1000 kG, prędkość przelotowa 200 km/h.

W. K.

LEKKI FRANCUSKI ŚMIGŁOWIEC ROZPOZNAWCZY

Firma Sud-Aviation buduje lekki śmigłowiec rozpoznawczy SA.340



będący pochodną śmigłowca „Alouette”. Śmigłowiec jest wyposażony w trójłopatowy bezprzegubowy (sztywny) wirnik nośny o średnicy 9,20 m, w statecznik wysokości i statecznik kierunku ze sterem. W stateczniku kierunku umieszczono wirnik ogonowy o średnicy 0,60 m. Do napędu zastosowano silnik turbinowy Turbomeca „Astazou” 2A (bez oddzielnej turbiny napędowej) o mocy ok. 500 KM. Prędkość maksymalna śmigłowca wynosi 250 km/h, a zasięg — 780 km.

W. K.

WŁOSKI ŚMIGŁOWIEC DO ZWALCZANIA ŁODZI PODWODNYCH

Rozpoczęto próby w locie jednoosobowego śmigłowca Agusta 106 przeznaczonego do zwalczania łodzi



podwodnych. Śmigłowiec jest napędzany silnikiem turbinowym Turbomeca-Agusta TAA 230, który może pracować na różnych paliwach. Całkowicie metalowe łopaty wirnika nośnego i śmigła ogonowego są składane, dzięki czemu śmigłowiec może być transportowany przez mniejsze jednostki morskie. Prosta

konstrukcja śmigłowca ułatwia jego obsługę.

W. K.

SATELITA METEOROLOGICZNY „NIMBUS” 2

15 maja 1966 roku wystrzelono z bazy Vandenberg za pomocą rakiety TAT-„Agena” B drugiego satelitę meteorologicznego serii „Nimbus”, który wszedł na orbitę o następujących parametrach: perigeum 1105 km, apogeum 1168 km, inklinacja 80°, okres jednego okrążenia Ziemi ok. 108 min. Orbita ta jest synchroniczna względem Słońca, tzn. że satelita przelatuje ponad pewnym punktem Ziemi stale w tym samym czasie dnia i nocy.

Zorientowany względem Ziemi satelita rozpoczął w osiem godzin po wystrzeleniu przekazywanie pierwszych zdjęć meteorologicznych. Ma on poza tym wykonać następujące zadania: określić dane do studiów albedo Ziemi, fotografować Ziemię w dzień i w nocy na filmach normalnych oraz czułych na promieniowanie podczerwone, przeprowadzać obserwacje pogody dla celów badawczych i do wykorzystania przez biura pogody.

W tym celu „Nimbus” 2 został wyposażony w trzy kamery telewizyjne Vidikon, które łącznie mogą wykonywać 1300 zdjęć dziennie z rozdzielczością 800 m w środku obrazu; kamerę do zdjęć dziennych z rozdzielczością 3200 m w środku obrazu, przy czym zdjęcia są przekazywane bezpośrednio do stacji naziemnych o prostym wyposażeniu; urządzenie do pomiaru promieniowania podczerwonego do zdjęć nocnych o dużej rozdzielczości, nadających się do bezpośredniego przekazywania; urządzenie na podczerwień o średniej rozdzielczości do pomiarów albedo.

Satelita ma wysokość 3,05 m, szerokość wzdłuż ramion mocujących przetworniki energii słonecznej 3,35 m, ciężar 414 kG (z tego 53,5 kG przypada na konstrukcję satelity). Jako źródło prądu służy 10 500 przetworników energii słonecznej, zamocowanych na dwóch ramionach, i osiem baterii kadmio-niklowych. Do stabilizacji i sterowania zastosowano przelicznik, który w oparciu o dane dostarczane przez dwa czujniki na podczerwień uruchamia kola bezwładnościowe lub freonowe dysze sterujące.

W. K.

JAPOŃSKIE RAKIETY NOŚNE

W Japonii trwają prace mające na celu umieszczenie na orbicie sztucznego satelity. Przeprowadza się m.in. próby z kulistym silnikiem raketowym na paliwo stałe. Po zakończeniu rozpoczętych jeszcze w 1960 roku prób statycznych, przeprowadza się obecnie próby w locie, po czym silnik ten ma być

zastosowany jako czwarty stopień konwencjonalnej trzystopniowej rakiety na paliwo stałe.

Najpoważniejszym japońskim programem kosmicznym jest rozwój rakiety nośnej Mu, do której opracowuje się duży silnik raketowy na paliwo stałe M-10 o ciągu 907 000 kG. W marcu 1964 roku przeprowadzono próby statyczne silnika M-20, którego długość wynosi 1/3 długości silnika M-10, a w roku 1965 rozpoczęto próby statyczne właściwego silnika M-10. W ośrodku raketowym w Kagoshima kończy się budowę urządzeń startowych. Pierwszą doświadczalną rakieta nośną zaopatrzoną w silnik M-10 będzie rakieta My-2, która wyniesie na wysokość 700 km rakieta trzeciego i czwartego stopnia.

W. K.

SILNIK RAKIETOWY O ŚREDNICY 6,6 M

Firma Aerojet-General przeprowadziła próbę statyczną silnika raketowego na paliwo stałe o średnicy 6,6 m. Silnik pracował przez 114 sek rozwijając prawie maksymalny ciąg, dopiero później zaobserwowano jego spadek; ciąg o dostatecznej wartości silnik wytwarzał przez 129,9 sek. Największy ciąg, jaki zmierzono, wynosił 1 590 000 kG. Maksymalne ciśnienie w komorze spalania wynosiło 42,25 kG/cm² (ciśnienie obliczeniowe — 42,46 kG/cm²); zostało ono osiągnięte w 40 sek po uruchomieniu silnika. Następna próba statyczna tego rodzaju silnika jest przewidziana na rok 1967, przy czym ma być zastosowana dysza wylotowa nowego typu i paliwo o większej szybkości spalania.

W. K.

TUNEL AERODYNAMICZNY DO SAMOLOTÓW V/STOL

W związku ze wzrastającym zainteresowaniem samolotami pionowego i skróconego startu firma Hawker Siddeley zdecydowała się w końcu 1960 roku na budowę tunelu aerodynamicznego, który nadawałby się do badań modeli tego rodzaju samolotów. Obecnie tunel taki pracuje już w Hatfield i jest wykorzystywany wspólnie przez firmy Hawker Siddeley i Dornier-Werke w pracach rozwojowych nad samolotem transportowym pionowego startu i myśliwcem P.1127.

W tunelu mogą być badane modele o rozpiętości do 1,8 m, przy czym podłoga przestrzeni pomiarowej jest podnoszona i opuszczana w celu symulowania startu i lądowania. Prędkość powietrza w tunelu jest tak dobierana, aby odpowiadała ona startom i lądowaniom o różnych długościach. Do modelu jest doprowadzane sprężone powietrze, które uchodząc z modelu odpowiednimi otworami odtwarza pionowy i poziomy ciąg silników. Powietrze to jest podgrzewane, co pozwala na badanie zagadnień związanych z zasysaniem przez silniki gorących gazów wylotowych.

Tunel ma obieg otwarty z uwagi na dodatkowe powietrze doprowadzane do głównego strumienia tunelu przez „silniki” badanego modelu. Dym powstający przy podgrzewaniu powietrza doprowadzanego do modelu jest wykorzystywany do wizualizacji przepływu. Napęd tunelu stanowi siedem wentylatorów. Napęd wielowentylatorowy ma tę zaletę, że pozwala na kontynuowanie badań w przypadku uszkodzenia jednego z wentylatorów oraz umożliwia prostą regulację prędkości strumienia i osiąganie bardzo małych prędkości przez wyłączenie z pracy poszczególnych wentylatorów.

W.K.

SZEROKIE MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA URZĄDZEŃ MICROVISION

Opisywany już w „Nowościach” system Microvision firmy Bendix Corp. jest stosowany w przypadku złych warunków atmosferycznych lub w okolicznościach wynikających ze względów taktycznych w czasie działań wojennych. Urządzenie odbiera sygnały z radarowych markerów zabudowanych na innych samolotach lub na ziemi i przerabia je w ten sposób, że występują one jako znaki świetlne w polu widzenia pilota. Odtwarzając oświetlenie pasa startowego lotniska cywilnego lub nie oświetlony pas startowy lotniska wojskowego system Microvision nadaje się do lądowania przy zerowej widzialności w dzień lub w nocy; system umożliwia poza tym wytyczanie korytarzy powietrznych i tras nad nieznanymi obszarami oraz oznaczanie miejsc zrzutów zaopatrzenia w złych warunkach atmosferycznych lub w nocy, ułatwiając utrzymanie w tajemnicy miejsca zrzutów. Urządzenie ułatwia wreszcie loty grupowe samolotów lub śmigłowców przy słabej widzialności przez zastosowanie pokładowych nadajników radarowych (np. w przypadku śmigłowców nadajnik można zabudować na końcu łopaty wirnika nośnego).

W.K.

SYMULATOR LOTU Z BARWNĄ WIZUALIZACJĄ

Na symulatorach samolotu Vickers VC10 linii lotniczych BOAC (British Overseas Airlines Corporation) zastosowano system barwną wizualizacji opracowany przez firmę Redifon. Umieszczony na ścianie model lotniska o wymiarach 14,5 × 4 m, co odpowiada wymiarom rzeczywistym 14,5 × 4 km, jest oświetlony kilkoma rzędami lamp tungstenowych o łącznej mocy do 180 kW. (Ciepło wypromieniowywane przez oświetlenie było jednym z najważniejszych problemów, które należało rozwiązać, ze względu na jego wpływ na materiał użyty do budowy modelu). Wzdłuż modelu przesuwana jest kamera telewizyjna zaopatrzona w specjalny układ soczewek. Kamera ma stopnie swobody względem osi x, y i z. Rucho kamery są zgodne z wysyłany-

mi przez symulatory sygnałami dotychczasowymi prędkości, wysokości i położenia w naśladowanym locie. Obraz modelu jest rzutowany na ekrany umieszczone w kabinie symulatora w miejscu przednich szyb. Obraz jest widziany na każdym z ekranów z obu foteli pilotów. Obraz jest barwny trójwymiarowy i bardzo realistyczny. Symulowany jest poza tym hałas wywoływany przez silniki i podwozie, brak jest jedynie efektu przyspieszeń. Widzialność lotniska może być zmieniana od 6,5 km do 90 m. Do wysokości 460 m mogą być również odtwarzane efekty chmur i mgły. Realizm odtwarzania jest zwiększony przez zastosowanie specjalnych filtrów, np. podczas symulowania przebijania chmury, gdy wygląd przebijanej chmury stopniowo się zmienia, a w dole występuje efekt mknących drobnych obłoków. Model lotniska uwzględnia światła pasów startowych, światła podchodzenia i inne.

Koszt opisanego urządzenia wynosi ok. 100 000 funtów sterlingów, urządzenie to jednak pozwala zaoszczędzić rocznie ok. 80 000 funtów, dzięki ograniczeniu lotów związanych ze szkoleniem pilotów i okresowym sprawdzaniem pilotażowych umiejętności załóg. Urządzenia barwną wizualizacji zamówiła już NASA do doświadczalnych symulatorów; marynarka angielska dysponuje dwoma urządzeniami tego typu z modelami lotniskowców, a linie lotnicze Western Air Lines zamówiły jedno urządzenie.

W.K.

RURKOWA KONSTRUKCJA LEKKA

Na samolocie służbowym MFB 320 „Hansa” zastosowano na krawędzi natarcia skrzydła skrzela, których budowa stanowi przykład zastosowania nowego rodzaju konstrukcji lekkiej przeznaczonej do budowy obciążonych elementów lotniczych. Od zwykłej metalowej konstrukcji przekładkowej różni się ona rdzeniem składającym się z szeregu rurerek. Rdzeń tego typu zmniejsza ciężar i koszt wykonania konstrukcji, ułatwia obróbkę i zapewnia większą wytrzymałość. Wadą jest mała odporność na temperatury sięgająca tylko 150 °C.

W.K.

NOWY RODZAJ STOPU NA ŁOPATKI TURBINOWE

Firma Pratt and Whitney opracowała nowy materiał na łopatki turbin silników lotniczych noszący oznaczenie PWA 1409 i określany jako stop jednokrystaliczny. Badania laboratoryjne wykazują, że nowy stop zapewnia czterokrotnie większą trwałość wykonanych z niego łopatek turbinowych niż dotychczas stosowane materiały. Wykazuje on poza tym wyjątkowo dużą odporność na uderzenia cieplne i dzięki temu nadaje się również na chłodzone powietrzem części silników. Zarówno sam stop, jak i jego obróbka zostały opatentowane.

W.K.

Roczny spis treści za 1966 rok

Zagadnienia ogólne		Nr. Str.		Nr. Str.
V Kongres Techników Polskich		1 — 1		
Do naszych dotychczasowych i przyszłych czytelników		1 — II okł.		
O akcjach lotniczych w rolnictwie		1 — 21		
Wspomnienie o mgrze inż. J. Paczcoskim		1 — II okł.		
Główne kierunki działalności Federalnej Agencji Lotniczej FAA		3 — 20		
W piątą rocznicę pierwszego kosmicznego lotu Człowieka — Z. Pączkowski		4 — 1		
Koszt jednostkowy jako miara ekonomiczności samolotów — H. Radziszewska		4 — 16		
Działalność Komitetu Technicznego IATA — W. Krysiak		4 — 22		
Zagadnienia lotnicze i pokrewne na XII Seminarium Otwartym z Akustyki — A. Rudiuk		5 — 19		
O niektórych ekonomicznych aspektach subsydiowania przedsiębiorstw lotniczych — St. Michatowski		5 — 20		
Uniwersalna Klasyfikacja Dziesiąta cywilnych statków powietrznych		8 — 28		
Trzy zebrania		9 — 26		
Bezpieczne lądowanie przy każdej pogodzie — S. M. Kotodłyński		12 — 15		
Aerodynamika i mechanika lotu				
Kilka uwag o badaniach aerodynamicznych lotki z kompensacją wewnętrzną — R. Romanowski		4 — 3		
Niektóre zagadnienia aerodynamiki statku kosmicznego — Z. Brodzki		7 — 1		
Silniki lotnicze i raketowe				
Źródła i przemiany energii w nowych napędach raketowych — M. Łyżwiński		1 — 2		
Zwalczanie hałasu wywoływanego przez strumienie gazu spalinowego, część III — T. Rajpert		1 — 6		
Tendencje rozwojowe raketowych napędów termicznych — M. Łyżwiński		2 — 10		
		3 — 1		
Wpływ wody w paliwie na pracę silnika turbino-owego — R. Bekiesiński, H. Rzewski		3 — 6		
Nowa izotopowa metoda pomiaru ciężaru właściwego gazów uchodzących z dyszy turbino-owego silnika odrzutowego — J. Lewitowicz		4 — 5		
Zastosowanie wlotu lemniskatowego do pomiaru wydatku — Z. Lisewski		5 — 13		
Filtracja paliw silników turbinowych w niskich temperaturach otoczenia — R. Bekiesiński, H. Rzewski		6 — 6		
Spalanie stabilne w silnikach raketowych z ziarnami rurowymi — W. Dichter		8 — 1		
Osiągnięcia firmy Rolls-Royce w dziedzinie lotniczych silników turbinowych — W. Kordziński		8 — 6		
Niektóre problemy zwiększania trwałości silników turbinowych — S. Szczeciński		9 — 21		
Spalanie naddźwiękowe oraz jego zastosowanie w hipersonicznych silnikach strumieniowych, część I — P. Wolański		10/11 — 18		
Wpływ upustu za sprężarką na parametry turbino-owego silnika odrzutowego — T. Gajewski		10/11 — 24		
Spalanie naddźwiękowe oraz jego zastosowanie w hipersonicznych silnikach strumieniowych, część II — P. Wolański		12 — 8		
Wytrzymałość				
Metoda obliczenia stateczności dynamicznej szybowców oraz obciążenia usterzenia wysokości podczas brutalnego sterowania z uwzględnieniem elastyczności skrzydła — W. Łanecka-Makaruk		2 — 1		
Pomiar odkształceń metodą elastooptyki w świetle odbitym — K. Turski		2 — 7		
		3 — 12		
Pomiary drgań w technice lotniczej — W. Makulski		4 — 8		
Obciążenia zmęczeniowe wałów korbowych silników lotniczych — S. Szczeciński, J. Weiss		7 — 8		
Wariacyjna metoda wyznaczania linii ugięcia belek — S. Kamiński		9 — 13		
Niektóre problemy zwiększania trwałości silników turbinowych — S. Szczeciński		9 — 21		
Technologia i materiałoznawstwo				
Spawanie łukowo-argonowe stopów magnezu — A. Didkowski		1 — 12		
Metoda punktów wymiarowych w zastosowaniu do krzywych płaskich i przestrzennych — A. Gołędzinowski		2 — 19		
Wpływ wody w paliwie na pracę silnika turbino-owego — R. Bekiesiński, H. Rzewski		3 — 6		
Stan obecny i perspektywy rozwojowe metali konstrukcyjnych — A. Ciszewski, T. Radomski		4 — 13		
Obrabiarki sterowane liczbowo — S. Ziętarski		6 — 18		
Programowanie obrabiarek sterowanych liczbowo — S. Ziętarski		8 — 20		
Podstawowe wymagania doboru materiałów do budowy pojazdów kosmicznych — H. Muster		9 — 1		
Problemy decydujące o technologiczności konstrukcji szybowcowej — A. Skarbiński		9 — 8		
Sprawozdanie z konferencji naukowo-technicznej w Instytucie Lotnictwa na temat konstrukcji lekkich — Walerian Kordziński		10/11 — 14		
Stan obecny i perspektywy rozwojowe metali konstrukcyjnych — A. Ciszewski, T. Radomski		10/11 — 44		
Konstruowanie maszyn latających				
Metody obliczenia stateczności dynamicznej szybowców oraz obciążenia usterzenia wysokości podczas brutalnego sterowania z uwzględnieniem elastyczności skrzydła — W. Łanecka-Makaruk		2 — 1		
Wpływ odkształcalności i wyważenia lotki na krytyczną prędkość flatteru szybowców — J. Maryniak		3 — 4		
Zastosowanie Przepisów Budowy Szybowców przy ustalaniu własności lotnych szybowców — W. Lehmann		5 — 5		
Problemy decydujące o technologiczności konstrukcji szybowcowej — A. Skarbiński		9 — 8		
Wariacyjna metoda wyznaczania linii ugięcia belek — S. Kamiński		9 — 13		
Maksymalna prędkość śmigłowca i możliwość jej podwyższenia — R. Witkowski		10/11 — 9		
Sprawozdanie z konferencji naukowo-technicznej w Instytucie Lotnictwa na temat konstrukcji lekkich — Walerian Kordziński		10/11 — 14		
Dobór parametrów elektrycznych prądnic-rozruszników do turbinowych silników odrzutowych — W. Cegliński		10/11 — 28		
Osprzęt				
Charakterystyki rewersyjnego silnika prądu stałego — T. Missala		2 — 15		
Oscylografy pętlicowe do prób samolotów w locie — W. Ząbkowicz		3 — 15		
Zastosowanie wlotu lemniskatowego do pomiaru wydatku — Z. Lisewski		5 — 13		
Zagadnienie konstrukcji i badań nadajnika przepływomierza turbino-owego — J. Seroka		7 — 12		
Dobór parametrów elektrycznych prądnic-rozruszników do turbinowych silników odrzutowych — W. Cegliński		10/11 — 28		
Równoległa praca pokładowych nadajników radiokomunikacyjnych — K. Kunachowicz		12 — 12		
Produkcja				
Spawanie łukowo-argonowe stopów magnezu — A. Didkowski		1 — 12		
Metoda punktów wymiarowych w zastosowaniu do krzywych płaskich i przestrzennych — A. Gołędzinowski		2 — 19		
Oscylografy pętlicowe do prób samolotów w locie — W. Ząbkowicz		3 — 15		

Nowa izotopowa metoda pomiaru ciężaru właściwego gazów uchodzących z dyszy turbiny silnika odrzutowego — <i>J. Lewitowicz</i>	4 — 5
Obrabiarki sterowane liczbowo — <i>S. Ziętański</i>	6 — 18
Polski Przemysł Lotniczy na XXXV MTP — <i>J. Meder</i>	7 — 20
Programowanie obrabiarek sterowanych liczbowo — <i>S. Ziętański</i>	8 — 20
Zastosowanie obrabiarek sterowanych liczbowo — <i>S. Ziętański</i>	10/11 — 41

Lotnictwo komunikacyjne i rolnicze

Zwalczanie hałasu wywoływanego przez strumienie gazu spalinowego — <i>T. Rajpert</i> , część III	1 — 6
Charakterystyki burzliwości atmosfery na europejskich liniach lotniczych	1 — 16
O akcjach lotniczych w rolnictwie	1 — 21
Możliwość zastosowania elektronicznych maszyn matematycznych do projektowania lotnisk — <i>M. Kozłowski</i>	3 — 19
Główne kierunki działalności Federalnej Agencji Lotniczej FAA	3 — 20
Koszt jednostkowy jako miara ekonomiczności samolotów — <i>H. Rędziszewska</i>	4 — 16
Działalność Komitetu Technicznego IATA — <i>W. Krystiak</i>	4 — 22
Zagadnienia lotnicze i pokrewne na XII Seminarium Otwartym z Akustyki — <i>A. Rudiuk</i>	5 — 19
O niektórych ekonomicznych aspektach subsydiowania przedsiębiorstw lotniczych — <i>S. Michatowski</i>	5 — 20
Analiza optymalnej prędkości samolotu rolniczego — <i>R. J. Garncarek</i>	6 — 12
Postęp techniczny w urządzeniach instalacji paliwowych na lotniskach — <i>K. Szymański</i>	8 — 17
Uniwersalna klasyfikacja dziesiętna cywilnych statków powietrznych	8 — 28
Niektóre zagadnienia lotnictwa rolniczego mające wpływ na własności rolniczych aparatów latających — <i>F. Borodzik</i>	10/11 — 34
Bezpieczne lądowanie przy każdej pogodzie — <i>Stefan M. Kotodźński</i>	12 — 24

Astronautyka

Źródła i przemiany energii w nowych napędach raketowych — <i>M. Łyżwiński</i>	1 — 2
Tendencje rozwojowe raketowych napędów termicznych — <i>M. Łyżwiński</i> , część II	2 — 10
W piątą rocznicę pierwszego kosmicznego lotu człowieka — <i>Z. Pączkowski</i>	4 — 1
Współczesne środki napędowe silników raketowych — <i>S. Szczeciński, J. Weiss</i>	5 — 1
Pierwsi ludzie na Księżycu — <i>W. Dichter</i>	6 — 1
Niektóre zagadnienia aerodynamiki statku kosmicznego — <i>Z. Brodzki</i>	7 — 1
Spalanie stabilne w silnikach raketowych z ziarnami rurowymi — <i>W. Dichter</i>	8 — 1
Podstawowe wymagania doboru materiałów do budowy pojazdów kosmicznych — <i>H. Muster</i>	9 — 1
Statek kosmiczny i jego odzyskiwanie — <i>Z. Brodzki</i>	10/11 — 1
Fizjologiczne problemy nieważkości — <i>M. Wojtkowiak</i>	10/11 — 6
Satelity łącznościowe — <i>J. Kaniewski</i>	12 — 1

Nowości techniczne

Samolot o automatycznie przestawianym kącie zaklinowania skrzydła	1 — 22
Samolot łącznikowy i obserwacyjny o skróconym starcie	1 — 22
Nowe wersje samolotów Boeing 707 i Douglas DC-8	1 — 22
Projekty pasażerskiego samolotu pionowego startu	1 — 22
Projekt wodnopłatowca-łodzi podwodnej	1 — 22
Próby śmigłowca ze śmigłem „Rotoprop”	1 — 23
Projekty kombinowanych śmigłowców firmy Marchetti	1 — 23
Zmiana napędu samolotu VFW614	1 — 23

Próba zespołu napędowego pierwszego stopnia rakiety „Saturn 5”	1 — 23
Projekty transportowców kosmicznych	1 — 23
Komora do odtwarzania warunków kosmicznych	1 — 25
Urządzenie wskazujące optymalny profil startu i lądowania	1 — 25
Urządzenia przeciwoślodzeniowe samolotu „Concorde”	1 — 25
Nadajnik pokładowy o ciężarze 1 kg	1 — 25
Studzenie bez deformacji w płynnym azocie	1 — 25
Mikroobwody z cienkich błonek	1 — 26
Samolot Bell X-22A	2 — 24
Turbinowy silnik odrzutowy z zespołami rozłączanymi według nowych zasad	2 — 25
Napęd indywidualny astronauty	2 — 26
Samolot skróconego startu Wren 460	3 — 22
Nowy projekt „Autobusu powietrznego”	3 — 23
Projekty pasażerskich śmigłowców kombinowanych	3 — 23
Próby w ramach programu „Surveyor”	3 — 24
Rodzina silników RB.172/T.260	3 — 24
Hamulce z wymuszonym chłodzeniem	3 — 25
Nowy materiał na elementy cierne pracujące bez smarowania	3 — 25
Ubijanie proszków metali za pomocą sił magnetycznych	3 — 25
Urządzenia sterujące „Fluidynamics”	3 — 25
Nowe kierunki w rozwiązaniach obrabiarek do skrawania stopów trudno obrabialnych	3 — 27
Nowe szczegóły na temat kanadyjskiego samolotu pionowego startu „Dynavert”	4 — 24
Wersje rozwojowe samolotu Super VC.10	4 — 25
Samolot pasażerski „Lear Liner”	4 — 25
Doświadczalny szybowiec kosmiczny Northrop HL-10	4 — 26
Symulator lotu pojazdów kosmicznych	4 — 26
Symulowane lądowanie na Księżycu	4 — 26
Przygotowania do prób w locie rakiety „Saturn 5”	4 — 27
Silnik raketowy o ciągu 1450 000 kg	4 — 27
Nowy przelicznik pokładowy	4 — 27
Oscyloskop o średnicy 2,5 cm	4 — 27
Nowe środki do obróbki wykańczającej płytów	4 — 27
Wybuchowe nakładanie pokryć	4 — 28
Bieżąca kontrola zgrzewania punktowego „Nierdzewna stal szybko tnąca” do zastosowań lotniczych	4 — 28
Samolot transportowy Lockheed C-5A	5 — 22
Rakieta nośna „Diamant”	5 — 23
Rodzina silników Bristol Siddeley-Cnecma M.45	5 — 24
Układ odniesienia Vars	5 — 25
Autoprogramowanie z rysunku	5 — 25
Metalizacja w próżni	5 — 26
Uzbrojony śmigłowiec Bell „Huey cobra”	6 — 24
Badanie Słońca za pomocą satelity „Pioneer” 6	6 — 25
Satelity doświadczalne ATS	6 — 25
Pojazd do badań planety Jowisz	6 — 26
Pierwsze w Europie stoiska wysokościowe do badania silników raketowych	6 — 26
Nowe silniki dwuprzepływowe Pratt and Whitney	6 — 26
Badania silnika do samolotu „Viggen”	6 — 27
Łączność galwaniczna	6 — 28
Realizacja programu Do 31	7 — 24
Samoloty kombinowane firmy Lockheed	7 — 25
Rozszerzony program „Apollo”	7 — 25
Pojazdy do badania planet Wenus i Mars	7 — 25
Rakieta „Saturn 1B”	7 — 26
Rozrusznik turbinowy do silników „Spey”	7 — 27
Silnik strumieniowy o naddźwiękowym spalaniu	7 — 27
Nowy system przeciwszlizgowy hamulców	7 — 28
Wtórne opracowywanie nowych materiałów	7 — 28
Samolot szturmowy A-7A „Corsair” II	8 — 23
Nowe samoloty rolnicze	8 — 24
Odrzutowy samolot transportowy z wirnikiem o napędzie gorącymi gazami	8 — 25
Francuskie satelity A.1 i FR.1	8 — 26
Wykorzystanie atmosfery Wenus i Marsa do napędu chemicznego rakiet	8 — 26
Nowa metoda konstruowania w mikroelektro-nice	8 — 27

	Nr. Str.
Mikrofiltr paliwowy	8 — 27
Wskaźnik drgań silników turbinowych	8 — 27
Samolot pasażerski Douglas DC-8 Super 61	8 — 27
Stal nierdzewna z proszków	9 — 28
Pomocnicze urządzenie optyczne do lądowania i startu	9 — 23
Samolot z kombinowanym wirnikiem	10/11 — 50
Mały samolot pasażerski Handley Page „Jetstream”	10/11 — 50
Samoloty pasażerskie o dużej ilości miejsc	10,11 — 50
Pojazd do przeprowadzania badań na Księżycu	10,11 — 50
Nowe dane poduszki Westland SRN.1	10,11 — 50
Francuski satelita D.1A	10/11 — 51
Silnik dwuprzepływowy z przestawialnymi dyszami i spalaniem w zewnętrznym strumieniu	10/11 — 52
Pociąg napędzany lotniczymi silnikami turbinowymi	10/11 — 53
Wyposażenie rozpoznawcze samolotu GRUMMAN „MOHAWK”	10/11 — 54
Maszyna matematyczna odczytuje rentgenogramy spoin	10/11 — 55
„Autobus powietrzny” Boeing 747	12 — 21
Projekty „autobusów powietrznych” na wystawie w Hanowerze	12 — 22
Szybowiec ze sztucznego tworzywa	12 — 23
Nowe śmigłowce pasażerskie	12 — 23
Broń przeciw satelitom	12 — 23
Niektóre szczegóły lotu sondy „Surveyer” I	12 — 24
Urządzenia do startu rakiety „Saturn” 5	12 — 24
Kierunkowo działające powierzchnie odbijające dla termicznej regulacji statku kosmicznego	12 — 25
Amerykański program budowy silnika ze sterowaniem wektora ciągu	12 — 25
Silnik Pratt and Whitney do naddźwiękowych samolotów pasażerskich	12 — 25
Najnowsza wersja silnika „Gnome”	12 — 25
Wirówki do badania pilotów samolotów naddźwiękowych	12 — 26
Pompy elektromagnetyczne	12 — 26
Nowy system wyrzucania bomb	12 — 26
Składane opony lotnicze	12 — 26

	Nr. Str.
Udoskonalenia w odlewaniu precyzyjnym	12 — 26
Materiały ognioodporne otrzymywane na drodze pirolizy	12 — 27
Čzęści elektroformowane z małymi naprężeniami	12 — 27

Pomoce konstruktorskie Techniki Lotniczej i Astronautycznej

A. Ciszewski i T. Radomski: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, część XVI (VIII cd.)	1 — 28
E. Lewalska: Rodzaje profili, systematyka, oznaczenia	2 — III okł.
E. Lewalska: Rodzaje profilów, systematyka, oznaczenia	3 — II okł.
A. Ciszewski i T. Radomski: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych — Stopy magnezu, część VIII (XVI) cd.	4 — III okł.
A. Ciszewski i T. Radomski: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych — Stopy magnezu, część VIII (XVII), cd.	5 — II okł.
A. Ciszewski i T. Radomski: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych — Stopy magnezu, część VIII (XVIII), dok.	6 — II okł.
Miedź i stopy miedzi, część IX	6 — IV okł.
E. Lewalska: Rodzaje profilów, systematyka, oznaczenia, cd.	7 — IV okł.
A. Ciszewski i T. Radomski: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych — Miedź i stopy miedzi, część IX, cd.	7 — III okł.
E. Lewalska: Systematyka profili	8 — II okł.
A. Ciszewski, T. Radomski: Miedź i stopy miedzi, część IX, cd.	9 — II okł.
A. Ciszewski i T. Radomski: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych — Miedź i stopy miedzi, cd.	10/11 II i III okł.
E. Lewalska: Systematyka profili	10/11 IV okł.
A. Ciszewski i T. Radomski: Miedź i stopy miedzi, część IX, cd.	12 — okł.

Spis treści według zeszytów

Zeszyt 1

	Str.
V Kongres Techników Polskich	1
M. Łyżwiński: Źródła i przemiany energii w nowych napędach raketowych	2
T. Rajpert: Zwalczenie hałasu wywoływanego przez strumienie gazu spalinowego, część III	6
A. Didkowski: Spawanie łukowo-argonowe stopów magnezu	12
Charakterystyki burzliwości atmosfery na europejskich liniach lotniczych	16
O akcjach lotniczych w rolnictwie — Z.	21
NOWOŚCI TECHNICZNE	22
KRONIKA	26
NOTATKI ZE ŚWIATA	27
WIADOMOŚCI SIMP	27
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski	28
Do naszych dotychczasowych i przyszłych czytelników	okładka

Zeszyt 2

W. Łanecka-Makaruk: Metody obliczenia stateczności dynamicznej szybowców oraz obciążenia usterzenia wysokości podczas brutalnego sterowania z uwzględnieniem elastyczności skrzydła	1
K. Turski: Pomiar odkształceń metodą elastooptyki w świetle odbitym, część I	7
M. Łyżwiński: Tendencje rozwojowe raketowych napędów termicznych	10
T. Missala: Charakterystyki rewersyjnego silnika prądu stałego	15

	Str.
A. Gołędzinowski: Metoda punktów wymiarowych w zastosowaniu do krzywych płaskich i przestrzennych	19
NOWOŚCI TECHNICZNE	24
KRONIKA	28
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Rodzaje profili, systematyka i oznaczenia — oprac. E. Lewalska	III okł.

Zeszyt 3

M. Łyżwiński: Tendencje rozwojowe raketowych napędów termicznych, część II	1
J. Maryniak: Wpływ odkształcalności i wyważenia lotki na krytyczną prędkość flatteru szybowców	4
R. Bekieński, H. Rzewski: Wpływ wody w paliwie na pracę silnika turbinowego	6
K. Turski: Pomiar odkształceń metodą elastooptyki w świetle odbitym, część II	12
Wł. Żąbkowicz: Oscylografy pętlcowe do prób samolotu w locie	15
M. Kozłowski: Możliwości zastosowania elektronicznych maszyn matematycznych do projektowania lotnisk	19
Główne kierunki działalności Federalnej Agencji Lotniczej FAA	20
WIADOMOŚCI SIMP	21
NOWOŚCI TECHNICZNE	22
KRONIKA	28
NOTATKI ZE ŚWIATA	28
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Rodzaje profili, systematyka, oznaczenia — oprac. E. Lewalska	II okł.

Zeszyt 4

Z. Pączkowski: W piątą rocznicę pierwszego kosmicznego lotu człowieka .	1	
R. Romanowski: Kilka uwag o badaniach aerodynamicznych lotki z kompensacją wewnętrzną	3	
J. Lewitowicz: Nowa izotopowa metoda pomiaru ciężaru właściwego gazów uchodzących z dyszy turbinowego silnika odrzutowego	5	
M. Makulski: Pomiar drgań w technice lotniczej .	8	
KRONIKA	12	
A. Ciszewski, T. Radomski: Stan obecny i perspektywy rozwojowe metali konstrukcyjnych	13	
H. Radziszewska: Koszt jednostkowy jako miara ekonomiczności samolotów	16	
W. Krysiak: Działalność Komitetu Technicznego IATA .	22	
NOTATKI ZE ŚWIATA .	23	
NOWOŚCI TECHNICZNE	24	
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Stopy magnezu, część VII (XVI) — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski		okładka

Zeszyt 5

St. Szczeciński, J. Weiss: Współczesne środki napędowe silników raketowych .	1	
W. Lehmann: Zastosowanie Przepisów Budowy Szybowców przy ustalaniu własności lotnych szybowców	5	
Z. Lisewski: Zastosowanie wlotu łeczniskatowego do pomiaru wydatku	13	
A. Rudiuk: Zagadnienia lotnicze i pokrewne na XII Seminarium Otwartym z Akustyki	19	
St. Michałowski: O niektórych ekonomicznych aspektach subsydiowania przedsiębiorstw lotniczych	20	
NOTATKI ZE ŚWIATA .	21	
NOWOŚCI TECHNICZNE	22	
KRONIKA	26	
NA PÓŁKACH KSIĘGARSKICH	27	
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych — Stopy magnezu — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski		okładka

Zeszyt 6

W. Dichter: Pierwsi ludzie na Księżycu	1	
R. Bekiesiński, H. Rzewski: Filtracja gazu silników turbinowych w niskich temperaturach otoczenia .	6	
R. Garncarek: Analiza optymalnej prędkości samolotu rolniczego .	12	
St. Ziętarski: Obrabiarki sterowane liczbowo	18	
KRONIKA	23	
NOWOŚCI TECHNICZNE	24	
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Stopy magnezu, część VII (XVIII), dokończenie — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski .		okładka
Miedź i stopy miedzi, część IX — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski		IV okł.

Zeszyt 7

Z. Brodzki: Niektóre zagadnienia aerodynamiki statku kosmicznego	1	
St. Szczeciński: Obciążenia zmęczeniowe wałów korbowych silników lotniczych .	8	
J. Seroka: Zagadnienie konstrukcji i badań nadajnika przepływomierza turbinowego	12	
KRONIKA	19	
J. Meder: Polski przemysł lotniczy na XXXV MTP	20	
NOWOŚCI TECHNICZNE	24	

POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Miedź i stopy miedzi, dalszy ciąg — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski .		III okł.
Rodzaje profili, systematyka, oznaczenia — ciąg dalszy — oprac. E. Lewalska		IV okł.

Zeszyt 8

W. Dichter: Spalanie stabilne w silnikach raketowych .	1	
W. Kordziński: Osiągnięcia firmy Rolls-Royce w dziedzinie lotniczych silników turbinowych	6	
A. Gołędzinowski: Obróbka stopów tytanu .	12	
K. Szymański: Postęp techniczny w urządzeniach instalacji paliwowych na lotniskach	17	
KRONIKA	19	
St. Ziętarski: Programowanie obrabiarek sterowanych liczbowo	20	
NOWOŚCI TECHNICZNE	23	
Uniwersalna klasyfikacja dziesiętna cywilnych statków powietrznych .	28	
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Systematyka profili — oprac. E. Lewalska		okładka

Zeszyt 9

H. Muster: Podstawowe wymagania doboru materiałów do budowy pojazdów kosmicznych	1	
St. Kochański: Symulowanie warunków powrotu statku kosmicznego	5	
A. Skarbiński: Problemy decydujące o technologiczności konstrukcji szybowcowej	8	
KRONIKA	12	
S. Kamiński: Wariacyjna metoda wyznaczania linii ugięcia belek .	13	
S. Szczeciński: Niektóre problemy zwiększenia trwałości silników turbinowych	21	
Trzy zebrania .	26	
NOWOŚCI TECHNICZNE	27	
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Miedź i stopy miedzi, część IX — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski .		okładka

Zeszyt 10—11

Z. Brodzki: Statek kosmiczny i jego odzyskiwanie	1	
M. Wojtkowiak: Fizjologiczne problemy nieważkości	6	
R. Witkowski: Maksymalna prędkość śmigłowca i możliwość jej podwyższenia	9	
W. Kordziński: Sprawozdanie z konferencji naukowo-technicznej w Instytucie Lotnictwa na temat konstrukcji lekkich .	14	
P. Wolański: Spalanie naddźwiękowe oraz jego zastosowanie w hipersonicznych silnikach strumieniowych, część I	18	
T. Gajewski: Wpływ upustu powietrza za sprężarką na parametry turbinowego silnika odrzutowego .	24	
W. Cegliński: Dobór parametrów elektrycznych prądnic-rozruszników do turbinowych silników odrzutowych	28	
F. Borodzik: Niektóre zagadnienia lotnictwa rolniczego mające wpływ na własności rolniczych aparatów latających .	34	
A. Ciszewski, T. Radomski: Stan obecny i perspektywy rozwojowe metali konstrukcyjnych	44	
St. Ziętarski: Zastosowanie obrabiarek sterowanych liczbowo	41	
NOWOŚCI TECHNICZNE	50	
KRONIKA	55	
NOTATKI ZE ŚWIATA .	56	
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych — Miedź i stopy miedzi, dok. — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski		II i III okł.
Systematyka profili — oprac. E. Lewalska		IV okł.

	Str.		Str.
J. Kaniewski: Satelity łącznościowe	1	S. M. Kołodyński: Bezpieczne lądowanie przy każdej widoczności	15
P. Wolański: Spalanie naddźwiękowe oraz jego zastosowanie w hipersonicznych silnikach strumieniowych, część II	8	NOTATKI ZE ŚWIATA	19
K. Kunachowicz: Równoległa praca pokładowych nadajników radiokomunikacyjnych	12	KRONIKA	20
		NOWOŚCI TECHNICZNE	21
		NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	28
		POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, część IX — Miedź i stopy miedzi, cd.	okładka

Alfabetyczny spis autorów

	Nr.	Str.		Nr.	Str.
Bekiesiński Ryszard, Rzewski Henryk:			Kordziński Walerian:		
Wpływ wody w paliwie na pracę silnika turbinowego	3	— 6	Osiągnięcia firmy Rolls-Royce w dziedzinie lotniczych silników turbinowych	8	— 6
Filtracja paliw silników turbinowych w niskich temperaturach otoczenia	6	— 6	Sprawozdanie z konferencji naukowo-technicznej w Instytucie Lotnictwa na temat konstrukcji lekkich	10/11	— 14
Borodzik Feliks: Niektóre zagadnienia lotnictwa rolniczego mające wpływ na własności rolniczych aparatów latających	10/11	— 34	Kozłowski Marian: Możliwości zastosowania elektronicznych maszyn matematycznych do projektowania lotnisk	3	— 19
Brodzki Zdzisław:			Krysiak Wacław: Działalność komitetu technicznego IATA	4	— 22
Niektóre zagadnienia aerodynamiki statku kosmicznego	7	— 1	Kunachowicz Krzysztof: Równoległa praca pokładowych nadajników radiokomunikacyjnych	12	— 12
Statek kosmiczny i jego odzyskiwanie	10/11	— 1	Lehmann W.: Zastosowanie Przepisów Budowy Szybowców przy ustalaniu własności lotnych szybowców	5	— 5
Cegliński Wojciech: Dobór parametrów elektrycznych prądnic-rozruszników do turbiniowych silników odrzutowych	10/11	— 28	Lewańska Elżbieta: Rodzaje profili, systematyka i oznaczenia	2	— okł.
Ciszewski Andrzej, Radomski Tadeusz:				3	— okł.
Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych	1	— 28		8	— okł.
Stopy magnezu, część VII (XVI), ciąg dalszy	4	— okł.	Lewitowicz Jerzy: Nowa izotopowa metoda pomiaru ciężaru właściwego gazów uchodzących z dyszy turbinowego silnika odrzutowego	4	— 5
Stopy magnezu, część VIII (XVII), ciąg dalszy	5	— okł.	Lisewski Zdzisław: Zastosowanie wlotu lemniskatowego do pomiaru wydatku	5	— 13
Stopy magnezu, część VIII (XVIII), dokończ.	6	— okł.	Łanecka-Makaruk Wiesława: Metoda obliczenia stateczności dynamicznej szybowców oraz obciążenia usterzenia wysokości podczas brutalnego sterowania z uwzględnieniem elastyczności skrzydła	2	— 1
Miedź i stopy miedzi, część IX, c.d.	7	— okł.	Łyżwiński Mieczysław:		
Miedź i stopy miedzi, część IX, c.d.	9	— okł.	Źródła i przemiany energii w nowych napędach rakietowych	1	— 2
Stan obecny i perspektywy metali konstrukcyjnych	10/11	— okł.	Tendencje rozwojowe rakietowych napędów termicznych część I	2	— 10
	4	— 13	część II	3	— 1
	10/11	— 44	Makulski Waldemar: Pomiar drgań w technice lotniczej	4	— 8
Dichter Wilhelm:			Maryniak Jerzy: Wpływ odkształcalności i wyważenia lotki na krytyczną prędkość flatteru szybowców	3	— 4
Pierwsi ludzie na Księżycu	6	— 1	Meder Jan: Polski Przemysł Lotniczy na XXXV MTP	7	— 20
Spalanie stabilne w silnikach rakietowych z ziarnami rurowymi	8	— 1	Michałowski Stanisław: O niektórych ekonomicznych aspektach subsydiowania przedsiębiorstw lotniczych	5	— 20
Didkowski Andrzej: Spawanie łukowo-argonowe stopów magnezu	1	— 12	Missala Tadeusz: Charakterystyki rewersyjnego silnika prądu stałego	2	— 15
Gajewski Tadeusz: Wpływ upustu powietrza za sprężarką na parametry turbinowego silnika odrzutowego	10/11	— 24			
Garncarek Rafał Janusz: Analiza optymalnej prędkości samolotu rolniczego	6	— 12			
Golędzinowski Antoni: Metoda punktów wymiarowych w zastosowaniu do krzywych płaskich i przestrzennych	2	— 19			
Obróbka stopów tytanu	8	— 12			
Kamiński Stanisław: Wariacyjna metoda wyznaczania linii ugięcia belek. Zastosowanie do obliczeń łopat wirnika śmigłowca	9	— 13			
Kaniewski Jan: Satelity łącznościowe	12	— 1			
Kochański Stanisław: Symulowanie warunków powrotu statku kosmicznego	9	— 5			
Kołodyński Stefan M.: Bezpieczne lądowanie przy każdej pogodzie	12	— 15			

	Nr.	Str.		Nr.	Str.
Muster Henryk: Podstawowe wymagania doboru materiałów do budowy pojazdów kosmicznych	9	1	Skarbiński Adam: Problemy decydujące o technologiczności konstrukcji szybowcowej	9	8
Pączkowski Zbigniew: W piątą rocznicę pierwszego kosmicznego lotu człowieka	4	1	Szczeciński Stefan: Niektóre problemy zwiększenia trwałości silników turbinowych	9	21
Radomski Tadeusz, Ciszewski Andrzej: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych	1	28	Szczeciński Stefan, Weiss Jerzy: Współczesne środki napędowe silników rakietowych	5	1
Stopy magnezu, część VII (XVI) cd.	4	okł.	Obciążenia zmęczeniowe wałów korbowych silników lotniczych	7	8
Stopy magnezu, część VIII (XVII) cd.	5	okł.	Szymański Kazimierz: Postęp techniczny w urządzeniach instalacji paliwowych na lotniskach	8	17
Stopy magnezu, część VIII (XVII) dok.	6	okł.	Turski Karol: Pomiar odkształceń metodą elastooptyki w świetle odbitym, część I	2	7
Miedź i stopy miedzi, część IX, cd.	7	okł.	część II	3	12
Miedź i stopy miedzi, część IX, cd.	8	okł.	Weiss Jerzy, Szczeciński Stefan: Współczesne środki napędowe rakietowych silników	5	1
Miedź i stopy miedzi, część IX, cd.	9	okł.	Obciążenia zmęczeniowe wałów korbowych silników lotniczych	7	8
Miedź i stopy miedzi, część IX, cd.	10/11	okł.	Witkowski Ryszard: Maksymalna prędkość śmigłowca i możliwość jej podwyższenia	10/11	9
Miedź i stopy miedzi, część IX, cd.	12	okł.	Wojtkowiak Mieczysław: Fizjologiczne problemy nieważkości	10/11	6
Stan obecny i perspektywy rozwojowe metali konstrukcyjnych	4	13	Wolański Piotr: Spalanie naddźwiękowe oraz jego zastosowanie w hipersonicznych silnikach strumieniowych, część I	10/11	18
	10/11	44	część II	12	8
Radziszewska Helena: Koszt jednostkowy jako miara ekonomiczności samolotów	4	16	Ząbkowicz Władysław: Oscylografy pętlicowe do prób samolotów w locie	3	15
Rajpert Tadeusz: Zwalczanie hałasu wywołwanego przez strumienie gazu spalinowego, część III	1	6	Ziętarski Stanisław: Obrabiarki sterowane liczbowo	6	18
Romanowski Ryszard: Kilka uwag o badaniach aerodynamicznych lotki z kompensacją wewnętrzną	4	3	Programowanie obrabiarek sterowanych liczbowo	8	20
Rudiuk Andrzej: Zagadnienia lotnicze i pokrewne na XII Seminarium Otwartym z Akustyki	5	19		10/11	41
Rzewski Henryk, Bekiesiński Ryszard: Wpływ wody w paliwie na pracę silnika turbinowego	3	6			
Filtracja paliw silników turbinowych w niskich temperaturach otoczenia	6	6			
Seroka Janusz: Zagadnienie konstrukcji i badań nadajnika przepływomierza turbinowego	7	12			

PODKOMISJA OCHRONY WŁASNOŚCI PRZEMYSŁOWEJ NOT

Zgodnie z sugestiami narady rzeczników patentowych, która miała miejsce w Katowicach w 1966 r. powołana została przez Zarząd Główny NOT Podkomisja Ochrony Własności Przemysłowej.

Celem i formami działania Podkomisji jest m.in.:

- organizowanie wymiany doświadczeń między rzecznikami patentowymi poprzez narady, seminaria, kursy, praktyki itp.,
- współdziałanie z SNT i innymi organizacjami i instytucjami zainteresowanymi rozwojem treści i form ochrony własności przemysłowej i stwarzanie odpowiednich warunków dla pracy rzeczników patentowych,
- koordynowanie na terenie SNT zasadniczych kierunków prac leżących w zakresie działania Podkomisji,
- przekazywanie Zarządowi Głównemu NOT postulatów rzeczników patentowych,
- współudział w prowadzeniu społecznego poradnictwa i pomocy w zakresie spraw patentowych.

Członkami Podkomisji mogą być rzecznicy patentowi, którzy uzyskali kwalifikacje wymienione w ustawie o rzecznikach patentowych oraz członkowie zainteresowanych SNT, o ile zadeklarują przynależność i udział w pracach Podkomisji.

Podkomisja rozpoczęła już przyjmowanie członków zainteresowanych działalnością Podkomisji.

Rzecznicy Patentowi oraz członkowie SNT mogą zgłaszać swoje kandydatury pod adresem **Działu Wynalazczości NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5.**

Po otrzymaniu zgłoszeń kandydatom wysłana zostanie do wypełnienia deklaracja oraz regulamin Podkomisji.

