


technika
lotnicza
i astronautyczna

1966 **4**



Wytrzymałość czasowa niektórych radzieckich stopów magnezu przerabianych plastycznie

Oznaczenie stopu	Postać i stan materiału	Wytrzymałość czasowa R_{r-h} (kG/mm ²)					
		Czas badania: 100 godz.					
		Temperatura badania (°C):					
		100	150	200	250	300	350
MA8	prasowany na gorąco pręt Ø 25	14	12	7,5	3,5	—	—
	blacha ≠ 1,5 wyżarzona	13	11	5	2	—	—
MA9	prasowany na gorąco pręt Ø 25	—	13	7	5	—	—
BM65-1	—	—	—	2,5	—	—	—
MA11	blacha przesycona i sztucznie starzona	—	—	13	8	—	—
MA13	blacha przesycona + zgnieciona na zimno + sztucznie starzona	—	—	—	—	7	3,5
MB 1	prasowany na gorąco pręt	—	—	—	11,5	9	5

Czasowa granica pełzania niektórych radzieckich stopów magnezu przerabianych plastycznie

Oznaczenie stopu	Postać materiału	Stan materiału	Czasowa granica pełzania						
			Oznaczenie	Temperatura badania (°C):					
				100	150	200	250	300	350
MA1	pręt	prasowany	$R_{0,1/200}$	3,7	2,3	1,5	0,9	—	—
			$R_{0,2/200}$	4,3	2,8	1,8	1,1	—	—
MA2-1			$R_{0,2/30}$	7	2	—	—	—	—
			$R_{0,2/100}$	9	3,3	0,5	—	—	—
MA3			$R_{0,5/100}$	11,2	4,5	1	—	—	—
			$R_{0,1/200}$	6,5	0,7	—	—	—	—
MA5			$R_{0,2/200}$	8,2	1,2	—	—	—	—
			$R_{0,1/200}$	6,4	0,7	—	—	—	—
MA11	blacha	przesycony i sztucznie starzony	$R_{0,2/100}$	—	—	6,5	2	—	—
			$R_{0,2/100}$	—	—	—	—	5	2,5
MA13	blacha	przesycony + zgnieciony na zimno + sztucznie starzony	$R_{0,2/100}$	—	—	—	—	5	2,5
			$R_{0,2/100}$	—	—	—	—	8	6
BM1	pręt	prasowany na gorąco	$R_{0,2/100}$	—	—	—	8	6	2,5

TRESC ZESZYTU

	Str.
Z. Paćkowski: 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 turbiny silnika odrzutowego	5
W. 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
Przełamyamy patenty	21
W. Krysiak: Działalność Komitetu Technicznego IATA	22
Notatki ze świata	23
NOWOŚCI TECHNICZNE	24
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Stopy magnezu, część VIII (XVI) — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski	okł.

CONTENS

	Page
Z. Paćkowski: On the fifth anniversary of the first manned space flight	1
R. Romanowski: Some notes about aerodynamic research of the aileron with internal balancing	3
J. Lewitowicz: The new isotope method for measurement of specific weight of gases emerging from turbojet engine nozzle	5
W. Makulski: Vibration measurement in aviation engineering	8
A. Ciszewski, T. Radomski: Actual state of art and development prospects of constructional metals	13
H. Radziszewska: The specific cost as criterion of the aircraft economy	16
W. Krysiak: The activity of the IATA Technical Board	22
Technical news	24
Data designer's sheets: Magnesium alloys, part VIII (XVI) — elaborated by A. Ciszewski and T. Radomski	ou cover

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Z. Paćkowski: В пятую годовщину первого космического полета человека	1
R. Romanowski: Несколько замечаний о аэродинамических исследованиях элерона с внутренней компенсацией	3
J. Lewitowicz: Новый изотопный метод измерения удельного веса отходящих газов из сопла турбинного реактивного двигателя	5
W. Makulski: Измерения вибраций в авиационной технике	8
A. Ciszewski, T. Radomski: Настоящее состояние и прогрессивные перспективы конструкционных металлов	13
H. Radziszewska: Единичная стоимость, как мера экономичности самолетов	16
W. Krysiak: Деятельность Технического Комитета IATA	22
Технические новости	24
Конструкторские пособия Авиационной и Астронавтической Техники: Магниево-сплавные части, VIII (XVI) — обраб. А. Ciszewski и Т. Radomski на обл.	



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI Sekretarz red. M. K. SZURMAK
Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. S. KOCHAŃSKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, 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. 41/A — Z-5. Nakład 1000 egz. Papier ilustrac. kl. V, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—

ZESZYT 4

KWIECIEŃ

1 9 6 6

ROK XXI



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Prof. ZBIGNIEW PĄCZKOWSKI

W PIĄTĄ ROCZNICĘ PIERWSZEGO KOSMICZNEGO LOTU CZŁOWIEKA

Lot dzielnego radzieckiego kosmonauty mjra Jurija Gagarina, który w dniu 12 kwietnia 1961 roku na pokładzie statku „Wostok-1”, jako pierwszy człowiek w historii ludzkości, wyruszył w przestrzeń kosmiczną, otworzył nową erę w dziejach naszej cywilizacji — erę lotów kosmicznych. Sprawdziły się słowa genialnego pioniera astronautyki Konstantego Ciołkowskiego zapewniające, że człowiek wywędruje poza Ziemię. Zerwane zostały odwieczne więzy, przykuwające człowieka od zarania ludzkości do jego rodzimej planety. Po raz pierwszy, w sposób nieporównywalnie wielki, rozszerzyła się strefa, w której człowiek, wyposażony w odpowiednie zabezpieczenia, może znieść z powodzeniem oddziaływanie warunków otoczenia i przetrwać w sensie biologicznego istnienia.

Lot Jurija Gagarina był wielkim triumfem geniuszu ludzkiego, wielu dziedzin nauki i techniki, które w swej pięknej syntezie stworzyły podwaliny dzisiejszej astronautyki. Realizacja pierwszego kosmicznego lotu człowieka stała się spełnieniem odwiecznych marzeń człowieka w locie do innych światów, które snuł on już od chwili, gdy tylko, w tej czy innej postaci, zdał sobie sprawę z tego, że Ziemia jest jedną z planet. Wyrazem tych tęsknot i pragnień była już od bardzo dawna starogrecka legenda o lotach w przestrzeniach pozaziemskich Ikarą, który przyprowadził sobie skrzydła spojone woskiem. Był nim także, tak niezwykle przemawiające do wyobraźni, fantastyczne opowieści o dalekich lotach kosmicznych Cyrano de Bergeraca, Verne'a, Wellsa, naszego Jerzego Żuławskiego i wielu innych ogólnie znanych powieściopisarzy.

U podstaw realizacji pierwszego lotu kosmicznego leżą nie tylko wielkie dzieła Kopernika, Newtona czy Keplera, ale także te niezliczone osiągnięcia nauki i techniki, które udało się dokonać w ciągu ostatnich kilku dziesiątków lat. Nie bez słuszności można również powiedzieć, że dla realizacji tego rodzaju lotu szczególnie duże znaczenie miał ogólny rozwój współczesnego lotnictwa. W pewnym sensie dotychczas zrealizowane loty kosmiczne człowieka można nawet uważać za nowy etap dotychczasowych lotów wysokościowych. Sięgając do tego rodzaju rodowodu można by spróbować zestawić pewne fakty mówiące o tym, w jaki sposób odbywał się podbój przestrzeni przez człowieka w ich chronologicznym uporządkowaniu.

Gdy tylko pierwszy balon braci Montgolfier wzniósł się w powietrze, człowiek, zazdroszczący lotu ptakom, jeszcze w tym samym 1783 roku, umieścił w koszu balonu barana, kaczkę i koguta, by wynieść te zwierzęta na wysokość 500 m, dla przekonania się, czy jest możliwe ich przetrwanie przy tego rodzaju wzniesieniu się nad powierzchnię Ziemi. Trzeba było jednak jeszcze przeszło całego wieku, aby doczekać się momentu, w którym bracia Wright dokonali swego, jeszcze krótkotrwałego, lotu na samolocie, po raz pierwszy zaopatrzonego w silnik spalinowy. Pierwszy natomiast lot międzykontynentalny, przelot przez Atlantyk Lindbergha, udało się zrealizować dopiero przed niespełna czterdziestu laty. W ostatnich także dopiero dziesiątkach lat, zwłaszcza w okresie od chwili wprowadzenia w lotnictwie w roku 1939 silnika odrzutowego, udało się pionowy zasięg lotu podwyższyć od 12 000 m — w roku 1930, do 20 000 m w roku 1958, przewyżczając równocześnie, związaną ze zmianą charakteru opływu, barierę dźwięku i dochodząc do prędkości mniej więcej równych 0,5 km na sek. W sporadycznych wreszcie przypadkach lotów balonowych i amerykańskiego samolotu rakietowego X-15 udało się osiągnąć rejon stratosfery do wysokości rzędu 40 km i rozwinąć prędkości dochodzące do 4 km na sek.

Pod rozpatrywanym kątem widzenia lot pierwszego kosmonauty mjra Jurija Gagarina był pod każdym względem rewelacyjny i bijący wszelkie dotychczasowe rekordy lotu, był lotem w zupełnie już nowej skali. Wystarczy chociażby przypomnieć, iż osiągnięta w czasie tego lotu największa wysokość wynosiła aż 305 km, osiągnięta prędkość była rzędu 8 km na sek, zaś czas przebywania w stanie nieważkości rozciągnął się do 75 minut. Następni kosmonauci podwyższyli co prawda wkrótce niektóre z tych rekordów, podnosząc na przykład największą osiągniętą wysokość do 409 km. Czas ich przebywania w przestrzeni kosmicznej stał się równocześnie tak długi, że już po jednym swoim locie stali się oni „milionerami” przebytych kilometrów. Najważniejszym osiągnięciem, wynikającym z realizacji pierwszego lotu kosmicznego człowieka, nie było jednak tylko ustanowienie tych niezwykłych rekordów, ale przede wszystkim było nim uzyskanie takiego stanu ruchu statku z załogą ludzką, przy którym możliwe stało się już

całkowite przewyższenie sił przyciągania ziemskiego, a więc przy którym, teoretycznie przynajmniej biorąc, nie istniała już właściwie konieczność powrotu statku na Ziemię pod wpływem grawitacji. Był to więc w całym tego słowa znaczeniu lot kosmiczny. Co prawda, przy dobranej ściśle wielkości orbity, statek „Wostok-1” nie poruszał się jeszcze w najgroźniejszych dla życia kosmonauty obszarach silnie sżężonego promieniowania pierścieniowego, otaczającego Ziemię, jednak wszystkie inne warunki lotu były zupełnie takie same, jakie istnieć będą w przypadku lotów bardziej odległych.

Jurij Gagarin stał się pierwszym człowiekiem, który jednym rzutem oka mógł objąć rozległe przestrzenie naszej planety, bo stanowiące kilka procent jej całkowitej powierzchni, i który w ciągu swego trwającego niespełna dwie godziny lotu mógł zaobserwować wschód i zachód Słońca, głęboką czerń nieba i zacienionej powierzchni Ziemi, równocześnie zaś jej część naświetloną, z widocznymi zarysami lądów i oceanów, obrazami chmur, wreszcie jasnoniebieską smugę światła rozproszonego w atmosferze, oddzielającą obydwie części oglądanego globu.

Jednym z podstawowych źródeł radzieckiego sukcesu były nie tylko długotrwałe i bardzo staranne, zakończone pomyślnymi wynikami badania dotyczące samej fizjologii lotu, ale także niezwykle trafne rozwiązanie zagadnienia sprowadzenia statku kosmicznego z orbity. Gdyby uczonym radzieckim nie udało się w tak pomyślny sposób rozwiązać całego tego problemu, to kto wie, jak długo jeszcze musielibyśmy oczekiwać na realizację pierwszego lotu kosmicznego człowieka. Przeprowadzając w okresie od 15 maja 1960 r. swoich pięć prób przygotowawczych ze statkami, w których umieszczane były urządzenia symulujące prawdziwego kosmonautę i liczne zespoły zwierząt doświadczalnych oraz innych obiektów biologicznych, uczeni radzieccy doprowadzili do wielkiej doskonałości i całkowitej niezawodności manewr sprowadzania statku kosmicznego na Ziemię poprzez gęste warstwy atmosfery. Początkowo przeprowadzali oni manewry łatwiejsze, w przypadku których chodziło o sprowadzenie statku z dosyć wysokiej orbity kołowej, później były to już znacznie bardziej skomplikowane manewry sprowadzania statków z orbit eliptycznych i to z orbit o perigeum leżącym już właściwie w bardziej zagęszczonych warstwach atmosfery. Przy orbitach tego rodzaju, co wymienione ostatnio, impuls, niezbędny do sprowadzenia statku na powierzchnię Ziemi, mógł być niewielki, gdyż chodziło po prostu o zmniejszenie prędkości tylko o niecałe 0,05 km na sek, poza tym zaś, przy tego rodzaju orbitach, istniała również pewność samorzutnego zejścia statku z orbity już po kilku dniach, wskutek hamującego oddziaływania atmosfery, co mogło mieć znaczenie w tym przypadku, gdyby zawiody odpowiednie urządzenia służące do wytwarzania impulsu wstecznego.

Manewr sprowadzający statek z orbity był realizowany stopniowo, na torze o długości kilku tysięcy kilometrów, co pozwalało sieci współpracujących stacji naziemnych na przeprowadzenie wszelkich ewentualnych dodatkowych manewrów poprawkowych, jeszcze w okresie przed utratą łączności radiowej ze statkiem, co, jak wiadomo, następuje wskutek otoczenia statku przez zwarty obłok zjonizowanych

gazów po wejściu w gęste warstwy atmosfery. Dzięki powyższej metodzie, w każdym przypadku statek mógł być sprowadzony do Ziemi wzdłuż ściśle określonego wąskiego kanału, przy którym istniała całkowita pewność uniknięcia niedopuszczalnego nagrzewania się statku.

Gdy w dniu 26 marca 1961 roku została pomyślnie przeprowadzona ostatnia z przewidzianych prób przygotowawczych ze statkiem kosmicznym, na kosmodromie w Bajkunur zapanował stan pełnego podniecenia oczekiwania. Przystąpiono do ostatecznych przygotowań pierwszego lotu kosmicznego człowieka. W dniu 28 marca odbyła się w Moskwie wielka konferencja prasowa poświęcona ocenie wyników dotychczasowych lotów. Start statku kosmicznego „Wostok-1” z kosmonautą na pokładzie nastąpił w kilkanaście dni później.

Ostatnie informacje oficjalne przyniosły szczegółowe opisy techniczne budowy całego statku. Jak wiadomo, ogólna jego masa wynosiła około 4,7 tony, zaś masa lądującego zasobnika, o kształcie kuli o średnicy 2,3 m, zawierającego właściwą kabinę kosmonauty, była równa 2,4 tony. Wszystkie części pomocnicze były odrzucane od zasobnika lądującego przed jego wejściem w gęste warstwy atmosfery, jako że od tej chwili były one już całkowicie zbędne. Kierowanie statkiem i jego stabilizacja we wszystkich fazach lotu było całkowicie zapewnione dzięki pracy odpowiednich urządzeń automatycznych. Równocześnie jednak kosmonauta nie był pozostawiony w sytuacji biernego tylko obserwatora, bowiem w określonych przypadkach mógł on przejąć funkcję bezpośredniego sterowania ręcznym statkiem.

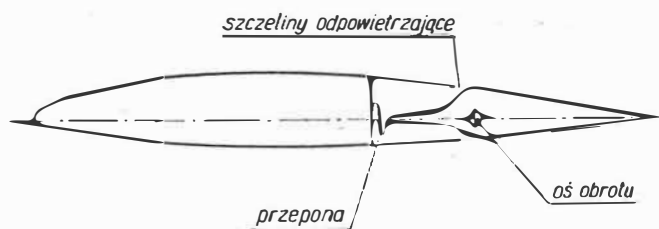
Trudno na tym miejscu omówić oczywiście wszystkie, niezmiernie interesujące szczegóły budowy i wyposażenia statku. Godne podkreślenia wydaje się jednak stwierdzenie, wynikające ze szczegółowej analizy ogólnego kształtu pojemnika, jego budowy i wyposażenia, iż był to niewątpliwie najbardziej bezpieczny ze znanych dotychczas typów statków kosmicznych, że był to statek mogący znieść najbardziej nieoczekiwane komplikacje w czasie lotu, z którymi trzeba było się przecież liczyć realizując pierwszy w ogóle w historii lot kosmiczny człowieka.

Myśląc o tym wielkim wydarzeniu nadal pozostajemy pod wrażeniem jego nieprzemijającej niezwykłości. Wskazuje ono na niewyczerpane możliwości, jakie przynieść może rozwój nauki i techniki, budzi podziw i uznanie dla tych, którzy swoją wiedzą, wytrwałością, wreszcie wielkim hartem ducha przyczynili się do zrealizowania tak ambitnego zamierzenia. W tym przypadku nasze gorące uczucia szczególnego uznania kierujemy ku ludziom radzieckim, ku ich uczonym, technikom, robotnikom, a przede wszystkim ich odważnym kosmonautom — ofiarnym współtwórcom sukcesu.

A oto, co na ten temat napisał główny bohater pierwszego lotu kosmicznego człowieka mjr Jurij Gagarin: „Jeżeli nawet jest tu jakaś nasza zasługa, kosmonautów, wobec ludzkości, to tylko ta, iż przybliżamy urzeczywistnienie owego marzenia. Pierwsi wypróbowaliśmy środki, które geniusz i praca Człowieka stworzyły, ażeby odwieczne, stare jak sama ludzkość pragnienie stało się realne. W każdym razie nasz trud wieńczy pracę ogromnych zespołów ludzkich, które przypuściły szturm do niebios na długo jeszcze przedtem, nim powstała drużyna kosmonautów”.

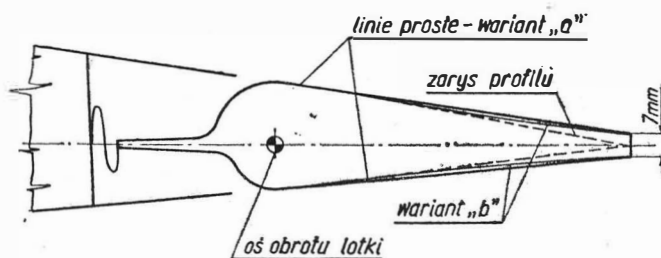
Kilka uwag o badaniach aerodynamicznych lotki z kompensacją wewnętrzną

W konstrukcjach współczesnych samolotów bardzo często ostatnio, stosowane są lotki z tzw. kompensacją wewnętrzną. Są to lotki, w których jak to przedstawia rys. 1 wysunięta ku przodowi, poza oś obrotu, zaokrąglona część lotki nie jest klasycznym kompensatorem osiowym, gdyż nie jest ona opływana przez strumień powietrza. Natomiast przy wychyleniu lotki porusza się ona wewnątrz specjalnej komory umieszczonej na skrzydle. Elastyczna i zarazem szczelna przepona, łącząca ściankę skrzydła z przednią krawędzią lotki, dzieli komorę na dwie odrębne części. W ten sposób przednia część lotki zostaje poddana działaniu różnicy ciśnień statycznych, ustalających się w obu częściach komory — przy wychyleniu lotki np. ku dołowi, w dolnej części komory następuje wzrost ciśnienia statycznego a w górnej spadek, dzięki czemu

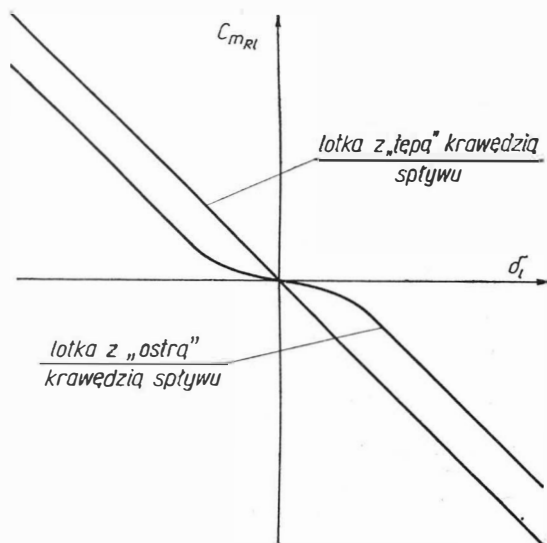


1. Lotka z kompensacją wewnętrzną

wnętrzną jest natomiast fakt, że uzyskanie zadowalającej kompensacji wymaga niekiedy stosowania znacznych powierzchni kompensacyjnych — do 50% całkowitej powierzchni lotki ($S_{lk} = 0,5 S_l$)*, co wydatnie zmniejsza zakres kątów wychyleń lotki. Z tego też względu dobór geometrycznych parametrów lotki musi być przeprowadzony niezwykle starannie, z uwzględnieniem możliwie wszystkich zjawisk, towarzyszących pracy lotki z kompensacją wewnętrzną. Brak szczegółowych danych, dotyczących doboru tych właśnie parametrów, bardzo utrudnia to zadanie i dlatego uznano za celowe przedstawienie kilku spostrzeżeń poczynionych w trakcie badań omawianego typu lotki, przeprowadzonych w tunelu aerodynamicznym Zakładu Aerodynamiki Instytutu Lotnictwa w Warszawie.



3. Rodzaje korekcy profilu prowadzące do uzyskania „tępej” krawędzi spływu lotki



2. Wpływ „szerokości” krawędzi spływu lotki na charakter zmiany momentu zawiasowego

powstaje moment aerodynamiczny zmniejszający wielkość momentu zawiasowego.

Lotka z kompensacją wewnętrzną odznacza się kilkoma cennymi zaletami. Między innymi, ponieważ przy wychyleniu takiej lotki, jej nosek nie wysuwa się poza obrys profilu, nie występuje więc na nim oderwanie. Poza tym, taki typ wyważenia aerodynamicznego pozwala na umieszczenie osi obrotu lotki wewnątrz profilu, przez co unika się kłopotliwych konstrukcyjnie wysięgników i obniża znacznie opory szkodliwe płatowca. Wadą lotki z kompensacją we-

Badaniom został poddany model lotki o stosunku powierzchni kompensacji do powierzchni całkowitej, nazywanym kompensacją lotki $k = S_{lk}/S_l = 0,34$ i o średniej cięciwie geometrycznej $l_{lg} = 0,253$ m. Lotka zakończona była „tępa” krawędzią spływu o „szerokości” równej 7 mm, co stanowiło ok. 0,028 l_{lg} . Znany skądinąd korzystny wpływ „tępej” krawędzi spływu na charakter przebiegu momentu zawiasowego lotki w funkcji kąta wychylenia (podobny zresztą jak dla sterów) przedstawiony został na rys. 2.

Jak wiadomo, zrealizowanie krawędzi spływu o pewnej skończonej „szerokości” wiąże się zazwyczaj z korekcją części spływowej profilu, przy czym okazuje się, że sposób, w jaki zostanie ona przeprowadzona nie pozostaje bez wpływu na wielkość momentu zawiasowego lotki.

Na rys. 3 przedstawiono dwa różne warianty korekcji części spływowej profilu, prowadzące w efekcie do uzyskania takiej samej „szerokości” krawędzi spływu; natomiast na rys. 4 odpowiadające im przebiegi współczynników momentu zawiasowego Cm_{R1} w funkcji kąta wychylenia lotki δ_1 , otrzymane na podstawie pomiarów aerodynamicznych. Łatwo zauważyć, że spadek pochylenia krzywej $Cm_{R1} = f(\delta_1)$, wyrażony

za pomocą współczynnika $\frac{\partial Cm_{R1}}{\partial \delta_1}$ jest znaczny i wynosi 18% — $\left(\frac{\partial Cm_{R1}}{\partial \delta_1}\right)_a = -0,072$ 1/rad. natomiast $\left(\frac{\partial Cm_{R1}}{\partial \delta_1}\right)_b = -0,059$ 1/rad.

*) Wszystkie oznaczenia podano wg obowiązującej od 1 lipca 1964 r. normy branżowej BN-63/3804-01, ustanowionej przez Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego (Mon. Polski nr 24, poz. 109).

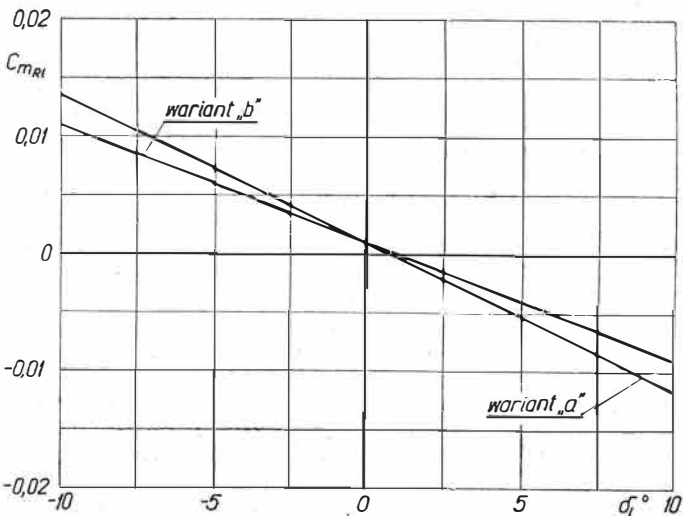
Tak więc technologicznie uzasadniona i z tej racji najczęściej stosowana w praktyce, korekcja profilu typu wariantu *a* jest z aerodynamicznego punktu widzenia mniej korzystnym rozwiązaniem.

Znacznie większy wpływ na wielkości momentów zawiasowych lotki z kompensacją wewnętrzną wykazuje wielkość szczelin „odpowietrzających” *) Δ .

Z całego szeregu pomiarów aerodynamicznych używano zależność zmiany współczynnika $\frac{\partial C_{m_{R1}}}{\partial \delta_1} = f\left(\frac{\Delta}{l_g}\right)$ przedstawioną na rys. 5. Na podstawie tej zależności można stwierdzić, że w badanym przypadku optymalną wielkością szczelin „odpowietrzających” jest $\Delta/l_g = 0,03$. Dalsze bowiem powiększanie szczelin „odpowietrzających” nie ma już praktycznie znaczenia. Ponieważ krzywa przedstawiona na rys. 5 nie wykazuje wyraźnego optimum, można więc stwierdzić, że szczeliny „odpowietrzające” powinny być możliwie duże. Oczywiście pamiętać tu należy o ich wpływie na opór samego skrzydła i dlatego ich wielkość powinna zostać ustalona na zasadzie rozsądnego kompromisu.

Zaskakująco duży wpływ na wielkość momentu zawiasowego lotki z kompensacją wewnętrzną, wykazuje zniekształcenie profilu skrzydła w okolicy szczelin „odpowietrzających”. I tak umieszczenie wzdłuż całej rozpiętości lotki, na krawędziach szczelin „odpowietrzających”, listewek o trójkątnym przekroju tak jak to pokazano na rys. 6, spowodowało wzrost współczynnika $\frac{\partial C_{m_{R1}}}{\partial \delta_1}$ z $-0,0720$ 1/rad. do $-0,167$ 1/rad.

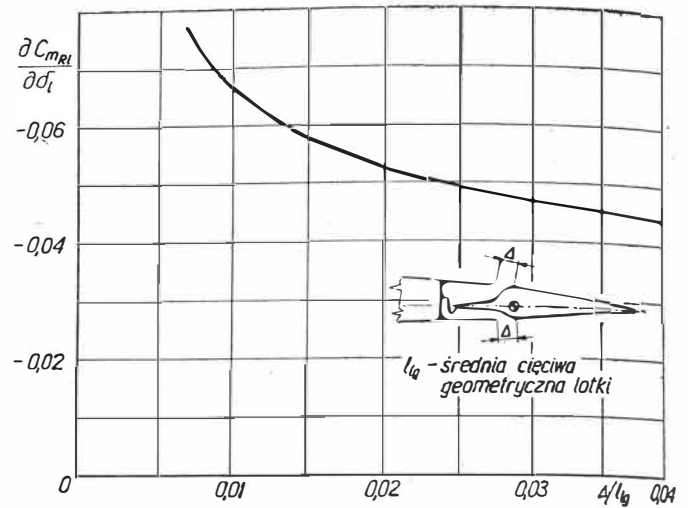
a więc o przeszło 130% — patrz wykres na rys. 7. Ten na pierwszy rzut oka trudny do wyjaśnienia fakt, daje się łatwo wytłumaczyć po zbadaniu rozkładów ciśnień na profilu lotki. Rys. 8 przedstawia takie dwa przykładowe rozkłady ciśnień, zarejestrowane w środkowym przekroju lotki, dla dwóch przypadków — bez listewek zniekształcających profil i z listewkami — przy jednakowych kątach natarcia skrzydła i wychylenia lotki. Na podstawie przytoczonych tu rozkładów ciśnień łatwo można stwierdzić, że obok znacznego spadku różnicy ciśnień w komorze kompensacyjnej, a więc wydatnego zmniejszenia momentu kompensacyjnego, wypadkowa siła aerodyna-



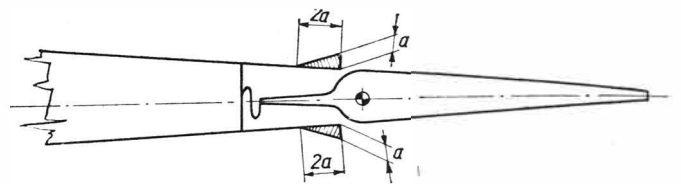
4. Wpływ rodzaju korekcji profilu lotki na wielkości momentu zawiasowego

miczna z rozkładu ciśnień na tylnej części cięciwy lotki (za osią obrotu lotki) przesuwają się zdecydowanie ku krawędzi spływu. Tak więc wzrost momentu zawiasowego lotki jest w tym przypadku sumą skutku obu wyżej omówionych zjawisk. Trudno sobie oczywiście wyobrazić w rzeczywistości tak znaczne i tak

*) Z braku odpowiedniego terminu w polskim języku technicznym, określającego jednoznacznie pojęcie szczeliny pomiędzy skrzydłem a lotką z kompensacją wewnętrzną, autor posłużył się dosłownym tłumaczeniem z języka angielskiego — „vent gap”.

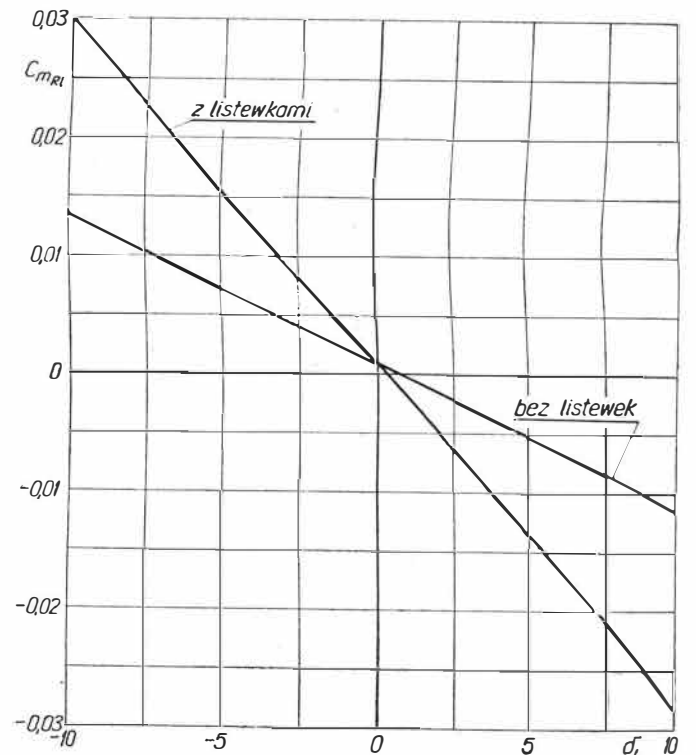


5. Wpływ wielkości szczelin „odpowietrzających” na wielkość współczynnika pochylenia krzywej momentu zawiasowego



$a = 0,008 l_g$ — gdzie l_g — średnia cięciwa geometryczna skrzydła

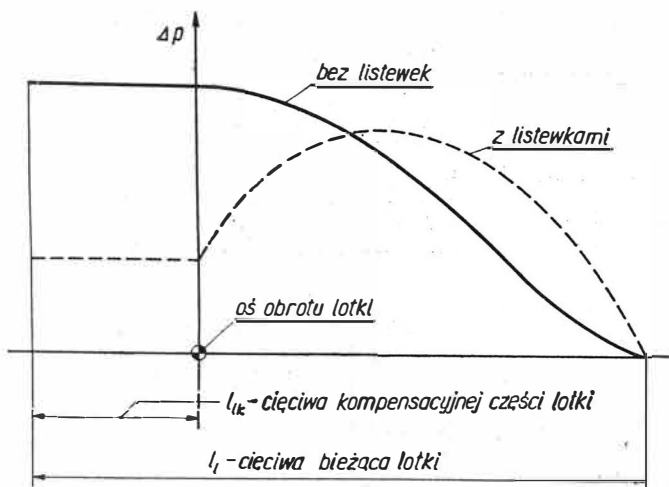
6. Zniekształcenie profilu skrzydła



7. Wpływ zniekształcenia profilu skrzydła na wielkości momentów zawiasowych lotki z kompensacją wewnętrzną

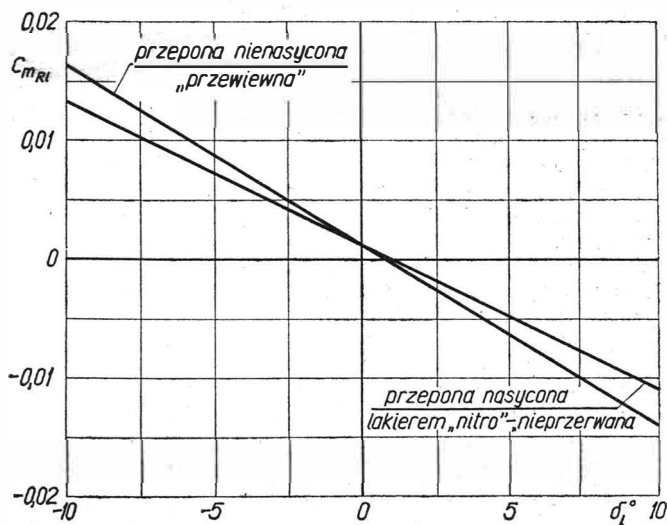
„regularne” zniekształcenie profilu skrzydła. Niemniej wynik przytoczonego tu doświadczenia zasługuje na uwagę. Przypuszczać należy bowiem, iż nawet niewielkie zniekształcenie profilu w okolicy szczeliny „odpowietrzającej” może prowadzić do nieoczekiwanych i niebezpiecznych sytuacji w locie.

Nieco uwagi należy także poświęcić sprawie materiału przepony. Zwykle przepony w tego typu lotkach są wykonywane ze specjalnych tkanin lotniczych (impregnowanych), stanowiących praktycznie szczelne przegrody komór kompensacyjnych.



8. Wpływ zniekształcenia profilu skrzydła na rozkład ciśnień na lotce z kompensacją wewnętrzną

Przepony te narażone stale na zmienne warunki atmosferyczne, ulegają dosyć szybkiemu zniszczeniu, stając się po prostu przeponami „przewiewnymi”. Oczywiście ma to swoje odbicie na wielkości momentów zawiasowych. „Przewiewność” przepony powoduje zmniejszenie różnicy ciśnień w komorze kompensacyjnej, zmniejszając tym samym wielkość momentu kompensacyjnego, co z kolei pociągnąć musi za sobą wzrost momentu zawiasowego lotki. Wszystkie omówione wyżej doświadczenia przeprowadzono przy zastosowaniu przepony wykonanej z płótna lotniczego, nasyconego rozcieńczonym lakierem „nitro”. Dla zbadania wpływu „przewiewności” materiału przepony przeprowadzono doświadczenie z przeponą wykonaną z takiego samego płótna lotniczego nie nasyconego lakierem „nitro”. Wyniki tego doświadczenia przedsta-



9. Wpływ „przewiewności” przepony na wielkości momentów zawiasowych lotki z kompensacją wewnętrzną

wia rys. 9, który wskazuje na przeszło 20% wzrost współczynnika $\partial C_{m_{R1}}/\partial \delta_1$ w przypadku przepony wykonanej z płótna nie nasyconego lakierem. Stwierdzić więc należy, że właściwy dobór materiału przepony, tzn. materiału o możliwie małej „przewiewności” jest zagadnieniem bardzo istotnym.

Przedstawione wyżej wyniki badań, z założenia nie stanowią danych pozwalających na właściwy dobór parametrów geometrycznych i aerodynamicznych lotki z kompensacją wewnętrzną. Bowierni wyniki te są niejako „ubocznym produktem” badań o zupełnie innym celu. Sygnalizują natomiast pewne zjawiska i mogą rzucić pewne światło na mniej lub wcale nieznane fakty związane z zagadnieniem aerodynamiki lotki z kompensacją wewnętrzną.

Mgr inż. JERZY LEWITOWICZ

531.758:621.438.019.9:621.454

Nowa izotopowa metoda pomiaru ciężaru właściwego gazów uchodzących z dyszy turbinowego silnika odrzutowego

Jednym z wielu parametrów pracy turbinowego silnika odrzutowego jest ciężar właściwy gazów wypływających z dyszy wylotowej. Problemowi pomiaru ciężaru właściwego gazów uchodzących z dyszy silnika nie poświęcono do tej pory tak wiele uwagi, jak np. pomiarom temperatury i ciśnienia, które charakteryzują bezpośrednio procesy termodynamiczne zachodzące w silniku.

Ciężar właściwy gazów jest związany z takimi parametrami, jak prędkość wypływu gazów c_w i wydatek powietrza G .

Ogólnie równanie ciężaru właściwego gazów wypływających z dyszy można napisać w postaci:

$$\gamma = 10^{-3} \frac{\alpha l + 1}{\alpha \cdot l} \cdot \frac{G}{c_w \cdot F} \quad (1)$$

gdzie:

- γ — ciężar właściwy (G/cm^3),
- G — wydatek powietrza (kG/sek),
- c_w — prędkość wypływających gazów (m/sek),

F — przekrój wylotowy dyszy (m^2),

α — współczynnik nadmiaru powietrza w komorze spalania,

l — teoretyczna ilość powietrza potrzebna do spalania 1 kG paliwa.

Wzór (1) wskazuje na możliwość analizowania przebiegu zmian wartości prędkości c_w przy znajomości wydatku G lub odwrotnie.

Podstawową zaletą analizowania wartości c_w lub G (a przez to wartości ciągu i innych parametrów silnika) w oparciu o znajomość zmiany ciężaru właściwego γ jest łatwość wykonywania pomiaru. Pomiaru ciężaru właściwego gazów dokonuje się poza silnikiem; unika się więc podstawowej trudności badawczej — szczególnie przy badaniach silników eksploatowanych — wmontowania w konstrukcję silnika czujników mierzonego parametru; na ogół silniki będące w eksploatacji nie są dostosowane do tego rodzaju operacji.

Podstawowym warunkiem, jaki musiała spełnić opracowywana metoda badawcza, jest szybkość rejestracji wartości ciężaru właściwego gazów, aby możliwe było badanie procesu przyspieszania silnika odrzutowego przy szybkim przesunięciu dźwigni przepustnicy z położenia „OBROTY MINIMALNE” do położenia „OBROTY MAKSYMALNE”. Pojęcie „szybkie przesunięcie” oznacza przesunięcie dźwigni przepustnicy w czasie nie przekraczającym 1% czasu trwania procesu przyspieszania. Wyniki badań przyspieszania pozwalają określać pracę układu sterowania silnika poprzez analizę tzw. odpowiedzi jednostkowej układu [lit. 1], którego praca w końcowym efekcie wpływa na wartość ciężaru właściwego gazów.

Właśnie warunek szybkości rejestracji połączony z prostotą przeprowadzania badań doprowadziły do opracowania metody pomiaru opartej na wykorzystaniu izotopów promieniotwórczych.

Analiza niektórych metod pomiaru ciężaru właściwego gazów

Pomiary ciężaru właściwego gazów stosuje się głównie przy pomiarach aerodynamicznych, w których ustalone warunki przepływu trwają stosunkowo długo, a przekroje poprzeczne strumienia gazów nie są zbyt duże.

W pracy zbiorowej [lit. 2] zestawiono następujące podstawowe metody pomiarowe:

- 1) metoda optyczna oparta na wykorzystaniu zmiany współczynnika załamania światła w funkcji gęstości gazu;
- 2) metoda cieniowa umożliwiająca pomiary przy małych zmianach współczynnika załamania światła;
- 3) metoda interferencyjna stosowana w przypadku, gdy prędkość przepływu gazu wynosi w przybliżeniu $Ma = 1$;
- 4) metoda oparta na zjawisku wyładowania elektrycznego i poświaty, która jest szczególnie użyteczna przy ciężarze właściwym powietrza

$$\gamma/\gamma_w \leq 10^{-2}$$

gdzie: γ_w jest ciężarem właściwym powietrza przy ciśnieniu 760 mm Hg i temperaturze 273 °K;

- 5) metoda oparta na wykorzystaniu pochłaniania promieniowania rentgenowskiego lub korpuskularnego.

Blizsza analiza powyższych metod wyróżnia ostatnie z nich. Badania ciężaru właściwego gazów za pomocą promieniowania korpuskularnego cząstek było zagadnieniem rozpatrywanym przez wielu badaczy, wśród których na czołowe miejsce wysuwa się Z. Schopper i B. Schumacher [lit. 2].

Rozważmy strumień cząstek (cząstki alfa, protony lub elektrony), który przechodzi przez obszar o ciężarze właściwym γ i długości l .

Energia całkowita strumienia zmniejsza się wskutek wzajemnego oddziaływania pomiędzy ośrodkiem i cząstkami. Oddziaływanie to powoduje:

- 1) zmniejszenie liczby cząstek w strumieniu ze względu na zjawisko pochłaniania;
- 2) zmniejszenie energii cząstek wskutek zderzeń niesprężystych.

W ogólnym przypadku zmiana energii strumienia może być wyrażona wzorem:

$$\frac{dE}{d(\gamma \cdot l)} = N \frac{\delta E}{\delta(\gamma \cdot l)} + \varepsilon \frac{\delta N}{\delta(\gamma \cdot l)} \quad (2)$$

dla

$$E = N \cdot \varepsilon \quad (3)$$

gdzie:

E = energia całkowita,

N = liczba cząstek,

ε = energia jednej cząstki.

W zależności od typu wykorzystywanego promieniowania decydujące znaczenie będzie mieć pierwszy lub drugi człon prawej strony równania (2).

Ze względu na wysoką temperaturę gazów uchodzących z dyszy detektor i źródło promieniotwórcze

Tablica 1

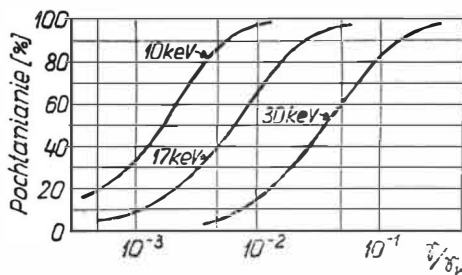
Zasięg cząstek i protonów w powietrzu [lit. 3] (w temperaturze 0 °C i ciśnieniu 760 mm Hg)

Energia (keV)	Zasięg (cm)	
	cząstki α	protony
100	0,092	0,13
200	0,160	0,25
500	0,297	0,80
1000	0,502	2,30

powinny być odsunięte od strumienia gazów (chodzi o odsunięcie tych elementów ze względu na to, że są one nieodporne na temperaturę).

W związku z tym przyjęcie do pomiarów cząstek α lub protonów jest niemożliwe ze względu na ich mały zasięg (tablica 1). Metoda pomiarowa ciężaru właściwego za pomocą cząstek nadaje się do zastosowania jedynie tam, gdzie detektor i źródło promieniowania można ustawić w bezpośrednim kontakcie ze strumieniem, w którym mierzy się ciężar właściwy.

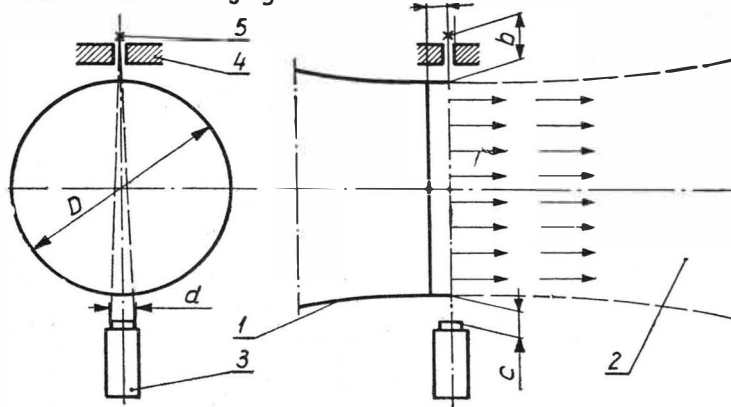
Przy przechodzeniu elektronów przez ośrodek strata energii powstaje wskutek łącznego działania obydwu przyczyn, opisanych przez równanie (2), z tym że decydujący staje się proces pochłaniania, tj. zmiany liczby cząstek na jednostkę



1. Pochłanianie elektronów w warstwie powietrza o grubości 10 cm w funkcji ciężaru właściwego dla trzech różnych energii elektronów [lit. 2] γ_w — ciężar właściwy powietrza przy temperaturze 0 °C i ciśnieniu 760 mm Hg w warunkach normalnych

długości, opisany przez człon $\delta N / \delta(\gamma \cdot l)$. Na rys. 1 pokazano przebieg pochłaniania elektronów w powietrzu dla kilku wartości energii.

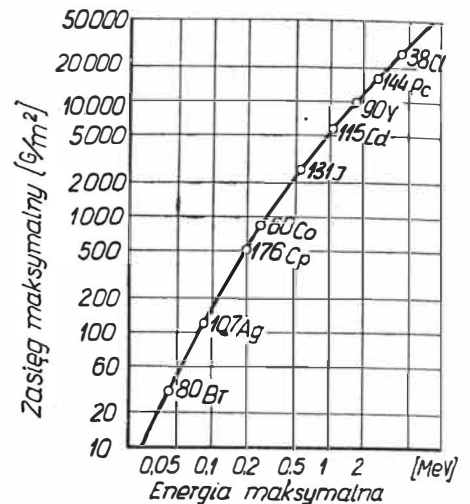
Widok w kierunku dyszy



D	542 mm
d	44 ---
a	22 ---
b	68 ---
c	77 ---

3. Schemat stoiska pomiarowego: 1 — dysza silnika, 2 — strumień wylotowy, 3 — licznik scyntylacyjny typu LSU ze scyntylatorem SPD-22, 4 — przesiłona ze szczelinią, 5 — izotop β -promieniotwórczy

Jak widać z rysunku 1, zakres mierzonych za pomocą elektronów wartości ciężaru właściwego jest duży i całkowicie wystarczający do określenia ciężaru właściwego gazów uchodzących z dyszy silników. Rozwinięcie w ostatnich latach produkcji izotopów promieniotwórczych pozwala na dalsze rozszerzenie zakresu pomiaru dzięki uzyski-



2. Zależność maksymalnego zasięgu promieniowania β od jego energii maksymalnej [lit. 5]

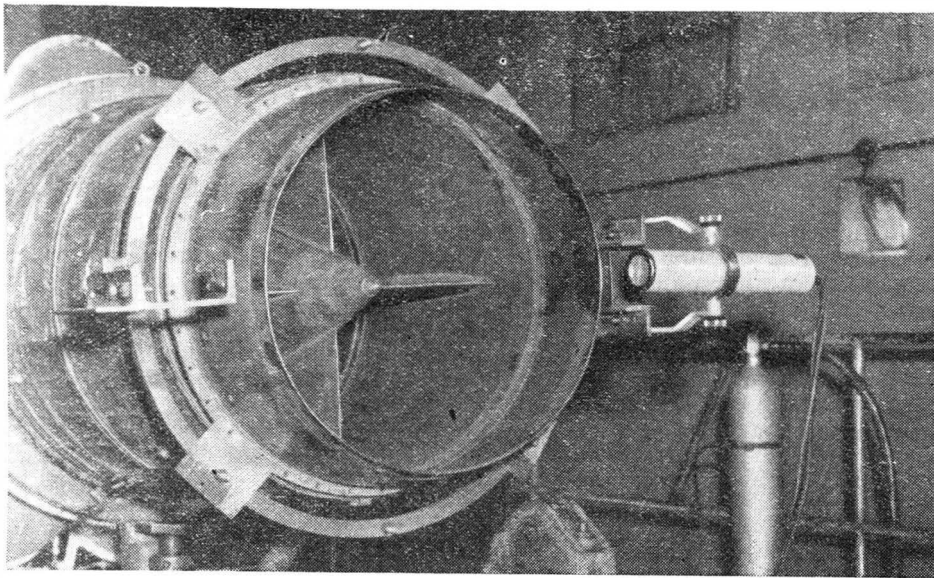
waniu promieniowania β o większych energiach. Na rys. 2 podano krzywą maksymalnego zasięgu cząstek β , wyrażonego w G/cm^2 , w funkcji energii.

Zastosowanie izotopów promieniotwórczych jako źródeł promieniowania elektronowego pozwala na wyeliminowanie kosztownej aparatury, tzw. dział elektronowych opisanych w pracy [lit. 2].

Opis doświadczenia

Stoisko pomiarowe

Schemat stoiska pomiarowego przedstawiono na rys. 3. Za dyszą silnika na wspólnej osi umieszczono źródło promieniowania z jednej strony strumienia gazów i licznik scyntylacyjny z drugiej. Odległości a, b, c podyktowane były względą-



4. Urządzenie do pomiaru ciężaru właściwego gazów, zamontowane na silniku

mi konstrukcyjnymi. Ogólny widok stoiska pomiarowego jest pokazany na rys. 4.

Licznik scyntylacyjny połączono z aparaturą elektroniczną składającą się z zasilacza wysokiego napięcia, integratora logarytmicznego typu ILg-2 i szybkiego rejestratora. Do kontroli wskazań integratora włączono równolegle przelicznik elektroniczny typu PEL-5.

Wybór izotopu

Rodzaj izotopu służącego do przeprowadzenia pomiaru ciężaru właściwego jest uzależniony od dwóch czynników: wartości maksymalnej energii promieniowania β , od której zależy dokładność pomiaru, i możliwości nabycia odpowiedniego rodzaju izotopu.

Analizę dokładności pomiaru przeprowadzono w oparciu o metodę podaną w pracy [lit. 4], dla prawa osłabienia wiązki promieniowania wyrażonego wzorem:

$$N = N_0 \cdot e^{-\mu \cdot \gamma \cdot l \cdot 10^6} \quad (4)$$

gdzie:

- N_0 — pierwotne natężenie promieniowania,
- N — natężenie promieniowania po przejściu przez ośrodek pochłaniający,
- μ — współczynnik pochłaniania ośrodka (m^2/G),
- γ — ciężar właściwy ośrodka (G/cm^3),
- l — długość ośrodka (m).

Według powyższej metody zaleca się przy analizowaniu rodzaju izotopu stosowanie następującego kryterium:

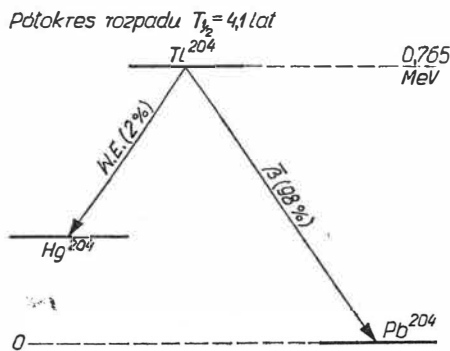
$$\mu \cdot \gamma \cdot l \cdot 10^6 = 0,1 \div 4 \quad (5)$$

Ponieważ dla przeciętnych turbinowych silników odrzutowych w użytkowym zakresie prędkości obrotowej wyrażenie $\gamma \cdot D \cdot 10^6$ zawiera się w granicach $200 \div 500 G/m^2$ na podstawie wykresu pokazanego na rysunku 2 widać, że maksymalna energia promieniowania nie powinna być mniejsza od 0,2 MeV.

Na podstawie zestawienia podanego na rysunku 75 w pracy [lit. 5] najbardziej odpowiednim izotopem

do pomiaru ciężaru właściwego w zakresie $\gamma \cdot D \cdot 10^6 = 200 \div 500 G/m^2$ jest izotop talu-204 (Tl^{204}).

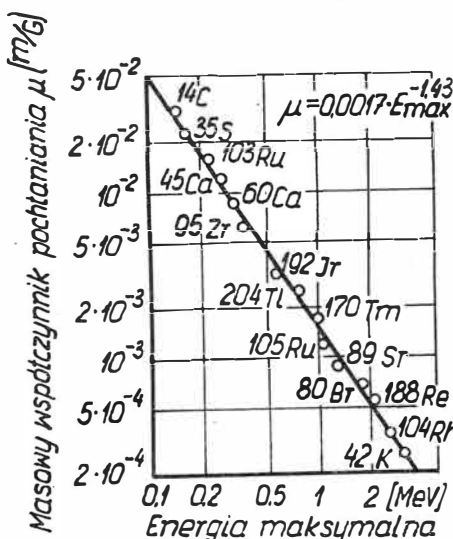
Maksymalna energia promieniowania β izotopu Tl^{204} (rys. 5) wyno-



5. Schemat rozpadu izotopu Tl^{204} [lit. 6]

si 0,77 MeV. Na podstawie wykresu (rys. 6) odczytuje się dla talu masowy współczynnik pochłaniania $\mu = 2,8 \cdot 10^{-3} m^2/G$.

Sprawdzanie warunku (5) zestawione w tabelcy 2, z której wynika,



6. Zależność masowego współczynnika osłabienia promieniowania β — μ od energii maksymalnej [lit. 5]

że izotop tal-204 odpowiada wymaganiom warunku maksymalnej dokładności.

Za pomocą podanej metody dokonano pomiarów ciężaru właściwego przy ustalonych i nie ustalonych warunkach pracy silnika. Charakter zmian wielkości mierzonej N (imp/sek) oraz obliczonego ciężaru właściwego γ przedstawiono na rysunkach 7, 8 i 9.

Wprowadzenie wzoru przeliczającego otrzymane wyniki w imp/sek na bezwzględne wartości ciężaru właściwego oparto na założeniu, że czynnikiem wzorującym jest ciężar właściwy powietrza w przestrzeni pomiarowej. Dla oznaczeń pokazanych na rys. 10 wzór na mierzoną wartość ciężaru właściwego ma następującą postać:

$$\gamma = \bar{\gamma} - A \ln \frac{N_m}{N_p} \quad (6)$$

gdzie:

$$A = \frac{1}{\mu D}$$

$\bar{\gamma}$ — ciężar właściwy powietrza (G/m^3),

N_m — natężenie promieniowania po przejściu wiązki przez strugę gazów (imp/sek⁻¹),

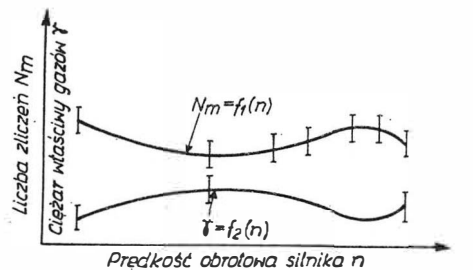
N_p — natężenie promieniowania w powietrzu (imp/sek⁻¹).

Uzyskane wyniki wskazują możliwość stosowania do pomiaru ciężaru właściwego gazów uchodzących z dyszy silnika, metody opartej na pochłanianiu promieniowania β . Dokładność metody wynosi odpowiednio 3,5% dla pomiarów prowadzonych podczas ustalonych warunków pracy silnika (ustalone prędkości obrotowe utrzymują się w czasie nie krótszym niż 60 sek) i 4% dla pomiarów prowadzonych

Tabela 2

Sprawdzenie warunku $\mu \cdot \gamma \cdot l \cdot 10^6 = 0,1 \div 4$

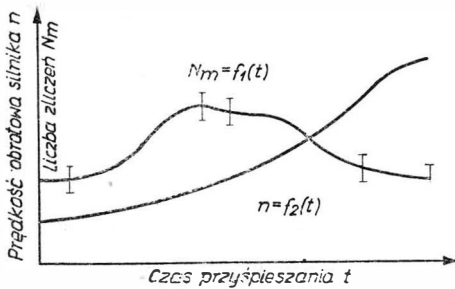
$\gamma \cdot D \cdot 10^6 (G/m^2)$	200	500
$\mu \cdot \gamma \cdot D \cdot 10^6$	0,6	1,5



7. Zmiana ciężaru właściwego gazów w funkcji prędkości obrotowej silnika dla ustalonych warunków pracy

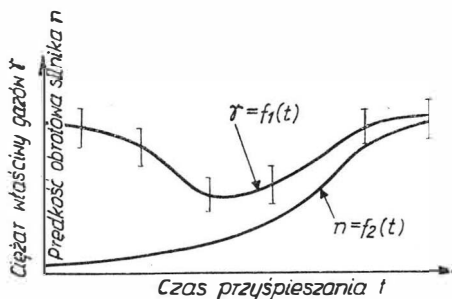
podczas nie ustalonych warunków pracy silnika. Należy też podkreślić dalszą możliwość podniesienia dokładności pomiarów poprzez zastosowanie bardziej do tego celu dostosowanej aparatury elektronicznej, przede wszystkim integratora o mniejszej stałej czasowej.

Pomiary drgań w technice lotniczej



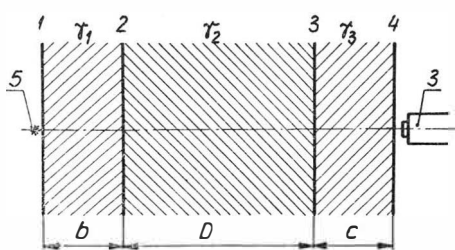
8. Zmiana liczby zliczeń i prędkości obrotowej silnika w funkcji czasu podczas procesu przyspieszania

badania procesów pracy silnika odrzutowego w nie ustalonych warunkach pracy omówionych we wstępie, a także wyznaczanie prędkości



9. Zmiana ciężaru właściwego gazów i prędkości obrotowej silnika w funkcji czasu podczas procesu przyspieszania

kości wpływających gazów za pomocą pomiaru ciśnienia dynamicznego. Wydaje się, że po zastosowa-



10. Schemat stref ciężaru właściwego (oznaczenia jak na rysunku 3).

niu szybkiego integratora metodą tą można określić także ciężar właściwy gazów uchodzących z dyszy silników raketowych.

Literatura

1. Z. Szparkowski: „Zarys teorii regulacji układów liniowych”. Warszawa, 1960.
2. Praca zbiorowa: „Fizyčeskie izmierenia w gazowej dinamice i pri gorieni”. Moskwa, 1957.
3. Dž. Kej i inni: „Tablicy fizyčeskich i chimyčeskich postojannyh, Moskwa 1962, str. 214.
4. Praca zbiorowa: „Analiza izotopowych metod pomiarowych i regulacji wielkości fizyčeskich”. Warszawa, 1961.
5. H. Hart, E. Karstens: „Izotopy promieniotwórcze w zastosowaniu do pomiaru grubości”. Warszawa, 1960.
6. Praca zbiorowa: „Sprawoznaczenie po ja-diernej fizyce”. Moskwa, 1963.

Niniejszy artykuł jest początkiem cyklu, który będzie obejmował dziedzinę pomiarów czterech parametrów drgań okresowych: przemieszczenia, prędkości, przyspieszenia i częstości, rozpatrywanych z punktu widzenia potrzeb przemysłu lotniczego.

Obok niezbędnych informacji teoretycznych szczególnie uwzględnione zostaną zagadnienia związane z praktyczną stroną wykonywania pomiarów. Będzie to kompilacja oparta na pracach prowadzonych w Instytucie Lotnictwa i literaturze źródłowej.

Pierwszy artykuł jest wprowadzeniem teoretycznym, niezbędnym do zrozumienia zjawisk zachodzących w mechanicznych układach drgających.

Liczne dziedziny współczesnej techniki, a między innymi również lotnictwo, spotykają się z problemem powstawania niepożądanych drgań w konstrukcjach. Problem ten ma zasadnicze znaczenie z tego względu, że wpływ drgań na konstrukcję, w której występują, ma charakter destrukcyjny. Dlatego też znajomość amplitudy przemieszczenia, prędkości bądź przyspieszenia i częstości występujących drgań jest nieodzowna dla konstruktorów współczesnych samolotów.

Znajomość bowiem wartości i charakteru drgań powstających w konstrukcji lotniczej jest poważnym stopniem próbierzem jej jakości i niezawodności.

W dobie współczesnej pomiary drgań przeprowadza się metodami elektronicznymi, które jedynie umożliwiają dokonanie wszechstronnej analizy tego złożonego i dynamicznego procesu.

Problem pomiarów drgań w przemyśle lotniczym

Głównym źródłem powstawania drgań w konstrukcjach lotniczych jest praca silników, której towarzyszy szereg zjawisk dynamicznych o bardzo silnie zaznaczonym okresowym charakterze. Traktując zagadnienie ogólnie można stwierdzić, że źródłami drgań są wszystkie siły, których wartość, kierunek działania lub wartość i kierunek działania ulegają zmianie w funkcji czasu. Rozróżnić przy tym należy siły zewnętrzne i siły wewnętrzne. Siły zewnętrzne to siły doprowadzone z zewnątrz, charakteryzujące się tym, że na ogół nie stanowią systemu będącego w równowadze i ujawniające się przez ruch organu, na który działają. Siły wewnętrzne występują zawsze w postaci pary sił równych o tym samym kierunku działania, lecz o przeciwnych zwrotach. W wyniku ich działania, środek ciężkości ciała pozostaje nieruchomy, jakkolwiek różne organy mogą wykonywać ruchy względne, zależne od sztywności i rozłożenia mas [1].

Na samolocie źródłem drgań są zarówno siły zewnętrzne, jak i wewnętrzne. Jako główne wymienić należy siły, które powstają przy ru-

chu obrotowym części wirujących, ujawniające się szczególnie mocno w przypadkach niewyważenia w postaci tzw. „bicia” wałów; siły zmiennych ciśnień gazów, takie które powstają przy spalaniu mieszanki paliwowej w cylindrach silnika i wreszcie siły powstające w momencie lądowania wskutek uderów i wstrząsów. Ogólnie wszystkie siły powodujące drgania podzielić można na siły periodycznie zmienne, przypadkowo zmienne i udarowe. Efektem działania drgań na konstrukcję lotniczą jest wybijanie łożysk, rozluźnienie połączeń nitowanych i zmęczenie materiałów. Przy silnikach tłokowych amplitudy przemieszczeń dochodzą do 0,2 cm przy częstościach do 100 Hz. Maksymalne częstości nie przekraczają na ogół 500 Hz. W silnikach turbinowych i odrzutowych poza drganiami łopatek, których częstość osiąga nawet 6000 Hz, częstości mierzonych drgań wynoszą 20—700 Hz. W konstrukcji płatowców występują drgania o częstościach 1—100 Hz, przy amplitudach w zakresie 0,01—5 cm [5].

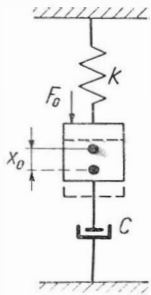
W związku z destrukcyjnym wpływem drgań na konstrukcję, wyłania się konieczność ich pomiarów w celu określenia stopnia ich szkodliwości i dopuszczalnego poziomu. W przemyśle lotniczym pomiar i analiza drgań przeprowadza się w dwu zasadniczych przypadkach: przy odbiorze produktu gotowego i przy konstruowaniu nowych wyrobów. O ile kontrola produkcyjna może polegać na sprawdzeniu prostą aparaturą, mierzącą niejednokrotnie tylko jeden parametr, o tyle laboratorium pomiarowe, pracujące dla potrzeb badawczych biur konstrukcyjnych, musi dysponować dokładną uniwersalną aparaturą, umożliwiającą wnikliwe przebadanie zjawisk zachodzących w obiekcie.

Istota drgań układu mechanicznego

Aby w układzie mechanicznym powstały drgania, powinny być spełnione dwa warunki, a mianowicie:

- a) musi istnieć siła pobudzająca do drgań,
- b) muszą istnieć elementy zdolne do magazynowania energii potencjalnej i energii kinetycznej.

Elementami tymi są: masa organów ruchomych — odnośnie energii kinetycznej; sprężystość materiałów — odnośnie energii potencjalnej. Trzecim elementem układu drgań nieodłącznie, fizycznie towarzyszącym w mniejszym lub większym stopniu każdemu procesowi



1. Schemat prostego mechanicznego układu drgań

powstawania drgań jest — tłumienie drgań. Schematycznie układ w.w. czynników przedstawić można jak na rys. 1 [6],

gdzie:

- F_0 — siła przyłożona do masy m powodująca jej przemieszczenie,
- m — masa elementu ruchomego,
- k — sprężystość masy m lub jej zawieszenia,
- c — opór tarcia lub inny rodzaj tłumienia ruchu uzależniony od rodzaju konstrukcji,
- x_0 — przemieszczenie masy m po przyłożeniu statycznej siły F_0 określone zależnością $x_0 = F_0/k$.

Własności dynamiczne wyżej wymienionych czterech podstawowych elementów — siły, masy, sprężystości i tłumienia — wzajemnie uzależnionych i nierozłącznie biorących udział w każdym procesie powstawania drgań, opisać można ogólnym równaniem Lagrange'a.

Równanie to ma postać [6]:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial E_k}{\partial \dot{x}_k} \right) - \frac{\partial T}{\partial x_n} + \frac{\partial V}{\partial x_n} = F_n \quad (1)$$

gdzie:

- E — całkowita energia kinetyczna systemu,
- V — całkowita energia potencjalna systemu,
- x_n — współrzędna uogólniona,
- \dot{x}_n — prędkość dla współrzędnej uogólnionej x_n ,
- F_n — siła uogólniona pobudzająca (część całkowitej siły, nie związana z energią potencjalną systemu np. z siłą grawitacji).

Równanie to obejmuje wszystkie możliwe układy, jak mechaniczne, pneumatyczne, hydrauliczne czy elektryczne. Dla konkretnych układów stosuje się przeto odpowiednio prawa Newtona, d'Alamberta, Kirchhoffa itp. W przypadku z rys. 1 zastosować należy prawo zachowania sił d'Alamberta, przy upraszczającym założeniu, że układ ma jeden stopień swobody. Jeżeli na masę m działa siła F skierowana pionowo, to masa ta zostanie przemieszczona od położenia równowagi o odcinek drogi x . Prędkość ruchu jest równa pochodnej drogi względem czasu, czyli

$$v = \frac{dx}{dt} \quad (2)$$

w każdej chwili działaniu siły zewnętrznej, zgodnie z drugą zasadą Newtona, odpowiada równe co do wielkości, lecz przeciwnie skierowane przeciwdziałanie układu. Przeciwdziałanie to składa się z trzech sił:

a. Siły bezwładności F_m , potrzebnej do zmiany prędkości ruchu ciała drgającego, a więc proporcjonalnej do jego masy m i przyspieszenia a równego:

$$a = \frac{d^2x}{dt^2} \quad (3)$$

czyli siła:

$$F_m = m \frac{d^2x}{dt^2} \quad (4)$$

b. Siły F_k potrzebnej do ściśnięcia sprężyny. Ponieważ siła ta jest proporcjonalna do długości, o jaką sprężyna została ściśnięta i współczynnika sprężystości k sprężyny, określa ją wzór:

$$F_k = kx \quad (5)$$

c. Siły potrzebnej do przewyciężenia oporów tarcia (tłumienia) przy ruchu ciała. Wielkość tej siły wzrasta proporcjonalnie z prędkością ruchu ciała, wyraża się przeto równaniem:

$$F_c = c \frac{dx}{dt} \quad (6)$$

Równanie ruchu układu zgodnie z prawem d'Alamberta jest równaniem sił i ma postać:

$$F = F_m + F_c + F_k \quad (7)$$

lub:

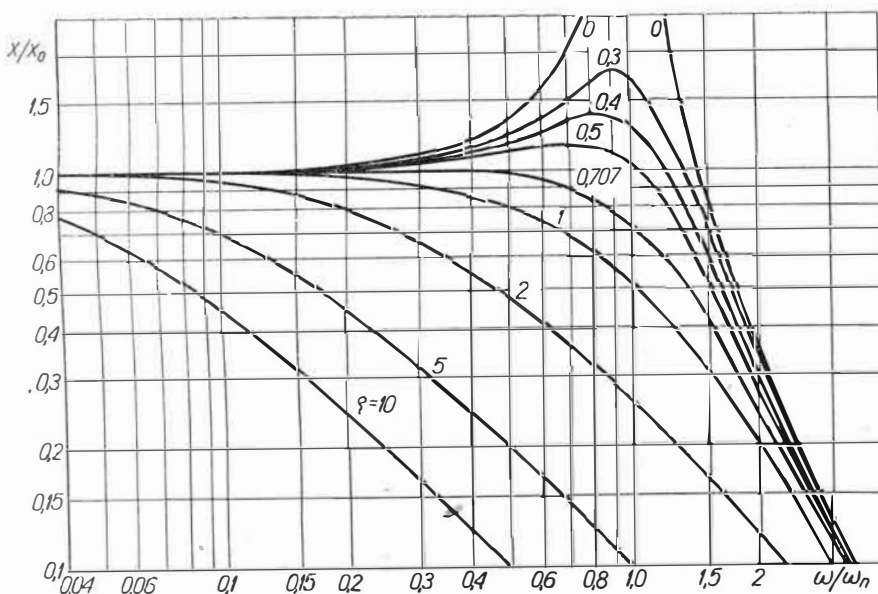
$$F = m \frac{d^2x}{dt^2} + c \frac{dx}{dt} + kx \quad (8)$$

Ponieważ dowolne drgania można rozłożyć na szereg drgań sinusoidalnych, toteż bez zmniejszenia ogólności rozważań przyjąć można, że działająca z zewnątrz siła zmienia się sinusoidalnie według funkcji $F = F_{\max} \sin \omega t$. A więc:

$$m \frac{d^2x}{dt^2} + c \frac{dx}{dt} + kx = F_{\max} \sin \omega t \quad (9)$$

Rozwiązując powyższe równanie otrzymujemy [2]:

$$x = \frac{F_{\max}}{k} \frac{1}{\sqrt{\left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_n^2}\right)^2 + \left(2\zeta \frac{\omega}{\omega_n}\right)^2}} \sin(\omega t - \Theta) \quad (10)$$



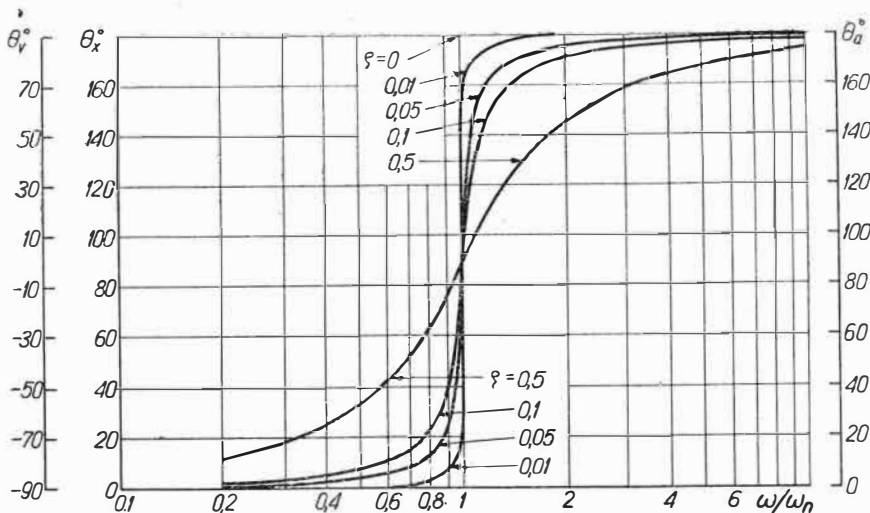
gdzie:

$$\Theta = \arctg \left(\frac{2\zeta \frac{\omega}{\omega_n}}{1 - \frac{\omega^2}{\omega_n^2}} \right) \quad (11)$$

stanowi kąt fazowy między przemieszczeniem a siłą pobudzającą;

$$\omega_n = 2\pi f_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad \omega \text{ [rad/sek]} \quad (12)$$

2. Przebieg przemieszczenia względnego x/x_0 masy m , w układzie z rys. 1 pod wpływem siły pobudzającej $F = F_{\max} \sin \omega t$ w funkcji częstości. Współczynnik tłumienia ζ został oznaczony dla każdej krzywej [2]



3. Przebieg kąta fazowego w funkcji częstotliwości odpowiednio dla przemieszczenia θ_x , prędkości θ_v i przyspieszenia θ_a względem siły pobudzającej ζ — współczynnik tłumienia drgań własnych [2]

jest pulsacją rezonansową własnych drgań nietłumionych, zaś:

$$\zeta = \frac{c}{2\sqrt{km}} \quad (13)$$

jest współczynnikiem tłumienia drgań własnych układu.

Przeprowadzając analizę wzorów (10) i (11) na zależność od częstotliwości siły pobudzającej, wyróżnić można 3 zasadnicze warunki:

a) $x \approx \frac{F_{\max}}{k} \sin \omega t = x_0 \sin \omega t$

gdy $\omega \ll \omega_n$

b) $x = \frac{F_{\max}}{2k\zeta} \sin \left(\omega t - \frac{\pi}{2} \right) = -\frac{x_0}{2\zeta} \cdot \cos \omega_n t$ gdy $\omega = \omega_n$ (14)

c) $x \approx \frac{\omega_n^2 F_{\max}}{\omega^2 k} \sin(\omega t - \pi) = \frac{kx_0}{m\omega^2} \cdot \sin \omega t \approx 0$ gdy $\omega \gg \omega_n$

Z powyższych trzech warunków wynika, że wielkość przemieszczenia x masy m zależy w bardzo silnym stopniu od częstotliwości zmian siły pobudzającej. Z tym, że przy częstotliwościach mniejszych od częstotliwości drgań własnych układu, wielkość amplitudy przemieszczenia określona jest stosunkiem F_{\max}/k , a więc zależy od sprężystości układu. Ponadto przypadek ten wskazuje na to, że ruch masy naśladuje wiernie zmiany siły pobudzającej. Dla częstotliwości równych ω_n amplituda przemieszczenia osiągać może, w zależności od współczynnika tłumienia drgań własnych ζ wartości wielokrotnie większe od przemieszczeń wynikających z bezpośredniego działania zmiennej siły F , a przy tym zmienia o 90° kąt fazowy. W przypadku trzecim, odnosząc się do częstotliwości siły pobudzającej większych od ω_n , otrzymujemy zanikanie przemieszczenia ze wzrostem częstotliwości, przy czym prędkość zanikania zależy w dużym stopniu od masy układu m , czyli ujawnia się

tu wpływ bezwładności układu. Kąt fazowy ulega dalszemu przesunięciu osiągając granicznie wartość 180° .

Omówiony przebieg zmian przemieszczenia przedstawiony jest na rys. 2, przebieg zaś kąta fazowego na rys. 3.

Aby rozpatrzyć charakter zmian prędkości układu z rys. 1 równanie (9), należy rozwiązać dla dx/dt , które przyjmuje postać:

$$v = \frac{dx}{dt} = \frac{\omega F_{\max}}{\omega_n \sqrt{km}} \cdot \cos(\omega t - \Theta) \cdot$$

$$\frac{1}{\sqrt{\left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_n^2}\right)^2 + \left(2\zeta \frac{\omega}{\omega_n}\right)^2}}$$

Podobnie, jak przy analizie przemieszczenia, można wyróżnić i tu 3 graniczne warunki na zależność prędkości od częstotliwości siły pobudzającej:

a) $v \approx \frac{F_{\max}}{\sqrt{km}} \cdot \frac{\omega}{\omega_n} \cos \omega t =$

$$= \frac{F_{\max} \omega}{k} \cos \omega t \approx 0 \text{ gdy } \omega \ll \omega_n$$

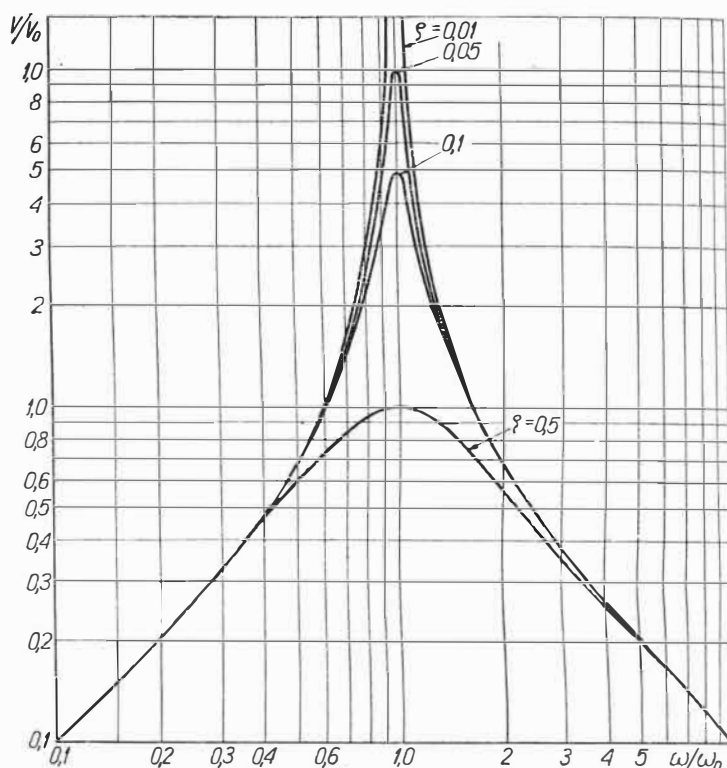
b) $v = \frac{F_{\max}}{2\zeta \sqrt{km}} \cos \left(\omega_n t - \frac{\pi}{2} \right) =$

$$= \frac{F_{\max}}{c} \sin \omega_n t = v_0 \sin \omega_n t \quad (15)$$

gdy $\omega = \omega_n$

c) $v \approx \frac{F_{\max}}{\sqrt{km}} \cdot \frac{\omega_n}{\omega} \cos(\omega t - \pi) =$

$$= -\frac{kF_{\max}}{\omega} \cos \omega t \approx 0 \text{ gdy } \omega \gg \omega_n$$



4. Przebieg zmian względnej prędkości v/v_0 masy m w układzie z rys. 1 pod wpływem siły pobudzającej $F = F_{\max} \sin \omega t$ w funkcji częstotliwości. Współczynnik ζ został oznaczony dla każdej krzywej [2]

Analiza powyższych zależności wskazuje na jeszcze silniejszą zależność amplitudy prędkości układu od częstotliwości pobudzających. Bowiem przy częstotliwościach znacznie mniejszych i znacznie większych od częstotliwości drgań własnych układu amplituda prędkości zanika prawie do zera. Tylko przy częstotliwościach bliskich rezonansu prędkość osiąga znaczne wartości. Bezwzględna wartość amplitudy przy $\omega = \omega_n$ uzależniona jest od tłumienia układu, zaś kąt fazowy równy jest zeru, a zatem przebieg prędkości w czasie naśladuje wiernie przebieg siły pobudzającej. Przebieg względnych zmian amplitudy prędkości w funkcji częstotliwości przedstawiony jest na rys. 4.

Rozwiązując równanie (9) dla d^2x/dt^2 otrzymuje się wzór określający przyspieszenie układu drgającego:

$$a = \frac{d^2x}{dt^2} = -\frac{F_{\max}}{m} \cdot \frac{\omega^2}{\omega_n^2} \cdot \frac{1}{\sqrt{\left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_n^2}\right)^2 + \left(2\zeta \frac{\omega}{\omega_n}\right)^2}} \cdot \sin(\omega t - \theta)$$

Warunki graniczne na zależność przyspieszenia od częstości siły pobudzającej, w tym przypadku przyjmują postać:

a) $a \approx -\frac{F_{\max}}{m} \cdot \frac{\omega^2}{\omega_n^2} \sin \omega t = -a_0 \frac{\omega^2}{\omega_n^2} \cdot \sin \omega t \approx 0$ gdy $\omega \ll \omega_n$

b) $a \approx -\frac{F_{\max}}{m} \cdot \frac{1}{2\zeta} \sin\left(\omega t - \frac{\pi}{2}\right) = -\frac{\omega_n F_{\max}}{c} \cos \omega_n t$ gdy $\omega = \omega_n$ (16)

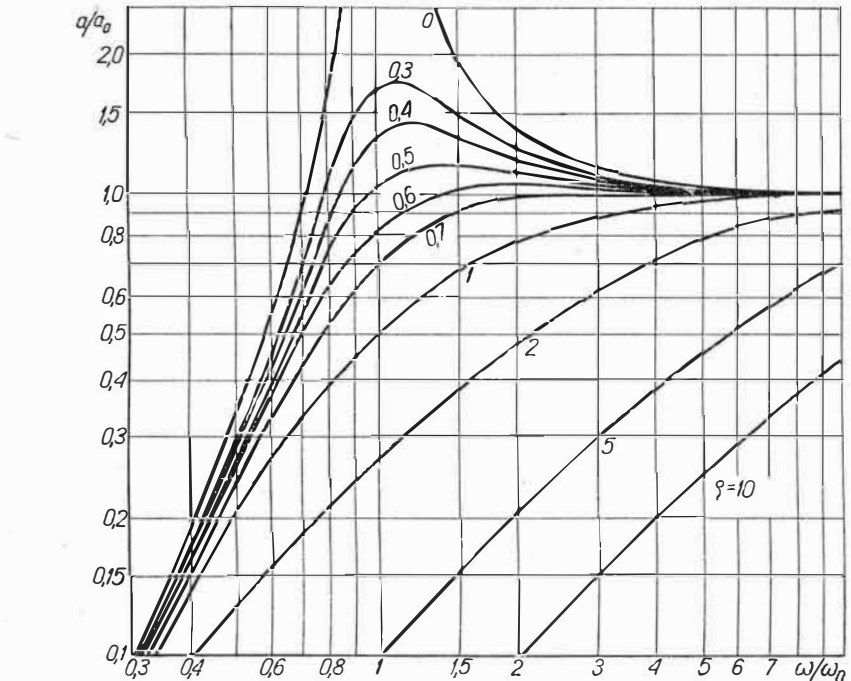
c) $a = -\frac{F_{\max}}{m} \sin(\omega t - \pi) = -\frac{F_{\max}}{m} \sin \omega t = -a_0 \sin \omega t$ gdy $\omega \gg \omega_n$.

Jak wynika z wyprowadzonych powyżej wzorów, zależność amplitudy przyspieszenia od częstości jest równie silna jak w przypadkach poprzednich. Dla częstości niższych od rezonansowej równej ω_n wielkość amplitudy przyspieszenia jest nieznaczna. W miarę wzrostu częstości amplituda narasta, by osiągnąć maksymalną wartość przy częstości własnej układu. Przy dalszym wzroście amplituda przyspieszenia asymptotycznie zdąża do wartości F_{\max}/m , pozostając w szerokim zakresie stałą, niezależną od częstości. Stosunek F_{\max}/m wskazuje na zależność amplitudy od masy m , co oznacza, że w tym zakresie częstości dominuje bezwładność układu. Przebieg zależności obrazuje rys. 5.

Reasumując dotychczasowe rozważania na temat własności elementarnego, mechanicznego układu pobudzanego do drgań przez siłę zewnętrzną, podkreślić należy jeszcze szczególnie te własności, które wykorzystane zostały przy konstrukcji czujników drgań, a które zostaną

bliżej omówione w następnym artykule.

Otóż, porównując ze sobą wyniki otrzymane odpowiednio dla przemieszczenia, prędkości i przyspieszenia, łatwo jest zauważyć, że w każdym z przypadków istnieje zakres częstości, w którym charakter przebiegu otwacza wiernie odpowiednio — przebieg przemieszczenia, prędkości lub przyspieszenia, wywołanego działaniem siły pobudzającej. A mianowicie:



- dla przemieszczenia zakresem tym jest przedział częstości leżący poniżej ω_n , gdzie amplituda zależna jest tylko od przyłożonej siły F_{\max} i sprężystości układu k , wzór (14);
- dla prędkości — przedział częstości leżący w pobliżu ω_n , w którym amplituda zależna jest od siły i tłumienności układu c , wzór (15);
- dla przyspieszenia — przedział częstości leżący powyżej ω_n , gdzie amplituda zależna jest tylko od siły i bezwładności układu reprezentowanej przez masę m , wzór (16).

Ta właściwość wykorzystana została w konstrukcji czujników drgań *względnych*, tzw. dotykowych z ruchomym trzpieniem. Czujnik mocowany jest do elementu nieruchomego, względem którego dokonuje się pomiaru drgań elementu ruchomego dotykane go przez trzpień czujnika.

W konstrukcji czujników drgań *bezwzględnych* wykorzystuje się inne zakresy częstości. W przypadku tym czujnik nie ma ruchomego trzpienia i mocowany jest wprost na elemencie drgającym. System pomiarowy stanowi masa m , nazywana masą sejsmiczną, zawieszona sprężysto. Całość systemu pomiarowego zamknięta jest wewnątrz obudowy czujnika. Korpus czujnika wykonuje więc ruch identyczny z ruchem elementu, którego drgania na-

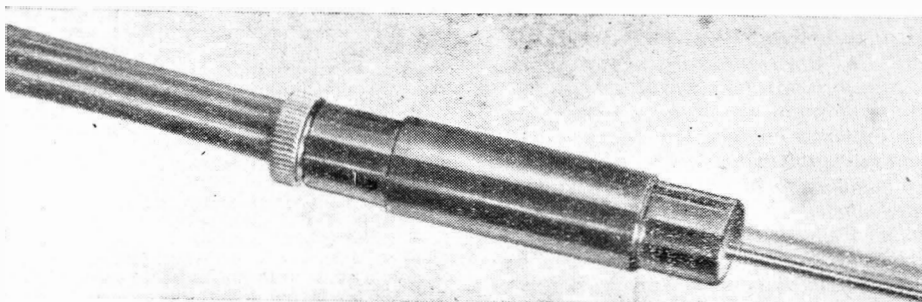
5. Przebieg zmian względnego przyspieszenia a/a_0 masy m w układzie z rys. 1 pod wpływem siły pobudzającej $F = F_{\max} \sin \omega t$ w funkcji częstotliwości. Współczynnik ζ został oznaczony dla każdej krzywej [2]

leży pomierzyć. Od systemu wewnętrznego czujnika zawierającego układ — m (masa), k (sprężyna) i c (tłumienie) wymaga się, żeby pozostawał on nieruchomy względem drgającej obudowy. Z rozpatrzenia wzorów od (14) do (16) wynika, że warunek ten spełniony jest odpowiednio:

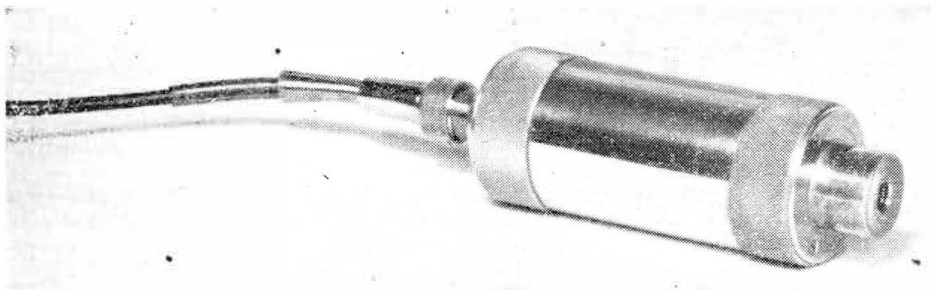
- a) dla przemieszczenia i prędkości w zakresie częstości $\omega \gg \omega_n$,
- b) dla przyspieszenia zaś w zakresie $\omega \ll \omega_n$.

Z określonych już warunków częstościowych wynikają bezpośrednio wskazania odnośnie wyboru wzajemnej konfiguracji masa-sprężystość-tłumienie, w zależności od rodzaju czujnika i jego przeznaczenia.

Np. aby czujnik mierzył poprawnie i w szerokim zakresie częstości amplitudy przemieszczenia *względ-*



6. Czujnik przemieszczeń liniowych OT-12 wykonywany w Instytucie Lotnictwa, mogący służyć do pomiaru drgań względnych. Zakres pomiarowy ± 1 mm. Wymiary $\varnothing 8 \times 60$ mm



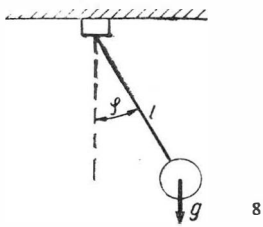
7. Elektrodynamyczny czynnik drgań z masą sejsmiczną, wykonywany w Instytucie Lotnictwa. Zakres pomiarowy 1000 μ . Częstotliwość drgań własnych $t_n = 12,5$ Hz. Wymiary $\varnothing 48 \times 120$ mm

jego, jego własna częstość rezonansowa powinna być możliwie wysoka. W oparciu o wzór (12) stwierdza się, że w tym przypadku sprężystość układu musi być wysoka, masa zaś możliwie mała.

Przeciwnie, o ile czujnik służyć ma do pomiaru amplitudy przemieszczenia, tym razem, *bez względu na to*, jego własna częstość rezonansowa powinna być możliwie jak najniższa, rzędu kilku Hz. Stąd wniosek, że tym razem sprężystość układu musi być mała, natomiast masa możliwie duża. Zagadnienie wygląda zupełnie podobnie w odniesieniu do czujników prędkości lub przyspieszenia. Tym samym znając częstość własną czujnika określić można, do jakiego rodzaju pomiarów jest przeznaczony.

Drgania w układzie nieliniowym

Dotychczasowe rozważania były prowadzone przy założeniu umownym, że ciała, na które działa siła są idealnie twarde, sprężyny liniowe i o znikomej masie, zaś tarcie jest tzw. „lepkie”. W praktyce wa-



runki te rzadko są spełnione i ruch układu wykracza poza zakres dający się opisać liniowym równaniem różniczkowym. Np. ruch wahadła o masie m , zawieszona na linie o długości l można opisać liniowym równaniem różniczkowym [2]:

$$ml^2\ddot{\varphi} + mgl\varphi = 0$$

jedynie przy założeniu jego minimalnych wychyleń od położenia równowagi, kiedy słuszne jest przybliżenie, że $\sin \varphi = \varphi$. Gdy wychylenia jednak są większe, poprawna postać równania ruchu wahadła przedstawia się następująco:

$$ml^2\ddot{\varphi} + mgl \sin \varphi = 0$$

Równanie to nie jest już jednakże równaniem liniowym.

Podobnie przedstawia się zagadnienie wpływu sprężyn, które w

praktyce zachowują liniową zależność między odkształceniem a siłą powrotną jedynie w zakresie małych odkształceń.

Charakterystyki rzeczywistych sprężyn odbiegają od przebiegu prostoliniowego tym bardziej, im podlegają większym odkształceniom, jak ilustruje to rys. 9.

Dlatego też ruch układu z rys. 7 nie można opisać równaniem:

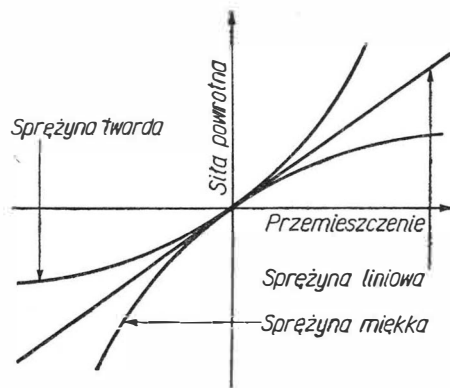
$$\ddot{m}x + kx = 0$$

gdy sprężyna nie jest liniowa, lecz równaniem uwzględniającym twardość lub miękkość sprężyny. A mianowicie:

$$\ddot{m}x + k(x \pm \mu^2 x^3) = 0$$

gdzie „+” odpowiada sprężynie twardej a „-” sprężynie miękkiej.

Zagadnienie układów nieliniowych i metod ich rozpatrywania przekracza ramy niniejszej pracy, dlatego też zostało jedynie zasygnalizowane. Zainteresowani znajdują na ten temat liczną literaturę źródłową, między innymi i w wykazie piśmiennictwa do niniejszego artykułu.



9. Przykładowy przebieg charakterystyk różnych sprężyn

Literatura

1. J. J. Koch: „La genesé des vibrations et les moyens de les éviter”, N. V. Philips, Eindhoven.
2. C. M. Harris, Ch. E. Crede: „Shock and vibration handbook”, vol. 1, Mc Graw-Hill Book Comp. N. Y. 1961.
3. J. N. Mac Duff, J. R. Curreri: „Drgania w technice”, PWT, Warszawa 1960.
4. N. W. Butienin: „Tieoria Kolebanij”, G. J. „Wyższaja szkoła”, Moskwa 1963.
5. J. Fórmanik: „Metody i aparatura elektroniczna do pomiaru drgań mechanicznych”, Referat z konferencji naukowo-technicznej. Instytut Lotnictwa, Warszawa 1964.
6. W. Makulski: „Miernik drgań z czujnikiem elektrodynamicznym”. Praca dyplomowa. Politechnika Warszawska 1964.

● Popularny tygodnik „Skrzydła Polska” w interesującym numerze gwiazdkowym (nr 51/52) ub. r. wprowadził tradycję ogłaszania honorowych wyróżnień roku. Zespół redakcyjny „Skrzydła Polska” przyznawać będzie corocznie wyróżnienia pod nazwą „Błękitne Skrzydła” zarówno indywidualnie, jak również zbiorowo za wybitne osiągnięcia dla lotnictwa polskiego. „Błękitne Skrzydła” za 1965 r. otrzymali:

- R. Dąbrowski, R. Skrzyński i M. Wędzik piloci PLL „Lot” oraz P. Stręk — radiooperator i S. Strzyżewski — mechanik pokładowy — za wylatane 4 mln kilometrów,
- A. Chmielarczyk — spadochroniarz z Gdańska — za tysięczny skok,
- W. Gawlik — pilot Aeroklubu Śląskiego — za tytuł samolotowego mistrza Polski,
- W. Kamińska — pilot, instruktor Aeroklubu Białostockiego — za międzynarodowy rekord szybocowy,
- S. Kasperk — pilot, instruktor Aeroklubu Robotniczego ze Świdnika — za 3 miejsce w Zawodach w Akrobacji Krajów Socjalistycznych,
- F. Kępka — pilot szybocowy z Bielska-Białej — za tytuł II wicemistrza świata w szybownictwie,
- A. Mroczkowski — senior lotnictwa z Warszawy — z okazji 50-lecia działalności lotniczej,
- W. Pełka — kapitan pilot, instruktor pilotażu PLL „Lot” — Za 20-letnią służbę w lotnictwie komunikacyjnym,
- T. Rejniak — działacz lotniczy z Warszawy — za 20-letnią działalność w lotnictwie sportowym,
- T. Wieckowski — dyrektor Centralnego Zespołu Lotnictwa Sanitarnego — za całokształt działalności w służbie zdrowia,
- J. Wróblewski — pilot Aeroklubu Bydgoskiego — za tytuł mistrza świata w szybownictwie,
- A. Ziemiński — dziennikarz TV z Warszawy — za reportaże filmowe,
- Oficerska Szkoła Lotnicza im. Janka Krasińskiego w Dęblinie — za 20-letnią działalność,
- Polskie Zakłady Lotnicze — wytwórnia przyrządów pokładowych — za jakość wyrobów,
- Polskie Zakłady Lotnicze im. Zyg. Puławskiego w Świdniku — za produkcję śmigłowców,
- Redakcja Mag. Ilustr. „Żołnierz Polski” w Warszawie — za 20-letnią działalność,
- Wojskowy Instytut Medycyny Lotniczej w Warszawie — za skonstruowanie wirówki do badań lotniczo-lekarskich.

Redakcja T.L. i A. serdecznie gratuluje wyróżnień wszystkim laureatom.

● Bilans 1965 r. był szczególnie pomyślny dla polskich pilotów szybocowych. Uzyskali oni znakomite wyniki w mistrzostwach świata (Wróblewski — został mistrzem, Kępka otrzymał III, zaś Popiel i Makula IV miejsce). Najwyższą szybocową Złotą Oznakę z trzema diamentami ma już 125 polskich pilotów. W 1966 r. nasi piloci otrzymają nowe szybocowe „Kobuz-3”, szybocowie uniwersalny do akrobacji i treningu oraz „Sowe” — szybocowie o wybitnych walorach technicznych, zdolny do wyczerpania w najcięższych warunkach atmosferycznych. Ponadto udoskonalone zostaną szybocowe „Foka” i „Zefir”.

● Podczas spotkania na zakończenie 1965 roku, w Klubie Seniorów Lotnictwa odbyła się podniosła uroczystość. Szczęściu Seniorów obchodziło jubileusz 50-lecia pracy w lotnictwie. Złotymi jubilatami byli: płk. pil. Jerzy Borejsza, płk pil. Jan Kieżuna, pil. Antoni Mroczkowski, pil. Władysław Szyszowski, pil. Wacław Ulass i pil. Paweł Zolotow. Na uroczystości tą przybyli m.in. wiceminister komunikacji — W. Szablewski, Gł. Inspektor Lotnictwa — gen. dyw. pil. J. Rączkowski i prezes Zarządu Głównego APRL — St. Antosiewicz. Ze stolicy i różnych miast kraju przybyło ponad 200 seniorów lotnictwa.

Stan obecny i perspektywy rozwojowe metali konstrukcyjnych

Niniejszy artykuł opracowano na podstawie „The Current Status and 1970 Potential of Selected Defense Metal”, Defense Metals Information, Center Memorandum, nr 183, 1963. Zawiera on przegląd najważniejszych metali i stopów stosowanych w USA wraz z omówieniem niektórych ich własności fizycznych, mechanicznych i technologicznych. Osobną uwagę poświęcono perspektywom rozwojowym poszczególnych grup metali.

Stale nierdzewne

Współczesne stale nierdzewne stosowane w lotnictwie i technice raketowej można podzielić na trzy grupy: a) stale martenzytyczne, b) stale utwardzane dyspersyjnie i c) stale austenityczne walcowane na zimno.

Martenzytyczne stale nierdzewne (np. serii AISI-400 i ich modyfikacje) zawierają 11,5 do 14,0% Cr i do 0,30% C. Wyjątkiem jest stal zawierająca 15 do 17% Cr i 1,25 do 2,5% Ni. Modyfikacje AISI 410 i 420 opracowane w celu zwiększenia wytrzymałości zarówno w temperaturze pokojowej, jak i w temperaturach podwyższonych zawierają niewielkie ilości Ni, Mo, V, W, Cu, Nb i B. Większość tych stali można stosować we wszystkich przemysłowych postaciach, łącznie z odlewami, a po obróbce cieplnej wykazują one wytrzymałość do 175 kG/mm².

Podstawowymi zaletami stali martenzytycznych są: wysoka wytrzymałość połączona z dobrą plastycznością, dobra odporność na korozję w umiarkowanych ośrodkach utleniających, zdolność tłumienia drgań, a także mniejszy koszt w stosunku do innych stali nierdzewnych. W stanie wyżarzonym stale martenzytyczne poddają się głębokiemu tłoczeniu.

Zjawiskiem ujemnym związanym z tymi stalami jest niedostateczna powtarzalność wyników obróbki cieplnej, wynikająca z dużych wahań składu chemicznego stali otrzymywanych z poszczególnych wytopów. Odwęglenie zachodzące zarówno w procesie wytwarzania, jak i obróbki cieplnej, znacznie pogarsza własności mechaniczne, co szczególnie ostro uwidacznia się w przypadku cienkich części. Dlatego, aby zapobiec odwęglaniu, utlenianiu, a czasem i nawęglaniu, obróbkę cieplną stali martenzytycznych przeprowadza się w piecach z kontrolowaną atmosferą, w kąpielach solnych itd. Omawiane stale wykazują tendencję do kruchości spawanych połączeń, co wywołuje konieczność obróbki cieplnej po spawaniu.

Nierdzewne stale martenzytyczne stosuje się do wyrobu tarcz i łopaty

tek sprężarek turbin gazowych, śrub i nitów pracujących w wysokich temperaturach, części konstrukcji lotniczych itd.

Nierdzewne stale utwardzane dyspersyjnie. Stale utwardzane dyspersyjnie dzielą się na martenzytyczne, austenityczne i półaustenityczne. Wszystkie one zawierają chrom i nikiel oraz pewne ilości takich pierwiastków, jak tytan, miedź, aluminium i molibden, dodawanych dla polepszenia wytrzymałości i odporności na korozję.

Stale martenzytyczne (np. stal Wu 17-4 PH) po starzeniu wykazują wytrzymałość na rozciąganie do 140 kG/mm², mają jednak niską plastyczność zarówno po starzeniu, jak i w stanie wyżarzonym. Górna temperatura pracy tych stali wynosi 370 °C.

Stale austenityczne (A-286, 17-10P, HNM) nie mają bardzo wysokiej wytrzymałości w temperaturze otoczenia, ale zachowują stosunkowo dobrą wytrzymałość w temperaturach do 680 °C. Te stale są bardzo plastyczne i po starzeniu, i w stanie wyżarzonym.

Najbardziej interesującymi z grupy stali utwardzanych dyspersyjnie są stale półaustenityczne (17-7PH, PH-15-7-Mo, AM-350, AM-355, 17-4-Mo), dzięki ich dobrej obrabialności i spawalności w stanie wyżarzonym i wysokiej wytrzymałości po obróbce cieplnej. Zawierają one 14—18% Cr, do 0,15% C i 4—7,75% takich pierwiastków, jak aluminium i molibden. Przez odpowiednią kombinację obróbki plastycznej na zimno i starzenia można wytrzymałość tych stali podnieść do 188,5—230 kG/mm². W związku z tym stale półaustenityczne znalazły zastosowanie we wszystkich przemysłowych rodzajach produkcji.

Specjalną zaletą stali półaustenitycznych jest ich zdolność do przeróbki plastycznej na zimno. Niektóre stale tej grupy można poddawać starzeniu bezpośrednio po przeróbce plastycznej na zimno, niektóre jednak — w czasie przeróbki plastycznej utwardzają się i dla uzyskania wysokiej stabilnej wytrzymałości, przed starzeniem należy je powtórnie wyżarzyć. Inną zaletą stali półaustenitycznych jest ich bardzo

dobra spawalność, dzięki czemu stale te nie wymagają specjalnej obróbki cieplnej po spawaniu.

Istotną wadą stali półaustenitycznych, podobnie jak prawie wszystkich stali nierdzewnych (z wyjątkiem stali austenitycznych), jest zmiana wymiarów części po obróbce cieplnej. Ponadto stale te wymagają dokładnego prowadzenia procesu wytopu i obróbki cieplnej (utrzymanie składu chemicznego, temperatury itd.). Maksymalna temperatura długotrwałej pracy stali półaustenitycznych wynosi 370 °C, gdyż powyżej tej temperatury następuje gwałtowny spadek własności wytrzymałościowych.

Stale półaustenityczne są stosowane do wytwarzania elementów kadłubów samolotów, konstrukcji przekładkowych, zbiorników paliwa, części rakiet i różnorodnych części kutych.

Nierdzewne stale austenityczne walcowane na zimno. Niektóre nierdzewne stale austenityczne uzyskują po głębokiej przeróbce plastycznej na zimno wytrzymałość na rozciąganie rzędu 200 kG/mm². Do stali tych należą AISI 201, 301 (zawierająca azot), 310, 17-5MnV oraz Teneon. Wszystkie one zawierają dużą ilość chromu, a także nikiel albo mangan oraz inne pierwiastki, jak np. wanad. Stale tej grupy często są poddawane wyżarzaniu odprężającemu, które polepsza nieco plastyczność, granicę proporcjonalności i moduł sprężystości. Stosuje się je wyłącznie w postaci blach, taśm i drutów.

Głównymi zaletami stali austenitycznych walcowanych na zimno są bardzo dobra odporność na korozję i wysoka wytrzymałość, która zachowuje się prawie do 400 °C. Stale te charakteryzują się dobrą spawalnością, jednak ze względu na obniżenie wytrzymałości występujące w strefie nagrzania, praktycznie najczęściej stosuje się zgrzewanie punktowe. Ujemną cechą tych stali jest ograniczenie możliwości plastycznego kształtowania półfabrykatów.

Prowadzone badania mają na celu przede wszystkim podwyższenie wytrzymałości stali nierdzewnych, opracowanie metod ich spawania po-

Skład chemiczny amerykańskich superstopów na osnowie niklu

Lp.	Oznaczenie stopu	Rodzaj stopu	Składniki stopowe (%)									
			C	Cr	Mo	Nb	Co	Al	Ti	Zr	B	inne
1	Inconel X-750	przerabiany plastycznie	0,06	16,0	—	1,0	—	0,6	2,5	—	—	7 Fe
2	René 41		0,09	19,0	10,0	—	11,0	1,5	3,1	—	0,005	—
3	TD Nickel		—	—	—	—	—	—	—	—	—	2 ThO ₂
4	Udimet 700		0,10	15,0	5,2	—	18,5	4,3	3,5	—	0,008	—
5	Waspalloy		0,08	19,0	4,4	—	13,5	1,3	3,0	0,08	0,008	—
6	IN-100	odlewniczy	0,18	10,0	3,0	—	15,0	5,5	5,0	0,05	0,015	1 V
7	Inconel 713		0,12	11,5	4,5	2,0	—	6,0	0,5	0,05	0,010	—
8	Nicrotung		0,10	12,0	—	—	10,0	4,0	4,0	0,05	0,05	8 W
9	SM-200		0,15	9,0	—	1,0	10,0	5,0	2,0	0,05	0,015	12,5 W

zwalających na uzyskanie złączy spawanych o wytrzymałości zbliżonej do wytrzymałości metalu rodzimego, podwyższenie wytrzymałości zmęczeniowej oraz polepszenie odporności na korozję naprężeniową. Badane są również metody obróbki stali nierdzewnych nie tylko pod kątem ich przydatności dla wytwarzania części o żądanym kształcie, ale również uzyskania maksymalnej wytrzymałości. Przypuszcza się, że najlepsze wyniki będą uzyskane przy zastosowaniu obróbki termomechanicznej i tłoczenia mechanicznego, hydraulicznego lub wzbuchowego w bardzo niskich temperaturach.

Perspektywy. Przewiduje się otrzymanie na skalę laboratoryjną, poprzez dobór składu chemicznego i zastosowanie przeróbki plastycznej w temperaturach podzerowych, stali nierdzewnych o wytrzymałości do 185 kG/mm², praktycznie niewrażliwych na działanie karbu przy rozciąganiu. Prawdopodobnie uda się znacznie zmniejszyć spadek wytrzymałości złączy spawanych drogą zastosowania zarówno specjalnych metod spawania (spawanie elektrowne, plazmowe itp.), jak i odpowiedniej obróbki cieplnej.

Stopy niklu

Współczesne stopy niklu znajdują zastosowanie przede wszystkim w warunkach wysokich naprężeń i temperatur 540 do 900 °C (stopy pracujące w tych warunkach noszą nazwę superstopów). Charakteryzują się one dobrą odpornością na utlenianie i często są stosowane bez ochronnych pokryć. Po przeróbce plastycznej mają dobre własności technologiczne, ale temperatura pracy stopów przerabianych plastycznie jest o około 100 °C niższa od temperatury pracy stopów odlewniczych, przy tych samych naprężeniach. Skład chemiczny ważniejszych superstopów na osnowie niklu podano w tablicy 1, a ich czasową wytrzymałość w podwyższonych temperaturach — w tablicy 2.

Jak widać, najwyższą wytrzymałość w określonej temperaturze mają stopy zawierające kobalt, aluminium i tytan, ale przy łącznej zawartości dwóch ostatnich pierwiastków przekraczającej 5,5%, stopu

nie można poddawać obróbce plastycznej ani na zimno, ani na gorąco. W takim przypadku ostateczny kształt wyrobu otrzymuje się na drodze precyzyjnego odlewania i obróbki mechanicznej.

Jedną z ważniejszych wad stopów niklów jest niemożliwość podwyższenia wytrzymałości bez pogorszenia obrabialności. Jednocześnie pierwiastki stopowe dodawane dla podwyższenia wytrzymałości powodują konieczność stosowania odlewania w próżni. Oprócz tego, w przypadku dodatku tytanu następuje pogorszenie odporności na utlenianie i może pojawić się niebezpieczeństwo zmęczenia cieplnego.

W okresie od 1960 r. wyprodukowano wiele nowych stopów o podwyższonej wytrzymałości w wysokich temperaturach. Do ciekawszych zaliczają się stopy SM-200 i IN-100,

których maksymalna temperatura pracy wynosi 1010—1040 °C. Części z tych stopów wykonuje się drogą precyzyjnego odlewania próżniowego, ale jak dotąd nie znalazły one praktycznego zastosowania.

Innym nowym stopem przeznaczonym do pracy w wysokich temperaturach jest stop o nazwie TD Nickel, zawierający ThO₂ w stanie dyspersyjnego rozdrobnienia, który podwyższa wytrzymałość niklu w zakresie do około 1300 °C. TD Nickel produkowany jest w postaci blach i przewidziany na części silników turbinowych. Istotną wadą stopu jest konieczność stosowania pokryć ochronnych i obniżona wytrzymałość złączy spawanych.

Najlepsze stopy niklu stosowane są przede wszystkim na łopatki wirników turbin. Oprócz tego wykonuje się z nich tarcze turbin

Tablica 2
Wytrzymałość czasowa niektórych amerykańskich stopów niklu

Lp.	Oznaczenie stopu	Wytrzymałość czasowa R _{m-h} (kG/mm ²)				
		czas badania (godz.)	temperatura badania (°C)			
			816	927	982	1093
1	Inconel X-750	100	16,8	5,6	2,5	—
		1000	10,5	2,1	1,8	—
2	René 41	100	31,6	12,6	7,0	—
		1000	20,4	7,7	—	—
3	TD Nickel	100	—	9,8	7,7	5,9
		1000	—	—	—	—
4	Udimet-700	100	40,8	19,0	11,2	—
		1000	30,2	11,2	—	—
5	IN-100	100	52,7	25,7	17,5	6,3
		1000	41,5	19,7	11,2	—
6	Inconel 713	100	42,9	21,1	14,1	—
		1000	33,3	16,1	10,5	—
7	Nicrotung	100	47,8	22,5	15,5	3,5
		1000	31,6	14,7	9,1	—
8	SM-200	100	—	26,7	18,9	7,0
		1000	—	—	—	—

Skład chemiczny amerykańskich stopów na osnowie kobaltu

Lp.	Oznaczenie stopu	Rodzaj stopu	Składniki stopowe (%)									
			C	Mn	Si	Cr	Ni	Mo	W	Nb	Ta	inne
1	HA-25	prze- biały plastycz- nie odlewniczy	0,10	1,5	0,5	20,0	10,0	—	15,0	—	—	—
2	S-816		0,38	1,2	0,4	20,0	20,0	4,0	4,0	4,0	—	—
3	V-36		0,27	1,0	0,4	25,0	20,0	4,0	2,0	2,0	—	—
4	HS-21		0,25	0,6	0,6	27,0	3,0	5,0	—	—	—	—
5	HS-31		0,50	0,5	0,5	25,0	10,0	—	7,5	—	—	—
6	WI-52		0,45	0,6	0,5	21,0	1,0	—	11,0	1,5 ¹⁾	—	—
7	SM-302		0,85	0,1	0,3	21,5	—	—	10,0	—	9,0	0,2 Zr 0,005 B
8	SM-322		1,0	0,1	0,1	21,5	—	—	9,0	—	4,5	2,25 Zr 0,75 Ti

¹⁾ z domieszką tantalu.

i części silników pracujące w niższych temperaturach lub mniej obciążone. W tym ostatnim przypadku większość części wytwarzana jest z blach i odkuwek. Blachy ze stopów niklu znalazły także zastosowanie przy wykonywaniu powłok i pokryć sztucznych satelitów. Stopy niklu o niższej wytrzymałości są stosowane w okrętach.

Prowadzone badania zmierzają w kierunku opracowania: a) stopu odlewniczego do pracy w temperaturach rzędu 1040 °C, b) kujnych stopów na łopatki turbin chłodzone powietrzem, wytrzymujących przez 50 godzin naprężenie 10,5 kG/mm² i temperaturę 1040 °C, c) spawalnego stopu na złożone części silników turbinowych, pracujące w temperaturze do 760 °C, d) polepszenia od-

porności istniejących stopów na zmęczenie cieplne drogą odpowiednich pokryć, e) stopu w postaci blach, który zachowa 90% swojej początkowej wytrzymałości przy pracy w czasie 100 godz. i temperaturze 1090 °C, f) spawalnego stopu w postaci blach do pracy w temperaturach do 980 °C. Niezależnie od tego prowadzone są badania nad stopem TD Nickel w celu polepszenia jego odporności na utlenianie bez pogorszenia własności mechanicznych w wysokich temperaturach oraz badania nad udoskonaleniem metod łączenia i obróbki stopów niklu.

Perspektywy. Przewiduje się, że zwiększenie wytrzymałości stopów niklu, prawdopodobnie drogą wprowadzenia dyspersyjnego ThO₂,

pozwole w niektórych przypadkach na ich pracę w temperaturach do 1300 °C. Stopy otrzymywane drogą precyzyjnego odlewania, po pewnym unowocześnieniu technologii, będą mogły pracować w temperaturach do 1090 °C. Prawdopodobnie wytwarzać się będzie spawalne stopy niklu w postaci blach do pracy w temperaturach rzędu 980 °C. Natomiast zastosowanie stopów niklu raczej nie ulegnie zmianie.

Stopy kobaltu

W obecnym czasie przemysłowe zastosowanie znalazło jedynie kilka stopów kobaltu, a mianowicie odlewnicze stopy Haynes Stellite 21, Haynes Stellite 31 i WI-52 oraz produkowane w postaci odkuwek, prętów lub blach stopy Haynes Stellite 25, S-816 i V-36. Wszystkie te stopy zawierają 20—27% chromu, który podwyższa ich odporność na korozję oraz pewne ilości wolframu, molibdenu i niobu, które w obecności dostatecznej ilości węgla tworzą węgliki i podwyższają wytrzymałość stopów w wysokich temperaturach. Skład chemiczny omawianych stopów oraz dwóch stopów otrzymanych stosunkowo niedawno zamieszczono w tablicy 3.

Podstawową zaletą stopów na osnowie kobaltu jest możliwość stosowania ich w temperaturach znacznie przekraczających temperatury pracy stali nierdzewnych. Wytrzymałość stopów kobaltu w temperaturach 860 do 1090 °C jest niższa niż stopów niklu, powyżej 1090 °C — nieco wyższa. Z wyjątkiem stopów SM-302 i SM-322, stopy kobaltu są tańsze od stopów niklu, gdyż nie wymagają topienia próżniowego, a ponadto cechuje je duża odporność na zmiany temperatury. Z tego powodu są one szeroko stosowane na kierownice turbinowe. Inne zastosowania stopów kobaltu wynikają z ich odporności na ścieranie w temperaturze otoczenia i temperaturach podwyższonych oraz odporności na korodujące działanie par siarki. Dane dotyczące wytrzymałości czasowej stopów kobaltu podano w tablicy 4.

Tablica 4

Wytrzymałość czasowa niektórych amerykańskich stopów kobaltu

Lp.	Oznaczenie stopu	Wytrzymałość czasowa R_{m-h} (kG/mm ²)				
		czas badania (godz.)	temperatura badania (°C)			
			649	816	982	1093
1	HA-25	100	49,3	16,9	4,9	—
		1000	38,0	11,9	2,7	—
2	S-816	100	42,2	17,6	—	—
		1000	32,4	12,6	—	—
3	V-36	100	25,4 ¹⁾	16,2	5,9	—
		1000	18,6 ¹⁾	12,6	3,5	—
4	HS-21	100	35,8	15,5	6,6	—
		1000	31,1	10,0	4,9	—
5	HS-31	100	39,4	23,2	7,9	2,8
		1000	35,8	15,5	6,9	—
6	WI-52	100	—	16,9 ²⁾	8,1	3,9 ²⁾
		1000	—	14,1 ²⁾	5,5	—
7	SM-302	100	—	28,1	10,0	4,3
		1000	—	—	—	—
8	SM-322	100	—	28,1	14,1	7,0
		1000	—	19,6	10,5	5,4

¹⁾ w temperaturze 732 °C;
²⁾ w temperaturze 871 °C;

³⁾ powierzchnia aluminiowana.

Powazną wadą stopów kobaltu jest ich stosunkowo mala odpornosc na utlenianie, co uniemozliwia stosowanie ich bez specjalnych pokryc ochronnych. Jedynie dwa wspomniane juz, niedawno otrzymane stopy SM-302 i SM-322 nie wykazuja tej wady i z powodzeniem moga byc stosowane bez pokryc, np. na kierownice turbinowe. Poza tym stopy te cechuje wyzsza (niz pozostałych stopów) wytrzymałosc w podwyższonych temperaturach.

Wysoki koszt i mala ilosc kobaltu uniemozliwialy w przeszlosci szerokie wykorzystywanie jego stopów,

obecnie jednak cena jego obniza sie, a zapasy pokrywaja potrzeby.

Oprócz zastosowań podanych wyzej, wykonuje się z nich inne części silników turbinowych i startowego oprzyrządowania naziemnego. W lodziach podwodnych o napędzie atomowym stopy kobaltu służą jako materiał konstrukcyjny, m.in. na rurociągi. Niektóre stopy kobaltu wykorzystywane są dla umacniania powierzchni określonych części, a także jako tworzywo konstrukcyjne w zespołach turbinowo-prądnicowych.

Prowadzone badania mają na celu otrzymanie stopów kobaltu o wy-

sokiej wytrzymałości w podwyższonych temperaturach bądź na drodze odpowiedniej kombinacji pierwiastków stopowych, bądź przez wprowadzanie ThO_2 , SiO_2 lub węglików w stanie dyspersyjnego rozdrobnienia. Jednocześnie ulepsza się metody otrzymywania stopów kobaltu.

P e r s p e k t y w y. Prawdopodobnie do 1970 r. znajdują zastosowanie stopy SM-302 i SM-322 oraz doświadczalny stop opracowany przez NASA ($\text{Co-25W-1Ti-1Zr-0,4C}$). Przewiduje się również podwyższenie maksymalnej temperatury pracy stopów kobaltu o około 100 °C.

HELENA RADZISZEWSKA

656.7.05.003:629.138.004.15:388.9

Koszt jednostkowy jako miara ekonomiczności samolotów

W dostępnej literaturze z zakresu ekonomiki transportu lotniczego występuje kilka metod i wzorów na określenie kosztu jednostkowego jako miary ekonomiczności samolotów.

Metody te (patrz literatura) dzielą się wyraźnie na dwie grupy: metody dotyczące tylko kosztów bezpośrednich (wszystkie metody zachodnie) oraz metody dotyczące pełnych kosztów eksploatacji (tj. kosztów bezpośrednich i pośrednich). Pierwsze służą przemysłowi lotniczemu oraz przedsiębiorstwom transportu lotniczego do oceny i porównania kosztów eksploatacji samolotów w aspekcie ich charakterystyki technicznej, drugie głównie przedsiębiorstwom transportu lotniczego do ustalania najodpowiedniejszego typu samolotu dla danej linii.

Najbardziej znane i najczęściej stosowane są trzy metody: metoda Society of British Aircraft Constructors — SBAC, metoda Lockheed Aircraft Corporation oraz metoda Aeroflotu.

Omówię teraz te trzy najbardziej znane metody*). Dla łatwiejszego ich porównania stosuję jednolite symbole.

Metoda Society of British Aircraft Constructors [3]

Society of British Aircraft Constructors podaje tzw. normatywną metodę określenia kosztu 1 tonomili i 1 pasażeromili pracy przewozowej poszczególnych typów samolotów. Według założeń autorów metoda ta miała stanowić podstawę dla pierwszego porównania różnych typów samolotów pod względem ich ekonomiczności w eksploatacji.

Według zasad metody angielskiej koszty eksploatacji dzielą się na dwa rodzaje: koszty bezpośrednie i koszty pośrednie. Koszty bezpośrednie uzależnione są bezpośrednio od charakterystyki technicznej samolotu; są to koszty związane z lotami samolotu, jego konserwacją, koszty ubezpieczenia, amortyzacji oraz koszty lądowania. Koszty pośrednie obejmują koszty reklamy, handlowe, administracyjne oraz koszty obsługi pasażerów.

Metoda angielska zajmuje się wyłącznie bezpośrednimi kosztami eksploatacji:

- amortyzacji i ubezpieczeń,
- konserwacji i remontów (łącznie z narzutem na kierownictwo warsztatów),

*) Dyskusję nad zastosowaniem w.w. metod znajdzie czytelnik w książce B. Kalesyńskiego: „Ekonomika transportu lotniczego”. Część II. Warszawa, 1964.

c) kosztami związanymi z lotem (których wielkość zależna jest od prędkości i odległości), obejmującymi: koszty załogi, paliwa i oleju oraz koszty lądowania.

Koszt tonomili uzyskuje się dzieląc całkowity bezpośredni koszt godziny lotu przez prędkość blokową oraz odpowiedni dla danego odcinka lotu ciężar handlowy.

Dla zapewnienia porównywalności, w dalszej części pracy zamiast określenia tonomila i pasażeromila stosuje się określenie tonokilometr (tkm) i pasażerokilometr (pkm).

Koszt tkm według metody SBAC oblicza się według następującego wzoru:

$$K_{tkm} = \frac{K_h}{V_b \cdot Q} \quad (1B)$$

gdzie:

- K_{tkm} — koszt tonokilometra,
- K_h — koszt godziny lotu,
- V_b — prędkość blokowa (w km/godz.)*,
- Q — ciężar handlowy (w tonach)**.

Koszty te ustala się dla pewnych, określonych długości lotu, np.: 500 km, 1000 km, 1500 km oraz przy założeniu pełnego wykorzystania ciężaru handlowego (100%).

Ażeby określić koszty eksploatacyjne na tkm , określa się uprzednio koszty na 1 godzinę lotu.

Wielkość poszczególnych pozycji kosztów bezpośrednich w odniesieniu do godziny lotu oblicza się w sposób następujący:

Koszty amortyzacji i ubezpieczeń

Koszty amortyzacji obejmują: amortyzację płatowca, silników, śmigieł oraz części zamiennych. Koszt amortyzacji płatowca oraz części zamiennych oblicza się według następującego wzoru:

gdzie:

$$K_{ap} = \frac{C_p + W_{czp} - z\text{ł}}{t_a \cdot H_r} \quad (2B)$$

K_{ap} — koszt amortyzacji płatowca (lub części zamiennych do płatowca) na godzinę lotu,

*) Prędkość blokowa jest to stosunek odległości przewozu do czasu blokowego, liczonego od chwili zapuszczenia silników na lotnisku odlotu do chwili ich wyłączenia na lotnisku przylotu.

**) Ciężar handlowy jest to ciężar pasażerów, bagażu, towaru i poczty.

C_p — cena zakupu nowego płatowca,
 W_{czp} — wartość zapasowych części zamiennych do płatowca (10% ceny zakupu płatowca z wyposażeniem),
 $zł$ — wartość końcowa płatowca (20% ceny zakupu wyposażonego płatowca wraz z zapasowymi częściami zamiennymi),
 t_a — okres amortyzacyjny w latach (8 lat),
 H_r — nalot roczny (przyjmowany w dwóch wielkościach: — 1500 godzin blokowych dla samolotów obsługujących trasy krótkie, — 3000 godzin blokowych dla samolotów obsługujących trasy średnie i długie).

Koszt amortyzacji silników i części zamiennych do silników oblicza się według następującego wzoru:

$$K_{as} = \frac{(C_s + W_{czs} - zł) n}{t_a \cdot H_r} \quad (3B)$$

gdzie:

K_{as} — koszt amortyzacji silników (lub części zamiennych do silników) na godzinę lotu,
 C_s — cena zakupu 1 nowego silnika,
 W_{czs} — wartość zapasowych części zamiennych do 1 silnika (dla silników tłokowych — 50% ceny silnika, dla silników turbinowych — 75% ceny silnika),
 $zł$ — wartość końcowa silnika (20% ceny zakupu 1 silnika oraz części zamiennych przypadających na 1 silnik),
 t_a — okres amortyzacyjny w latach (8 lat),
 H_r — nalot roczny (przyjmuje się w tych samych wielkościach jak dla płatowca),
 n — liczba silników.

Koszt amortyzacji śmigieł i części zamiennych do nich oblicza się według tego samego wzoru co koszt amortyzacji silników, z tym że wartość części zamiennych ustala się na 10% ceny zakupu kompletnych śmigieł.

Koszty ubezpieczenia obejmują ubezpieczenie: samolotu, pasażerów, frachtu oraz ubezpieczenia z tytułu odpowiedzialności w stosunku do osób trzecich:

$$K_{ub} = \frac{(C_{sam} \cdot S_{us}) + (i_m \cdot S_{mp}) + (Q - i_m \cdot Q_{pas}) \cdot S_f}{H_r} \quad (4B)$$

gdzie:

K_{ub} — koszt ubezpieczenia na godzinę lotu,
 C_{sam} — cena zakupu samolotu,
 S_{us} — roczna stawka ubezpieczeniowa w procentach,
 i_m — liczba miejsc pasażerskich w samolocie,
 S_{mp} — roczna stawka ubezpieczeniowa na 1 miejsce pasażerskie,
 Q — ciężar handlowy (maksymalny),
 Q_{pas} — ciężar pasażera wraz z podręcznym bezpłatnym bagażem (jako ciężar pasażera przyjmuje się 75 kG a ciężar bagażu 10 do 30 kG w zależności od rodzaju lotu: krajowy, zagraniczny),
 S_f — roczna stawka ubezpieczeniowa za fracht (za 1000 funtów frachtu, zróżnicowana w zależności od rodzaju samolotu — pasażerski czy towarowy).

Ubezpieczenie od odpowiedzialności w stosunku do osób trzecich włącza się do ubezpieczenia samolotu.

Koszty konserwacji i remontów

Przyjmuje się, że koszty konserwacji i remontów płatowca z wyposażeniem są proporcjonalne do ciężaru własnego płatowca (bez silników i śmigieł):

$$K_{krp} = \frac{S_h \cdot Q_p}{1000} \quad (5B)$$

gdzie:

K_{krp} — koszt konserwacji i remontów płatowca na godzinę lotu,
 S_h — stawka na roboczogodzinę (z 200% narzutem na kierownictwo warsztatu oraz wartością zużytych materiałów) na 1000 funtów ciężaru własnego płatowca,
 Q_p — ciężar własny płatowca z wyposażeniem (w funtach).

Koszt konserwacji i remontów silników tłokowych i turbinowych oblicza się według następującego wzoru:

$$K_{krs} = \frac{W_{krs} \cdot C_s \cdot n}{O_m \cdot 0,9} \quad (6B)$$

gdzie:

K_{krs} — koszt konserwacji i remontów silników na godzinę lotu,
 W_{krs} — współczynnik określający koszt konserwacji i remontu 1 silnika w stosunku do ceny zakupu nowego silnika (równy 0,25),
 O_m — okres międzyremontowy w godzinach.
 Przy zakresie międzyremontowym zastosowano współczynnik 0,9 uwzględniający przypadki konieczności wcześniejszego remontu.

Koszty związane z lotem

Koszty załogi obejmują: podstawowe wynagrodzenie roczne, ubezpieczenie oraz wszystkie dodatki do wynagrodzenia ponoszone w skali rocznej:

$$K_z = \frac{K_{zr}}{g_h} \quad (7B)$$

gdzie:

K_z — koszt 1 załogi na godzinę lotu,
 K_{zr} — roczny koszt 1 załogi,
 g_h — przeciętna liczba godzin wylatanych przez załogę w ciągu roku (900 godzin).

W kosztach załogi nie uwzględnia się kosztów personelu pokładowego (stewardess), które zalicza się do kosztów pośrednich.

Koszty paliwa i oleju obejmują: koszt zużycia paliwa oraz koszt zużycia oleju, wyrażony w procentach kosztu zużycia paliwa (dla silników tłokowych koszt zużycia oleju = 4% kosztu zużycia paliwa, dla silników turbinowych = 0):

$$K_{p+ol} = \frac{C_{pat} + Z_c \cdot (1 + 0,04)}{t_b} \quad (8B)$$

gdzie:

K_{p+ol} — koszt paliwa i oleju na godzinę lotu,
 C_{pat} — cena paliwa za 1 kG,
 Z_c — całkowite zużycie paliwa uwzględniające zużycie paliwa w poszczególnych fazach lotu, jak: rozruch i próba przed startem, kołowanie przed startem, start, wznoszenie do wysokości przelotowej, przelot, schodzenie, lądowanie i dokołowanie po lądowaniu,
 t_b — czas blokowy odcinka lotu, w godzinach.

Koszty lądowania obejmują opłaty za start i lądowanie samolotu.

$$K = \frac{O_{sl}}{t_b} \quad (9B)$$

gdzie:

K — koszty lądowania na godzinę lotu,
 O_{sl} — opłaty za start i lądowanie samolotu, zależne od maksymalnego ciężaru samolotu do startu.

Dla określenia bezpośrednich eksploatacyjnych kosztów pkm potrzebne jest określenie ciężaru jednostki pasażerskiej. Przyjmując ciężar jednostki pasażerskiej (pasażera, bagażu i żywności) na 75 kG (165 funtów):

$$K_{pkm} = \frac{K_{tkm}}{1600} \cdot 75 \text{ kG}$$

$$K_{pkm} = 0,075 K_{tkm} \quad (10B)$$

gdzie:

K_{pkm} — bezpośrednie koszty na 1 pkm ,
 K_{tkm} — bezpośrednie koszty na 1 tkm .

Podobną metodę określania kosztów jednostkowych, jako miary ekonomiczności samolotów, podaje Lockheed Aircraft Corporation [4].

Koszty eksploatacji dzielą się na: koszty bezpośrednio i koszty pośrednie. Metoda Lockheed zajmuje się wyłącznie bezpośrednimi kosztami eksploatacji. Koszty bezpośrednie obejmują 3 zasadnicze grupy kosztów:

- a) bezpośrednie koszty lotu,
- b) bezpośrednie koszty utrzymania sprzętu lotniczego,
- c) koszty amortyzacji sprzętu lotniczego.

Do grupy pierwszej zalicza się: koszty załogi, koszty paliwa i oleju oraz koszty ubezpieczenia.

Do grupy drugiej zalicza się: koszty robocizny i materiałów, przeglądów oraz remontów sprzętu lotniczego.

Podobnie jak w wyżej omówionej metodzie angielskiej bezpośredni koszt tkm ustala się dzieląc bezpośredni koszt godziny lotu przez prędkość blokową oraz odpowiedni dla danego odcinka lotu ciężar handlowy:

$$K_{tkm} = \frac{K_h}{V_b \cdot Q} \quad (1L)$$

Powyższe koszty ustala się — podobnie jak w metodzie angielskiej — dla pewnych określonych długości odcinków lotu oraz przy założeniu pełnego wykorzystania ciężaru handlowego.

Wielkość poszczególnych kosztów bezpośrednich w odniesieniu do godziny lotu oblicza się w sposób następujący.

Bezpośrednie koszty lotu

Koszty załogi obejmują: roczne podstawowe płace załogi, wszelkie dodatki, jak: godzinowy, kilometrowy, nocny i wagowy oraz koszty z tytułu treningu i urlopów załogi:

$$K_z = (1 + W_u + W_t) \cdot \left(\frac{U_z}{g_h} + D \right) + E \quad (2L)$$

gdzie:

- K_z — koszt wynagrodzenia załogi na godzinę lotu,
 - W_u — współczynnik urlopowy w procentach od rocznej płacy (4%),
 - W_t — współczynnik treningowy w procentach od rocznej płacy (5%),
 - U_z — uposażenie zasadnicze roczne,
 - g_h — dopuszczalna liczba godzin lotu rocznie na członka załogi (900 godzin przy lotach krajowych, 850 godzin przy lotach zagranicznych),
 - D — suma dodatków (godzinowy, kilometrowy, nocny i wagowy uzależniony od ciężaru samolotu do startu), na godzinę lotu,
 - E — koszty za lot załogi (stawka stała = 1,25 \$) na godzinę lotu,
- Uwaga: Radiooperatorzy i nawigatorzy otrzymują wyłącznie dodatek godzinowy, pozostali członkowie załogi wszystkie dodatki, zróżnicowane między sobą wysokością stawki.

W koszcie załogi nie uwzględnia się kosztów personelu pokładowego — stewardess. Koszty te zaliczane są do kosztów pośrednich.

Koszty paliwa i oleju

Dla silników tłokowych:

$$K_{p+ol} = \left(\frac{C_{pal} \cdot Z_c}{L} + \frac{C_{ol} \cdot \frac{Z_c}{60}}{L} \right) \cdot V_b \quad (3L)$$

gdzie:

- K_{p+ol} — koszty paliwa i oleju na godzinę lotu,
- C_{pal} — cena paliwa za 1 kG,
- C_{ol} — cena oleju za 1 kG,
- Z_c — zużycie paliwa dla danej odległości w kG,
- L — długość odcinka lotu w km.

Dla silników turbinowych:

$$K_{p+ol} = \frac{C_{pal} \cdot Z_c}{L} \cdot V_b + C_{ol} \cdot n \cdot 2 \quad (4L)$$

gdzie:

- n — liczba silników.

Zakłada się w tym przypadku zużycie oleju w ilości 2 kG/godz. na 1 silnik.

Koszty ubezpieczenia obejmują: ubezpieczenie samolotu (acrocasco) oraz ubezpieczenie od odpowiedzialności względem osób trzecich:

$$K_{ub} = \frac{S \cdot S_{us} \cdot C_{sam}}{H_r} + (S_{uc}) \cdot V_b \quad (5L)$$

gdzie:

- K_{ub} — koszt ubezpieczenia na godzinę lotu,
- S — stosunek wartości, na którą ubezpiecza się samolot, do ceny zakupu samolotu (według metody Lockheed = 1),
- S_{us} — roczna stawka ubezpieczeniowa (5%),
- C_{sam} — cena zakupu całego samolotu (płatowiec, silniki, śmigła i urządzenia radiowe),
- S_{uc} — stawka ubezpieczeniowa od odpowiedzialności cywilnej w zł/km,
- H_r — nalot roczny w godzinach.

Bezpośrednie koszty utrzymania sprzętu lotniczego

Koszty przeglądów i remontów obejmują: koszty przeglądów i remontów samolotu (bez silników) oraz koszty przeglądów i remontów silników, przy czym osobno oblicza się koszty robocizny i osobno koszty materiałów:

$$K_{p+r} = [(R_{gp} \cdot S_h) + (R_{gs} \cdot S_h \cdot n)] + (K_{mp} + K_{ms} \cdot n) \quad (6L)$$

gdzie:

- K_{p+r} — koszt przeglądów i remontów na godzinę lotu,
- R_{gp} — liczba roboczogodzin na godzinę lotu (zależna od ciężaru własnego samolotu np.: 4 roboczogodziny przy 10 tonach i 22 przy 130 tonach ciężaru samolotu),
- S_h — stawka za roboczogodzinę (przy czym można stosować z narzutem na kierownictwo warsztatu — narzut 120%),
- R_{gs} — liczba roboczogodzin na godzinę lotu (zależna od ciężaru silnika i rodzaju silnika, np. dla tłokowego: przy ciężarze silnika 500 kG $R_{gs} = 0,5$, a przy ciężarze 600 kG $R_{gs} = 2,3$; dla turbinowego: przy ciężarze silnika 500 kG $R_{gs} = 0,5$, a przy ciężarze 600 kG $R_{gs} = 2,8$),
- K_{mp} — koszty zużycia materiałów na godzinę lotu (zależne od ceny zakupu nowego samolotu, stanowiące ok. 0,001% ceny samolotu),
- K_{ms} — koszty zużycia materiałów na godzinę lotu (zależne od ceny zakupu silnika i rodzaju silnika, np.: przy silnikach tłokowych przy cenie 10 000 \$ — 1 \$ na godzinę lotu 1 silnika, a przy cenie 100 000 \$ — 11,5, dla turbinowych przy cenie 20 000 \$ — 8 \$, przy 200 000 \$ — 38 \$).

Koszty amortyzacji

Koszty amortyzacji obejmują: amortyzację płatowca, silników i pozostałego wyposażenia samolotu, jak: śmigła, zespół radiowy oraz konieczny zapas części zamiennych.

Koszty amortyzacji płatowca i urządzeń radiowych oblicza się za pomocą tego samego wzoru:

$$K_{ap} = \frac{W_a \cdot C_z}{t_a \cdot H_r} \quad (7L)$$

gdzie:

- K_{ap} — koszt amortyzacji płatowca (lub urządzeń radiowych) na godzinę lotu,
- W_a — współczynnik amortyzacji (dla płatowca 0,90, dla urządzeń radiowych 1,00),
- t_a — okres amortyzacyjny w latach,
- C_z — cena zakupu (płatowca lub urządzeń radiowych).

Koszt amortyzacji silników i śmigieł oblicza się według wzoru:

$$K_{as} = \frac{W_a \cdot C_z \cdot n}{t_a \cdot H_r} \quad (8L)$$

gdzie:

- K_{as} — koszt amortyzacji silników (lub śmigieł),
 W_a — współczynnik amortyzacji (dla silników i śmigieł 0,90),
 n — liczba silników (lub śmigieł).

Koszty amortyzacji części zamiennych obejmują: amortyzację części zamiennych płatowca i amortyzację części zamiennych do silników.

U w a g a : do części zamiennych płatowca zalicza się zapasowe silniki oraz inne kompletne zestawy i części do nich (oprócz części zamiennych do silników):

$$K_{acp} = \frac{W_a \cdot P_{rp} \cdot C_p \cdot W_{uz}}{t_a \cdot H_r} \quad (9L)$$

gdzie:

- K_{acp} — koszt amortyzacji części zamiennych płatowca na godzinę lotu,
 W_a — współczynnik amortyzacji (0,90),
 P_{rp} — wartość zapasowych części zamiennych płatowca wyrażona w procentach ceny zakupu nowego samolotu,
 C_p — cena zakupu nowego płatowca,
 W_{uz} — współczynnik użytkowania zależny od nalołu rocznego na jednostkę sprzętu oraz liczby silników, np.: dla samolotów 2-silnikowych $W_{uz} = 1,0$ przy 2500 godz., a dla 4-silnikowych przy 3000 godz.

Koszty amortyzacji części zamiennych silników zależą od rodzaju silników oraz od liczby silników na samolocie (2-silnikowe lub 4-silnikowe). Oblicza się je według następującego wzoru:

$$K_{acs} = \frac{W_a \cdot P_{rs} \cdot C_s \cdot n \cdot \frac{W_{uz} \cdot W_{pr}}{W_{mr}}}{T_a \cdot H_r} \quad (10L)$$

gdzie:

- K_{acs} — koszt amortyzacji części zamiennych do silników na godzinę lotu,
 W_a — współczynnik amortyzacji (0,90),
 P_{rs} — wartość zapasowych części zamiennych silnika wyrażona w procentach ceny zakupu nowego silnika (uzależniona od rodzaju silnika oraz od liczby samolotów tego samego typu),
 C_s — cena zakupu nowego silnika,
 W_{pr} — współczynnik postępu w remoncie (stanowiący stosunek planowanego postępu w remoncie wyrażonego w dniach do przeciętnego planowanego — wyższego od planowanego — postępu w remoncie, wyrażonego w dniach),
 W_{mr} — współczynnik okresu międzyremontowego (stanowiący stosunek planowanego okresu międzyremontowego, wyrażonego w godzinach do przeciętnego planowanego — niższego od planowanego — okresu międzyremontowego, wyrażonego w godzinach).

Metoda Lockheed podaje wyliczenia obydwu współczynników dla taboru lotniczego liczącego 5, 10, 15, 20, 25, 30 i 35 samolotów tego samego typu.

Koszt pkm ustala się dzieląc bezpośredni koszt godziny lotu przez prędkość blokową oraz odpowiednią dla danego odcinka lotu liczbę pasażerów, według wzoru:

$$K_{pkm} = \frac{K_h}{V_b \cdot i_{pas}} \quad (11L)$$

gdzie:

- K_{pkm} — liczba pasażerów.
 i_{pas} — bezpośredni koszt na pasażerokilometr,

Metoda Aeroflotu [8]

Aeroflot podaje metodę na określenie pełnych kosztów jednostkowych, tj. obejmującą bezpośrednie i pośrednie koszty eksploatacji. Przez to kompleksowe ujęcie zagadnienia metoda ta służy przede wszystkim dla ustalania najodpowiedniejszego typu samolotu dla danej linii. Kalkulację kosztów przeprowadza się na podstawie normatywów i cen ustalonych dla każdego typu samolotu i silnika.

Według metody Aeroflotu wszystkie koszty eksploatacyjne dzielą się na koszty bezpośrednie i koszty pośrednie.

Koszty bezpośrednie są to takie koszty, które zmieniają się proporcjonalnie do czasu lotu, wyrażonego w godzinach. Są to:

- 1) amortyzacja,
- 2) paliwo i smary,
- 3) bieżące remonty samolotu i silników,
- 4) płace personelu latającego i inne bezpośrednie koszty.

Inne bezpośrednie koszty obejmują koszty treningu personelu latającego, map lotniczych i wyposażenia oraz obsługi pasażerów w locie (medyczno-sanitarne i kulturalne).

Wszystkie pozostałe koszty (oprócz bezpośrednich) zalicza się do kosztów pośrednich. Są to koszty portów, płace personelu naziemnego i inne pozostałe.

Koszt (tonokilometra) pracy przewozowej poszczególnych typów samolotów otrzymuje się z podzielenia kosztu godziny lotu przez iloczyn płatnego obciążenia (ciężaru handlowego) i prędkości samolotu, według wzoru:

$$K_{tkm} = \frac{K_h}{V_b \cdot Q} \quad (1A)$$

Ażeby określić koszty eksploatacyjne na tkm określa się uprzednio koszty na 1 godzinę lotu.

Bezpośrednie koszty eksploatacyjne na godzinę lotu mogą być określone dwoma sposobami:

- 1) metodą stawek rozchodowych i średnich wskaźników według pozycji kosztów,
- 2) metodą sumarycznych stawek rozchodowych.

Metodą stawek rozchodowych bezpośrednie koszty na godzinę lotu określa się według następującego wzoru:

$$K_h = [Z_{pal} \cdot b \cdot C_{pal} + K_{ol+sm} + (a_1 + a_2) N_o n + (B_1 + B_2) Q_p + i_z K_z + i_{st} + K_{st}] \cdot K \quad (2A)$$

gdzie:

- K_h — bezpośrednie koszty na godzinę lotu,
 $Z_{pal} \cdot b \cdot C_{pal}$ — koszty zużycia paliwa na godzinę lotu,

w tym:

- Z_{pal} — średniogodzinne zużycie paliwa dla wszystkich zainstalowanych na samolocie silników, w $kG/godz.$ lotu,
 b — wskaźnik uwzględniający zużycie paliwa przy pracy na ziemi (np. 1,07 dla lekkich samolotów śmigłowych, 1,05 dla dużych samolotów śmigłowych oraz 1,04 dla samolotów odrzutowych),

- C_{pal} — cena paliwa (rbl/kG),
 K_{ol+sm} — koszt zużycia oleju i smarów na godzinę lotu. Wydatki te uwzględnione są wyłącznie dla samolotów z silnikami tłokowymi i wynoszą: 7% kosztów paliwa dla samolotów dalekiego zasięgu i 9% dla samolotów pozostałych,

- $(a_1 + a_2) N_o \cdot n$ — koszty amortyzacji i obsługi bieżącej silników wraz z przeglądami okresowymi (w rbl/godz.). Koszty amortyzacji obejmują również amortyzację kosztów remontów silników,

w tym:

- a_1 — stawka amortyzacji, obejmująca również remonty kapitalne,
 a_2 — stawka na obsługę bieżącą silników.

Obie te stawki oblicza się na godzinę lotu i na 1 KM mocy startowej dla silników tłokowych i turbośmigłowych (rbl/KM/godz.) lub na 1 kG ciągu startowego dla silników turboodrzutowych (rbl/kG/godz.),

- N_o — moc startowa w KM jednego silnika tłokowego i turbośmigłowego. Dla turboodrzutowego zamiast N_o będzie R_o — ciąg startowy 1 silnika w kG,
 n — liczba silników,

$(B_1 + B_2) Q_p$ — koszty amortyzacji i obsługi bieżącej płatowca z oprzyrządowaniem (wraz z przeglądami okresowymi. Koszty amortyzacji obejmują również amortyzację kosztów remontów płatowca),

w tym:

B_1 — stawka na amortyzację, obejmująca również koszty remontów kapitalnych

B_2 — stawka na obsługę bieżącą płatowca,

Obie te stawki oblicza się na godzinę lotu i na 1 tonę ciężaru pustego samolotu:

Q_p — ciężar pustego samolotu w tonach,

$i_z K_z + i_{st} K_{st}$ — płace załogi,

w tym:

i_z — liczba członków załogi bez pokładowych (stewardów),

i_{st} — liczba stewardów,

K_z — płace na 1 członka załogi (bez stewardów) na godzinę lotu (rbl na 1 osobę i na godzinę lotu),

K_{st} — to samo dla stewardów,

K — pozostałe bezpośrednie koszty na godzinę lotu.

W związku z tym, że inne bezpośrednie koszty stanowią mniej więcej 4% sumy wszystkich bezpośrednich kosztów dla samolotów magistralnych i 8% — dla samolotów lekkich, można powiedzieć, że $K = 0,04$ i 0,08. W związku z tym wzór na wyliczenie bezpośrednich kosztów na godzinę lotu można napisać w następującej postaci:

$$K_h = [(1 + K_{ol+sm}) Z_{pal} \cdot b \cdot C_{pal} + (a_1 + a_2) N_o \cdot n + (B_1 + B_2) Q_p + i_z K_z + i_{st} K_{st}] (1 + K) \quad (3A)$$

Podana wyżej metoda określania kosztów godziny lotu metodą stawek rozchodowych według pozycji kosztów przeznaczona jest do porównawczej oceny ekonomiczności poszczególnych typów samolotów przy konkretnych danych wskaźnikach techniczno-ekonomicznych. Na etapie zaś wstępnego, szkicowego projektowania, przy ocenie różnych wariantów konstrukcji samolotów, przy wyborze jednego z nich optymalnego, ważne jest mieć możliwość określenia eksploatacyjnych kosztów nie szczegółowo, jak pokazano wyżej, ale według głównych sumarycznych stawek, związanych z podstawowymi wskaźnikami samolotu. Do tego służy właśnie metoda sumarycznych stawek rozchodowych.

Według metody sumarycznych stawek rozchodowych wszystkie bezpośrednie koszty dzieli się na 3 grupy:

1) koszty amortyzacji i obsługi bieżącej silnika,

2) koszty zużycia paliwa i smarów,

3) wszystkie pozostałe bezpośrednie koszty (amortyzacja i obsługa bieżąca płatowca i oprzyrządowania, płace personelu latającego i inne bezpośrednie koszty).

Pierwsze dwie grupy dają koszty według warunków technicznych (silników); wielkość ich zależy przede wszystkim od typu silnika, jego mocy lub ciągu, a więc od parametrów siłowych. Koszty grupy trzeciej zależą głównie od ciężaru samolotu. Bezpośrednie koszty na godzinę lotu otrzymuje się według wzoru:

$$K_h = aN + Z_{pal} \cdot b \cdot C_{pal} + K_{ol+sm} + BQ_p \quad (4A)$$

— dla samolotów tłokowych i turbośmigłowych

$$K_h = aR + Z_{pal} \cdot b \cdot C_{pal} + K_{ol+sm} + BQ_p \quad (5A)$$

— dla samolotów turboodrzutowych

gdzie:

a — stawka za amortyzację i remont bieżący silników na godzinę lotu i na 1 KM mocy startowej dla silników tłokowych i turbośmigłowych (rbl/KM/godz.) lub na 1 kG ciągu startowego dla turboodrzutowych (rbl/kG/godz.),

N — sumaryczna moc startowa wszystkich zabudowanych na samolocie silników tłokowych lub turbośmigłowych w KM,

R — sumaryczny ciąg startowy wszystkich silników turboodrzutowych w kG,

$Z_{pal} \cdot b \cdot C_{pal} + K_{ol+sm}$ — koszty zużycia paliwa, oleju i smarów na godzinę lotu,

B — sumaryczna stawka na eksploatację płatowca z oprzyrządowaniem na godzinę lotu (włączając wszystkie pozostałe pozycje bezpośrednich kosztów oprócz kosztów na parametry techniczne i paliwo) lub koszty przypadające na 1 tonę ciężaru pustego samolotu (rbl, tony, godz.).

Na podstawie sumarycznych stawek rozchodowych wyprowadza się następujący wzór na koszt tkm :

$$K_{tkm} = \frac{K_h}{Q \cdot V_b} \frac{aN + W_3 Z_{przel} + BQ_p}{Q \cdot V_b} \quad (6A)$$

dla samolotów tłokowych i turbośmigłowych,

$$K_{tkm} = \frac{aR + W_3 Z_{przel} + BQ_p}{Q \cdot V_b} \quad (7A)$$

dla samolotów turboodrzutowych,

gdzie:

$W_3 Z_{przel} = Z_{pal} \cdot b \cdot C_{pal} + K_{ol+sm}$ — koszt zużycia paliwa, oleju i smarów na godzinę lotu (rbl/godz.),

w tym:

Z_{przel} — zużycie paliwa, oleju i smarów na wysokości przelotowej w kG/godz.,

W_3 — współczynnik uwzględniający zużycie paliwa, oleju i smarów przy pracy na ziemi, przy manewrowaniu na starcie, wznoszeniu się i lądowaniu oraz cenę paliwa*).

W aerodynamicznych rozliczeniach ważnym wskaźnikiem jest właśnie obciążenie na moc (Q_{st}/N) i właściwe obciążenie na ciąg (Q_{st}/R) lub odwrotności tych wskaźników (N/Q_{st} i R/Q_{st}). Dzieląc licznik i mianownik przytoczonych wyrażeń przez ciężar startowy samolotu (Q_{st}) i przyjmując ciężar samolotu w tonach, otrzymuje się wzór na określenie bezpośrednich kosztów na 1 tkm w najbardziej wygodnej postaci dla analitycznych rozliczeń. Dla samolotów tłokowych i turbośmigłowych:

$$K_{tkm} = \frac{a \frac{N}{Q_{st}} + W_3 \frac{Z_{przel}}{Q_{st}} + B \frac{Q_p}{Q_{st}}}{\frac{Q}{Q_{st}} \cdot V_b} \quad (8A)$$

Dla samolotów turboodrzutowych:

$$K_{tkm} = \frac{a \frac{R}{Q_{st}} + W_3 \frac{Z_{przel}}{Q_{st}} + B \frac{Q_p}{Q_{st}}}{\frac{Q}{Q_{st}} \cdot V_b} \quad (9A)$$

gdzie:

$\frac{N}{Q_{st}}$ — moc dysponowana i $\frac{R}{Q_{st}}$ — ciąg dysponowany, wyrażone w KM mocy startowej

na tonę ciężaru startowego (KM/t) i kG ciągu startowego na 1 tonę ciężaru startowego (kG/t);

$\frac{Z_{przel}}{Q_{st}}$ — zużycie paliwa na godzinę lotu i na 1 tonę ciężaru startowego samolotu $\frac{kG/godz.}{tonę}$

*) Dla samolotów odrzutowych $W_3 = 0,5$, dla samolotów tłokowych $W_3 = 0,95$. Wskaźnik W_3 dla samolotów odrzutowych otrzymuje się w sposób następujący: $Z_{pal} \cdot b = 1,1 Z_{przel}$ kG/godz.; $C_{pal} = 0,45$ rbl/kG. Przyjmując, że $K_{sm+ol} = 0$, otrzymuje się: $Z_{pal} \cdot b \cdot C_{pal} = W_3 Z_{przel} = 1,1 Z_{przel}$ kG/godz. $\cdot 0,45$ rbl/kG = $0,5 Z_{przel}$ rbl/godz.

$\frac{Q_p}{Q_{st}}$ — stosunek ciężaru pustego samolotu do ciężaru do startu,

$\frac{Q}{Q_{st}}$ — stosunek obciążenia płatnego do ciężaru samolotu do startu lub handlowa efektywność ładunkowa.

Dla określenia bezpośrednich eksploatacyjnych kosztów pasażerokilometra (pkm) potrzebne jest określenie ciężaru 1 pasażera. Przyjmując ciężar pasażera z bagażem na 95 kg:

$$K_{pkm} = 0,085 K_{tkm} \quad (10A)$$

gdzie:

K_{pkm} — bezpośrednie koszty na 1 pkm ,

K_{tkm} — bezpośrednie koszty na 1 tkm .

Przy porównywaniu ekonomiczności różnych typów samolotów transportowych koszty na tkm i pkm określa się przy pełnym wykorzystaniu ładowności samolotu, tj. $Q = 100\%$. Chociaż pełne obciążenie nie odpowiada realnym warunkom eksploatacji, wyklucza się w ten sposób możliwość oceny ekonomiczności różnych typów samolotów przy nierównych warunkach obciążenia.

Aby przejść od bezpośrednich kosztów do orientacyjnych pełnych kosztów eksploatacji, niezbędne jest — według metody Aeroflotu — uwzględnienie kosztów pośrednich i wskaźnika wykorzystania dopuszczalnego użytecznego ciężaru samolotów.

Przyjmując, że cała suma kosztów eksploatacyjnych stanowi 1,3—1,4 sumy bezpośrednich kosztów, pełne koszty własne przewozów przy wskaźniku obciążenia w granicach 0,65—0,70 wyniosą:

$$K_{tkm} = \frac{1,3 K_{tkm}}{0,65} \quad (11A)$$

$$K_{pkm} = \frac{1,3 K_{pkm}}{0,65} \quad (12A)$$

gdzie:

K_{tkm} i K_{pkm} — pełne koszty 1 tkm i 1 pkm .

Literatura

1. J. Osiński: „Transport lotniczy”. Warszawa, 1954, s. 116
2. Dane o metodzie Air Transport Association of America zaczerpnięte zostały z ogłoszonych na ten temat artykułów: „Betriebskostenrechnung nach dem ATA Verfahren”, Interavia Nr 11 1947 oraz inż. R. Aleksandrowicz: „Obliczanie bezpośrednich kosztów eksploatacji w świetle przepisów ATA”. Technika Lotnicza, nr 1. Warszawa, 1949
3. „Society of British Aircraft Constructors”. Standard Method for the Estimation of Direct Operating Cost of Aircraft. London, 1949
4. „Lockheed Aircraft Corporation”. Lockheed Method for the Estimation of Direct Operating Costs of Aircraft. California, 1955
5. „Forschungszentrum der Luftfahrtindustrie”, Analiza kosztów — metoda kalkulacji kosztów samolotów komunikacyjnych. Drezno, 1959 (tłumaczenie PLL „Lot”).
6. „VEB Flugzeugwerke”. Berechnung der direkten Betriebskosten von Mittel — und Langstrecken — Verkehrsflugzeugen. Drezno, 1960
7. Delegacja GDR w Postojannoji Komisii SEW po transportu. Metody rasczieta priamych ekspluatacjonnych raschodow transportnyh samolietow. Berlin, 1963
8. „Aeroflot”. Osnownyje woprosy ekonomiki graždanskowo wozdusznowo flota. Moskwa, 1960.

Przeglądamy patenty

Patent polski nr 43173
Klasa 62 b, 15/10

MECHANIZM CIĄGŁEJ ZMIANY STERÓW ŚMIGŁOWEJ MASZYNY PIONOWEGO STARTU I LĄDOWANIA Z PRZESTAWIALNYMI SKRZYDŁAMI

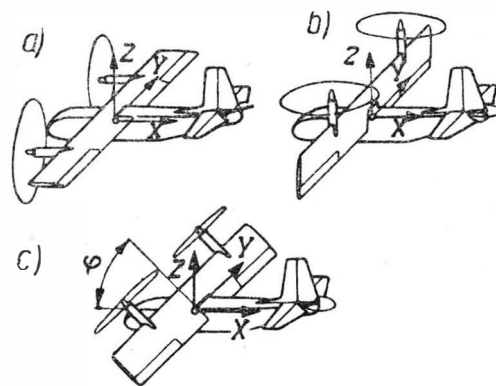
Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego, Przedsiębiorstwo Państwowe Wyodrębnione, Warszawa - Okęcie, Polska

Twórca: mgr inż. Jan Koźniewski

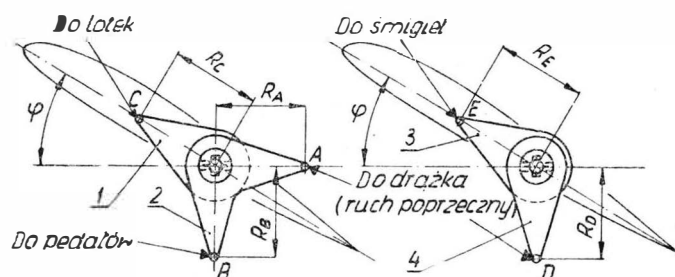
Patent trwa od dnia 3 stycznia 1959 r.
Opublikowany dnia 24 sierpnia 1960 r.

Mechanizm omawianego patentu stosuje się do śmigłowych maszyn pionowego startu i lądowania, których skrzydła razem ze śmigłami przestawiają się o kąt prosty. Podczas przelotu maszyna jest podobna do zwykłego samolotu, jak pokazano na rys. 1a, podczas wykonywania przejścia od pionowego startu do lotu samolotowego i odwrotnie przy lądowaniu skrzydło zajmuje położenie pokazane na rys. 1c, w czasie pionowego startu lub lądowania skrzydło wraz ze śmigłami są ustawione pionowo, jak pokazano na rys. 1b. Sterowanie maszyny w locie samolotowym odbywa się za pomocą usterzenia poziomego i pionowego oraz lotek, schemat tego układu przedstawiają rys. 3, 4, 5. W locie pionowym sterowanie poprzeczne odbywa się przez różnicową zmianę ciągów śmigieł umieszczonych na skrzydle, sterowanie kierunkowe dokonuje się przez wychylenie w kierunkach przeciwnych lotek znajdujących się w strumieniach za śmigłowych, pochylanie powoduje się zmianą ciągu poziomo ustawionego śmigła ogonowego. Ciągłą zmianę sterów zapewnia mechanizm będący przedmiotem omawianego patentu. Mechanizm składa się z dwóch zespołów dźwigni (1), (2) i (3), (4) ułożyskowanych obrotowo względem siebie i zawieszonych kardanowo w osi przestawiania skrzydła. Każdy zespół ma dwie

obrotowo względem siebie ułożyskowane części. Jednoramienne dźwignie (1) i (3) są związane z układem skrzydła i ich położenie katowe zmienia się razem ze skrzydłem. Katowe dźwignie: dwuramienna (2)



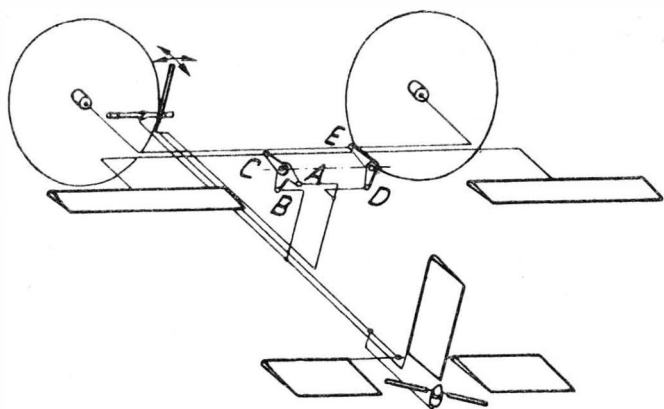
Rys. 1



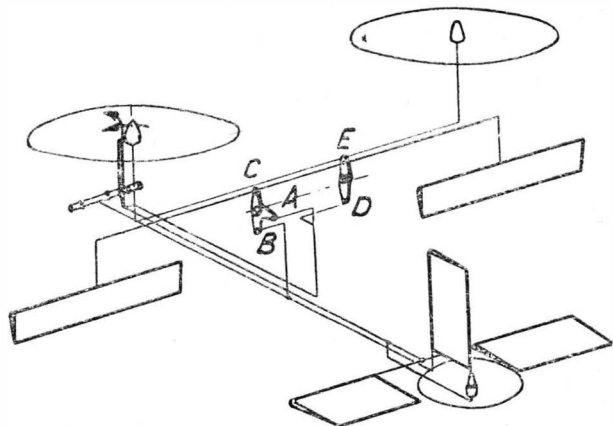
Rys. 3

i jednoramienna (4) związane są z układem kadłuba. W miarę przestawiania się skrzydła zmienia się kąt φ

*) Rysunku 2 nie umieszczono, gdyż nie wnosi nic nowego do opisu.



Rys. 4



Rys. 5

między ramionami w obu zespołach, przy czym kąt ten odpowiada kątowi ustawienia skrzydła.

Podczas lotu poziomego poprzeczny ruch drążka sterowego oddziałuje na ramię (A) dźwigni (2) i poprzez ustawione w jednej z nim osi ramię (C) dźwigni (1) na lotki. Ruch poprzeczny drążka działa również na ramię (D) dźwigni (4), ponieważ jednak ramię (E) dźwigni (3) jest ustawione wówczas prostopadłe do niego, nie przenosi ono żadnego skutku. Pedale działają na ramię (B) dźwigni (2), jednak wskutek prostopadłego doń ustawienia ramienia (C) dźwigni (1) nie przenoszą skutku, pracuje tylko ster

pionowy. Podłużny ruch drążka oddziałuje na ster wysokości i zmienia ustawienie łopatek śmigła ogonowego nieruchomego, więc nie działającego.

Podczas lotu pionowego poprzeczny ruch drążka sterowego oddziałuje na ramiona (A) i (D), ruch jednak przenosi się tylko przez ramię (E) na różnicowe sterowanie ciągiem śmigieł. Ruch pedałów działa na ramię (B) i za pośrednictwem ramienia (C) na lotki. Pedale poruszają ster pionowy, jednak wobec braku prędkości lotu ruch ten jest jałowy. Podłużny ruch drążka sterowego steruje ustawieniem łopatek śmigła ogonowego oraz wychyleniami nie działającego steru wysokości.

W. KRYSIAK

Działalność Komitetu Technicznego IATA

Jednym z pięciu stałych komitetów IATA (International Air Transport Association), obok Komitetu Doradczego, Przewozowego, Finansowego, Prawnego i Medycznego, jest Komitet Techniczny. Działalność jego jest stosunkowo mało znana chociażby dlatego, że główne problemy techniczno-eksploatacyjne lotnictwa cywilnego rozpatrywane są raczej na forum ICAO, w którym IATA ma jedynie głos doradczy. Niemniej jednak zagadnienia poruszane na ICAO są odbiciem najistotniejszych problemów technicznych i eksploatacyjnych przedsiębiorstw lotniczych, zrzeszonych w IATA, które gromadzi, bada i opracowuje Komitet Techniczny. Do jego kompetencji, określonych statutem organizacyjnym IATA, należą wszystkie sprawy natury technicznej, związane z międzynarodowym transportem lotniczym, a w szczególności:

- wykonywanie lotów łącznie z zagadnieniem bezpieczeństwa lotów i eksploatacji samolotów w powietrzu,
- standaryzacja sprzętu lotniczego,
- łączność lotnicza i radiowe pomoce nawigacyjne,
- meteorologia lotnicza,
- zdolność do lotu i techniczne utrzymanie sprzętu,
- lotniska, trasy lotnicze i pomoce naziemne.

W stosunku do ICAO Komitet Techniczny IATA służy jako organ doradczy i jednocześnie wnioskujący w kwestiach, które wymagają wzajemnego uzgodnienia i podjęcia określonych akcji przez rządy krajów członkowskich ICAO, reprezentowane przez departamenty lotnictwa cywilnego. Kompleksowe rozwiązywanie technicznych problemów międzynarodowego transportu lotniczego napotyka często na znaczne trudności. Wynikają one ze zróżnicowania indywidualnych potrzeb przedsiębiorstw lotniczych, zależnie od wielkości przedsiębiorstwa, rejonu jego działania i środowiska geograficznego. Dlatego też Komitet Techniczny utworzył instytucję ekspertów technicznych, zlokalizowanych w różnych rejonach geograficznych (Regional Panels), której zadaniem jest sy-

gnalizowanie lokalnych potrzeb technicznych i nawigacyjnych. Komitet Techniczny współpracuje ponadto z szeregiem międzynarodowych organizacji stanowiących organy ONZ (jednym z nich jest ICAO) takich jak:

WMO — Światowa Organizacja Meteorologiczna, ITU — Światowy Związek Telekomunikacyjny, ISO — Światowa Organizacja Standaryzacji i inne. Aktualne prace Komitetu Technicznego IATA koncentrują się na problemach związanych ze wzrostem prędkości samolotów komunikacyjnych i zaostreniem wymagań w zakresie sprawności technicznej sprzętu. Komitet przyjął rolę koordynatora badań eksploatacyjnych, prowadzonych przez przedsiębiorstwa lotnicze nad najbardziej prawidłową gospodarką sprzętem lotniczym, jego naprawą, obsługą i planowaniem eksploatacji. Komitet zalecił, aby przedsiębiorstwa lotnicze eksploatujące ten sam typ sprzętu dostarczały określonych informacji o pracy sprzętu w locie, trudnościach w obsłudze i powtarzalnych awariach czy usterkach. Dane te, przetworzone następnie na maszynach cyfrowych, służą jako materiał informacyjny do korekty obowiązujących norm eksploatacyjnych sprzętu, takich jak rebusy części zamiennych, czasokresy przeglądowe, weryfikacja sprzętu i kontrola techniczna.

Z inicjatywy Komitetu IATA prowadzona jest stała wymiana informacji technicznej pomiędzy przedsiębiorstwami lotniczymi, mającymi duże doświadczenie eksploatacyjne. Komitet powołał również grupę ekspertów (PPC — Production Planning and Control Group). W oparciu o materiał analityczny opracowała ona specjalny podręcznik eksploatacji technicznej, chwilowo dla kilku typów samolotów: B-707, DC-8, CV-880, Caravelle. Najmłodszym kierunkiem badań Komitetu Technicznego IATA jest tzw. „Value Engineering” — analiza i identyfikacja kosztów zbędnych, które ekspertryza inżynierska może w pewnym stopniu określić już w fazie projektu konstrukcyjnego, produkcji lub następnie eksploatacji (zespołu lub części).

W latach 1970—72 ma być oddany do eksploatacji handlowej ponaddzwiękowy samolot komunikacyjny (SST). Przebieg realizacji tego przedsięwzięcia dokonuje się przy współdziałaniu Komitetu Doradczego do Spraw SST, który jest organem IATA. Do jego obowiązków należało określenie ogólnych wymogów technicznych i podstawowych standardów, jakim SST ma odpowiadać. Można by wymienić chociażby problem technicznego rozwiązania podwozia samolotu w zestawieniu z istniejącymi warunkami eksploatacyjnymi na lotniskach, na których SST będzie w przyszłości lądował (startował). Bada się warunki wytrzymałości pasów startowych, ich długość oraz procedurę podejścia i lądowania przy zwiększonych prędkościach. Nie da się jeszcze dokładnie określić, w jakim stopniu SST będzie mógł korzystać z istniejących pomocy naziemnych radionawigacyjnych na trasach przelotu, w strefie przylotniskowej, oraz czy nie zajdzie potrzeba rewizji obowiązujących obecnie standardów ATC (Air Traffic Control) przystosowanych do potrzeb samolotów o prędkościach poddźwiękowych. Problem ten analizowany jest przez Komitet Techniczny pod kątem stopniowego wprowadzania pełniejszej automatyzacji kierowania ruchem lotniczym i rozwiązania problemu lądowania w każdych warunkach pogody (All-Weather Landing). Jakkolwiek kontrola ruchu lotniczego nie należy do agend IATA, to jednak Komitet Techniczny utrzymuje specjalną grupę ekspertów (ATS — Air Traffic Service), która śledzi, w jakim stopniu postęp w dziedzinie kontroli ruchu lotniczego idzie w parze z modernizacją wyposażenia ruchowo-nawigacyjnego na pokładzie samolotu.

Ważną dziedziną zainteresowań Komitetu Technicznego IATA jest układ „zalogi-samolotu”. Współczesna technika lotnicza dostarcza obecnie urządzeń, dokonujących poważnych zmian zarówno w metodach nawigacji, jak i w zaangażowaniu w niej czynnika ludzkiego — załogi samolotu. Wprowadzenie systemów

bezwładnościowych i dopplerowskich, oraz ulepszonej astronawigacji umożliwia uzyskanie większej częstotliwości i dokładności pomiarów oraz stopniową redukcję składu załóg latających i przesunięcie rezerwy załogowej — nawigatora — na fotel pilotów, których deficyt na samolotach odrzutowych odczuwa obecnie wiele przedsiębiorstw lotniczych.

Organem kierującym jest przy tym zespół Komitetu Technicznego (Flight Crew Traing Group). Zajmując się on głównie: nawigacją w strefie dużego zagęszczenia ruchu lotniczego, nawigacją w rejonach niedostatecznie wyposażonych w pomoce naziemne, optymalnym rozgraniczeniem pionowym i poziomym samolotów w kontrolowanym ruchu lotniczym zarówno na trasach przelotowych, jak i w pobliżu lotnisk docelowych. Z tematem tym łączy się pewien fragment działalności IATA, dotyczący portów lotniczych. Współczesna koncepcja portu lotniczego obejmuje całokształt środowiska powietrznego i lądowego, od granicy, w której samolot rozpoczyna schodzenie do lądowania, aż do miejsca jego zatrzymania się na płycie portu lotniczego. Do tego środowiska zalicza się cały zespół pomocy nawigacyjnych i urządzeń naprowadzających, zarówno radiowych, jak i wizualnych, ułatwiających pilotowi bezpieczne przyziemienie samolotów. Komitet Techniczny IATA zabiega o to, ażeby piloci samolotów komunikacyjnych spotykali się z jednolitym systemem i pomocami w każdym porcie lotniczym, w którym będą lądować i startować. Flight Technical Committee prowadzi stałe studia nad: sposobem wykonywania lotów w oczekiwaniu na wskazówki do lądowania (holding pattern), obrazem pomocy wizualnych pilota w warunkach nocnych (układ świateł podejścia), optymalnym sposobem wyznaczania pasów startowych i dróg kołowania w warunkach nocnych i dziennych, rolą ILS w zintegrowanym systemie naprowadzania samolotów.

Badaniem wypadków lotniczych, ich przyczynami i akcją zmierzającą do podniesienia bezpieczeństwa lotów zajmuje się z ramienia Komitetu Technicznego IATA — Safety Advisory Group. Z danych uzyskiwanych na podstawie badań ciągłych opracowuje ona zalecenia i wnioski dla ICAO. W sferze szczególnej uwagi znajdują się dwie najtrudniejsze fazy lotu: podchodzenie do lądowania i lądowanie, jak również start w trudnych warunkach. Najwięcej bowiem wypadków lotniczych wydarza się w tych fazach lotu.

Duże znaczenie przywiązuje Komitet Techniczny IATA do stałej modernizacji środków łączności pomiędzy przedsiębiorstwami lotniczymi, jak również rozbudowy i instalowania urządzeń elektronicznych do przetwarzania i opracowywania danych informacyjnych. Powołany przez IATA Interline Communication Sub-Committee opracował standardową metodę przekazywania depesz dalekopisowych, przystosowaną do istniejących urządzeń telekomunikacyjnych Europy i Ameryki Północnej. System ten funkcjonuje dotychczas, jakkolwiek szereg przedsiębiorstw lotniczych angażuje obecnie znaczne środki w instalowanie własnych urządzeń dalekopisowych oraz rezerwacji pasażerskiej i łączności ruchowej pomiędzy portami. IATA prowadzi badania nad możliwością łączenia starego systemu z nowo zakładanymi urządzeniami wewnętrznymi poszczególnych przedsiębiorstw lotniczych. Pomyślnie przeprowadzany proces interakcji tych systemów może znacznie przyspieszyć zwrot wyłożonych na nie nakładów.

W celu lepszego rozpoznawania regionalnych potrzeb przedsiębiorstw lotniczych z różnych części świata, Komitet Techniczny utrzymuje 3 własne placówki techniczno-informacyjne: w Londynie, w Rio de Janeiro i w Bangkoku. Organizuje się otwarcie osobnej placówki, której zasięg działania obejmie rejon afrykański. Zadaniem placówek regionalnych IATA jest koordynacja potrzeb technicznych przedsiębiorstw lotniczych i zarządów portów oraz przedkładanie wspólnych wniosków odpowiednim lokalnym organom ICAO. Te z kolei w formie zaleceń kierowanych do zarządów lotnictwa cywilnego odnośnych krajów starają się o realizację technicznych postulatów IATA.

● Jak wiadomo, kosmiczny program Francji przewidywał wyrzucenie na orbite

te 3 satelitów. Pierwsze dwa (40 kG doświadczalny A.1 — na Saharze za pomocą rakiety francuskiej oraz 60 kG naukowy Fr.1 — w bazie Vandenberg przez raketę amerykańską) zostały już wystrzelone w ub.r. Na początku 1966 r. rakietą „Diamant” wyniosła na orbitę pierwszego satelitę technologicznego „D-1”. Następnie w 1969 r. ma być gotowy poligon raketowy w Gujanie Francuskiej oraz zbudowany ośrodek techniki kosmicznej w Tuluzie. Jak oświadczył minister informacji, w końcowym etapie obecnego programu Francja będzie wysyłać satelity o masie do 1 tony. Mówi się również o próbach z materiałami napędowymi, które umożliwią wysłanie w przestrzeń kosmiczną pojazdów o masie 4 ton oraz o możliwości wystania za 5 lat pierwszego francuskiego kosmonauty.

Przypominamy, że pierwsza rakietka francuska „Weronika” została wystrzelona w 1952 r. na Saharze. Wyniosła ona 60-kilogramową masę na wysokość 80 km. Od tego czasu wyprodukowano kilkakrotnie rakiet 15 różnych typów.

● Francja zakończyła budowę radarowej sieci „Diana”, służącej do przechwytywania sztucznych satelitów oraz (w saharijskiej bazie) radaru o zasięgu 2300 km, którego przeznaczeniem jest śledzenie pocisków balistycznych.

● Francuzi dokonali na Saharze udanych eksperymentów z raketą „Vesta”, przeznaczoną do badania górnych warstw atmosfery oraz przeprowadzania biologicznych doświadczeń z małpami. Ta jednostopniowa rakietka ma 10 m długości, 1 m średnicy, ciężar 550 kG i jest napędzana płynnym paliwem. W czasie pierwszego eksperymentu osiągnęła ona wysokość 190 km.

Również powiodło się doświadczenie z raketą „Saphir”. Rakietka osiągnęła wysokość 1150 km. „Saphir” jest raketką dwustopniową. Wraz ze swym trzecim członem „Rubin” stanowiła ona raketę „Diamant”, za pomocą której Francuzi umieścili na orbicie swego pierwszego satelitę technologicznego.

● Przewiduje się możliwość współpracy francusko-radzieckiej w dziedzinie badań Kosmosu. Rozważana była alternatywa wystrzelenia francuskiego satelity za pomocą rakiety radzieckiej.

● Za Biuletynem Informacyjnym Lotnictwa Cywilnego (nr 16/65) przytaczamy tabelkę wskaźników porównawczych nowoczesnego samolotu z 4 silnikami tłokowymi (produkcji 1960 r.) i samolotu odrzutowego dalekiego zasięgu (prod. 1963 r.).

Przewiduje się, że w bież. roku 80% wszystkich przewozów lotniczych odbywać się będzie samolotami odrzutowymi.

● Wzrasta zainteresowanie samolotami starszych typów. Tendencję tę obrazuje fakt, że przebudowę z napędu tłokowego na turbośmigłowy Convairów komunikacyjnych z lat 1947—1955 prowadzi się i w USA, i w Anglii.

● Amerykańscy szybowcnicy konkurują z polskimi w tabeli rekordów. Warto odnotować, że 235 pilotów USA ma złotą odznakę szybowcową, 1004 — srebrną, 3186 nazwisk figuruje w wykazie kategorii „C”.

● Zapytujemy, dlaczego reprezentacja polska nie bierze udziału w powojennym „challenge’u” zwanym dziś „Lotem Europejskim FAI”? Czy APRL nie może zgłosić takiej inicjatywy? W imprezie tej (na jesieni ub. roku) wzięło udział 11 ekip państwowych (z Anglii, Austrii, Francji, Hiszpanii, Holandii, Jugosławii, Luksemburga, NRF, Szwajcarii, USA, i Włoch) na 115 samolotach. W „Locie” wzięły udział różne samoloty od 2-miejscowych do 2-silnikowych dyspozycyjnych; większość z nich były wyposażone w radiokompany i instalacje VOR. Kolejne lokaty zdobyły załogi z NRF, Austrii i NRF.

● Kilka informacji o gigantach komunikacji lotniczej.

■ Wersja pasażerska AN.22 będzie miała dwa pokłady, 10 wejść, bar-salon, trzy sale kinowe. Samolot będzie zabierał 720 pasażerów i 14 stewardess.

■ Samoloty naddźwiękowe (tzw. SST) projektowane w Stanach Zjednoczonych przez firmy Boeing i Lockheed jednocześnie będą budowane w prototypach (decyzję taką powziął prezydent Johnson). Każdy będzie miał 250 miejsc pasażerskich. Ciekawa koncepcja skrzydeł: Lockheed — podwójna delta, Boeinga — zmienna geometria.

■ Modyfikacja pasażerska angielskiego transportowca wojskowego (SC-5 „Belfast”) pod nazwą SC-5/10 A „Airbus” będzie przewozić na dwóch pokładach 284 pasażerów.

■ Powiększona wersja angielskiego VC.10, tzw. „Super Super VC.10”, ma zabierać 265 pasażerów. Ciężar całkowity samolotu wyniesie 168 t.

■ Zakłady Handley Page projektują latające skrzydło delta HP.134 na 194 pasażerów.

● Według oceny producentów amerykańskich zapotrzebowanie na samolot naddźwiękowy USA wynosi około 500 egzemplarzy. Samolot taki będzie kosztował 30 mln dolarów. Przewiduje się, że próby rozpoczną się w 1969 r. Warto dodać, że amerykański SST w porównaniu z „Concorde” — będzie miał prędkość o 600 km/h większą i prawie dwukrotnie większą liczbę miejsc pasażerskich.

Wskaźniki	Samolot tłokowy	Samolot odrzutowy
Cena zakupu	2—2,5 mln dol.	6—7 mln dol.
Maksymalny ciężar do startu	60—70 ton	100—140 ton
Średnia prędkość przelotowa	500 km/h	900 km/h
Maksymalny ciężar użyteczny	10—11 ton	15—24 ton
Koszt bezpośredni tkm oferowanego	13 centów	7,5 centa

NOWE SZCZEGÓŁY NA TEMAT KANADYJSKIEGO SAMOLOTU PIONOWEGO STARTU „DYNAVERT”

Prace badawcze i projektowe nad pierwszym kanadyjskim samolotem transportowym pionowego startu Canadair CL-84 „Dynavert” rozpoczęto w roku 1962; budowa prototypu trwała od listopada 1963 roku do grudnia następnego roku. W kwietniu 1965 roku zakończono próby kołowania i próby na postoju, a 7 maja samolot wystartował do pierwszej próby zawisu. W sierpniu tego samego roku rozpoczęto drugą serię prób zawisu i lotu z małą prędkością. W zawisie nad ziemią można było odczuć działanie odbitych od ziemi strumieni zaśmigłowych, jednak ich wpływ na stateczność, sterowność i wyważenie samolotu był pomijalnie mały. Z zawisu przy kącie ustawienia skrzydła 88° samolot przeszedł do lotu poziomego z prędkością 60 km/h przy kącie ustawienia skrzydła 48° , a następnie powrócił do zawisu. Stwierdzono, że bez stosowania sztucznego zwiększenia stateczności można uzyskać zadowalające właściwości lotne samolotu. Samolot poruszał się, z wpływem i bez wpływu ziemi, do tyłu i na boki, a także wykonywał obroty wokół osi pionowej. Próby odbywały się przy ciężarze całkowitym odpowiadającym warunkom VTOL, tj. 5530 kG, i w temperaturach otoczenia o $4 \div 5^\circ\text{C}$ wyższych od temperatury normalnej. Następnie program prób skoncentrowano na próbach naziemnych, które według amerykańskich przepisów muszą obejmować 50 h. Dopiero po tych próbach możliwe jest przystąpienie do pełnych prób w locie. W bieżącym roku mają być przeprowadzone wstępne próby zastosowań wojskowych.

Krótkie, prostokątne skrzydło samolotu „Dynavert” nie wykazuje ani

wzniosu (V), ani skosu. Kąt ustawienia skrzydła zmienia się za pomocą hydraulicznych siłowników. Szczelinowe kłapy rozciągają się wzdłuż całej rozpiętości skrzydła i są przerwane tylko przez gondole silnikowe i kadłub. Służą one również jako lotki. Na krawędzi natarcia są umieszczone kłapy Kruegera. W końcowych częściach skrzydła znajdują się zbiorniki paliwowe.

Usterzenie wysokości jest umieszczone stosunkowo nisko i w warunkach przelotowych znajduje się poniżej „ślądu” skrzydła, lecz w obszarze strumieni zaśmigłowych niezależnie od kąta ustawienia skrzydła. Dzięki takiemu położeniu usterzenia nie występują przy zmianie kąta ustawienia skrzydła duże i gwałtowne momenty pochylające.

Do wzdłużnego wyważenia samolotu i do wytwarzania dodatkowej siły nośnej w warunkach STOL i VTOL zastosowano podwójny, przeciwbieżny wirnik ogonowy, który okazał się lżejszy od wirnika pojedynczego. Wirnik jest tak zaprojektowany, że we wszystkich stanach lotu, nawet przy przeciągnięciu, wytwarza dodatnią siłę nośną, która w czasie startu lub zawisu dodaje się do ciągu śmigieł. W locie poziomym wirnik zostaje zahamowany, a jego łopaty ustawione wzdłuż osi podłużnej samolotu, co zmniejsza opory i momenty gnące łopat przy większych prędkościach lotu.

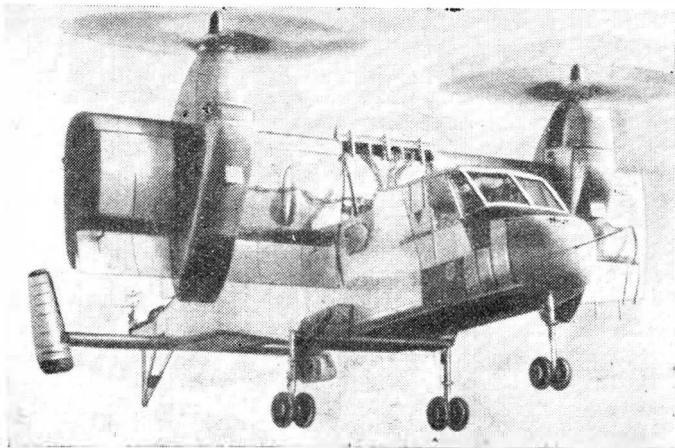
Samolot jest napędzany dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi Lycoming LTC1K-4A (T53) o mocy 1400 KM.

W locie poziomym skrzydło wraz z silnikami ustawione jest pod kątem 0° , w czasie skróconego startu — pod kątem 45° , w czasie pionowego startu — pod kątem 90° i w zawisie przy tylnym wietrze — pod kątem do 100° . Korzystne połączenie ciągu śmigieł i zwiększonej przez pomocnicze urządzenia aero-

dynamiczne siły nośnej umożliwia skrócony start ponad 15 m przeszkodą na długości 152 m z prawie dwukrotnie większym ładunkiem niż w przypadku pionowego startu.

Przy pionowym starcie statecznik usterzenia wysokości jest ustawiony poziomo. Dopiero przy przechodzeniu do lotu poziomego kąt ustawienia statecznika zwiększa się w pierwszej fazie przejścia do 45° . W drugiej fazie przejścia kąt ustawienia statecznika (i skrzydła) zmniejsza się w sposób progresywny, aż do osiągnięcia położenia poziomego i zakończenia przejścia. Włączony w czasie startu i przejścia wirnik ogonowy zostaje wyłączony po zakończeniu przejścia i ustawiony w położeniu najmniejszego oporu. Sterowanie samolotu „Dynavert” jest tak zaprojektowane, że we wszystkich stanach lotu — STOL, VTOL, lot poziomy — działa ono podobnie jak w przypadku samolotów konwencjonalnych. W związku z tym w zawisie i w przejściu działanie sterów musi być dostosowane do kąta ustawienia skrzydła. W celu wyeliminowania występujących przy ustawionym pod większym kątem skrzydła momentów sprzężenia, zastosowano podłączone do układu sterowania specjalne, mechaniczne urządzenie, które zapewnia odpowiednią zależność wychylenia sterów od kąta ustawienia skrzydła, a tym samym zabezpiecza poprawną reakcję samolotu na ruchy sterowniczy. Układ sterowania jest zaopatrzony w mechanizm wspomagający, który poza tym symuluje na sterownicy odpowiednie siły sterujące i wyważające. W locie poziomym mechanizm ten nie jest niezbędny, konieczny jest jednak w zawisie i w przejściu, w celu wyważenia sił powstających wskutek bocznego i tylnego nadmuchu usterzenia.

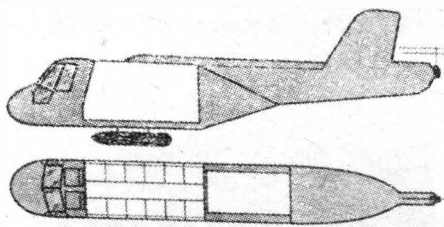
W oparciu o wyniki prób i studiów konstrukcyjnych wytwórnia



1



2



ekonomiczna prędkość przelotowa	370 km/h
rozbieg (STOL)	43 m
długość startu na 15 m	
przeszkodę (STOL)	152 m
dobieg (STOL)	46 m

zasięg na wys. 3000 m z 10% rezerwą paliwa	
VTOL	700 km
STOL	680 km

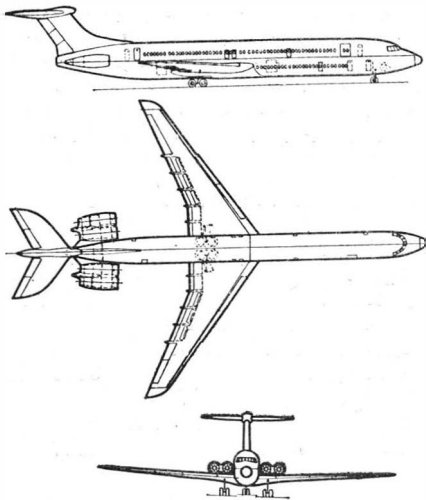
W. K.

WERSJE ROZWOJOWE SAMOLOTU SUPER VC.10

Firma British Aircraft Corp. (BAC) opracowała nowe wersje samolotu pasażerskiego Super VC.10,

które mają zmniejszyć koszty eksploatacyjne przypadające na pasażerokilometr o 20% w porównaniu z kosztami obecnie użytkowanych samolotów pasażerskich na długie trasy. Nowe wersje samolotu Super VC.10 mają dwa pokłady — na górnym pokładzie znajduje się 80% miejsc, przy czym całkowita liczba miejsc wynosi 265. Pierwsza wersja ma być napędzana silnikami Rolls-Royce „Conway”, podobnie jak samoloty VC.10 i Super VC.10. Będzie ona mogła przewozić 265 pasażerów z Londynu do Nowego Jorku. W drugiej wersji przewiduje się zastosowanie silników o większym ciągu — Rolls-Royce RB.178. Wersja ta ma umożliwić transport 265 pasażerów, np. z Rzymu do Nowego Jorku. Kadłub nowych wersji jest o 9,75 m dłuższy od kadłuba samolotu Super VC.10, a ich ciężar całkowity wynosi 167 830 kG (ciężar całkowity samolotu Super VC.10 — 151 960 kG).

W. K.



SAMOLOT PASAŻERSKI „LEAR LINER”

Firma Lear (producent samolotów służbowych „Lear Jet” Model 23 i 24) zaprojektowała samolot „Lear Liner” Model 40 przeznaczony zarówno do eksploatacji na liniach lotniczych, jak i do użytku prywatnego. W pierwszym przypadku samolot ma przewozić 28 pasażerów, natomiast w drugim przypadku kabina ma być rozplanowana zgodnie z życzeniami użytkownika. Samolot ma być napędzany dwoma silnikami dwuprzepływowymi — zabudowanymi po bokach tylnej części kadłuba — Rolls-Royce „Spey Junior” o ciągu 2670 kG. W celu uniezależnienia samolotu od urządzeń na-

ziemnych jest on wyposażony w pokładowy napęd pomocniczy.

Dane samolotu

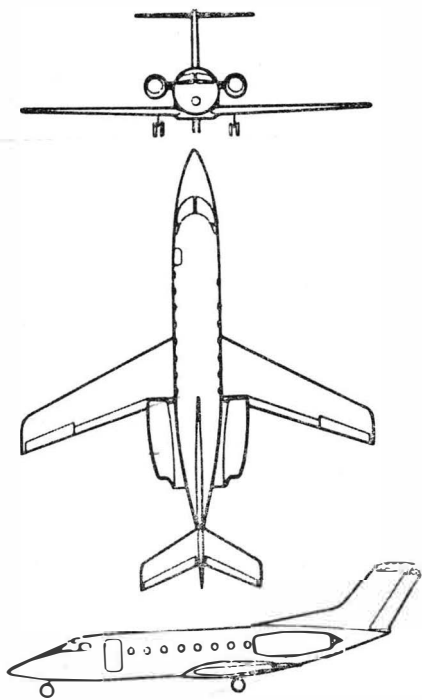
rozpiętość	19,05 m
długość	23,87 m
wysokość	7,0 m
ciężar własny	9860 kG
ciężar paliwa	5706 kG
maks. ciężar handlowy	2540 kG
maks. ciężar całkowity	16442 kG
maks. ciężar przy lądowaniu	16442 kG
maks. prędkość przelotowa na wysokości 12 500 m	900 km/h (Ma = 0,84)

Dane samolotu „Dynavert”

rozpiętość skrzydła	10,16 m
rozpiętość z uwzględnieniem śmigieł	10,57 m
długość z uwzględnieniem wirnika	14,41 m
wysokość przy ustawieniu skrzydła 0°	4,34 m
przy ustawieniu skrzydła 90°	5,22 m
ciężar własny	3400 kG
maks. ciężar handlowy VTOL	1410 kG
STOL	2540 kG
maks. ciężar startowy VTOL	5530 kG
STOL	6670 kG
prędkość maksymalna	531 km/h
maks. prędkość nurkowania	667 km/h
maks. prędkość przelotowa	502 km/h



1



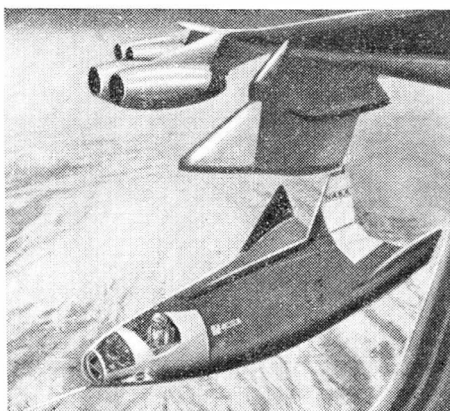
2

optymalna prędkość przelotowa na wysokości 13 715 m	816 km/h (Ma = 0,77)
prędkość lądowania	164 km/h
prędkość wznoszenia przy ziemi	24,40 m/sek
czas wznoszenia na 13 715 m	20 min.
maks. zasięg	5150 km
długość pasa startowego	320 m
długość pasa do startu na jednym silniku	1283 m
długość pasa do lądowania	1485 m

W. K.

DOŚWIADCZALNY SZYBOWIEC KOSMICZNY NORTHROP HL-10

Firma Northrop zbudowała na zlecenie NASA doświadczalny szybowiec HL-10, który podobnie jak wcześniej zbudowane szybowce Northrop M2-F2 i Martin SV-5 ma służyć do lotów doświadczalnych w atmosferze ziemskiej i stworzyć w ten sposób podstawy do konstrukcji transportowców kosmicznych. Szybowiec HL-10 nie ma skrzydła — siłę nośną wytwarza odpowiednio ukształtowany kadłub. Ma on kształt połówki stożka ze



stosunkowo płaską górną powierzchnią. O ile to tylko było możliwe stosowano elementy szybowca M2-F2. W części ogonowej szybowiec ma trzy stateczniki: środkowy statecznik jest zaopatrzony w ster kierunku, który może również służyć jako hamulec aerodynamiczny, a stateczniki zewnętrzne — w klapy hamulcowe. Na tylnej krawędzi kadłuba, między statecznikami, znajdują się stery wysokości, działające również jako lotki i klapy hamulcowe. Szybowiec jest wyposażony w urządzenie zwiększające stateczność względem wszystkich trzech osi. Podobnie jak M2-F2, szybowiec HL-10 będzie wynoszony przez zmodyfikowany bombowiec Boeing B-52 na wysokość 13 700 m i tam odczepiany przy prędkości Ma = 0,8.

Dane szybowca HL-10

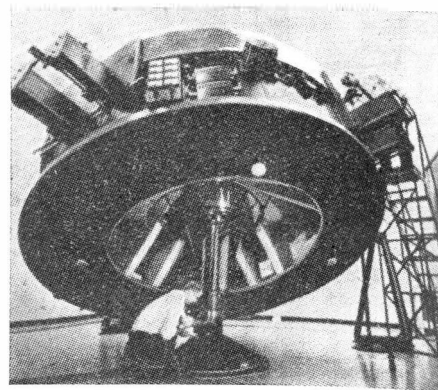
szerokość	4,11 m
długość	6,71 m
wysokość	3,45 m
maks. ciężar całkowity łącznie z balastem wodnym	3630 kG
ciężar do lądowania z pustymi zbiornikami wodnymi	2337 kG

W. K.

SYMULATOR LOTU POJAZDÓW KOSMICZNYCH

Firma Honeywell w Minneapolis wykonała symulator lotu pojazdów kosmicznych, który ma służyć do badania własności dynamicznych urządzeń ustępczających i sterujących pojazdu „Apollo”. Symulator ten ma kształt bębna i spoczywa na wysokiej podstawie. Łącznie z urządzeniami ustępczającymi i sterującymi oraz masami do zmiany jego bezwładności waży on 9000 kG. Jego średnica wynosi prawie 4 m, a wysokość przekracza 2 m. W środku dolnej części symulatora znajduje się kula ze stali nierdzewnej, o średnicy 0,43 m, obrobiona z dokładnością do 0,00004 mm i spoczywająca na poduszce gazowej o grubości 0,002 ÷ 0,003 mm. Poduszkę gazową tworzy suchy azot. Dzięki takiemu ułożyskowaniu symulator wykazuje bardzo dużą czułość — niewielka siła powoduje wytrącenie go z położenia równowagi. Moment bezwładności symulatora można zmieniać w szerokim zakresie; stopień swobody względem obu osi poziomych wynosi po ±30°, a względem osi pionowej — 360°. Te trzy stopnie swobody pozwalają na naśladowanie właściwości dynamicznych statku „Apollo” w przestrzeni kosmicznej, ponieważ tarcie i tłumienie symulatora jest pomijalnie małe. Dysze sterujące o zmiennym ciągu i zmienny moment bezwładności upodobniają zachowanie się symulatora do statku „Apollo” pod względem momentów obrotowych i momentów bezwładności.

Symulator jest bardzo sztywny i wytrzymały, wykazując przy tym



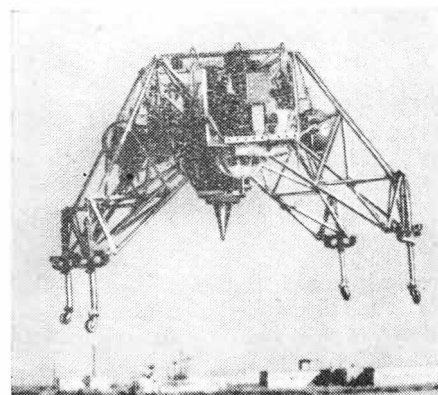
duży stosunek wytrzymałości do ciężaru. Uzyskano to dzięki zastosowaniu materiałów przekładkowych z klejonego aluminium.

Wszystkie dane badanych na symulatorze urządzeń i przyrządów będą przekazywane za pomocą układu telemetrycznego. Do ciągłego przekazywania danych od i do badanych przyrządów służy dwadzieścia kanałów. Sterowanie symulatora odbywa się za pomocą dwudziestu różnych sygnałów wejściowych i wyjściowych. Energii elektrycznej dostarczają baterie niklo-kadmowe o napięciu 28 V, umieszczone na kołnierzu symulatora. Konieczny poza tym prąd zmienny (115 V, 400 Hz) jest wytwarzany przez elektroniczny przetwornik napięcia. Trzy jednakowe, niezależne od siebie układy pomiarowe (jeden dla każdej osi) zapewniają ciągłą kontrolę położenia symulatora. Składają się one z pierścieniowo wokół symulatora rozmieszczonych komórek z siarczku ołowiu, których opór zmienia się proporcjonalnie do ilości padającego światła, wysyłanego ze źródeł umieszczonych na symulatorze. Zmiany oporu, przekształcone na zmiany napięcia, są miarą położenia symulatora.

W. K.

SYMULOWANE LĄDOWANIE NA KSIĘŻYCU

W bazie amerykańskich sił powietrznych Edwards przeprowadza się od dłuższego już czasu symulowane lądowania na Księżycu, do czego służy doświadczalny pojazd o ciężarze 1600 kG, napędzany zabudowanym w położeniu pionowym dwuprzepływowym silnikiem General Electric CF700 o ciągu 1900 kG.



Pojazd ten jest pierwowzorem pojazdu księżycowego LEM, który będzie zastoso- wany przez astronautów w ramach programu „Apollo”. Do listopada 1965 roku przeprowadzono około 20 udanych symulowa- nych lądowań na Księżycu.

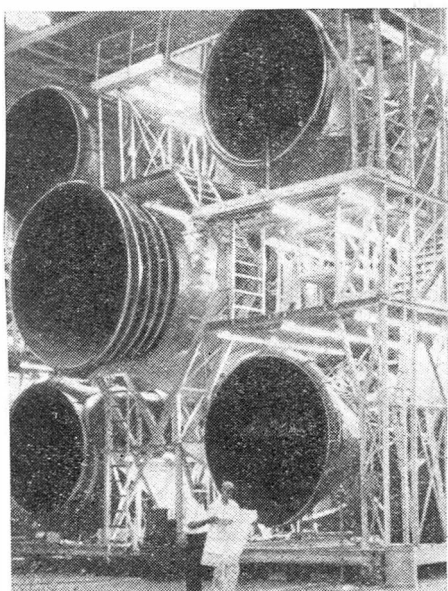
W. K.

PRZYGOTOWANIA DO PRÓB W LOCIE RAKIETY „SATURN” 5

W końcu ubiegłego roku, w nale- żącym do NASA Marshall Space Flight Center w Huntsville, ukoń- czono montaż przeznaczony do prób w locie pierwszego stopnia S-1C-1 rakiety „Saturn” 5. Jak wiadomo z poprzednich wzmianek w „Nowościach”, stopień ten ma pięć silników Rocketdyne F-1 o łącznym ciągu 3 400 000 kG, a jego wysokość wynosi 42,06 m. Próby stoiskowe stopnia S-1C-1 miały rozpocząć się na początku 1966 ro- ku. Pierwszy lot rakiety „Saturn” 5 z trzema rzeczywistymi stopniami ma odbyć się w pierwszym półro- czu 1967 roku. Według informacji NASA rozwój wszystkich elemen- tów programu przebiega pomyślnie za wyjątkiem obu pojazdów gąsienicowych, które mają przetranspor- tować raketę „Saturn” 5 (ciężar rakiety pustej 454 000 kG) i wieże obsługi (ciężar 4 990 000 kG) z hali montażowej na platformę startową. Pojazdy te mają wymiary 39,6 × 48,8 m, ciężar własny 2 720 000 kG i poruszają się na czterech parach gąsienic. Na początku lata 1965 ro- ku okazało się, że łożyska wałkowe gąsienic pojazdów nie mogą prze- nosić obciążeń poziomych powsta- jących przy jeździe po krzywiznach lub po nachylnym terenie. W związku z tym rozpoczęto prace (NASA i wytwórnia pojazdów Marion Power and Shovel Co.) nad specjal- nymi łożyskami ślizgowymi, które mają rozwiązać ten problem.

Zdjęcie pokazuje końcowy montaż pierwszego stopnia S-1C-1. Widać na nim brak nasadek przedłużają- cych na czterech zewnętrznych dy- szach.

W. K.



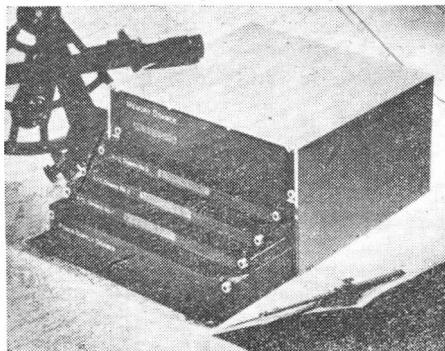
SILNIK RAKIETOWY O CIĄGU 1 450 000 kG

W końcu września 1965 roku fir- ma Aerojet-General Corp. przepro- wadziła w swym ośrodku badaw- czym w Homestead na Florydzie pierwszą próbę silnika raketowego na stały środek napędowy o śred-nicy 6,60 m. W czasie próby silnik ten — noszący oznaczenie SL-1 (Short Length No.1) — był umiesz- czony w silosie, z którego wysta- wała tylko dysza. W 40 sek. po roz- ruchu silnik osiągnął ciąg maksy- malny 1 450 000 kG. Czas pracy sil- nika wynosił 140 sek. Rozwój sil- nika SL-1, podobnie jak następnego z serii SL-2, odbywa się w ramach prac na rzecz należącego do NASA Office of Advanced Research and Technology. Przy całkowitej dłu- gości 24,58 m silnik SL-1 ma śred- nicę 6,60 m; długość komory spa- lenia wynosi 18,35 m. Silnik mieści 761 000 kG stałego środka napędo- wego przy całkowitym ciężarze 845 000 kG. Zdjęcie przedstawia ko- morę spalania przed waniem środka napędowego. Obok komory widać rzeń stosowany przy napełnianiu silnika.

W. K.



NOWY PRZELICZNIK POKŁADOWY



Firma Litton Industries pracuje nad przelicznikiem cyfrowym L-304, który odznacza się lekką budową

i jest przeznaczony do przetwarza- nia danych w zastosowaniach wojs- kowych. Zajmuje on przestrzeń 8,5 dcm³ i waży łącznie ze źródłem prądu 15,4 kG. Przelicznik jest wy- konany z integralnych obwodów krzemowych. Pojemność jego pa- mięci wynosi 4096 słów po 32 bity, można ją jednak zwiększyć do 32 000 słów (czas cyklu 1,6 μsek). Przelicznik pozwala na równoległe stosowanie wielokrotnych progra- mów z automatycznym sterowaniem priorytetowym i podłączenie 64 przyrządów wprowadzających i od- bierających dane.

W. K.

OSCYLOSKOP O ŚREDNICY 2,5 cm

Firma Raytheon wypuściła na rynek oscyloskop katodowy CK 1410P11 o średnicy wynoszącej tyl- ko 2,5 cm. Nadaje się on do przed-



stawiania danych dotyczących po- łożenia lub innych informacji, w szczególności w zastosowaniu do systemów rozpoznawczych samo- łotów o dużych prędkościach. Przed- stawiane na ekranie dane można zmieniać 70 razy na sekundę. Są one filmowane równocześnie z foto- grafowanym terenem, co ułatwia późniejszą analizę zdjęć dzięki do- kładnej znajomości położenia w cza- sie naświetlania.

W. K.

NOWE ŚRODKI DO OBRÓBK WYKAŃCZAJĄCEJ PŁATÓW

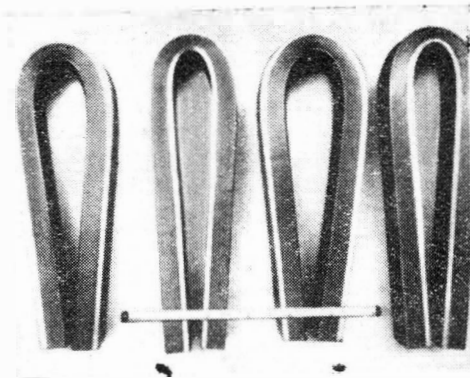
Opracowanie nowych rozwiązań konstrukcyjnych płatów ze sterowa-

niem przepływu laminarnego postawiło przed technologami trudne zadanie bardzo delikatnej obróbki powierzchni płyt dla uzyskania tych efektów. Normalnymi środkami, zwłaszcza z powodu pęknięć narzędzi, nie można wykonywać obróbki. Opracowano więc nowe urządzenia obróbcze z zastosowaniem maszyn cyfrowych realizujących zadany stały program obciążeń narzędzia, zależny od obrabianego materiału i innych czynników. Jeżeli w czasie obróbki następuje stopniowe stępienie narzędzia lub, jeżeli wystąpi lokalnie utwardzone miejsce na powierzchni materiału, następuje automatyczna zmiana prędkości skrawania i posuwu, tak ażeby uzyskać stałe obciążenie na narzędziu. Zespół obróbczy do wykonania operacji skrawania na skrzydle składa się z maszyny liczbowej realizującej program, suportu nadającego ruch posuwowy (za pomocą łańcucha) i głowicy obróbczej. Dzięki zastosowaniu takich środków można wykonać praktycznie prawie każdy zadany kształt i spełnić prawie każde wymaganie odnośnie płynności przejść na płacie. Równocześnie osiągnięto uboczny zysk, choć wcale nie błahy, a mianowicie trwałość narzędzia zwiększyła się od 25 do 50 razy. Szczególnie niezastąpiony okazał się ten zestaw obróbczy przy wykonywaniu cienkich nacięć wzdłuż płyta służących do sterowania opływem powietrza. Wykonywanie tych nacięć piłkami, przy użyciu klasycznych środków, było nierealne — zakleszczenie piłek i ich pęknięcie było tak częste, że nie pozwalało do końca i w technicznie poprawny sposób przeprowadzić tej operacji. Zastosowanie nowego zestawu wyeliminowało pęknięcia narzędzi i całkowicie rozwiązało ten problem.

A. G.

WYBUCHOWE NAKŁADANIE POKRYĆ

Względy oszczędnościowe nakazują stosowanie materiałów tanich powlekanych warstwami materiału drogiego o odpowiednich własnościach fizycznych. Dotychczasowy metalurgiczny sposób nakładania warstw zastąpiony został nowym procesem technologicznym wykorzystującym energię wybuchu materiałów pirotechnicznych. Proces ten przebiega bez udziału ciepła zewnętrznego (proces łączenia na zimno). Między podłoże a warstwę nakładaną nie wprowadza się żadnego materiału pośredniego. Połączenie następuje wskutek olbrzymiego nacisku, przy którym wierzchołki nierówności ulegają stopieniu i zgrzaniu. Proces ten jest niezmiernie uniwersalny, pozwalający na nakładanie pokryć na powierzchniach dużych i małych (rzędu kilkunastu metrów kwadratowych i ułamków metra), łączenie warstw o różnym stosunku grubości i różnych wymiarach nominalnych, łączenie materiałów o bardzo różnych własnościach, np. tytanu czy molibdenu ze



stałą miękką. Liczba kombinacji materiałów przekracza setkę, grubości pokryć od 0,5 mm do 18 mm, przy grubościach metalu podstawowego od kilku milimetrów wzwyż. Metodą wybuchową można wykonywać materiały kryte obustronnie, a także tworzyć blachy czy płyty przekładkowe z pokryciem wielowarstwowym składającym się z różnych materiałów. Badania przeprowadzone na materiałach wykonanych tą metodą wykazują wysoką jakość połączeń, która pozwala nawet na gięcie bez jakichkolwiek śladów uszkodzeń (patrz fot.). W ten sposób uzyskuje się tanie materiały o szczególnych właściwościach: odporne na korozję, wysoką temperaturę, ścieralność i o innych szczególnych cechach użytkowych. Między innymi w ten sposób można nałożyć warstwę metalu szlachetnego i uzyskać materiał do specjalnych przeznaczeń: pracy w przestrzeni kosmicznej, pracy w określonych dziedzinach chemii itp.

A. G.

BIEŻĄCA KONTROLA ZGRZEWANIA PUNKTOWEGO

Proces zgrzewania punktowego jest niezmiernie wydajnym, wygodnym technologicznie i już szeroko rozpowszechnionym w wielu dziedzinach wytwarzania. Szczególnie szerokie i coraz bardziej rosnące zastosowanie znajduje w budowie płatowców. Proces zgrzewania punktowego w formie stosowanej obecnie ma poważną wadę. Jest nią brak kontroli jakości poszczególnych zgrzein. Wprawdzie istnieją środki pozwalające na przeprowadzenie takiej oceny, jednakże pracochłonność i inne czynniki zdecydowały o wyeliminowaniu takiej ewentualności. Zamiast tego stosuje się statystyczne metody kontroli na okresowo wykonywanych próbkach. Poza tym, przewidyując pewien odsetek nieprawidłowych zgrzein, w wielu przypadkach stosuje się zwiększone liczby punktów złącza. Nowe rozwiązania w tej dziedzinie zmierzają do wprowadzenia takich metod kontroli, które przebiegałyby w czasie procesu zgrzewania i mieściły się całkowicie w dotychczasowym czasie tworzenia zgrzeiny.

Idea nowej metody polega na umieszczeniu w elektrodach (ruchowej i stałej) kryształu wysyłającego fale ultradźwiękowe w jednej i kryształu przejmującego te

drgania w drugiej elektrodzie. Specjalna aparatura elektroniczna rejestruje obraz tych drgań, stwarzając możliwości oceny wielkości jądra zgrzeiny i jego wytrzymałości. Dzięki tym osiągnięciom można będzie stosować zgrzewanie punktowe nawet w najbardziej odpowiedzialnych konstrukcjach wymagających absolutnego bezpieczeństwa i pewności. Pozwoli to również na zmniejszenia liczby punktów łączenia w konstrukcji, co dla wyrobów o dużej liczbie zgrzein ma również aspekt ekonomiczny.

A. G.

„NIERDZEWNA STAL SZYBKOTNĄCA” DO ZASTOSOWAŃ LOTNICZYCH

Lotnicze łożyska i inne elementy cierne przeznaczone do pracy w podwyższonych temperaturach, z ograniczonym smarowaniem lub całkiem bez smarowania stwarzają bardzo ostre wymagania dla materiału. Materiał taki powinien być kuczny, skrawalny w stanie wyżarzonym, wykazywać zdolność osiągnięcia wysokiej wytrzymałości i twardości po zabiegach obróbki cieplnej. Poza tym powinien on dysponować wysoką odpornością na ścieranie, odpornością przeciw zatarciu, odpornością przed zmęzczeniem przy długotrwałej pracy w wysokiej temperaturze oraz odpornością na korozję i utlenianie w wysokich temperaturach.

Takim materiałem okazał się stop „Lesco BG 42” o składzie chemicznym zbliżonym do stali szybko tnącej, a mianowicie 1,15% C, 14,5% W; 4,0% Mo i 1,2% V — stąd nazwa w tytule. Znalazł on zastosowanie na łożyska kulkowe i wałkowe, mechanizmy z nakrętkami kulowymi, tulejki, krzywki, zaworki, elementy pompek, pierścienie tłokowe i inne części, które narażone są zarówno na korozję, jak i ścieranie w temperaturach niskich i podwyższonych (do 480 °C).

Materiał ten, poza omówionymi powyżej cechami dysponuje ciekawym zestawem własności, nie spotykanym w innych materiałach o podobnym przeznaczeniu. Twardość jego w temperaturze pokojowej wynosi 63—64 H_{RC} i spada bardzo nieznacznie z temperaturą pracy. W temperaturze 200 °C wynosi 62 H_{RC} , w 300 °C — 60 H_{RC} , w 400 °C — 58 H_{RC} i w 550 °C — 55 H_{RC} . Jak widać, przewyższa wszystkie dotychczasowe materiały.

Drugą interesującą własnością jest nieznaczny spadek twardości (do 60 H_{RC}) po 200 godzinach pracy w temperaturze 480 °C i następnie zachowanie tej twardości na stałym poziomie w przeciwieństwie do innych materiałów, u których ten spadek występuje w sposób ciągły w miarę upływu czasu pracy. Powyższe własności predestynują go na elementy cierne do pracy na szybkich samolotach, pociskach i statkach kosmicznych. Przewiduje się również użycie go w przemyśle samochodowym i obrabiarkowym.

A. G.

Materiały stosowane w konstrukcji lotniczej

Część VIII (XVI)

Stopy magnezu

(ciąg dalszy)

W bieżącym zestawie tablic podano dane techniczne dotyczące radzieckich stopów magnezu przerabianych plastycznie.

Tablice 24 do 28 zawierają własności mechaniczne omawianych stopów, a mia-

nowicie tablica 24 — własności mechaniczne w temperaturach podwyższonych, tablica 25 — własności mechaniczne w temperaturach obniżonych, tablica 26 — wytrzymałość na ściskanie, skręcanie, ścinanie i udarność, tablica 27 — wy-

trzymałość czasową, a tablica 28 — czasową granicę pełzania.

Uwaga: Tablice od 20 do 28 opracowano na podstawie wydawnictwa: „Encyklopedia współczesnej techniki — Konstrukcyjnyje materiały” — tom II.

Zebrali i opracowali: mgr inż. A. Ciszewski i mgr inż. T. Radomski

Własności mechaniczne w temperaturach podwyższonych radzieckich stopów magnezu przerabianych plastycznie Tablica 24

Lp.	Oznaczenie stopu	Postać materiału	Stan materiału	Temperatura badania (°C)	Własności mechaniczne			Lp.	Oznaczenie stopu	Postać materiału	Stan materiału	Temperatura badania (°C)	Własności mechaniczne				
					$R_{0,2}$ (kG/mm ²)	R_r (kG/mm ²)	A_{10} (%)						$R_{0,2}$ (kG/mm ²)	R_r (kG/mm ²)	A_{10} (%)		
1	MA 1	blacha	półtwardy	100	13	18	5 ¹⁾	7	MA-8	pręt	prasowany	150	8	13	10 ¹⁾		
				200	5	8	20 ¹⁾					200	7	13	34		
				250	4	6	32 ¹⁾					250	6	11	36		
		pręt	prasowany	100	15	18	15 ¹⁾			8	MA-9	blacha (wzdłuż włókien)	wyżarzony	100	16	21	—
				150	11	14	18 ¹⁾							150	15	19	13
				200	8	13	25 ¹⁾							200	8	16	17
pręt	prasowany	250	5	9	60 ¹⁾	pręt	prasowany	przesycony i starzony	100			16	20	—			
		300	3,5	6	90 ¹⁾				150			13	16	7			
		250	5	9	60 ¹⁾				200			12	15	24			
250	3,5	6	90 ¹⁾	250	5	12	29										
2	MA-2	pręt	prasowany	100	11,5	21	25	9	MA10	pręt ϕ 25 mm	przesycony i starzony	100	23	37	8		
125	9,5	18,5	33	150	17	26	16										
100	12	23	20	200	14	20	17										
150	10	19,5	29	250	9,5	15	18										
200	7,5	14	30	300	6,5	11	20										
250	5	9	32														
300	4	7	40														
4	MA-3	taśma	wyżarzony	100	16	26,5	21	10	MA11	pręt	przesycony i sztucznie starzony	200	12	22	14		
150	10,5	19	35	250	10	19	17										
200	8	15	45	300	9	15	22										
250	4,5	11,5	70	350	6	10	50										
100	22	32	20	400	—	7,5	55										
150	15	23	41														
200	10	15	49	11	MA13	blacha	przesycony + zgnieciony na zimno + sztucznie starzony	200	11	20	18						
250	6	10	83					250	10	18,5	18						
300	3,5	6,5	120					300	8,5	14	28						
100	—	26	20					350	—	8,5	75						
150	—	21	28					200	12,5	14,5	5						
200	—	14	50					250	12	14	5						
250	—	10	60	300	12	13,5	7										
300	—	7	65	350	9	10,5	8										
400	6,5	8	15	400	6,5	8	15										
7	MA-8	blacha (w poprzek włókien)	starzony wyżarzony	100	11	20	28	12	BM 1	pręt	prasowany na gorąco	200	15	18	12		
150	8	16	32	250	14	17	12										
200	7	14	34	300	11	13,5	13										
250	6	12	36	350	9,5	11,5	20										
100	11	20	28	400	5,5	8	24										
150	8	16	32														
200	7	14	34														
250	6	12	36														

¹⁾ α_5

Tablica 25

Własności mechaniczne w temperaturach obniżonych radzieckich stopów magnezu przerabianych plastycznie

Lp.	Oznaczenie stopu	Postać materiału	Stan materiału	Temperatura badania (°C)	Własności mechaniczne		
					$R_{0,2}$ (kG/mm ²)	R_r (kG/mm ²)	α_{10} (%)
1	MA2	pręt ϕ 80 mm		-40	—	30	14*
				-70	—	31	13*
2	MA2-1	plyta \neq 30 mm	walcowany na gorąco	-70	—	29	6,5
3	MA3	taśma	wyżarzony	-40	26	35	12
4	MA8	blacha \neq 1,2 mm (wzdłuż włókien)	walcowany	-40	—	32	10
				-70	—	33	9
		blacha \neq 1,2 mm (w poprzek włókien)	walcowany	-40	—	29	15
				-70	—	30	13
5	BM65-1	taśma 80 \times 140 mm	starzony	-40	34	39	9
				-70	36	41	8
6	MA10	pręt ϕ 25 mm	przesycony i starzony	-70	38	47	2,5
7	MA11	blacha	przesycony i sztucznie starzony	-70	13	30	9
				-196	13	31	6
8	BM 1,1	pręt	prasowany na gorąco	-70	—	36	4

*) α_5

Tablica 26

Różne własności mechaniczne radzieckich stopów magnezu przerabianych plastycznie

Lp.	Oznaczenie stopu	Postać materiału	Stan materiału	Ściskanie		Skręcanie		Ścinanie	Udarność	
				G (kG/mm ²)	$R_{0,2}$ (kG/mm ²)	R_c (kG/mm ²)	$Q_{s0,3}$ (kG/mm ²)	R_s (kG/mm ²)	R_t (kG/mm ²)	U_M (kG/mm ²)
1	MA1	pręty	wyżarzony	1600	8,5	33	—	19	13	0,6
2	MA2	pręty	prasowany na gorąco	—	11	40	6	19	16	1,2
3	MA2-1	plyty	walcowany na gorąco	1600	8,5	39	6	17,5	14	0,8
4	MA3	taśmy	prasowany	1600	—	42	6,5	19	14	1,0
5	MA5	pręty	przesycony	1600	14	46	6,5	21	18	—
6	MA8	taśmy	prasowany na gorąco	—	—	—	6	19	15	1,0
7	BM65-1	pręty	sztucznie starzony	1600	—	47	12,5	23	16	0,9
		taśmy	sztucznie starzony	1600	16	46	—	—	14	0,7
8	MA9	pręty	prasowany na gorąco	—	—	34	—	—	—	0,6
9	MA10	pręty	przesycony i starzony	—	24	54	10	28	—	0,25
10	MA11	pręty	przesycony i sztucznie starzony	1600	12	38	9	22	17	0,35
11	MA13	blacha	przesycony + zgnieciony na zimno + sztucznie starzony	1600	—	—	—	—	12,5	—
12	BM 1	pręty	prasowany na gorąco	1600	16	—	—	—	16	0,65

Tablica 27 i 28 na II str. ołt.