

W ogólnym przypadku dowolnej zmiany kąta natarcia (przyrostu prędkości normalnej $w(\sigma)$), którą możemy traktować jako sumę małych nagłych zmian, przyrost siły nośnej wynosi:

$$\Delta P_z = \pi \rho S V w(\sigma) - \rho S V \int_0^{s'} K(s' - \sigma) \frac{dw}{d\sigma} d\sigma + \frac{\pi \rho S}{4} \frac{dw}{dt} + \frac{\pi \rho S}{16} \frac{d\Omega}{dt} \dots \dots \dots [19]$$

Zajmijmy się teraz wyidealizowanym przypadkiem skrzydła przelatującego poziomo ze stałą prędkością przez pionowy podmuch „ostrej”. W celu otrzymania ciągłego przyrostu siły nośnej Küssner zastąpił efekt przelotu przez płaszczyzną nieciągłości fikcyjną zmianą kąta natarcia $\frac{w_0}{v} \Psi(s')$ która wprowadzona do ogólnej zależności Wagnera daje ciągły przyrost siły nośnej od zera, wyrażający się zależnością:

$$\Delta P_z = \pi \rho S V w_0 \Psi(s') - \rho S V w_0 \int_0^{s'} K(s' - \sigma) \frac{d\Psi(\sigma)}{d\sigma} d\sigma = \pi \rho S V w_0 \eta_0(s') \dots \dots \dots [20]$$

Wartości funkcji $\eta_0(s')$ są podane w tabeli 1.

Dla dowolnego innego rozkładu prędkości podmuchu zależność [20] przybiera postać:

$$\Delta P_z = \pi \rho S V \int_0^{s'} \eta_0(s' - \sigma) \frac{dw_p}{d\sigma} d\sigma \dots \dots \dots [21]$$

W zależnościach [20] i [21] nie występuje 3 i 4 składnik równania [19] ponieważ skrzydło porusza się prostoliniowo i nie obraca się. W ogólnym równaniu ruchu skrzydła [5] założyliśmy jedynie, że skrzydło nie obraca się, nie czyniąc żadnego założenia odnośnie toru lotu. Po prawej stronie tego równania występują dwa składniki: siła spowodowana składową pionową własnej prędkości skrzydła w i siła spowodowana prędkością podmuchu w_p . Po uwzględnieniu opływu nieustalonego pierwszy składnik jest przedstawiony zależnością [19], drugi zaś zależnością [20] ew. [21]. Ogólne równanie ruchu płatowca przelatującego przez podmuch o „ostrej krawędzi”, przy uwzględnieniu efektu Wagnera, przybiera więc postać:

$$m_{plat} \cdot w' + \pi \rho S V w - \rho S V \int_0^{s'} K(s' - \sigma) \frac{dw}{d\sigma} d\sigma + \frac{\pi \rho S}{4} w' + \pi \rho S V w_0 \eta_0(s') = 0$$

czyli:

$$\left(m_{plat} + \frac{\pi \rho S}{4}\right) w' + \pi \rho S V \left[\int_0^{s'} \eta(s' - \sigma) \frac{dw}{d\sigma} d\sigma + w_0 \eta_0(s') \right] = 0 \quad [22]$$

a dla podmuchu o liniowej strefie przejściowej:

$$\left(m_{plat} + \frac{\pi \rho S}{4}\right) w' + \pi \rho S V \left[\int_0^{s'} \eta(s' - \sigma) \frac{dw}{d\sigma} d\sigma + \int_0^{s'} \eta_0(s' - \sigma) \frac{dw_p}{d\sigma} d\sigma \right] = 0$$

czyli:

$$\left(m_{plat} + \frac{\pi \rho S}{4}\right) w' = - \pi \rho S V \left[\int_0^{s'} \eta(s' - \sigma) \frac{dw}{d\sigma} d\sigma + c l_{sr} \int_0^{s'} (s' - \sigma) d\sigma \right] \dots \dots \dots [23]$$

Wyrażenie w nawiasie po lewej stronie równania [23] można traktować jako pewną masę „zastępczą”, składającą się z masy płatowca i masy słupa powietrza o podstawie S i wysokości $\frac{\pi}{4}$ metra. Można łatwo sprawdzić, że masa „za-

stępca” mało różni się od masy płatowca, a więc uwzględnienie masy słupa powietrza nie jest konieczne.

Równania [22] i [23] nie uwzględniają warunków przepływu trójwymiarowego i lepkości cieczy. Przy uwzględnieniu tych czynników wyżej podane zależności poważnie się komplikują. Traktując zagadnienie w sposób uproszczony ograniczamy się do podstawienia w miejsce 2π współczynnika $\frac{dc_z}{dx}$ i wprowadzając parametr a otrzymujemy:

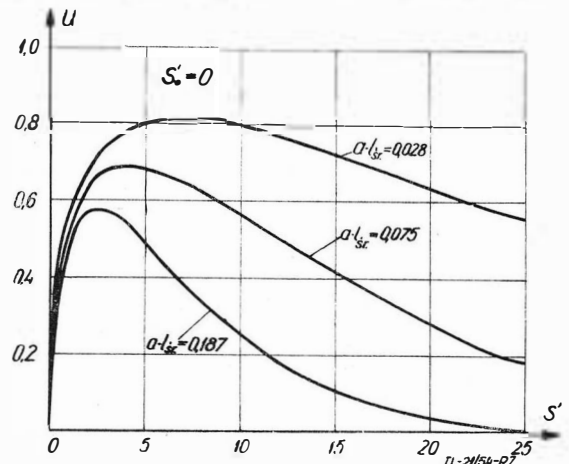
$$\frac{1}{a} w' + V \int_0^{s'} \eta(s' - \sigma) \frac{dw}{dt} \frac{dt}{d\sigma} d\sigma + V \int_0^{s'} \eta_0(s' - \sigma) \frac{dw_p}{d\sigma} d\sigma = 0 \quad [24]$$

Oznaczając $\frac{w'}{a V w_0} = U(s')$ otrzymujemy:

$$U(s') + a \int_0^{s'} \eta(s' - \sigma) U(s') d\sigma + \frac{1}{w_0} \int_0^{s'} \eta_0(s' - \sigma) \frac{dw_p}{d\sigma} d\sigma = 0 \quad [25]$$

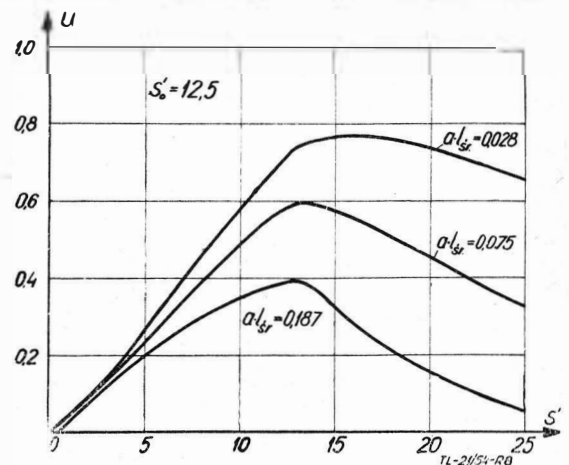
Funkcja U jest stosunkiem przyspieszenia w' przy uwzględnieniu opływu nieustalonego do w'_{max} dla opływu ustalonego i podmuchu „ostrego”, a jej wartość maksymalna U_{max} jest odpowiednikiem współczynnika η przy opływie ustalonym.

U jest funkcją trzech zmiennych: s' , s'_0 , i a ; zmienne s'_0 i a nie mogą być połączone w jeden parametr, jak to ma



Rys. 7 — Krzywe $U = f(s')$

miejsce w przypadku funkcji $\eta(as_0)$, lecz muszą być traktowane oddzielnie. Zależność $U = f(s', a, s'_0)$ jest przedstawiona na rys. 7 i 8. Wykresy te wskazują, że dla dużych wartości s'_0 i małych a (co ma najczęściej miejsce w rzeczywistości) maksimum przyspieszenia występuje przy końcu strefy



Rys. 8 — Krzywe $U = f(s')$

przejściowej. Jak już zostało wspomniane, ma to doniosłe znaczenie przy badaniu struktury podmuchu na podstawie pomiarów przyspieszeń samolotu. Dla podmuchu o małej wartości s'_0 i płatowca o dużej wartości a powyższe założenie jest niesłuszne, co również ilustrują wyżej wymienione wykresy.

„Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej”

Stopy lekkie magnezowe i spoiwa (lutowia) stosowane w konstrukcjach lotniczych

Kolejna, VI część Pomocy Konstruktorskich „Techniki Lotniczej”, na zakończenie cyklu o metalach, zawiera dane o stopach magnezowych i o spoiwach (lutowiach).

Elementy prasowane, odlewki i odlewy ze stopów magnezowych, a w pewnej mierze również blachy i taśmy na mniej odpowiedzialnych konstrukcjach lotniczych. Ich stosunkowo niskie własności mechaniczne i mała odporność na korozję nie mogą przesłaniać faktu, że mają ciężar właściwy i dobrą obrabialność czynią ze stopów magnezowych cenne dla konstruktora lotniczego tworzywo.

Dla zabezpieczenia stopów magnezowych przed korozją stosuje się odpowiednie pokrycia galwaniczne z dodatkowym pokrywaniem specjalnymi lakierami. Dane o pokryciach galwanicznych i o specjalnych lakierach, zgodnie z planem działu Pomocy Konstruktorskich „Techniki Lotniczej”, zostaną zamieszczone w jednym z dalszych zeszytów.

Niezależnie od stosowania pokryć ochronnych, konstruktor powinien unikać w elementach ze stopów magnezowych takich miejsc, w których mogłaby się gromadzić woda.

Niedopuszczalne są łączenia stopów magnezowych bezpośrednio ze stalą, aluminium, miedzią, stopami miedzi, niklem i stopami niklu. Połączenia takie wymagają specjalnych

przekładek. Natomiast dopuszcza się łączenie różnych stopów magnezowych między sobą, z cyną, cynkiem, kadmem, i innymi metalami. Również dopuszcza się łączenie stopów magnezowych z aluminium i stopami aluminium, o ile zostały poddane anodowaniu i zagruntowaniu odpowiednim lakierem.

Spoiny stopów magnezowych są miejscami powstawania korozji. W związku z tym należy unikać przy spawaniu topników, w skład których wchodzi różnego rodzaju chlorki. Najlepiej stosować spawanie w atmosferze gazów obojętnych (np. argonu).

Stosowane w tabelach symbole i skróty były omówione w poprzednich zeszytach.

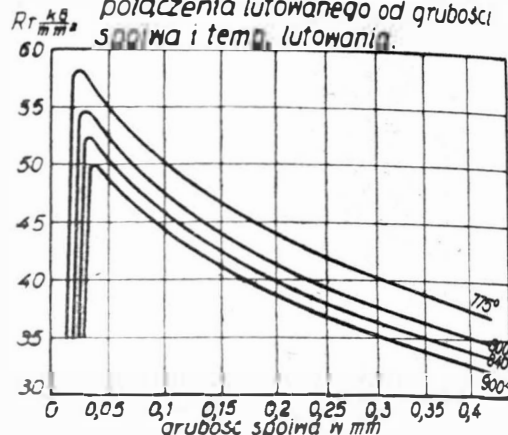
W konstrukcjach lotniczych stosuje się dwa rodzaje lutowania — miękkie, w temperaturze od 60° do 300°C i lutowanie twarde, w temperaturze od 500° do 1000°C. Spoiwa miękkie stosuje się do połączeń nie przenoszących zmiennych sił, oraz do uszczelniania. Dla zabezpieczenia spoiny na wypadek pęknięcia warstwy lutu stosuje się w okudach i połączeniach z rur kółki zabezpieczające, a w linkach zawijanie końców lub splatanie linek. W przypadku występowania drgań w połączeniach należy stosować spoiwa srebrne lub mosiężne.

Zebrał mgr inż. R. Berkowski

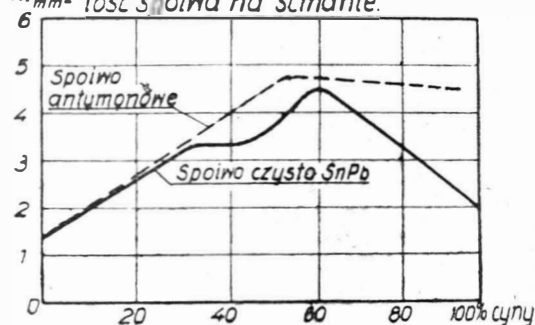
Dane technologiczne i własności mechaniczne stopów magnezowych w wysokich temperaturach.

Wybór w wysoki temperaturach											
Znak stopu	Zakres temp. krzepnięcia w °C		Płynność stopu w mm Temp. lania 750°C	Rodzaj odlewu	Stan materiału	Własności mechaniczne		Temperatura °C			
	początek	koniec				symbol	jedn.	100	150	200	250
ML1	650	645	200	LP	-	Rr	$\frac{kg}{mm^2}$	-	8,6	-	-
						Q0,2	$\frac{kg}{mm^2}$	-	3,3	-	-
ML2	650	645	-	LP	-	Rr	$\frac{kg}{mm^2}$	-	8,6	-	-
						Q0,2	$\frac{kg}{mm^2}$	-	2,7	-	-
ML3	630	500	215	LP	-	Rr	$\frac{kg}{mm^2}$	16	14	11	8
						Q0,2	$\frac{kg}{mm^2}$	5	5	4,5	4
						Q	%	11	12	13	10
						HB	$\frac{kg}{mm^2}$	38	35	30	24
ML4	610	400	235	LP	-	Rr	$\frac{kg}{mm^2}$	17	15	10,5	7,1
						Q	%	4,5	20,5	50,5	38,0
						Rr	$\frac{kg}{mm^2}$	22	15,5	9,0	7,5
						Q	%	7	3,3	38	26
				LP	T4	Rr	$\frac{kg}{mm^2}$	23	17	12	8,0
						Q0,2	$\frac{kg}{mm^2}$	12,0	10,5	8,0	6,0
						Q	%	11	15	17	15
						HB	$\frac{kg}{mm^2}$	52	49	37	25
ML5	600	430	290	LP	T4	Rr	$\frac{kg}{mm^2}$	23	21	14,5	11
						Q0,2	$\frac{kg}{mm^2}$	10	8,5	8,0	7,0
						Q	%	11	14	12	11
						HB	$\frac{kg}{mm^2}$	56	55	43	32
ML8	600	440	335	LP LK	T4	Rr	$\frac{kg}{mm^2}$	22,0	16,0	-	8,5
						Q	%	1,5	9	-	12

Zależność wytrzymałości na rozciąganie połączenia lutowanego od grubości spoiwa i temp. lutowania.



Wpływ zawartości cyny na wytrzymałość spoiwa na ścinanie.



СОДЕРЖАНИЕ

	стр.
S. MADEYSKI: К вопросу об использовании патентов из области авиации	153
Производство — J. WINIARSKI: Новый метод трассирования скоростных самолетов	156
J. SANDAUER: Нагрузка крыла при полете в возмущенной атмосфере	160
За чертежной доской — K. GŁĘBIŃSKI: Сильфоны, применяемые в авиаприборах	168
Заметки по технической эксплуатации	171
Технический почтовый ящик — S. M.: «На страже польского неба» авиационная выставка в Музее Польского Войска	171
Технические новости	172
Хроника	175
Библиографический обзор авиации	177
Конструкторские пособия — R. BERKOWSKI: Легкие магниевые сплавы и припои применяемые в авиационных конструкциях	177

CONTENTS:

	page
S. Madeyski: The usefulness of aero patent specification	153
Production — J. Winiarski: A new method of lofting in the design of high speed aircraft	156
J. Sandauer: Gust loads on wings	160
At the Drawing Board — K. Głębiński: Design and manufacture of bellows for aircraft instruments	168
The User's Note-Book	170
Technical Letter Box — S. M. „On guard of Polish Sky” — The Exhibition in Polish Army Museum	171
Technical News	172
Chronicle	175
Aviation Documentation Review	177
Designer's Data Sheets — R. Berkowski: Magnesium alloys and solders used in aircraft production	on cover

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(SEKCJA LOTNICZA SIMP)

ROK IX

LISTOPAD – GRUDZIEŃ 1954 R.

ZESZYT 6 (30)

Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

O wykorzystanie literatury patentowej z dziedziny lotnictwa

Żywiotyowy rozwój krajowego ruchu racjonalizatorskiego w ostatnich latach, którego wspaniały przegląd oglądaliśmy na Krajowej Wystawie Wynalazczości i Postępu Technicznego we Wrocławiu, wskazuje jak ogromne możliwości twórcze tkwią wśród pracowników naszego przemysłu, techniki i nauki. Jednakże, jak wskazują dane, ruch ten koncentruje się przede wszystkim na ulepszeniach drobnych i o stosunkowo niedużym zakresie przydatności, które mogą być uznane jedynie jako usprawnienia lub udoskonalenia techniczne. Opisy, drukowane w prowadzonym w naszym piśmie stałym dziale „Przeglądamy usprawnienia...”, pozwalają stwierdzić, jak wiele przydatnych dla lotnictwa informacji znaleźć można w projektach dotyczących — w zasadzie — innych dziedzin techniki.

Wysoko wykwalifikowane techniczne kadry naszego lotnictwa powinny, w dążeniu do stałego rozwijania naszej nauki i techniki, tworzyć rozwiązania najwyższej klasy — wynalazki. Tworzenie wynalazków musi być poprzedzone dokładną analizą rozwiązań istniejących już w danej dziedzinie techniki. Niezależnie od doświadczeń osobistych, potrzebne są tu dane z krajowej i zagranicznej literatury technicznej, z książek i wydawnictw periodycznych oraz patentów. Odrębnym zagadnieniem związanym z patentami jest możliwość ich wykorzystania jako czynnika, będącego „ośrodkiem krystalizacji” własnych pomysłów, przez podsuniecie nowych sugestii w danej dziedzinie. Bardzo często trudne problemy, rozwiązywane w biurach konstrukcyjnych, mogą być szybko i dobrze wykonane po „zastrzyku myślowym” jakim będą rysunki i opisy zaczerpnięte z patentów.

Duża większość naszych pracowników technicznych w ogóle, lotnictwa w szczególności, nie zna zupełnie literatury patentowej. Wśród ogromnego zasobu światowej literatury patentowej, liczącej ponad pięć milionów pozycji i dostępnej dla każdego w zbiorach biblioteki Urzędu Patentowego PRL w Warszawie, można łatwo wyszukać bardzo wiele informacji dotyczących różnorodnych dziedzin lotnictwa.

Zamieszczony poniżej artykuł ma być przykładem, wskazującym na wybranych wyrywkowo rysunkach z zagranicznych opisów patentowych, jak różnorodne zagadnienia mają swoje rozwiązanie w literaturze patentowej.

Lotnictwo jest tym działem techniki, którego rozwój stanowi dzieło naszego pokolenia. Po pionierskich próbach latania na maszynach cięższych od powietrza, przeprowadzanych w końcu XIX i na początku XX wieku, lotnictwo w okresie I wojny światowej stało się już poważną gałęzią przemysłu maszynowego. Lata międzywojenne przyniosły dalszy rozwój lotnictwa, czego najlepszym dowodem było pokrycie kontynentów gęstą siecią linii komunikacji lotniczej. Ostatnia wojna, poza wszystkimi niszczycielskimi przykładami masowego zastosowania lotnictwa, wprowadziła do powszechnego użycia silnik odrzutowy z gazową turbiną spalinową, zamiast dotychczas niepodzielnie królującego tłokowego silnika spalinowego. Okres powojenny przyniósł dalszy rozwój lotnictwa komunikacyjnego, co spowodowało, że cały glob ziemski opasany został dalekosiężnymi międzykontynentalnymi liniami komunikacji lotniczej.

Dynamiczny rozwój lotnictwa z jednej strony sprzyja pracy licznej rzeszy wynalazców, z drugiej zaś — utrudnia ją. To pozorne paradoksalne sformułowanie spróbujemy pokrótce uzasadnić.

Liczne badania naukowe niezbędne przy stosowaniu rewolucyjnych metod, jak np. przyklejanie metalu do metalu w elementach pracujących; żmudne niekiedy i długotrwałe próby skomplikowanych urządzeń, osprzętu i wyposażenia

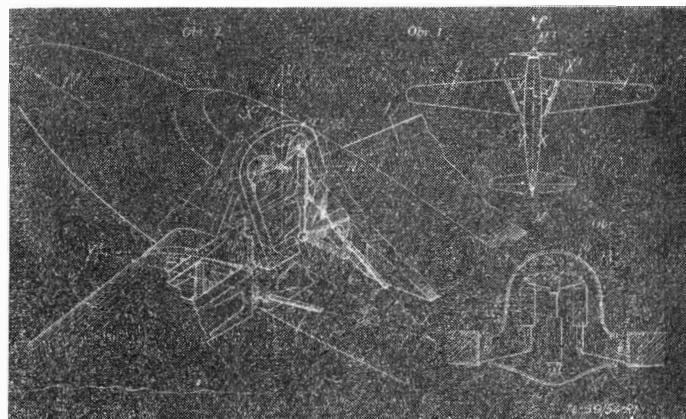
lotniczego, przeprowadzane zanim poszczególne agregaty zostaną wbudowane na samolocie; pionierskie i pozornie ryzykowne zastosowania urządzeń energetycznych, wymagających wysokowartościowych tworzyw o trudnej technologii — to są czynniki sprzyjające twórczej pracy wynalazczej. „Atmosfera” takich potrzeb i wymagań stwarza warunki, w których umysł ludzki może twórczo pracować, powodując wnoszenie do techniki trwałych wartości postępu.

Jednakże tego rodzaju szybki rozwój, przeskakiwanie w okresie kilku nieraz miesięcy rozwiązywania zagadnień, które w innych dziedzinach techniki trwają lata w postaci niezmiennej lub mało zmienionej; szybkie dezaktualizowanie się problemów powodowane właśnie dynamicznością rozwoju — oto są czynniki, które w zasadzie przeciwdziałają normalnemu przebiegowi prac wynalazczych.

Życie, jak zwykle, stwarza kompromis; również i w tym przypadku spotykamy się ze zjawiskiem pośrednim. Liczne rozwiązania, rewolucjonizujące istotę działania lub konstrukcji samolotów, zjawiają się od czasu do czasu w publikacjach patentowych, budząc swą odrębnością i „wysokim” ponad istniejącą rzeczywistość wielkie zainteresowanie wśród fachowców. Pomysły takie, zanim przyobleką się w postać opracowanych konkretnie projektów, pozostają niezmienione jedynie w zbiorach druków patentowych. Tymczasem w ośrodkach zainteresowanych, gdzie pomysł przygotowywany jest do realizacji, następuje okres „mrówczej” pracy szeregu znawców nad jego zrealizowaniem. Niekiedy dopiero po wielu latach można dostrzec owoce tej pracy, przy czym wbrew wszelkim przewidywaniom jest to często okres kilku-nastu nawet lat. Jak na stosunki lotnicze — okres bardzo długi.

Sięgnijmy do przykładu.

W patencie czechosłowackim nr 77 092 kl. 77d (zgłoszonym w Czechosłowacji 23.5.1938 r. z pierwszeństwem ze zgłoszenia we Francji z dnia 24.5.1937 r.) wynalazcy (F. Rey i R. Rouanet) zaproponowali rozwiązanie przegubowego osadzenia skrzydeł, połączonych ze sobą układem amortyzatorów powietrznych. Układ taki miał zapewniać spokojny lot w warunkach pod-

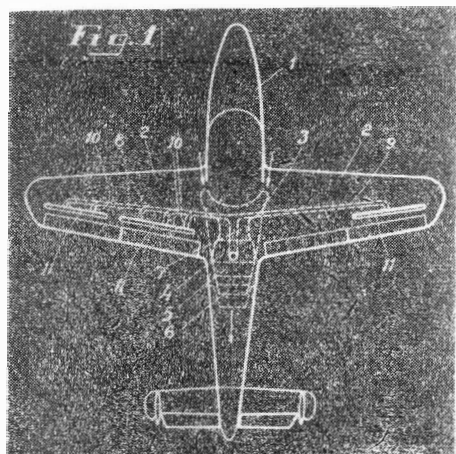


Rys. 1. Patent czechosłowacki nr 77092; obr. 1, 2 i 3

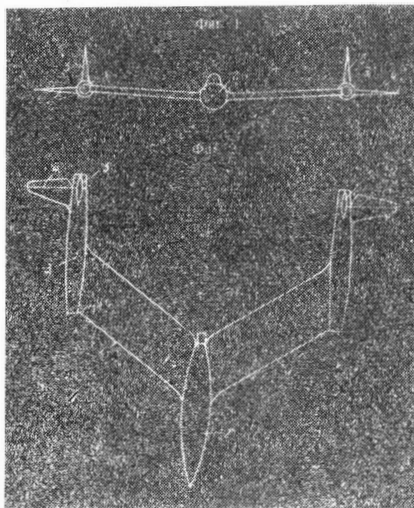
muchów i burzliwej atmosfery. Dopiero obecnie, w latach 1952 i 1953 — jak donoszą zagraniczne fachowe czasopisma lotnicze — samolot zaopatrzony w te urządzenia wykonał próbne loty. Rysunek zaczerpnięty ze wspomnianego patentu ilustruje istotę tego pomysłu (rys. 1).

Jak widzimy z tego przykładu, bardzo długi jest okres pomiędzy zgłoszeniem wynalazku do opatentowania, a jego urzeczywistnieniem. Dlatego też sądzimy, że wskazanie kilku przykładów z tej dziedziny, z okresu ostatniego, będącego obrazem konstrukcji, jakich należy w niedługim może czasie

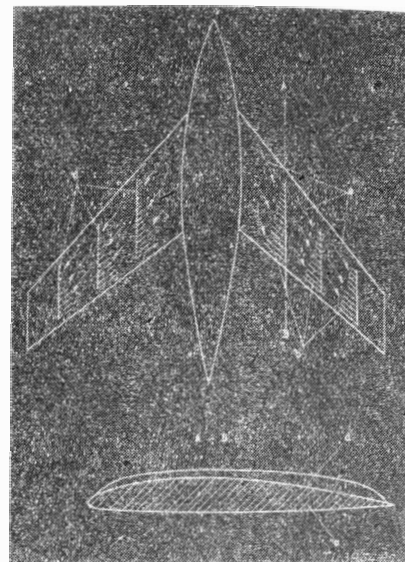
Problem „szybkich” lotów podróży na duże odległości oraz małej prędkości lądowania, a zatem małej przestrzeni potrzebnej do lądowania, nurtuje w umysłach konstruktorów lotniczych i użytkowników. Jako przykład rozwiązania takiego samolotu zamieszczamy fragmenty z rysunków patentu



Rys. 2. Patent szwedzki nr 135721, fig. 1



Rys. 4. Patent radziecki nr 73855, fig. 1 i 2

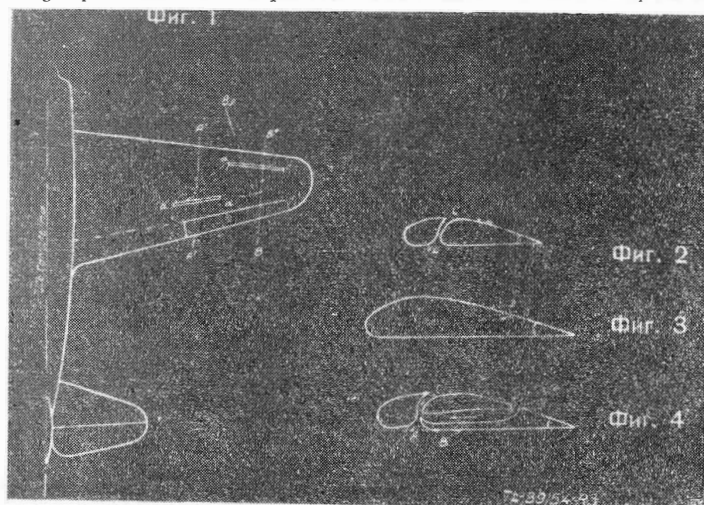


Rys. 5. Patent szwedzki nr 135108, rysunek

oczekiwać, lub które już są realizowane, powinno zainteresować naszych Czytelników. Zastrzegamy się jednak, że wybrane tematy nie wyczerpują wszystkich zawartych w opisach patentowych problemów lotnictwa.

Walka o prędkość, która cechuje obecny okres lotnictwa i zbliżanie się do granicy dźwięku, stawiają specjalne wymagania opracowaniu konstrukcji elementów nośnych, zwłaszcza gdy zetknięcie się z ziemią samolotu, ze względów bezpieczeństwa jego załogi, ogranicza prędkość lądowania. Istnieje stała walka o uzyskanie dużej rozpiętości prędkości maksymalnej i minimalnej. Jednym ze środków stosowanych jest przedstawione na rysunku (rys. 2), zaczerpniętym z patentu szwedzkiego nr 135 721, kl. 62 b, 4/04, urządzenie do odsysania warstwy powierzchniowej z górnej powierzchni profilu skrzydła lotniczego, za pomocą sprężarki silnika odrzutowego. Problem ten bywa rozwiązywany jeszcze w inny sposób jak to wskazuje rysunek wzięty z patentu radzieckiego nr 63905, kl. 62 b, 4/04 (rys. 3).

Walka o prędkość stawia przed konstruktorem szereg problemów z dziedziny aerodynamiki dużych prędkości. Dla właściwego wykorzystania właściwości skrzydeł o dużym skosie ulega przeobrażeniom postać samolotu, co widać z rysunku

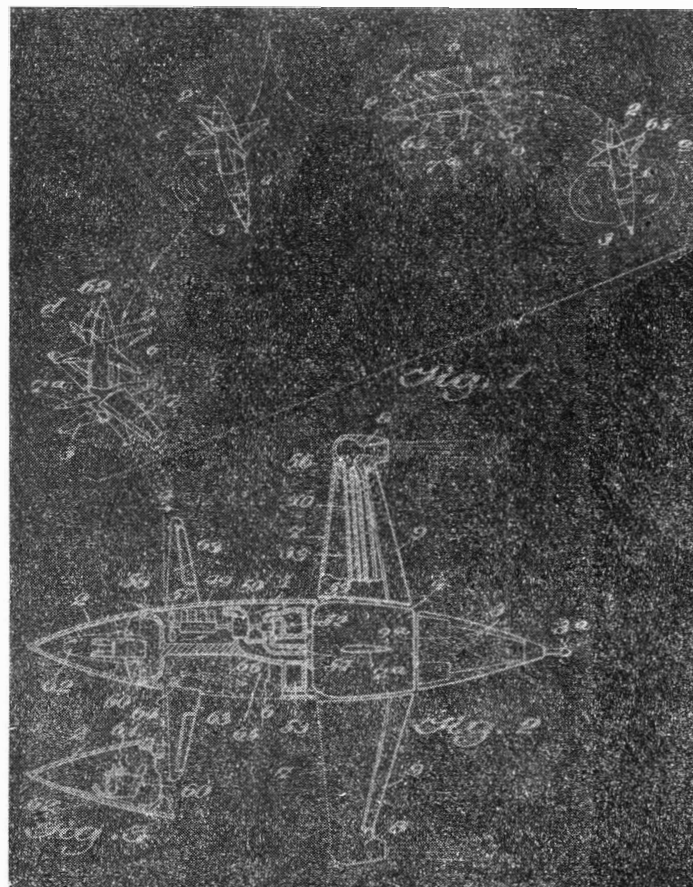


Rys. 3. Patent radziecki nr 63905, fig. 1-4

(rys. 4), zaczerpniętego z patentu radzieckiego nr 73855, kl. 62 b, 15/03. Zastosowanie dużych skosów skrzydeł stworzyło w konsekwencji potrzebę użycia „grzebieni” osadzonych na górnej powierzchni skrzydła, ustawionych równolegle do osi samolotu, które widać na rysunku, zaczerpniętym z patentu szwedzkiego nr 135 108, kl. 62 b, 4/04 (rys. 5).

amerykańskiego nr 2 479 125, zgłoszonego dnia 6.10.1943 r., udzielonego dnia 16.8.1949 r. (rys. 6 i 7).

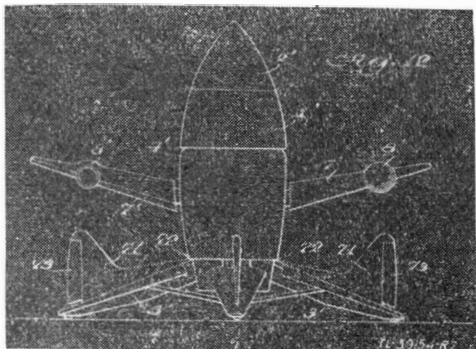
Zagadnienie startów i lądowania bezpośrednio „sprzed domu” pasjonuje zarówno użytkowników jak i konstruktorów, zwłaszcza w związku ze sprawą uciążliwego i zużywającego



Rys. 6. Patent amerykański nr 2479125, fig. 1, 2 i 3

wiele czasu dowożenia pasażerów do oddalonego od śródmieścia lotniska. Jedno z takich rozwiązań które prawdopodobnie ma szansę rozwoju, przedstawiliśmy w dziale „Nowości techniczne” naszego czasopisma (zeszyt nr 3 z 1952 r. str. 81). Z opisu wówczas opracowanego nie można właściwie domyślić się, co jest przyczyną takich wspaniałych właściwo-

ści lotnych. Sięgnąwszy do patentu szwajcarskiego nr 278 160, kl. 129 b, którego rysunek zamieszczamy poniżej (rys. 8), można znaleźć tam rozwiązanie tej zagadki. Mianowicie podciśnienie wywołane w dyszy przez śmigło, powoduje dzięki



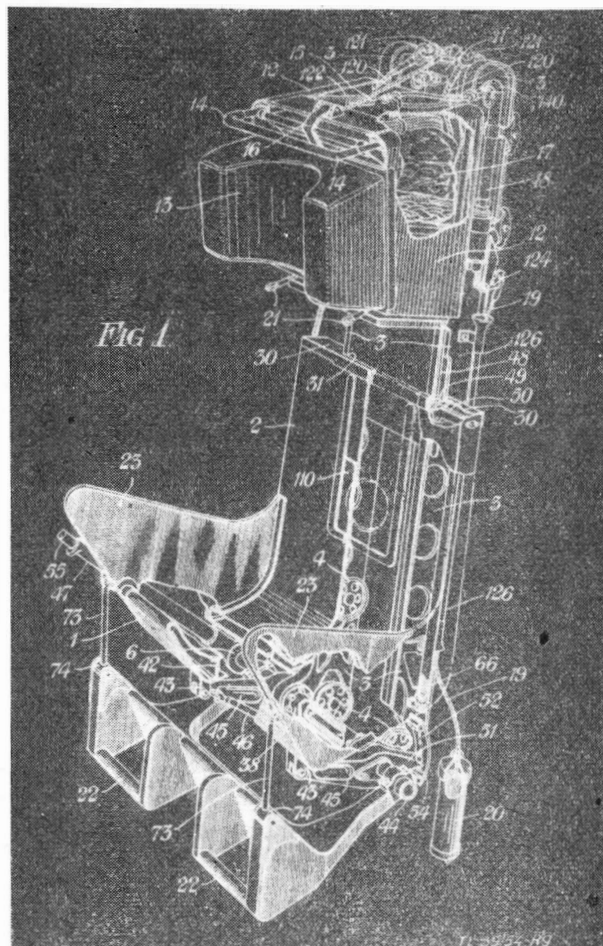
Rys. 7. Patent amerykański nr 2479125, fig. 12

odpowiedniemu ukształtowaniu kanałów odsysanie warstwy powierzchniowej ze skrzydła samolotu, co daje w efekcie tę niebywale małą prędkość lądowania.

Zagadnienie bezpieczeństwa załogi samolotów szybkich spowodowało powstanie szeregu konstrukcji i projektów. Najbardziej rozpowszechnionym rozwiązaniem, które ma za sobą kilkuletnie już użytkowanie, jest fotel wyrzucany z samolotu dzięki wybuchowi ładunku prochowego. Przy przeglądaniu licznych patentów można śledzić rozwój tej myśli konstruktorskiej aż do postaci obecnie spotykanej, o której w fachowej prasie zagranicznej można znaleźć właściwie tylko bardzo skąpe informacje. Zamieszczone poniżej jako przykłady rysunki (rys. 9 i 10) zostały zaczerpnięte z patentu szwajcarskiego nr 279 161, kl. 129 b.

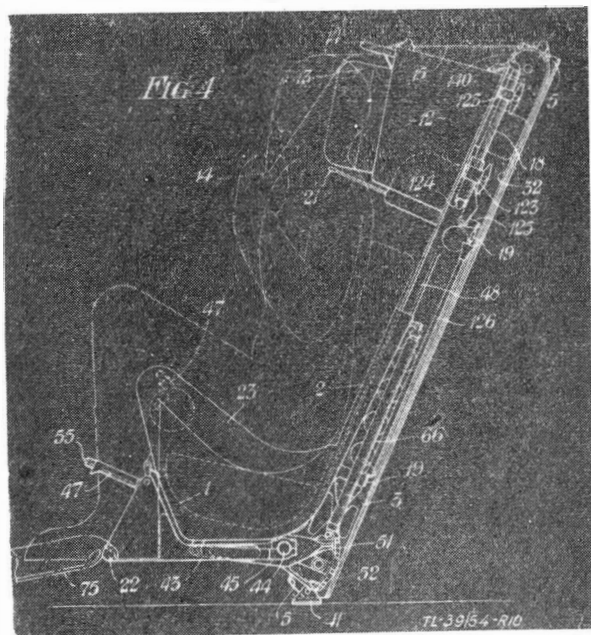
Ścisłe ze sprawą dużych prędkości łączy się problem przyspieszeń występujących podczas ewolucji wykonywanych przez samolot. Samoloty z silnikami tłokowymi z okresu ostatniej wojny, przy osiąganych wówczas prędkościach stykały

przyspieszenia ziemskiego (g). Pilot takiego samolotu, znajdujący się w postaci siedzącej, traci w tym momencie przytomność wskutek niewystarczającego ukrwienia mózgu przez serce, tj. pompę tłoczącą o określonym tylko wydatku i wy-



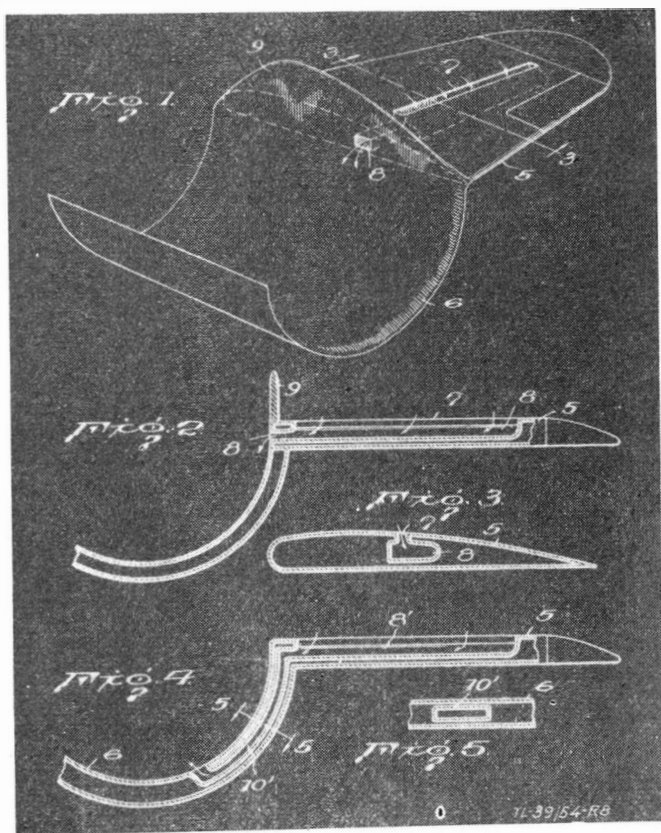
Rys. 9. Patent szwajcarski nr 279161, fig. 1

sokości tłoczenia. Aby temu zapobiec, samoloty nurkujące z okresu wojny były już zaopatrywane w samoczynne urządzenia powodujące odchylenie oparcia fotela pilota przy wyprowadzaniu z lotu nurkowego, a to w tym celu, aby zmniejszyć



Rys. 10. Patent szwajcarski nr 279161, fig. 4

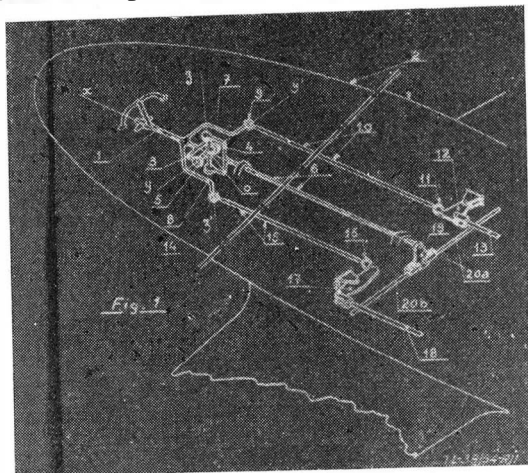
żyć wysokość tłoczenia, tj. odległość między sercem i mózgiem. Obecnie szybkie samoloty odrzutowe z występowaniem przyspieszeń i ich fizjologicznych następstw spotykają się już



Rys. 8. Patent szwajcarski nr 279160, fig. 1-5

się ze zjawiskiem przyspieszeń przede wszystkim przy wyrwaniu z lotu nurkowego, zwłaszcza przy specjalnym rodzaju bombardowania, tj. bombardowaniu z lotu nurkowego. Bombowiec nurkujący przy wyprowadzaniu z lotu nurkowego, w czasie którego pilot zrzuca bomby, na skutek działania siły odśrodkowej doznaje obciążenia wynoszącego 5 do 8-krotność

podczas zwykłych ewolucji. Jako środek zaradczy można znaleźć w patentach rozwiązanie, w którym pilot steruje samolotem cały czas w pozycji leżącej, na brzuchu, przy czym odpowiednio do tego ulega zmianie także układ sterownic.

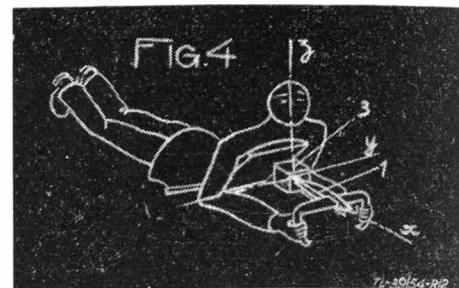


Rys. 11. Patent francuski nr 989321, fig. 1

Jako przykład takiego projektu zamieszczamy rysunki (rys. 11 i 12), zaczerpnięte z patentów francuskich nr 902 941 i nr 989 321 (Gr. 6, Cl. 4).

Cytowane przykłady wskazują tylko wyrywkowo proble-

my jakie znaleźć można w drukach patentowych, a dotyczące możliwości rozwojowych lotnictwa. W artykule niniejszym zamieściliśmy tylko rysunki z patentów. Opisy zawarte w nich posiadają często obszerne wyjaśnienia i informacje, stanowiące naukowe uzasadnienie projektu, które może być cennym materiałem dla studiującego dane zagadnienie. Wszystkie zamieszczone przykłady odnoszą się właściwie tylko do zagadnienia dużych prędkości nowoczesnych samolotów. Liczba jednak takich „problemowych” patentów jest stosunkowo nieduża. Większość opisów patentowych z dziedziny lotnictwa dotyczy pozornie drobnych, cząstkowych spraw, związanych jednakże ściśle z potrzebami lotnictwa. Takie wycinkowe za-



Rys. 12. Patent francuski nr 902941, fig. 4

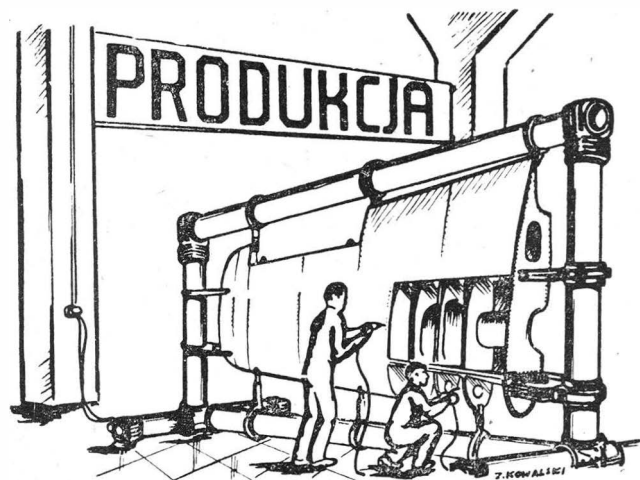
gadnienia mogą interesować raczej już tylko fachowców z poszczególnych gałęzi techniki lotniczej, znających własne trudności i potrzeby. Trud poszukiwań zawsze się opłaca.

Artykuł wpłynął dnia 9 czerwca 1954 r.

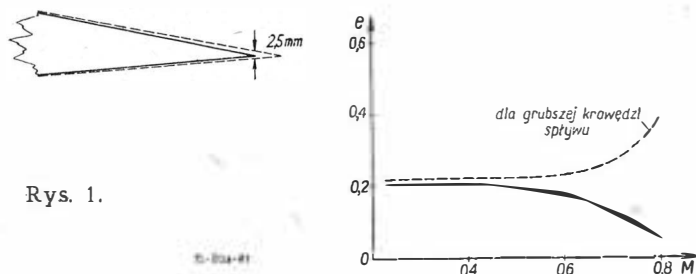
Inż. JERZY WINIARSKI

Nowa metoda trasowania obrysów szybkich samolotów

Autor zwraca uwagę na wymagania dotyczące obrysów nowoczesnych samolotów, omawia matematyczne metody wyznaczania obrysów, praktyczne metody notowania ich w dokumentacji za pomocą układów współrzędnych, sposoby przechodzenia z jednych układów współrzędnych na drugie i sposoby przenoszenia obrysów wyznaczonych współrzędnymi z dokumentacji na arkusze wykonawcze. W dalszych ustępach opisuje zasadę budowy przyrządu do trasowania z wymaganą dokładnością i pracę na tym przyrządzie. Treść artykułu oparta jest na najnowszych publikacjach technicznych czasopism zagranicznych.



Gwałtowny rozwój lotnictwa na przestrzeni ostatnich kilkunastu lat spowodował, oprócz konieczności rozwiązania szeregu mało znanych zagadnień teoretycznych, również konieczność zmiany metod produkcji. Zostało to spowodowane tym, że wymagania stawiane nowoczesnym samolotom stwarzają konieczność bardzo dokładnego zachowania kształtu aerodynamicznego, który jest obecnie określany prawie wyłącznie w sposób matematyczny, tj. przy pomocy równań powierzchni. — Nawet drobne odchylenia od zadanego kształtu



Rys. 1.

mogą spowodować skutki zupełnie przez konstruktora nieprzewidziane. Np. stwierdzono, że zwiększenie grubości krawędzi spływu skrzydła laminarnego o 1,25 mm na stronę przy cięciwie skrzydła 2 m zmienia całkowicie charakter zależności $e = f(Ma)$ gdzie e położenie środka parcia a Ma — liczba Macha.

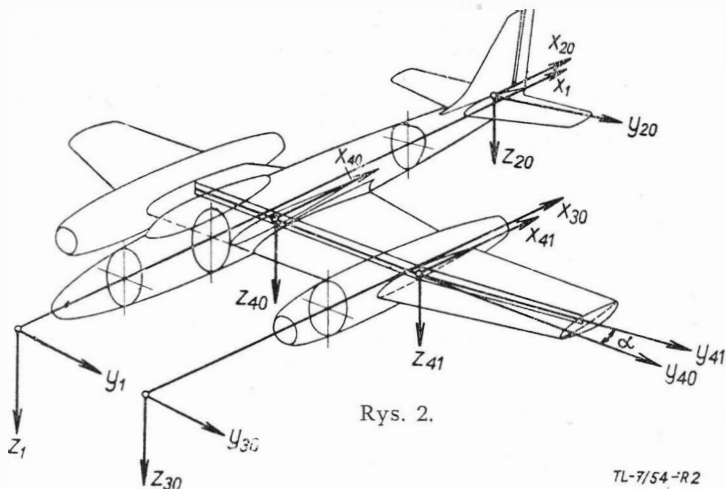
Z wykresu widać, że moment aerodynamiczny skrzydła, zamiast zmniejszać się, wzrasta i to dość gwałtownie. — Oprócz

tego, istnienie nierówności na skrzydle może spowodować przesunięcie w przód punktu minimum ciśnienia a więc skrócenie warstwy laminarnej z czym związany jest wzrost c_x skrzydła. Wysoka dokładność powierzchni zewnętrznej jest szczególnie ważna dla szybkich samolotów niedużych rozmiarów gdzie małe niedokładności, rzędu 0,05 mm stanowią większy procent wymiaru ogólnego (np. cięciwy) niż takie same niedokładności na samolocie większym. Ze względu na konieczność dużej dokładności w utrzymaniu kształtu zewnętrznego zastosowano ostatnio zupełnie nowy sposób budowy konstrukcji nośnej samolotu myśliwskiego (a więc o stosunkowo małych rozmiarach), polegający na rozpoczynaniu budowy konstrukcji od „zewnątrz” tzn. od pokrycia umocowanego w specjalnych przyrządach, do którego dopiero nituje się konstrukcję wewnętrzną. Przy takiej metodzie konieczne jest sporządzenie dokładnych szablonów, a także bardzo staranne wykonanie elementów konstrukcji wewnętrznej. Dokładne jednak wytrasowanie tych szablonów czy elementów jest dość trudne, ponieważ przy ręcznym przenoszeniu wymiarów przy pomocy cyrkli i linii popełnia się szereg błędów mechanicznych, które przewyższają dopuszczalne odchyłki. Wobec tego zastosowano metodę, która ogólnie mówiąc, polega na obliczaniu współrzędnych geometrycznych poszczególnych punktów elementów konstrukcji wewnętrznej, które stykają się bezpośrednio z pokryciem oraz punktów leżących na powierzchni zewnętrznej samolotu, a następnie przeniesieniem tych współrzędnych przy pomocy specjalnego przyrządu na materiał z którego wykonuje się szablon, a przy budowie prototypu, także elementy konstrukcji. Dalej podane są zasady, na których opiera się ta metoda, oraz opis przyrządu do nanoszenia współrzędnych.

Matematyczna metoda określania kształtu geometrycznego samolotu polega: 1) na określaniu wzajemnego rozmieszczenia poszczególnych elementów konstrukcji wewnętrznej jak np. wręgi, żebra itp. i 2) na określeniu współrzędnych geometrycznych kształtu tych elementów, oraz poszczególnych punktów powierzchni zewnętrznej. Ponieważ samolot w przeciwieństwie do innych maszyn nie ma stałej płaszczyzny ani osi odniesienia, konieczne jest stworzenie fikcyjnych płaszczyzn i osi, inaczej mówiąc wybranie układu współrzędnych geometrycznych. Osie takiego układu oznaczone będą x_n, y_n, z_n , a najprostsze określenie płaszczyzny przyjmie formę:

$$x_n = a \quad y_n = b \quad z_n = c \quad [1]$$

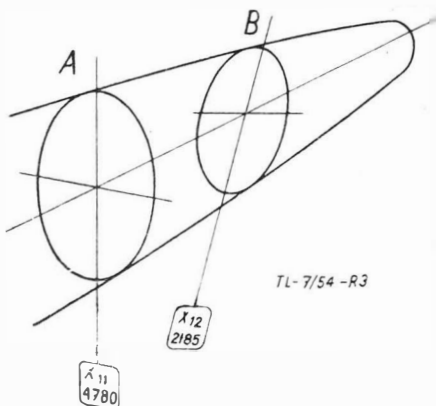
Równania te określają płaszczyznę prostopadłą do osi współrzędnych. Ze względu jednak na skomplikowany kształt jeden układ współrzędnych jest niewystarczający, dlatego stosuje się szereg układów, każdy dla innej części samolotu (rys. 2).



Rys. 2.

TL-7/54-R2

Dla odróżnienia, każdy z tych układów oznaczony jest inną liczbą. Mamy więc układ współrzędnych dla kadłuba (x_1, y_1, z_1) dla skrzydła (x_{20}, y_{20}, z_{20}) dla usterzenia (x_{40}, y_{40}, z_{40}) itd. Indeksy od 1 do 9 zarezerwowane są dla pomocniczych układów dotyczących kadłuba, od 10 do 19 dla układów dotyczących skrzydła itd. — Tworzenie takich pomocniczych układów może być konieczne dla różnych elementów kadłuba, skrzydła lub innej części samolotu, położonych ukośnie w stosunku do większości pozostałych elementów (np. ukośna wręga). Położenie każdego płaskiego elementu, który leży w płaszczyźnie prostopadłej do jednej z osi układu współrzędnych może być łatwo określone przy pomocy jednego z równań (1).



Rys. 3.

TL-7/54-R3

Dla elementów położonych ukośnie, konieczne jest jednak stworzenie nowych układów współrzędnych, gdyż bez tego określenie ich położenia byłoby dość skomplikowane, a poza tym, co najważniejsze, przy określeniu kształtu elementu, zamiast jego wielkości rzeczywistej, otrzymalibyśmy

tylko rzuty na płaszczyznę układu współrzędnych. — Przy takim rozwiązaniu położenie każdego elementu będzie całkowicie określone dwoma znakami: jeden z nich oznaczać będzie oś i numer układu współrzędnych, a drugi — odległość od początku układu.

Np. na rys. 3 wręga „A” położona jest w odległości 4780 mm po osi X_{11} od początku układu współrzędnych Nr 11, a wręga „B” w odległości 2185 mm po osi X_{11} od początku układu Nr 12. — Niekiedy jednak konieczne jest przejście od jednego układu współrzędnych do drugiego; posługujemy się wtedy znanymi wzorami:

$$\begin{aligned} x_m &= ax_n + a'y_n + a''z_n + A_m & x_n &= ax_m + by_m + cz_m + A_n \\ y_m &= bx_n + b'y_n + b''z_n + B_m & y_n &= a'x_m + b'y_m + c'z_m + B_n \\ z_m &= cx_n + c'y_n + c''z_n + C_m & z_n &= a''x_m + b''y_m + c''z_m + C_n \end{aligned} \quad [2]$$

gdzie wartości $a, b, c, a', b', c', a'', b'', c''$ są cosinusami kątów, które tworzą między sobą odpowiednie osie obydwu układów, a A, B i C wynikają z przesunięcia wzajemnego początków układów współrzędnych.

Jak to już było podane na początku, wykreślne metody wyznaczania kształtu samolotu, stały się dla nowoczesnych szybkich samolotów niewystarczająco dokładne, tak że zastosowano matematyczną metodę określania kształtu przy pomocy równań. — Powierzchnia nowoczesnego samolotu może być w 95% określona w ten właśnie sposób. W związku z tym wymiarowanie elementów konstrukcji takich jak wręgi, żebra itp. byłoby bardzo utrudnione ponieważ elementy te posiadają kształt, którego nie można określić przy pomocy łuków i linii prostych, jak to ma miejsce w większości innych mechanizmów. Zastosowano więc pośrednią metodę wymiarowania, która polega na obliczeniu współrzędnych geometrycznych poszczególnych punktów każdego elementu; współrzędne te podane są w tabelach, którym towarzyszą rysunki orientacyjne. Największą zaletą tej metody jest wyeliminowanie błędów pomiarowych, które są nieuniknione przy wykreślnym wyznaczaniu krzywych i punktów. Jeszcze bardziej widać dogodność jej stosowania, jeśli uprzytomnimy sobie, że znaczna część trudności napotykanych przy montażu poszczególnych zespołów samolotu ma swe źródło w tych właśnie błędach pomiarowych.

Weźmy jako przykład wręgę przedniej części kadłuba. — Przypuśćmy że powierzchnia zewnętrzna przodu kadłuba ma kształt paraboloidy eliptycznej i wyraża się równaniem:

$$\frac{y_1^2}{360\,000} + \frac{z_1^2}{640\,000} = \frac{x_1}{C} \quad [3]$$

Równanie płaszczyzny, w której znajduje się wręga (w tym samym układzie współrzędnych) ma postać:

$$x_1 = 3\,250 \quad [4]$$

Rozwiązując układ tych dwóch równań otrzymamy równanie elipsy:

$$\frac{y_1^2}{360\,000} + \frac{z_1^2}{640\,000} = \frac{3\,250}{C} \quad [5]$$

Nie będzie to jednak równanie wręgi, lecz równanie linii przecięcia płaszczyzny wręgi z zewnętrzną powierzchnią samolotu, i zostanie wykorzystane do wykonania szablonu zewnętrznego; dla otrzymania kształtu wręgi musimy zmniejszyć wielkość osi elipsy o grubość pokrycia (np. o 2 mm) odniesioną do płaszczyzny wręgi $x_1 = 3\,250$. Wtedy równanie elipsy wręgi będzie

$$\frac{y_1^2}{357\,364} + \frac{z_1^2}{636\,245} = 1 \quad [6]$$

Pół osie elipsy wynoszą tu 597,80 i 797,65 mm a nie jak poprzednio 600 i 800 mm.

Podstawiając teraz do równań 5 lub 6 odpowiednie wartości z obliczamy y i umieszczamy wszystkie te dane w tabelach.

Przykład powyższy nie jest wzięty z jakiejś rzeczywistej konstrukcji, lecz został tylko podany celem lepszego zobrazowania omawianej metody.

W rzeczywistości kształt zewnętrzny może być bardziej złożony, np. może się składać z szeregu różnych powierzchni. — Wtedy oczywiście rozwiązywanie przecięć takich powierzchni płaszczyznami jest bardziej skomplikowane, zasada jednak pozostaje ta sama. — Dla elementów skrzydła i usterzenia przeliczania te są znacznie uproszczone z tego względu, że powierzchnie ich podane są zawsze w formie współrzędnych profilu. — Tabele współrzędnych odnoszące się do poszczególnych zespołów samolotu (skrzydło, usterzenie itp.) kompletowane są w oddzielne księgi.

Współrzędne podane w tabelach przenoszone są na materiał, z którego wykonuje się wstępne szablony lub elementy konstrukcji, przy pomocy przyrządu podobnego do używanego w kartografii, z tym że jest on większy i przystosowany specjalnie do tego celu. — Ogólny widok przyrządu podany jest na rys. 4.

Składa się on z płaskiej płyty metalowej (stołu) o dokładnie obrabianej powierzchni, suportu podłużnego (poruszającego się równoległe do osi odciętych) i suportu poprzecznego

Tabela 1

Tabela współrzędnych							
Nazwa	Kadłub spec. X-12/48						
Oznac.	Wręga x ₁ -3250(z)						
Uwagi	Wartości z, y w ćwiartkach I, II, III, IV nie zmieniają się — zmieniają się tylko ich znaki wg rysunku →						
Nr.	x ₁	y ₁	z ₁	y ₁ '	z ₁ '	y ₁ ''	z ₁ ''
1	3250,00	603,00	0				
2		598,83	59,00				
3		585,75	95,00				
4		590,74	140,00				
5		583,74	185,00				
6		574,67	230,00				
7		563,44	275,00				
8		549,91	320,00				
9		535,82	360,00				
10		519,63	400,00				
11		501,10	440,00				
12		480,00	480,00				
13		453,25	518,00				
14		435,71	550,00				
15		413,25	580,00				
16		392,57	605,00				
17		374,53	625,00				
18		354,94	645,00				
19		333,54	665,00				
20		309,94	685,00				
21		283,59	705,00				
22		261,53	720,00				
23		230,90	735,00				
24		208,79	750,00				
25		175,53	765,00				
26		148,82	775,00				
27		115,65	785,00				
28		84,84	792,00				
29	3250,00	59,02	798,00				
30		42,40	798,00				
31		0,00	800,00				
32							

Data zestawienia:

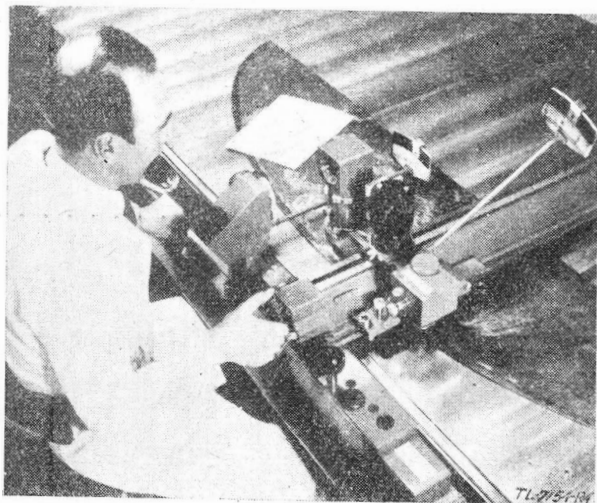
Data sprawdzenia:

Naniesiono dnia:

Uwaga: kolumny (')-('') przeznaczone dla ewentualnych obwodów wewnętrznych

TL-7/54-T

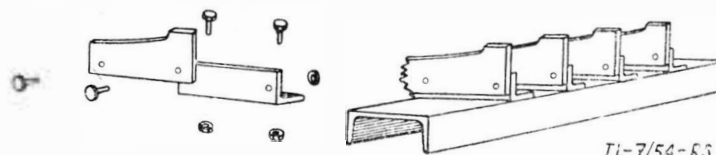
go (poruszającego się równolegle do osi rzędnych). — W metalowej płycie wywiercone są otwory o średnicy 5 mm w odstępach co 250 mm w szeregach równoległych do osi odciętych, przy czym odległość między szeregami otworów wynosi



Rys. 4.

również 250 mm. Otwory te służą do ustalania materiału i są połączone z systemem próżniowym, co umożliwia ściśle przyleganie materiału do płyty podczas nanoszenia współrzędnych. Wszystkie te otwory zostały wywiercone przy pomocy specjalnego uchwytu wiertniczego, o którym będzie jeszcze mowa. — Wzdłuż dłuższego boku płyty zamocowany jest okrągły pręt, który stanowi prowadnicę dla suportu podłużnego, Z tej samej strony stołu znajduje się precyzyjna zębatka, z którą ząbka się koło zębate uruchamiające suport (podobnie jak w tokarce). Oprócz tego wzdłuż brzegu stołu biegnie taśma o zamkniętym obwodzie wykonana ze stali nierdzewnej, na której znajduje się podziałka wyskalowana w obydwu kierunkach od zera, przy czym kreski i cyfry w jednym kierunku są czarne, a w drugim czerwone. Taśma ta jest nastaw-

na. Do suportu podłużnego przymocowana jest prowadnica dla suportu poprzecznego, która po przeciwnej stronie stołu oparta jest na rolkach. Prowadnica ta posiada również zębatkę oraz wyskalowaną identycznie taśmę. Po tej prowadnicy porusza się suport poprzeczny uruchamiany przy pomocy wyskalowanej taśmy. Po jednej stronie suportu znajduje się mechanizm punktujący, a po drugiej część układu optycznego. Suport podłużny posiada blokadę cienną i pokrętło do dokładnego nastawiania (nastawianie zgrubne odbywa się kołem napędowym przez zębatkę, przed zablokowaniem), Suport poprzeczny jest blokowany mechanicznie przy pomocy dźwigni, która jednocześnie odblokowuje urządzenie do dokładnego nastawienia uruchamiane pokrętłem. Szybkie przesunięcia suportu poprzecznego odbywają się przy pomocy innego pokrętła znajdującego się po lewej stronie poprzedniego. Zgrubne odczyty położenia w kierunku osi odciętych możliwe są dzięki dwu wskaźnikom (jeden dla mikroskopu, drugi dla mechanizmu punktującego) umieszczonym naprzeciwko wyskalowanej taśmy, w kierunku osi rzędnych, przy pomocy jednego nastawnego wskaźnika. Dokładne odczyty położenia suportów osiąga się przez to, że ruchy ich przejmowane są przez precyzyjnie wykonane kółka zębate, które zazębiają się z wspomnianymi wyżej zębatkami. Na wierzchniej stronie takiego kółka znajduje się nastawna szklana tarcza z bardzo dokładną podziałką. Podziałka ta jest 50-krotnie powiększona i rzucana na ekran dla dokładnego odczytu. Ponieważ współrzędne przenoszone są na dwa rodzaje materiałów (stal i duraluminium) przyrząd posiada dwa wzajemnie wymienne urządzenia punktujące; jedno z nich, dla blach duralowych posiada znacznik stawiający małe krzyżyki, który przed każdym uderzeniem jest automatycznie zwilżany tuszem. Drugie, dla stali, posiada punktak oraz moletowaną nakrętkę do nastawiania siły uderzenia zależnie od twardości stali, w granicach 30—250 Br, w ten sposób, że znak jest zawsze jednakowej wielkości. Obydwa znaczniki uruchamiane są przy pomocy specjalnych silników elektrycznych włączanych naciśnięciem guzika. — Naniesione już współrzędne, a także gotowe wzorce sprawdzane są przy pomocy tego samego przyrządu; w tym przypadku używa się mikroskopu, którego część soczewkowa zabudowana jest na suportie poprzecznym i porusza się wraz z nim, a okular na suportie podłużnym. Dolna część partii soczewkowej znajduje się nad powierzchnią stołu, w płaszczyźnie doń równoległej, i może być przesuwana w kierunku pionowym; znajdują się w niej również cztery lampki oświetlające materiał. — W odległości kilku dziesiątych milimetra od powierzchni materiału umieszczona jest tarcza szklana z wygrawerowanym na środku kółkiem o średnicy 0,4 mm, które umożliwia dokładne ustawienie. Kółko to jest powiększone 11-, lub 16-krotnie, tak że każda mimośrodowość znaczka i kółka jest wyraźnie widoczna. — Pracownik obsługujący przyrząd odczytuje wartości współrzędnych z tabel i następnie ustawia obydwie suporty w odpowiadającym tym wartościom położeniu przesuwając je przy pomocy pokręteł, po czym przez naciśnięcie guzika uruchamia mechanizm punktujący.



rys. 5

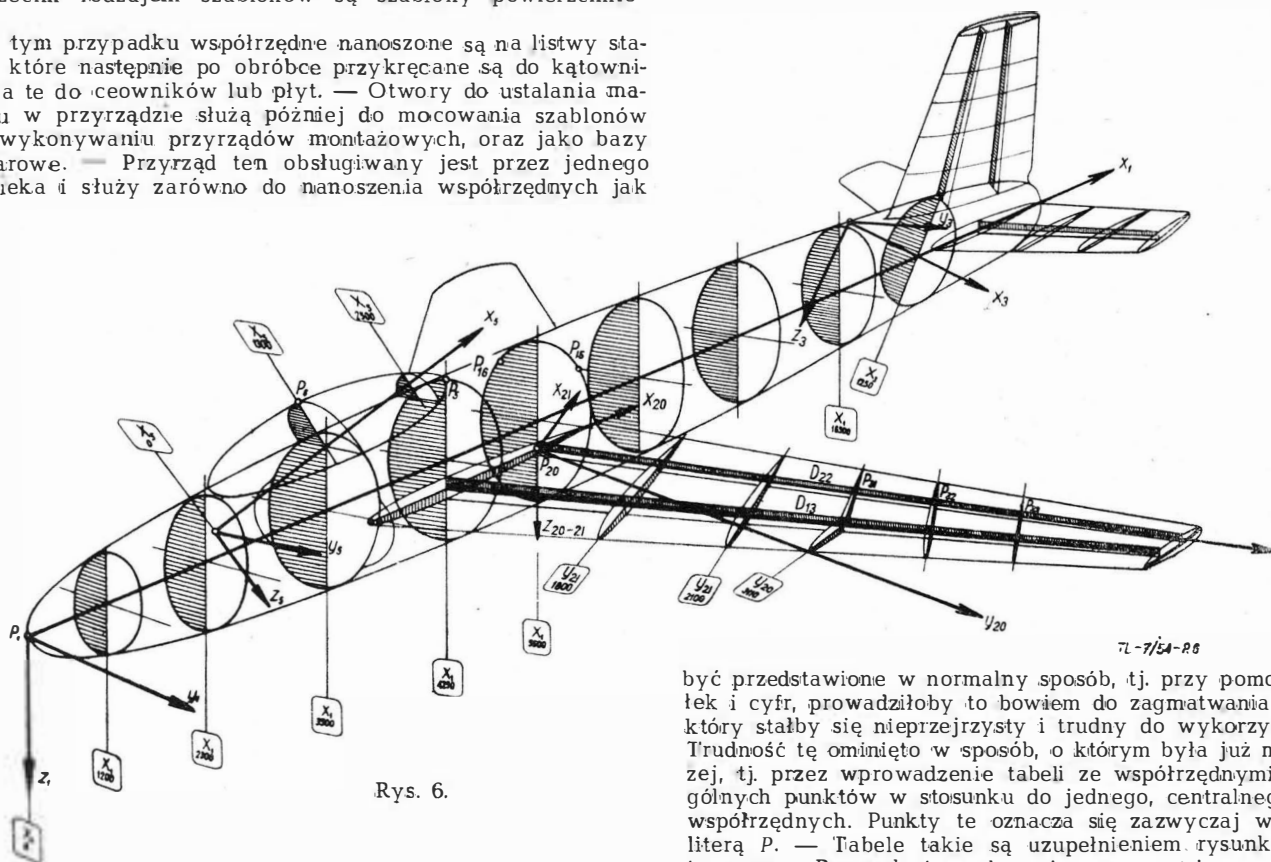
Celem naniesienia współrzędnych na materiał, np. blachę duralową, trzeba na nią przedtem nanieść siatkę o boku 100 lub 200 mm, która posłuży do rozmieszczenia elementu na arkuszu. Podczas nanoszenia siatki, blacha jest ustalona przy pomocy dwóch otworów wywierconych w tym samym uchwycie wiertniczym, w którym wywiercone były otwory w stole przyrządu; w ten sposób siatka naniesiona na blachę jest zgodna z jego osiami. — Otwory te służą później także do ustalenia blachy na stole przyrządu. Następnie wyznacza się początek układu współrzędnych, przy czym wszystkie powinny być ustawione na zero.

Przy nanoszeniu współrzędnych wszystkim wartościom ujemnym odpowiadać będą na podziałkach cyfry czerwone, a dodatnim — czarne.

Gdy współrzędne nanosimy na płytę stalową, która już zwykle posiada zgrubną kształt szablonu, początek układu może znajdować się poza materiałem, co jednak nie zmienia sposobu pracy; niepotrzebne jest tylko w tym przypadku nanoszenie siatki.

Trzecim rodzajem szablonów są szablony powierzchniowe.

W tym przypadku współrzędne nanoszone są na listwy stalowe, które następnie po obróbce przykręcane są do kątowników, a te do ceowników lub płyt. — Otwory do ustalania materiału w przyrządzie służą później do mocowania szablonów przy wykonywaniu przyrządów montażowych, oraz jako bazy pomiarowe. — Przyrząd ten obsługiwany jest przez jednego człowieka i służy zarówno do nanoszenia współrzędnych jak



Rys. 6.

i do sprawdzania wykonanej pracy. Osiągana dokładność jest rzędu 0,02 mm, co jest wartością zupełnie zadowalającą.

Muszę jeszcze nadmienić, że przyrząd ten nie jest jakimś standartowym powszechnie stosowanym urządzeniem, lecz został zastosowany tytułem próby. Ponieważ jednak osiągnięto przy jego użyciu bardzo dobre rezultaty, sądzę, że znajdzie on szersze zastosowanie i doczeka się modyfikacji i ulepszeń. — Zastosowanie jego jest ściśle związane z metodą określania kształtów samolotu przy pomocy współrzędnych.

Oprócz określenia kształtu elementu, tabele współrzędnych określają także położenie różnych części konstrukcji, np. w podanym przykładzie współrzędne punktów 1, 7, 13, 21, 31, określają położenie podłużnic. Wykorzystując ten fakt, można częściowo uniknąć wymiarowania rysunku zestawieniowego, podając tylko numery współrzędnych, podobnie jak to jest uwidocznione na rys. 6, gdzie dźwigary oznaczone są literami: D₁₃ i D₂₂ co znaczy, że położenie ich określają współrzędne Nr 13 i 22 w tabelach współrzędnych dla skrzydła. — W celu jasnego przedstawienia wszystkich danych geometrycznych samolotu, jak np. ilość układów współrzędnych, wzajemne ich rozmieszczenie, położenie poszczególnych elementów, okuć mocowania poszczególnych zespołów itp. sporządza się specjalne rysunki, których zasadę (w perspektywie) podaje rys. 6.

Liczne wymiary, które muszą zawierać te rysunki nie mogą

być przedstawione w normalny sposób, tj. przy pomocy strzałek i cyfr, prowadziłoby to bowiem do zagmatwania rysunku, który stałby się nieprzejrzyisty i trudny do wykorzystania. — Trudność tę ominięto w sposób, o którym była już mowa wyżej, tj. przez wprowadzenie tabeli ze współrzędnymi poszczególnych punktów w stosunku do jednego, centralnego układu współrzędnych. Punkty te oznacza się zazwyczaj w tabelach literą P. — Tabele takie są uzupełnieniem rysunku geometrycznego. Rysunek ten obrazujący geometrię samolotu zawiera jednocześnie wszystkie dane geometryczne do prowadzenia dodatkowych obliczeń kontrolnych.

Opisana w niniejszym artykule metoda, oprócz niewątpliwych zalet, jak osiągnięcie wysokiego stopnia dokładności w zachowaniu kształtu aerodynamicznego oraz łatwości wykonywania szablonów, posiada także i wady. Najważniejszą z nich jest wielka pracochłonność czynności związanych z obliczaniem współrzędnych geometrycznych poszczególnych punktów. Jako przykład tego można podać, że przy pracy nad dwumiejscowym myśliwcem odrzutowym, konieczne było obliczenie współrzędnych dla około 250 000 punktów, co wymagało wykonania prawie 2,5 miliona przeliczeń. — Trudność tę można przezwyciężyć jak najszerszym zastosowaniem elektronowych maszyn do liczenia, a także, co zależy od konstruktora, przez zmniejszenie ilości elementów położonych w płaszczyznach ukośnych względem siebie. Doświadczenie wykazało, że konstruktor projektujący samolot nie tylko pod kątem widzenia jego osiągnięć, użyteczności, technologiczności produkcji, ale także prostoty jego geometrii, może z łatwością zmniejszyć ilość takich „niewygodnych” elementów. Mimo wymienionych trudności metoda ta znajduje coraz szersze zastosowanie, ponieważ korzyści osiągane przy jej stosowaniu w pełni odpowiadają wymaganiom nowoczesnej techniki lotniczej.

Artykuł wpłynął dnia 8 stycznia 1954 r.

KARTA DOKUMENTACYJNA C. I. D. N. T.

w formie krótkiej fachowej analizy zapoznaje z treścią każdej ukazującej się w prasie światowej publikacji na temat interesujący naukowca, inżyniera, technika i racjonalizatora.

Centralny Instytut Dokumentacji
Naukowo-Technicznej

W a r s z a w a

Al. Niepodległości 188

Mgr inż. JUSTYN SANDAUER

Obciążenia skrzydła płatowca w burzliwej atmosferze

Celem artykułu jest możliwie ogólne naświetlenie obciążeń, którym podlega skrzydło płatowca zaatakowanego przez symetryczny podmuch pionowy o liniowo narastającej prędkości. Oprócz podania uproszczonej metody obliczenia obciążenia, przeanalizowano wpływ opływu nieustalonego (efektu Wagnera), sprężystości skrzydła, oraz obrotu płatowca dookoła osi poprzecznej, wywołanego zakłóceniem równowagi momentów pochylających od skrzydła i usterzenia wysokości.

Wstęp

Zagadnienie obciążeń płatowca w burzliwej atmosferze, które dotychczas tylko sporadycznie wymiarowały wytrzymałościowo konstrukcję samolotów, coraz częściej zaczyna przykuwać uwagę konstruktorów. Do niedawna problem ten występował prawie wyłącznie przy projektowaniu szybowców, których konstrukcja, na skutek specyficznych warunków eksploatacji, oraz małego obciążenia powierzchni nośnej, jest często wytrzymałościowo wymiarowana przez omawiane obciążenia. Ostatnio, zwiększenie prędkości i wysokości przelotowych samolotów komunikacyjnych zaktualizowało zagadnienie obciążeń od podmuchów również w dziedzinie płatowców silnikowych.

Prowadzone od około 25 lat badania doświadczalne i prace teoretyczne dostarczyły szeregu wiadomości pogłębiających znajomość zagadnienia, zwłaszcza od strony dynamiki samolotu, mimo to jednak obecny stan wiedzy ciągle jeszcze nie pozwala na ścisłe sformułowanie koniecznych własności wytrzymałościowych i sztywnościowych płatowców. Główną przeszkodę stanowi tu brak wyczerpujących danych statystycznych odnośnie struktury i wielkości podmuchów i w tym kierunku koncentrują się ostatnio intensywne badania. Typową ilustracją obecnego stanu wiedzy w omawianej dziedzinie są zagraniczne przepisy wytrzymałościowe, z których żadne nie są w pełni zadowalające i nie mogą być stosowane bez zastrzeżeń. Projektowane opracowanie polskich przepisów budowy płatowców powinno zwrócić baczną uwagę na zagadnienie wymaganej wytrzymałości i sztywności płatowców ze względu na obciążenia w burzliwej atmosferze, opierając się na całokształcie dotychczasowej wiedzy i wyciągając wnioski z doświadczeń praktyki lotniczej.

Wykaz niektórych oznaczeń*):

$$a = 1/2 \rho \cdot \frac{S}{Q} \cdot \frac{dc_z}{dx} \cdot g \quad \text{— parametr płatowca}$$

$m_{\text{płat}}, m_{\text{skrz}}$	— masa płatowca ew. skrzydła
V	— prędkość po torze
u, w	— składowa pozioma i pionowa prędkości w układzie związanym z płatowcem
w_p	— prędkość podmuchu w strefie przejściowej
w_0	— maksymalna prędkość podmuchu
s	— droga płatowca
$s' = \frac{s}{l_{sr}}$	— względna droga płatowca
s_0	— długość strefy przejściowej
s_h	— odległość między środkiem ciężkości płatowca i osią obrotu steru wysokości
$c = \frac{w_0}{s_0}$	— gradient podmuchu
$n = w'$	— składowa pionowa przyspieszenia w układzie związanym z płatowcem
m	— współczynnik przeciążenia
$m_{\text{sztywn}}, m_{\text{spręż}}$	— współczynnik przeciążenia płatowca o skrzydło sztywne ew. sprężyste
Ω	— prędkość kątowa obrotu płatowca dookoła osi poprzecznej

*) Stosowane oznaczenia są zgodne z obowiązującą normą PN-L-02150 zamieszczoną w „Technice Lotniczej” nr. 6/53.

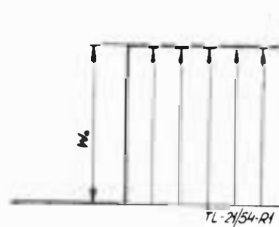
J_0	— moment bezwładności płatowca dookoła osi poprzecznej
ε	— kąt odgięcia strug na usterzeniu wysokości
ω	— pulsacja drgań własnych skrzydła

I. Struktura podmuchu

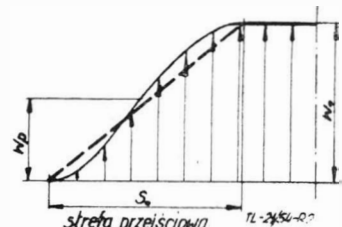
Dotychczasowe badania struktury burzliwej atmosfery wykazały, że do wysokości około 3 000 m możliwe jest występowanie podmuchów o zmiennych kierunkach, spowodowanych zmienną prędkością wiatru, lub wpływem kształtu podłoża. W sposób uproszczony można tego rodzaju zaburzenia zilustrować przy pomocy obracającego się cylindra powietrznego. Powyżej 3 000 m podmuchy przyjmują kierunek pionowy i ich intensywność można traktować w przybliżeniu jako stałą do wysokości około 8 000 m. Słup wznoszącego się, lub opadającego powietrza posiada prędkość maksymalną w partii środkowej, zmniejszającą się w partiach zewnętrznych. Średnica i prędkość maksymalna podmuchu, oraz długość strefy przejściowej i związany z nią gradient prędkości wahają się w znacznych granicach, a publikowane dane statystyczne są jeszcze mało wyczerpujące i ścisłe.

Powyżej 8 000 m intensywność i częstość występowania prądów pionowych opada, a zaobserwowany fakt słabej wymiany mas powietrza między troposferą i stratosferą pozwala przypuszczać, że w tropopauzie podmuchy są o wiele słabsze.

Dotychczasowe pomiary turbulencji atmosferycznej są przeprowadzane albo przy pomocy barogramów szybowcowych, albo na podstawie zapisów sprzężonego prędkościomierza



Rys. 1 — Podmuch ostry



Rys. 2 — Podmuch rzeczywisty

i przyspieszeniomierza, zamontowanych na samolocie pomiarowym. W tym drugim przypadku otrzymana wartość przyspieszenia jest podstawą do obliczenia prędkości podmuchu. Ponieważ przy tej samej prędkości maksymalnej podmuchu przyspieszenie jest funkcją nie tylko parametrów płatowca, lecz również długości strefy przejściowej, tj. wartości gradientu prędkości, więc do ścisłego obliczenia intensywności podmuchu konieczna jest znajomość jego struktury. W dalszej części artykułu zostanie wykazane, że maksymalne przyspieszenie występuje w okolicy końca strefy przejściowej, co pozwala na dość dokładne zorientowanie się w jej długości i obliczenie maksymalnej prędkości podmuchu. Ponieważ jednak tego rodzaju postępowanie przy analizie zapisów sprzężonego prędkościomierza i przyspieszeniomierza jest dosyć żmudne i nie zawsze dokładne, okazało się wygodne wprowadzenie pojęcia podmuchu o ostrej krawędzi, który w dalszych rozważaniach będzie nazywany „ostrym”. Przez podmuch „ostry” rozumie się fikcyjny słup powietrza o prędkości w_0 , nie posiadający strefy przejściowej (rys. 1). Zaniedbując na razie czas konieczny do ustalenia się siły nośnej przy nagłej zmianie kąta natarcia, możemy napisać, że przrrost przyspieszenia normalnego płatowca wywołany „ostrym” podmucha wynosi:

$$\Delta n = \frac{\Delta P_z}{m_{plat}} = \frac{\frac{1}{2} \rho S V^2 \frac{dc_z}{d\alpha} w_o}{m_{plat}} = \frac{1}{2} \rho \frac{S}{Q} \frac{dc_z}{d\alpha} g V w_o \quad [1]$$

Oznaczając parametr płatowca: $\frac{1}{2} \rho \frac{S}{Q} \frac{dc_z}{d\alpha} g = a$

możemy napisać: $\Delta n = a V w_o \dots \dots \dots [2]$

Pomiary przyspieszeń dokonywane przez NACA na różnych samolotach podczas 134 000 godzin lotu nad kontynentem północno-amerykańskim, Oceanem Atlantyckim i Spokojnym, spowodowane do równoważnego „ostrego” podmuchu wykazują, że przyjmując częstość występowania podmuchu o prędkości $w_o = 1,5$ m/s za 1 otrzymujemy:

Prędkość równoważnego „ostrego” podmuchu m/s	Względna częstość w %
1,5	100
4,5	0,5
7,5	0,003
10,5	0,00009

Większość powyższych pomiarów była wykonywana na wysokości poniżej 3 000 m co poważnie ogranicza zakres stosowności ewentualnych wniosków. Odnosnie częstości występowania termicznych prądów pionowych na większych wysokościach, publikacje NACA podają jedynie następującą zależność między występowaniem chmur typu cumulus i wysokością:

Wysokość w m	Względna częstość w %
7 500	100
9 000	60
10 500	15
12 000	8

W chmurach tego typu były notowane rzeczywiste prędkości prądów pionowych przekraczające 30 m/s.

Oprócz pomiarów częstości i intensywności prądów pionowych, zapisy sprzężonego prędkościomierza i przyspieszoniomierza dają możliwość dość ścisłego obliczenia długości strefy przejściowej. Dotychczas nie udało się znaleźć zależności między długością strefy przejściowej s_o i maksymalną prędkością podmuchu w_o . Podczas gdy jedno pomiary wykazują, że wzrost w_o powoduje wzrost długości s_o a obwiednia punktów spełnia w przybliżeniu równanie

$$\frac{w_o}{15} = \left(\frac{s_o}{30} \right)^{1/2} \longrightarrow \text{dla } w_o = 15 \text{ m/s } s_o = 30 \text{ m}$$

inne pomiary dają wyniki sprzeczne, a mianowicie maksymalnej prędkości $w_o = 10$ m/s odpowiadała długość $s_o = 10$ m, natomiast malejącym prędkościom w_o odpowiadało zarówno zmniejszanie jak i zwiększanie długości s_o .

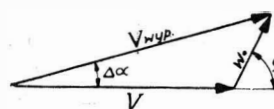
Wyżej podany brak zgodności pomiędzy różnymi pomiarami stawia na razie pod znakiem zapytania każde obliczenie bazujące na jakiegokolwiek ściśle sformułowanej zależności funkcyjnej. Charakter rozkładu prędkości w strefie przejściowej przyjmuje się przeważnie liniowy lub sinusoidalny. Należy przypuszczać, że rzeczywisty rozkład prędkości jest raczej zbliżony do paraboli, lecz zastąpienie jej przez prostą (rys. 2) daje duże uproszczenie matematyczne przy nieznacznych różnicach w końcowym wyniku obliczeń.

II. Obciążenie skrzydła bez uwzględnienia momentów pochylających

Przystępując do analizy obciążeń skrzydła od podmuchu, załóżmy na wstępie, że:

1. zmianie kąta natarcia towarzyszy natychmiastowy przyrost siły aerodynamicznej do wartości odpowiadającej opłwowi ustaleniemu,
2. kąt θ między podłużną osią płatowca i horyzontem jest stały, t. zn. podmuch nie zakłóca równowagi momentów pochylających,
3. płatowiec jest całkowicie sztywny,
4. siły na usterezeniu wysokości są małe i nie wpływają na tor lotu.

Oczywiście, wszystkie wyżej wymienione założenia nie odpowiadają rzeczywistości i będą służyły wyłącznie do wyprowadzenia najprostszyszy zależności. W dalszym ciągu artykułu poszczególne założenia zostaną przeanalizowane w celu ścisłego uchwycenia rzeczywistych wielkości obciążeń.



$$\begin{aligned} \text{Dla } w_o \ll V \\ V_{wyp} \approx V + w_o \cos \varphi \\ \Delta \alpha \approx \frac{w_o \sin \varphi}{V + w_o \cos \varphi} \end{aligned}$$

Rys. 3 — Przyrost kąta natarcia i prędkości przy skośnym podmuchu

Rozpatrzmy najprzód wpływ kąta pomiędzy kierunkami prędkości podmuchu i prędkości płatowca w locie poziomym na wielkość przyspieszenia normalnego. Oznaczając kąt ten przez φ , możemy napisać dla podmuchu „ostrego” na podstawie zależności [2], oraz rys. 3:

$$\begin{aligned} \Delta n &= a V_{wyp}^2 (\alpha + \Delta \alpha) - a V^2 \alpha = \\ &= a \left[(V + w_o \cos \varphi)^2 \cdot \left(\alpha + \frac{w_o \sin \varphi}{V + w_o \cos \varphi} \right) - V^2 \alpha \right] = \\ &= a [(2V w_o \cos \varphi + w_o^2 \cos^2 \varphi) \alpha + (V + w_o \cos \varphi) w_o \sin \varphi] = \\ &= a w_o [(V + w_o \cos \varphi) (\sin \varphi + \alpha \cos \varphi) - V \cos \varphi] \dots [3] \end{aligned}$$

przy czym wartość kąta α , jest związana z prędkością V założeniem lotu poziomego. Oznaczając $r = \frac{w_o}{v}$ możemy zależność [3] przekształcić:

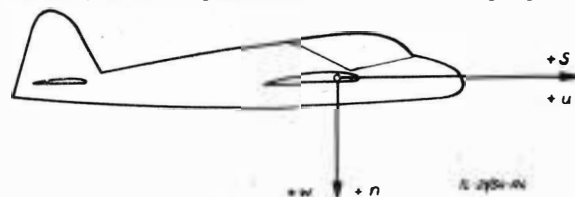
$$\Delta h = a V^2 r [(1 + r \cos \varphi) (\sin \varphi + \alpha \cos \varphi) - \cos \varphi] \dots [4]$$

Przyrównanie do zera pochodnej prawej strony zależności [4] w celu znalezienia wartości φ , dla której przyrost przyspieszenia osiąga maksimum, prowadzi do zawikłanego równania trygonometrycznego o małej użyteczności praktycznej. Okazuje się, że dla

$$r \leq 0,5 \quad \text{ i } \quad \alpha \leq 0,1$$

największe przyspieszenie odpowiada kątowi $\varphi = 65^\circ \div 75^\circ$. Maksymalna wartość przyspieszenia różni się jednak jedynie o 5%–10% od przyspieszenia odpowiadającego podmuchowi prostopadłemu. Powyższy fakt pozwala z wystarczającą dokładnością przyjmować w analizie obciążeń wyłącznie podmuch pionowy.

W celu przeanalizowania obciążeń skrzydła płatowca znajdującego się w locie poziomym i zaatakowanego przez pod-



Rys. 4 — Układ osi związanych z płatowcem

much pionowy, dodajmy do wyżej wyszczególnionych 4 założeń jeszcze dwa:

5. prędkość po torze $V = \text{const.}$,
6. prędkość podmuchu w_o jest prostopadła do drogi.

Wprowadzamy układ osi związanych z płatowcem (rys. 4) i oznaczając składową poziomą prędkości przez u , a pionową przez w , oraz przyjmując dodatni zwrot prędkości podmuchu w_p ku górze, możemy napisać:

$$m_{plat} \frac{dw}{dt} = - \frac{dP_n}{dw} (w + w_p) \dots \dots \dots [5]$$

gdzie: $\frac{dP_n}{dw} \approx \frac{dP_z}{dw} = \frac{1}{2} \rho S V^2 \frac{dc_z}{dw} = \frac{1}{2} \rho S V \frac{dc_z}{d\alpha}$

Wprowadzając parametr „a” otrzymujemy:

$$w' + a V w + a V w_p = 0 \dots \dots \dots [6]$$

Rozwiązanie ogólne tego typu równania ma postać:

$$w = k e^{\lambda t}$$

a. Podmucha „ostrego”

Dla podmuchu „ostrego” $w_p = \text{const.} = w_o$ i równanie [6] posiada rozwiązanie (dla warunku brzegowego $w = 0$ dla $t = 0$):

$$w = w_o(e^{-aVt} - 1) \quad [7]$$

oraz:

$$w' = -aVw_o e^{-aVt} = -aVw_o e^{-as} \quad [8]$$

Maksymalne przyspieszenie występuje w chwili zaatakowania przez podmuch (t = 0) i ma wartość:

$$w'_{\max} = -aVw_o \quad \text{por. zależność [2]}$$

a maksymalny współczynnik przeciążenia:

$$\Delta m_{\max} = \frac{w'_{\max}}{g} = -\frac{a w_o V}{g} \quad [9]$$

b. Podmucha o liniowej strefie przejściowej

Dla podmuchu o liniowej strefie przejściowej o długości s_o można napisać:

$$w_p = \frac{w_o}{s_o} \cdot s = \frac{w_o}{s_o} V t \quad s \leq s_o \quad [10]$$

Oznaczając stosunek $\frac{w_o}{s_o}$ przez „c” otrzymujemy po wstawieniu zależności [10] do [6]:

$$w' + aVw + acV^2t = 0 \quad [11]$$

Równanie [11] posiada rozwiązanie (dla warunku brzegowego $w = 0$ dla $t = 0$):

$$w = \frac{c}{a}(-e^{-aVt} - aVt + 1) = \frac{c}{a}(-e^{-as} - as + 1) \quad [12]$$

przy czym

$$w' = cV(e^{-aVt} - 1) = cV(e^{-as} - 1) \quad S \leq s_o \quad [13]$$

$$\Delta m = \frac{cV}{g}(e^{-as} - 1) \quad [14]$$

Jak widać z zależności [14] przeciążenie rośnie od zera do wartości maksymalnej:

$$\Delta m_{\max} = \frac{cV}{g}(e^{-as_o} - 1) \quad [15]$$

którą osiąga dla $s = s_o$, tj. przy końcu strefy przejściowej. W przeciwieństwie do podmuchu „ostrego”, w przypadku podmuchu o liniowej strefie przejściowej decydującą rolę odgrywa nie bezwzględna wartość prędkości podmuchu w_o , lecz gradient prędkości c . Również parametr płatowca a nie odgrywa tak zasadniczej roli jak w przypadku podmuchu „ostrego”. Jedyną zależność współczynnika przeciążenia od prędkości lotu jest w obu przypadkach jednakowa. Po przejściu płatowca w strefę stałej prędkości w_o przyspieszenie oczywiście maleje według zależności wyprowadzonej dla podmuchu „ostrego”:

$$\left. \begin{aligned} w' &= w'_{\max} \cdot e^{-a(s-s_o)} \\ \Delta m &= \Delta m_{\max} \cdot e^{-a(s-s_o)} \end{aligned} \right\} s \geq s_o \quad [16]$$

Na rys. 5 jest przedstawiony przebieg współczynnika przeciążenia w funkcji drogi dla przypadku podmuchu „ostrego” (krzywe kreskowane) i podmuchu o liniowej strefie przejściowej (krzywe ciągłe) dla dwu wartości parametrów a , i stałej prędkości podmuchu $w_o = 10 \text{ m/s}$ i $c = 1$. Współczynnik przeciążenia całkowitego m równa się oczywiście $\Delta m = +1$.

Porównując ze sobą maksymalne przeciążenia w przypadku podmuchu „ostrego” i podmuchu o liniowej strefie przejściowej i tej samej wartości prędkości w_o możemy wprowadzić pojęcie współczynnika porównawczego η :

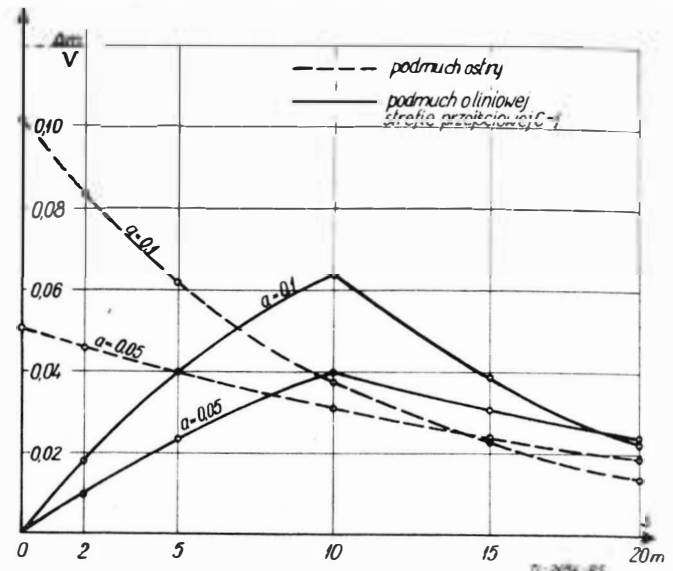
$$\eta = \frac{\Delta m_{\max s \neq 0}}{\Delta m_{\max s = 0}} = \frac{cV(e^{-as_o} - 1) \cdot \left(-\frac{a w_o V}{g}\right)}{\frac{1}{a s_o}(1 - e^{-as_o})} = \frac{1}{a s_o}(1 - e^{-as_o}) \quad [17]$$

Przebieg funkcji $\eta = f(a \cdot s_o)$ jest pokazany na rys. 6.

III. Efekt Wagnera

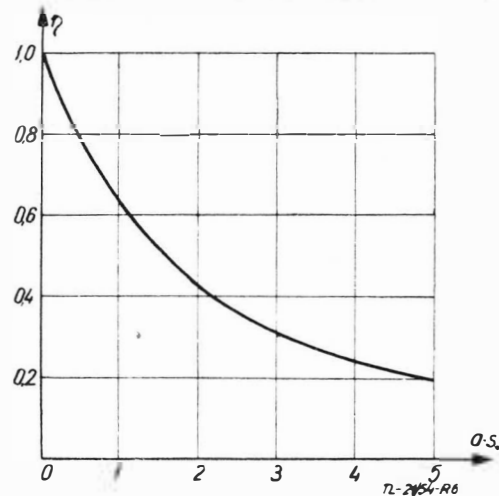
Dotychczasowe rozważania były oparte na założeniu ustalonego opływu dokoła skrzydła. W myśl tego założenia każdej

zmianie kąta natarcia odpowiadała równocześnie występująca zmiana siły aerodynamicznej do wielkości odpowiadającej nowemu kątowi natarcia. W rzeczywistości jednak nagłej zmianie kąta natarcia lub prędkości odpowiada ciągły przyrost siły aerodynamicznej, która ustala się dopiero po upływie



Rys. 5 — Krzywe $\frac{\Delta m}{V} = f(s)$ dla $w_o = 10 \text{ m/s}$

pewnego skończonego czasu potrzebnego do ustalenia się nowej cyrkulacji. Ogólne teoretyczne rozwiązanie zagadnienia dwuwymiarowego opływu nieustalonego cienkiej płytki (o nieskończonym wydłużeniu) podał H. Wagner [lit. 1], a szczególny przypadek podmuchu „ostrego” i podmuchu o skończonym gradientie prędkości opracował H. Küssner [lit. 2].



Rys. 6 — Krzywa $\eta = f(a \cdot s_o)$

Nagła zmiana kąta natarcia (nagły przyrost prędkości normalnej w_o) wywołuje według Wagnera przyrost siły nośnej:

$$\Delta P_z = \pi \rho S V w_o \left[1 - \frac{1}{\pi} K(s') \right] = \pi \rho S V w_o \eta(s') \quad [18]$$

gdzie $s' = \frac{s}{l_{sr}}$

Funkcję $\eta(s')$ można z dokładnością do 6,6% zastąpić przez $\text{arc ctg} \frac{s'}{2}$. Wartości przybliżone i dokładne funkcji $\eta(s')$ są podane w tabeli 1. Zwraca uwagę fakt, że dla $s' = 0$, η posiada wartość 0,5, a więc nie ma ciągłości przyrostu siły od zera.

TABELA 1

s'	0	0,25	0,5	1	2	5	10	∞
$1 - \frac{1}{\pi} \text{arc ctg} \frac{s'}{2}$	0,5	0,5396	0,5780	0,6476	0,7500	0,8788	0,9371	1
$1 - \frac{1}{\pi} \times (s')$	0,5	0,5557	0,6006	0,6693	0,7582	0,8745	0,9321	1
$\eta_o(s')$	0	0,450	0,572	0,652	0,749	0,871	0,931	1

W ogólnym przypadku dowolnej zmiany kąta natarcia (przyrostu prędkości normalnej $w(\sigma)$), którą możemy traktować jako sumę małych nagłych zmian, przyrost siły nośnej wynosi:

$$\Delta P_z = \pi \rho S V w(\sigma) - \rho S V \int_0^{s'} K(s' - \sigma) \frac{dw}{d\sigma} d\sigma + \frac{\pi \rho S}{4} \frac{dw}{dt} + \frac{\pi \rho S}{16} \frac{d\Omega}{dt} \dots \dots \dots [19]$$

Zajmijmy się teraz wyidealizowanym przypadkiem skrzydła przelatującego poziomo ze stałą prędkością przez pionowy podmuch „ostrej”. W celu otrzymania ciągłego przyrostu siły nośnej Küssner zastąpił efekt przelotu przez płaszczyzną nieciągłości fikcyjną zmianą kąta natarcia $\frac{w_0}{v} \Psi(s')$ która wprowadzona do ogólnej zależności Wagnera daje ciągły przyrost siły nośnej od zera, wyrażający się zależnością:

$$\Delta P_z = \pi \rho S V w_0 \Psi(s') - \rho S V w_0 \int_0^{s'} K(s' - \sigma) \frac{d\Psi(\sigma)}{d\sigma} d\sigma = \pi \rho S V w_0 \eta_0(s') \dots \dots \dots [20]$$

Wartości funkcji $\eta_0(s')$ są podane w tabeli 1.

Dla dowolnego innego rozkładu prędkości podmuchu zależność [20] przybiera postać:

$$\Delta P_z = \pi \rho S V \int_0^{s'} \eta_0(s' - \sigma) \frac{dw_p}{d\sigma} d\sigma \dots \dots \dots [21]$$

W zależnościach [20] i [21] nie występuje 3 i 4 składnik równania [19] ponieważ skrzydło porusza się prostoliniowo i nie obraca się. W ogólnym równaniu ruchu skrzydła [5] założyliśmy jedynie, że skrzydło nie obraca się, nie czyniąc żadnego założenia odnośnie toru lotu. Po prawej stronie tego równania występują dwa składniki: siła spowodowana składową pionową własną prędkością skrzydła w i siła spowodowana prędkością podmuchu w_p . Po uwzględnieniu opływu nieustalonego pierwszy składnik jest przedstawiony zależnością [19], drugą zaś zależnością [20] ew. [21]. Ogólne równanie ruchu płatowca przelatującego przez podmuch o „ostrej krawędzi”, przy uwzględnieniu efektu Wagnera, przybiera więc postać:

$$m_{plat} \cdot w' + \pi \rho S V w - \rho S V \int_0^{s'} K(s' - \sigma) \frac{dw}{d\sigma} d\sigma + \frac{\pi \rho S}{4} w' + \pi \rho S V w_0 \eta_0(s') = 0$$

czyli:

$$\left(m_{plat} + \frac{\pi \rho S}{4}\right) w' + \pi \rho S V \left[\int_0^{s'} \eta(s' - \sigma) \frac{dw}{d\sigma} d\sigma + w_0 \eta_0(s') \right] = 0 [22]$$

a dla podmuchu o liniowej strefie przejściowej:

$$\left(m_{plat} + \frac{\pi \rho S}{4}\right) w' + \pi \rho S V \left[\int_0^{s'} \eta(s' - \sigma) \frac{dw}{d\sigma} d\sigma + \int_0^{s'} \eta_0(s' - \sigma) \frac{dw_p}{d\sigma} d\sigma \right] = 0$$

czyli:

$$\left(m_{plat} + \frac{\pi \rho S}{4}\right) w' = - \pi \rho S V \left[\int_0^{s'} \eta(s' - \sigma) \frac{dw}{d\sigma} d\sigma + c l_{sr} \int_0^{s'} (s' - \sigma) d\sigma \right] \dots \dots \dots [23]$$

Wyrażenie w nawiasie po lewej stronie równania [23] można traktować jako pewną masę „zastępczą”, składającą się z masy płatowca i masy słupa powietrza o podstawie S i wysokości $\frac{\pi}{4}$ metra. Można łatwo sprawdzić, że masa „za-

stępca” mało różni się od masy płatowca, a więc uwzględnienie masy słupa powietrza nie jest konieczne.

Równania [22] i [23] nie uwzględniają warunków przepływu trójwymiarowego i lepkości cieczy. Przy uwzględnieniu tych czynników wyżej podane zależności poważnie się komplikują. Traktując zagadnienie w sposób uproszczony ograniczymy się do podstawienia w miejsce 2π współczynnika $\frac{dc_z}{d\alpha}$ i wprowadzając parametr a otrzymujemy:

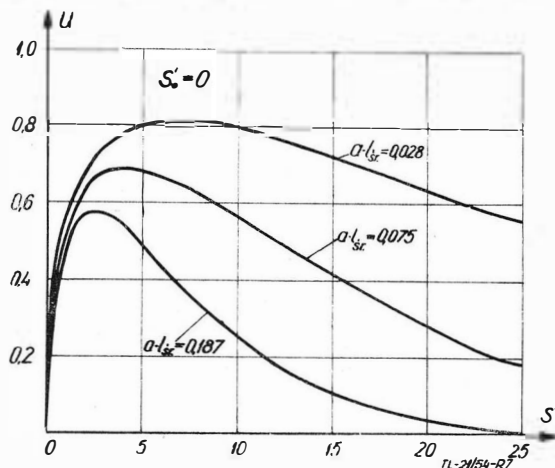
$$\frac{1}{a} w' + V \int_0^{s'} \eta(s' - \sigma) \frac{dw}{dt} \frac{dt}{d\sigma} d\sigma + V \int_0^{s'} \eta_0(s' - \sigma) \frac{dw_p}{d\sigma} d\sigma = 0 [24]$$

Oznaczając $\frac{w'}{a V w_0} = U(s')$ otrzymujemy:

$$U(s') + a \int_0^{s'} \eta(s' - \sigma) U(s') d\sigma + \frac{1}{w_0} \int_0^{s'} \eta_0(s' - \sigma) \frac{dw_p}{d\sigma} d\sigma = 0 [25]$$

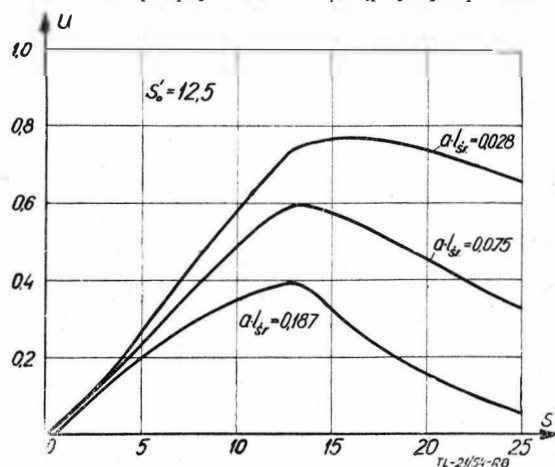
Funkcja U jest stosunkiem przyspieszenia w' przy uwzględnieniu opływu nieustalonego do w_{max} dla opływu ustalonego i podmuchu „ostrego”, a jej wartość maksymalna U_{max} jest odpowiednikiem współczynnika η przy opływie ustalonym.

U jest funkcją trzech zmiennych: s' , s'_0 , i a ; zmienne s'_0 i a nie mogą być połączone w jeden parametr, jak to ma



Rys. 7 — Krzywe $U = f(s')$

miejsce w przypadku funkcji $\eta(as_0)$, lecz muszą być traktowane oddzielnie. Zależność $U = f(s', a, s'_0)$ jest przedstawiona na rys. 7 i 8. Wykresy te wskazują, że dla dużych wartości s'_0 i małych a (co ma najczęściej miejsce w rzeczywistości) maksimum przyspieszenia występuje przy końcu strefy



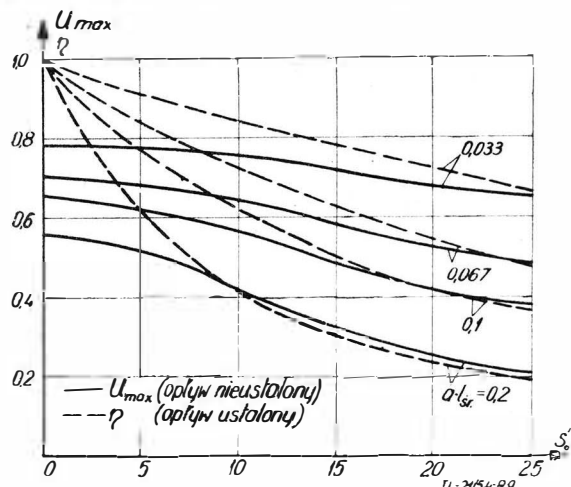
Rys. 8 — Krzywe $U = f(s')$

przejściowej. Jak już zostało wspomniane, ma to doniosłe znaczenie przy badaniu struktury podmuchu na podstawie pomiarów przyspieszeń samolotu. Dla podmuchu o małej wartości s'_0 i płatowca o dużej wartości a powyższe założenie jest niesłuszne, co również ilustrują wyżej wymienione wykresy.

Na rys. 9 są porównane wartości współczynników U_{max} (opływ nieustalony) i η (opływ ustalony). Wyraźnie widać, że uwzględnienie nieustalonego charakteru opływu powoduje wydatne zmniejszenie obciążenia skrzydła w zakresie małych wartości s'_0 , natomiast jest bez praktycznego znaczenia dla podmuchów „łagodnych”.

IV. Obciążenie skrzydła z uwzględnieniem momentów pochylających

Szereg prac dotyczących obciążeń płatowca w burzliwej atmosferze ogranicza się do rozpatrywania przypadku stałego położenia osi podłużnej płatowca względem horyzontu, tj. nie uwzględnia wpływu zakłócenia równowagi momentów pochylających.



Rys. 9 — Porównanie maksymalnych obciążeń od podmuchów przy uwzględnieniu opływu nieustalonego i przy założeniu opływu ustalonego

lających, spowodowanego przez podmuch, na wielkość obciążenia. Pomijanie wyżej wymienionego zjawiska przy analizie obciążeń, aczkolwiek w niektórych przypadkach uzasadnione jako wystarczająco dokładne, nie może być jednak stosowane zawsze, ponieważ często prowadzi do dużych błędów, obniżając rzeczywiste wartości obciążenia. Zanim przystąpimy do matematycznej analizy zagadnienia przyjrzyjmy się najprzód jego stronie fizycznej. Płatowiec, przelatując przez podmuch pionowy, doznaje zmiany kąta natarcia skrzydła i usterzenia wysokości. Ponieważ skrzydło zostaje zaatakowane najpierw, więc nawet w przypadku podmuchu „ostrego”, w którym prędkość w_p nie zmienia się wzdłuż drogi płatowca, przyrost kąta natarcia skrzydła nie równa się przez okres czasu potrzebny do przebycia drogi s_h (odległość między środkami ciężkości płatowca, pokrywającym się w przybliżeniu z ogniskiem aerodynamicznym skrzydła i osią obrotu steru wysokości) przyrostowi kąta natarcia usterzenia. Występujący wówczas przyrost siły aerodynamicznej na skrzydle wywołuje moment pochylający o znaku zależnym od położenia środka ciężkości płatowca względem ogniska aerodynamicznego skrzydła. Z chwilą wejścia usterzenia w strefę podmuchu jednakowa prędkość pionowa na skrzydle i usterzeniu daje nowy moment pochylający, zależny od znaku współczynnika stateczności statycznej podłużnej płatowca — z reguły ujemny. Jak wynika z rys. 7, siła nośna na skrzydle osiąga swą maksymalną wartość mniej więcej w chwili wejścia usterzenia w strefę podmuchu ($s' = 2 - 5$), więc moment ustateczniający nie wpływa na wielkość maksymalnego obciążenia. Początkowy krótkotrwały moment od skrzydła powoduje na skutek bezwładności płatowca tylko mały obrót około osi poprzecznej, więc zaniebawianie go pociąga za sobą stosunkowo niewielki błąd. Inaczej jednak przedstawia się sprawa w przypadku podmuchu rzeczywistego, posiadającego strefę przejściową. Podczas gdy w pierwszej fazie, trwającej do chwili wejścia usterzenia w strefę podmuchu, zjawisko przebiega podobnie jak w podmuchu „ostym”, w drugiej fazie istnieje stały moment dodatni, wywołany różnicą prędkości w_p na skrzydle i usterzeniu. Dla podmuchu o liniowej strefie przejściowej różnica ta wynosi $\Delta w_p = cs_h$. Momentowi wynikłemu z różnicy prędkości Δw_p przeciwstawia się moment tłumiający obrót $M\Omega$ i — w przypadku płatowca statecznego — moment ustateczniający. Dopiero w trzeciej fazie, gdy skrzydło znajduje się w strefie stałej prędkości $w_p = w_0$, a usterzenie jeszcze w strefie przejściowej, różnica prędkości Δw_p maleje, co powoduje zmniejszenie wartości momentu dodatniego, któ-

ry staje się równy zero w chwili, gdy usterzenie osiąga strefę stałej prędkości.

Przechodząc do ogólnego równania ruchu z uwzględnieniem obrotu płatowca około osi poprzecznej, zachowujemy założenia 1, 3, 4, 5 i 6 punktu III. Założenie 1 dotyczące opływu ustalonego, upraszcza wydatnie stronę matematyczną i jest dopuszczalne, ponieważ otrzymane wyniki będziemy porównywać z wynikami punktu II, otrzymanymi przy tym samym założeniu. Założenie 4 nie stosuje się, oczywiście, do wywołanych siłami na usterzeniu momentów względem środka ciężkości. Różnicę w prędkości w_p na skrzydle i usterzeniu uwzględnimy, przyjmując w równaniu prędkość w_p odpowiadającą prędkości podmuchu na skrzydle, oraz dodatkową prędkość kątową podmuchu:

$$\Omega_p = \frac{\Delta w_p}{s_h} = \frac{cs_h}{s_h} = c$$

Wprowadźmy zależność powyższa jest ścisła tylko w drugiej fazie (skrzydło i usterzenie w strefie przejściowej), ale przyjęcie jej również dla pierwszej fazy powoduje nieduży błąd, zwiększający obciążenie. Pomijając składową siły ciężkości otrzymujemy zasadnicze równania ruchu:

$$\left. \begin{aligned} m_{plat} \left(\frac{dw}{dt} - u\Omega \right) &= - \frac{dP_n}{dt} (w + w_p) - \frac{dP_n}{d\Omega} (\Omega + c) \\ \mathcal{J}_b \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{dM}{dw} (w + w_p) + \frac{dM}{d\Omega} (\Omega + c) \end{aligned} \right\} \quad [26]$$

Ponieważ prawa strona pierwszego równania jest wartością przyrostu siły na skrzydle, więc współczynnik przeciążenia wynosi:

$$\Delta m = - \frac{1}{m_{plat} \cdot g} \left[\frac{dP_n}{dw} (w + w_p) - \frac{dP_n}{d\Omega} (\Omega + c) \right] \quad [27]$$

Wprowadzamy pełne oznaczenia pochodnych:

$$\begin{aligned} \frac{dP_n}{dw} &\approx \frac{1}{2} \rho S V \frac{dc_z}{dx} \\ \frac{dM}{dw} &= \frac{1}{2} \rho S l_{sr} V^2 \frac{dc_{mG}}{dw} = \frac{1}{2} \rho S l_{sr} V \frac{dc_{mG}}{dc_z} \frac{dc_z}{dx} \\ \frac{dM}{d\Omega} &= - \frac{1}{2} \rho S h s_h V^2 \frac{dc_{nh}}{d\Omega} = - \frac{1}{2} \rho S l_{sr} V \frac{S h s_h^2}{S l_{sr}} \frac{dc_{nh}}{dc_z} \frac{dc_z}{dx} \\ \frac{dP_n}{d\Omega} &\approx 0 \end{aligned}$$

oznaczymy:

$$\frac{\frac{1}{2} \rho S l_{sr} \frac{dc_z}{dx}}{\mathcal{J}_b} = b \quad \frac{\frac{S h s_h^2}{S l_{sr}} \frac{dc_{nh}}{dc_z}}{\frac{dc_z}{dx}} = p$$

Wygodnie jest wyrazić równania [26] i [27] nie w funkcji czasu, lecz w funkcji drogi. W tym celu użyjemy zależności:

$$\begin{aligned} \frac{dw}{dt} &= \frac{dw}{ds} \frac{ds}{dt} = \frac{dw}{ds} u \\ \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{d\Omega}{ds} \frac{ds}{dt} = \frac{d\Omega}{ds} u \end{aligned}$$

a przyjmując $u \approx V$ otrzymujemy po wprowadzeniu wszystkich przekształceń do równań [26] i [27]:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dw}{ds} + aw - \Omega + acs &= 0 \\ b \frac{dc_{mG}}{dc_z} w - \frac{d\Omega}{ds} = bp\Omega + b \frac{dc_{mG}}{dc_z} cs + bp c &= 0 \end{aligned} \right\} \quad [28]$$

$$\Delta m = - \frac{aV}{g} (w + cs) \quad [29]$$

Jak widzimy, dla znalezienia wartości Δm wystarczy rozwiązać równania [28] ze względu na w . W tym celu obliczamy Ω z równania pierwszego i po zróżniczkowaniu wstawia-

my Ω i $\frac{d\Omega}{ds}$ do równania drugiego. Otrzymane równanie na w ma postać:

$$w'' + Bw' + Cw + Ds + E = 0 \quad \dots [30]$$

gdzie:

$$B = a + bp \quad D = cC$$

$$C = b \left(ap - \frac{dc_m G}{dc_z} \right) \quad E = c(a - bp)$$

Rozwiązanie równania [30] jest zależne od wyróżnika $\Delta = \sqrt{B^2 - 4C}$ tj. od znaku wyrażenia pod pierwiastkiem.

$$1. B^2 - 4C > 0$$

Rozwiązanie równania [30] ma postać:

$$w = k_1 e^{r_1 s} + k_2 e^{r_2 s} - \frac{D}{C}s + \frac{1}{C} \left(\frac{BD}{C} - E \right) \quad \dots [31]$$

gdzie

$$r_{1,2} = \frac{-B \pm \sqrt{B^2 - 4C}}{2}$$

a dla warunków brzegowych:

$$w(0) = 0 \quad i \quad w'(0) = 0$$

$$k_1 = \frac{1}{C} \left[E - \frac{BD}{C} - \frac{r_1 \left(\frac{BD}{C} - E \right) + D}{r_2 - r_1} \right]$$

$$k_2 = \frac{1}{C} \frac{r_1 \left(\frac{BD}{C} - E \right) + D}{r_2 - r_1}$$

Współczynnik przeciążenia wyraża się wzorem:

$$\Delta m = -\frac{aV}{g} \left[k_1 e^{r_1 s} + k_2 e^{r_2 s} - \left(\frac{D}{C} - c \right) s + \frac{1}{C} \left(\frac{BD}{C} - E \right) \right]$$

a ponieważ $\frac{D}{C} - c = 0$ więc:

$$\Delta m = -\frac{aV}{g} \left[k_1 e^{r_1 s} + k_2 e^{r_2 s} + \frac{1}{C} \left(\frac{BD}{C} - E \right) \right] \quad \dots [32]$$

$$2. B^2 - 4C < 0$$

Rozwiązanie równania [30] ma postać:

$$w = k_1 e^{r_1 s} \sin(r_2 s + k_2) - \frac{D}{C}s + \frac{1}{C} \left(\frac{BD}{C} - E \right) \quad \dots [33]$$

gdzie:

$$r_1 = -\frac{B}{2} \quad r_2 = \frac{\sqrt{4C - B^2}}{2}$$

$$k_2 = \arctg \frac{1}{r_2} \left(\frac{DC}{EC - BD} - r_1 \right) \quad k_1 = \frac{1}{C \sin k_2} \left(E - \frac{BD}{C} \right)$$

Współczynnik przeciążenia zaś:

$$\Delta m = -\frac{aV}{g} \left[k_1 e^{r_1 s} \sin(r_2 s + k_2) + \frac{1}{C} \left(\frac{BD}{C} - E \right) \right] \quad \dots [34]$$

Jak widać w obu przypadkach charakter funkcji jest różny, lecz granica, do której dąży wartość współczynnika przeciążenia, jest identyczna.

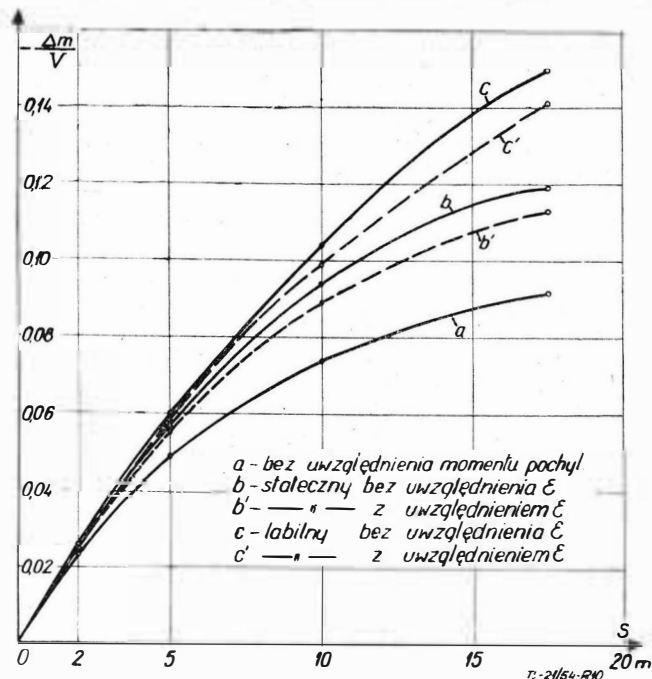
W celu porównania współczynników przeciążenia obliczonych według zależności [32] i [34] oraz przy pominięciu wpływu momentu pochylającego (zależność 15), zostały naniezione na rys. 10 krzywe a , b i c dla szybowca wyczynowego i podmuchu o parametrach:

$$a = 0,13 \quad b = 0,055 \quad p = 1,64, \quad c = 1$$

Krzywa a nie uwzględnia wpływu momentu pochylającego. Krzywa b odnosi się do współczynnika stateczności podłużnej $\frac{dc_m G}{dc_z} = 0,16$, krzywa c zaś do $\frac{dc_m G}{dc_z} = 0$.

Krzywe kreskowane odnoszą się do przypadku b i c i uwzględniają pominięte w dotychczasowym rozważaniu opóźnienie w odchyleniu strugi zaskrzydłowej, tj. fakt, że

odgięcie strug, w których znajduje się usterzenie, nie odpowiada aktualnemu kątowi natarcia skrzydła. Zakładając, że kąt odgięcia strug na usterzeniu jest spowodowany opływem, który istniał na skrzydle, gdy znajdowało się ono w tym samym miejscu co usterzenie, należy dodać do prawej strony



Rys. 10 — Wpływ momentów pochylających na przebieg współczynnika przeciążenia

równania momentów [26] moment od różnicy kątów odgięć strug skrzydła znajdującego się w punktach o współrzędnych s i $s-s_h$. Oznaczając tę różnicę kątów przez $\Delta\epsilon$ i moment przez M_ϵ możemy napisać:

$$M_\epsilon = \frac{1}{2} \rho V^2 S_h s_h \frac{dc_{nh}}{d\alpha_h} \cdot \Delta\epsilon \quad \dots [35]$$

$$\Delta\epsilon = \frac{d\epsilon}{d\alpha} \cdot \Delta\alpha$$

gdzie $\Delta\alpha$ jest zmianą kąta natarcia skrzydła na drodze s_h . Zakładając, że zmiana kąta natarcia odbywa się liniowo, możemy wyrazić $\Delta\alpha$ w sposób przybliżony:

$$\Delta\alpha = \frac{dw + w_p}{ds} s_h = \frac{s_h}{V} \left(\frac{dw}{dt} + \frac{dw_p}{dt} \right) \quad \dots [36]$$

Ponieważ dla $t \rightarrow \infty$ wyrażenie w nawiasie zdąży do zera, więc M_ϵ nie zmienia w ostatecznych zależnościach na współczynnik przeciążenia wartości wyrazu wolnego, korygując jedynie wartości współczynników B i E . Uzupełnione wyrażenia na współczynniki B i E mają postać:

$$B = a + bp \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \quad E = c \left[a - bp \left(1 + \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \right]$$

przy czym przyjmujemy, że $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ ma znak ujemny, a w omawianym przypadku posiada wartość $-0,18$.

Rys. 10 wykazuje, że zaniedbywanie wpływu momentu pochylającego może prowadzić, zwłaszcza w przypadku płatowca o małym zapasie stateczności, do niedopuszczalnego niedocenienia obciążeń wywołanych podmuchem.

Uwzględnienie wpływu nieustalonego charakteru opływu zmniejsza wprawdzie bezwzględną wartość przeciążenia, lecz należy przypuszczać, że stosunek między wynikami otrzymanymi przy uwzględnieniu i bez uwzględnienia momentu pochylającego — nie ulegnie istotnej zmianie. Obliczeniowe potwierdzenie wyżej wymienionej sugestii nie jest możliwe w wąskich ramach niniejszego artykułu ze względu na skomplikowaną matematyczną formę zależności, nie dostosowanych jeszcze do praktyki obliczeniowej.

V. Wpływ sprężystości skrzydła

W dotychczasowych rozważaniach traktowaliśmy płatowiec jako bryłę sztywną. Zajmijmy się teraz wpływem sztywności giętej skrzydła, której miarą jest częstość ν lub pulsacja ω drgań własnych, na wielkość obciążeń. Podobnie jak w punkcie IV, nie będziemy uwzględniali efektu Wagnera, a więc wyniki obliczeń również będą mogły być porównywane tylko z zależnościami punktu III.

Linia ugięcia skrzydła drgającego pod obciążeniem siłą rozłożoną równomiernie na powierzchni spełnia równanie:

$$Z(y,t) = \varphi(t) \cdot z(y) \quad \dots \dots \dots [37]$$

Założmy, że krzywej ugięcia $z_1(y)$ odpowiada w płaszczyźnie symetrii moment sprężysty M_1 , występujący w locie poziomym przy współczynniku przeciążenia $m = 1$ o wartości:

$$M_1 = \frac{Q_{kadl}}{2} y_0$$

gdzie y_0 jest odległością wypadkowej siły nośnej połowy skrzydła od płaszczyzny symetrii płatowca. Zależność [37] możemy więc napisać inaczej:

$$Z(y,t) = m(t) \cdot z_1(y) \quad \dots \dots \dots [38]$$

Równanie sumy momentów zginających względem płaszczyzny symetrii od sił bezwładności, sprężystości i siły aerodynamicznej wymuszającej, pomijając siłę tłumiącą, ma postać:

$$\int_0^b \frac{d^2 Z}{dt^2} \mu y dy + kZ - \frac{1}{2} \frac{dP_n}{dw} (w + w_p) y_0 - \frac{1}{2} Q y_0 + \\ + \frac{1}{2} m_{skrz} (g - w') y_0 = 0 \quad \dots \dots \dots [39]$$

gdzie $\mu(y)$ jest rozkładem masy skrzydła wzdłuż rozpętości, a k jest współczynnikiem momentu sprężystego. Ponieważ momentowi M_1 odpowiada odkształcenie z_1 więc:

$$k = \frac{M_1}{z_1} \quad \dots \dots \dots [40]$$

Wstawiając zależności [38] i [40] do równania [39] otrzymujemy:

$$m'' \int_0^b \mu z_1 y \cdot dy + m M_1 - \frac{1}{2} y_0 \left[\frac{dP_n}{dw} (w + w_p) + \right. \\ \left. + Q - m_{skrz} (g - w') \right] = 0 \quad \dots \dots \dots [41]$$

Ponieważ 3 składnik lewej strony równania [41] jest funkcją czasu, więc rozwiązanie ma postać:

$$m = c_1 \sin \omega t + E(t) \quad \dots \dots \dots [42]$$

gdzie:

$$\omega = \sqrt{\frac{M_1}{\int_0^b \mu z_1 y \cdot dy}}$$

jest pulsacją drgań własnych, którą wyznaczamy doświadczalnie. Funkcja $E(t)$, będąca szczegółowym rozwiązaniem równania [41], jest współczynnikiem m dla skrzydła sztywnego.

Ponieważ prędkość w i przyspieszenie w' środka ciężkości płatowca sztywnego i płatowca o skrzydle sprężystym przy pominięciu tłumienia są jednakowe, więc wstawiając zależności [12] i [13] na w i w' oraz odpowiednie zależności na $\frac{dP_n}{dw}$, w_p i ω otrzymujemy:

$$m'' \frac{M_1}{\omega^2} + m M_1 - \frac{1}{2} y_0 [cV(m_{plat} - m_{skrz}) \cdot (-e^{-aVt} + 1) + \\ + Q_{kadl}] = 0 \quad \dots \dots \dots [43]$$

Funkcję $E(t)$ można przedstawić jako:

$$E(t) = \xi_1 e^{-aVt} + \xi_2 \quad \dots \dots \dots [44]$$

Wstawiając zależność [44] w miejsce m w zależności [43] otrzymujemy:

$$\xi_1 = - \frac{\frac{1}{2} cV(m_{plat} - m_{skrz}) y_0}{M_1 \left(1 + \frac{a^2 V^2}{\omega^2}\right)} \approx - \frac{cV m_{kadl} y_0}{2M_1} = - \frac{cV}{g}$$

$$\xi_2 = \frac{cV(m_{plat} - m_{skrz}) y_0 + Q_{kadl} \cdot y_0}{2M_1} = \frac{cV}{g} + \frac{Q_{kadl}}{Q_{kadl}} = \frac{cV}{g} + 1$$

a więc:

$$E(t) = - \frac{cV}{g} (e^{-aVt} - 1) + 1 = - m_{sztyw} \quad \dots \dots [45]$$

Znak minus po prawej stronie zależności [45] jest spowodowany tym, że $E(t)$ ma znak siły P_n , który, przy przyjętym na rys. 4 układzie (zgodnym z normą PN), nie odpowiada zwrotowi osi w . W dalszych rozważaniach znak minus pomijamy.

Stałą c_1 wyznaczamy z warunku:

$$\text{dla } t = 0 \rightarrow m' = 0$$

więc:

$$\omega c_1 + E'(0) = 0 \rightarrow c_1 = \frac{acV^2}{g\omega}$$

stąd:

$$m = \frac{acV^2}{g\omega} \sin \omega t + m_{sztyw}$$

czyli:

$$\Delta m_{spręż} = \frac{acV^2}{g\omega} \sin \omega t + \Delta m_{sztyw} \quad \dots \dots \dots [46]$$

Ponieważ Δm_{sztyw} jest ujemne, więc maksima bezwzględnej wartości funkcji $\Delta m_{spręż}$ będą odpowiadały wartościom:

$$t = \frac{3}{2\omega} \pi, \quad \frac{7}{2\omega} \pi, \quad \frac{11}{2\omega} \pi, \dots$$

Jeżeli czas, w którym obciążenie skrzydła sztywnego osiąga wartość największą, czyli czas przelotu strefy przejściowej równa się jednej z wartości powyższego ciągu, wówczas:

$$\frac{\Delta m_{spręż \max}}{\Delta m_{sztyw \max}} = 1 - \frac{acV^2}{g\omega \Delta m_{sztyw \max}} = 1 + \frac{aV}{\omega} \frac{1}{1 - e^{-a \cdot 50}} \quad [47]$$

Z zależności [47] wynika, że w przyroście obciążenia spowodowanym sprężystością skrzydła decydującą rolę odgrywa iloraz $\frac{aV}{\omega}$. Dla szybowców wyczynowych, które z racji dużego wydłużenia mają małą częstość drgań własnych, stosunek

$\frac{\Delta m_{spręż \max}}{\Delta m_{sztyw \max}}$ może osiągać wartości do 1,4 — 1,5.

Przy rozważaniu wpływu sprężystości skrzydła na wielkość obciążeń pomijaliśmy dotychczas zjawisko tłumienia drgań. Decydujący udział w tłumieniu drgań ma siła aerodynamiczna, proporcjonalna do prędkości wychylenia. Uwzględnienie jej w równaniu [39] przy założeniu opływu ustalonego nie przedstawia trudności, gdyż:

$$M_{tl} = \int_0^b dP_{tl} \cdot y = \frac{1}{2} \rho V \frac{dc_z}{dx} \int_0^b \frac{dZ}{dt} l \cdot y \cdot dy \quad \dots \dots [48]$$

Wstawiając:

$$l = \frac{S_\mu}{m_{skrz}}$$

otrzymujemy:

$$M_{tl} = aV \frac{m_{plat}}{m_{skrz}} \cdot m' \int_0^b \mu z_1 y \cdot dy = aV \frac{m_{plat}}{m_{skrz}} \frac{M_1}{\omega^2} m' \quad [49]$$

Rozwiązując równanie [39] z uwzględnieniem tłumienia, otrzymujemy:

$$\Delta m_{spręż} \approx \frac{acV^2}{g\omega} e^{-rt} \sin \omega t + \Delta m_{sztyw} \quad \dots \dots [50]$$

czyli dla:

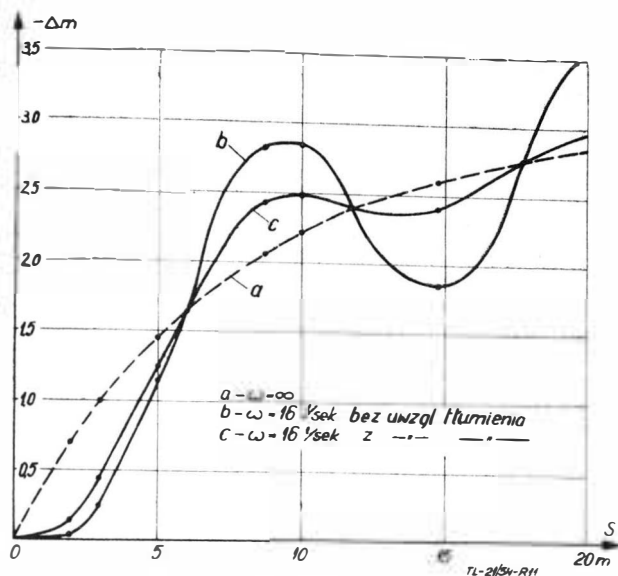
$$t = \frac{3}{2\omega}\pi, \frac{7}{2\omega}\pi, \frac{11}{2\omega}\pi, \dots$$

$$\frac{\Delta m_{spręż\ max}}{\Delta m_{sztyw\ max}} \approx 1 + \frac{aV}{\omega} \frac{e^{-rt}}{1 - e^{-a s_0}} \dots [51]$$

gdzie:

$$r = 0,5 aV \frac{m_{plat}}{m_{skrz}}$$

Ponieważ w obliczeniu momentu tłumiącego drgania założenie opływu ustalonego jest obciążone z racji dużej pręd-



Rys. 11 — Wpływ sprężystości skrzydła na przebieg współczynnika przeciążenia

kości zmian kąta natarcia znacznym błędem, obniżającym rzeczywistą wartość obciążenia, w praktyce wydaje się słuszne bezpieczne zmniejszenie wartości r do:

$$r = 0,25 aV \frac{m_{plat}}{m_{skrz}}$$

W celu zilustrowania wpływu sprężystości skrzydła na wielkość współczynnika przeciążenia zostały namiesione na wykresie 11 krzywe przeciążeń dla szybowca wyczynowego i podmuchu o parametrach:

$$a = 0,13 \quad \frac{m_{plat}}{m_{skrz}} = 2,6 \quad c = 1$$

dla przypadku skrzydła sztywnego ($\omega = \infty$) i sprężystego ($\omega = 16$ 1/s) przy prędkości lotu $V = 30$ m/s. Obliczenie, wykonane na podstawie zależności [50], nie uwzględnia efektu Wagnera.

VI. Wnioski

1. W celu otrzymania maksymalnego współczynnika przeciążenia wystarczy obliczyć przyspieszenie wywołane podmuchem pionowym.

2. Dotychczasowa znajomość struktury i maksymalnych prędkości podmuchów jest jeszcze niewystarczająca do ścisłego określenia maksymalnych możliwych obciążeń w różnych warunkach atmosferycznych i na różnych wysokościach. W naszych warunkach klimatycznych, pomijając loty na b. dużych wysokościach (wyżej 9 000 m), wydaje się słuszny podział podmuchów na chmurowe, halniakowe i zwyczajne (termiczne i wietrzne poza obrębem chmur i rotorów halniakowych). Podczas gdy w warunkach chmurowych były już notowane podmuchy o prędkości $w_0 = \pm 30$ m/s, brak jest danych o podmuchach w warunkach halniakowych; można jednak twierdzić, że swą intensywnością ustępują one podmuchom chmurowym. Jeśli chodzi o podmuchy występujące podczas wietrznej lub termicznej pogody, to wydaje się, że założenie $w_0 = +10$ m/s, zawarte w projekcie przepisów ITL z r. 1936, może być nadal stosowane do czasu unormowania tego za-

gadnienia przez polskie przepisy wytrzymałościowe. Odnosnie struktury podmuchów brak jest danych dotyczących struktury strefy przejściowej i zależności jej długości od maksymalnej prędkości podmuchu. Przepisy międzynarodowe ICAO i angielskie ARB bazują na liniowej strefie przejściowej o długości 30 m (100 stóp) i prędkościach podmuchu $w_0 = 20, 15$ i 7,5 m/s, zależnych od prędkości płatowca (ograniczona, przelotowa i lot nurkowy).

3. Przy przyjmowaniu podmuchu o małej długości strefy przejściowej uwzględnienie efektu Wagnera powoduje znaczne zmniejszenie obciążenia. Im większa jest wartość s_0 i mniejsza wartość a , tym mniejszy staje się wpływ tego efektu.

4. Nieuwzględnianie wpływu momentu pochylającego od podmuchu prowadzi w przypadku płatowca o niedużym zapasie stateczności statycznej podłużnej do niedoceniania rzeczywistej wartości obciążenia. Ponieważ wyprowadzone w punkcie IV zależności są ważne dla opływu ustalonego, więc ich wyniki powinny być porównywane tylko z wynikami punktu III w celu ustalenia procentowego przyrostu obciążenia przy uwzględnieniu momentu pochylającego. O taki sam procent mogą być następnie skorygowane wyniki obliczeń, uwzględniających efekt Wagnera.

5. Ze względu na możliwość osiągnięcia kąta krytycznego i niezrealizowania obliczonego obciążenia, należy skontrolować, czy otrzymana wartość całkowitego współczynnika przeciążenia $m = \Delta m + 1$ nie jest większa od:

$$m = 1,25 \frac{V^2}{V_{min}^2}$$

gdzie V_{min} jest prędkością minimalną płatowca przy przyjęciu dynamicznego współczynnika $c_{z\ max}$, a współczynnik 1,25 uwzględnia możliwość wystąpienia podmuchu skośnego. Zależność na $c_{z\ max\ dyn}$ podaje Kramer [lit. 4]:

$$c_{z\ max\ dyn} = c_{z\ max\ stat} + 20,6 \frac{l_{sr}}{V} \frac{d\alpha}{dt}$$

przy czym w naszym przypadku:

$$\frac{d\alpha}{dt} = \frac{d^w}{dt} + \frac{d^w}{V} = \frac{1}{V} \frac{dw}{dt} + c$$

6. Obliczony współczynnik przeciążenia skrzydła sztywnego wymaga skorygowania ze względu na sprężystość giętą, której miarą jest częstość lub pulsacja drgań własnych. Wpływ sprężystości jest największy gdy czas, w którym obciążenie skrzydła osiąga wartość największą (czas przelotu strefy przejściowej) wynosi:

$$t = \frac{3}{2\omega} \pi \text{ sek.}$$

Gdy $t > \frac{3}{2\omega} \pi$ tłumienie drgań powoduje szybkie zmniejsze-

nie obciążeń wynikłych ze sprężystości i traktowanie skrzydła jako całkowicie sztywnego nie pociąga za sobą poważniejszego błędu.

Artykuł wpłynął dnia 26 marca 1954 r.

Literatura

1. Wagner — Ueber die Entstehung des dynamischen Auftriebes von Tragfluegeln, ZAMM, Februar 1925.
2. Kuessner — Beanspruchung von Flugzeugfluegeln durch Boeen, DVL Jahrbuch 1931.
3. Fisher — The calculation of the acceleration experienced by an aeroplane flying through a given gust, R. M. No 1463 1932.
4. Kramer — Die Zunahme des Maximalauftriebes von Tragfluegeln bei ploetzlicher Anstellwinkelvergroesserung (Boeenefekt), ZFM No. 7 1932.
5. Bryant, Jones — On the stressing of aeroplane wings due to symmetrical gusts, R. M. No. 1690, 1936.
6. Tye — Gusts, Journal of the R. Ae. S. No. 441 1947.
7. Greidanus — De belasting van vliegtuigen door symmetrische remousstooten, Versl. en Verhan. National Luchtvaartlaboratorium, XIV 1948.
8. Bisplinghoff, Isakson, Obrien — Gust loads on rigid aeroplane with pitching neglected, Journal of the Aeron. Sc. No. 1 1951.



Mgr inż. KAZIMIERZ GŁĘBICKI

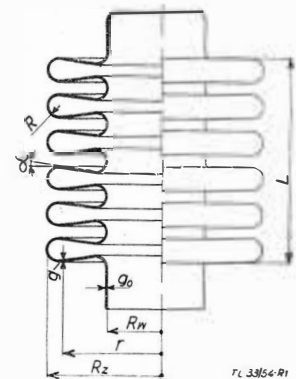
Mieszki sprężyste stosowane w lotniczych urządzeniach pokładowych

W artykule podano podstawowe wzory do obliczania mieszków sprężystych oraz wskazano zasadnicze metody wytwarzania takich mieszków. Ostatnio w nr 7/54 „Techniki Motoryzacyjnej” ukazał się artykuł mgr inż. M. Olszewskiego, pt. „Technologia produkcji mieszków sprężystych do termostatów”, w którym Czytelnik znajdzie bliższe dane odnośnie produkcji mieszków sprężystych.

Obok rurek Bourdona i membran, stosowane są w urządzeniach pokładowych oraz w szeregu urządzeń samoczynnych wyposażenia płatowca i silnika, mieszki sprężyste jako elementy pomiarowe, przekazywające lub elementy uszczelniające.

Mieszek sprężysty jest cienkościennym elementem cylindrycznym sfalowanym w płaszczyznach prostopadłych do osi i zamkniętym jednostronnie lub obustronnie denkami. W przypadku zastosowania mieszka jako elementu pomiarowego, uzyskuje się znaczne ugięcia, gdyż stanowi on układ zbliżony do wielokrotnej membrany. Mieszki pomiarowe i przekazywające są obciążane zawsze osiowo. W przypadku zastosowania mieszka jako elementu uszczelniającego, często jest wykorzystywana jego mała sztywność w kierunku poprzecznym, dzięki czemu uszczelnienie tego rodzaju, dając całkowitą szczelność, stawia małe opory ruchu. Schematy przykładów zastosowania mieszków są podane na rys. 5.

Mieszek sprężysty poddany działaniu różnicy ciśnień zewnętrznego i wewnętrznego ugina się, przy czym jego charakterystyka $w = f(p)$, gdzie w — ugięcie, p — ciśnienie efektywne, jest w obszarze $w = 5 \div 10\%$ długości mieszka — prostoliniowa, niezależnie od kierunku obciążenia.



Rys. 1 — Schemat mieszka sprężystego

Wielkość ugięcia zależy od kształtów geometrycznych mieszka i własności użytego materiału. Podatność mieszka wyrażająca się ugięciem na jednostkę obciążenia zależy w dużym stopniu od promienia grzbietu fali R oraz pochylenia jej stoków α . Zwiększenie promienia R zmniejsza ugięcie w .

Obok charakterystyki $w = f(p)$ w wielu przypadkach potrzebna jest znajomość siły, którą można dysponować na swobodnym denku mieszka pod działaniem ciśnienia. Siła ta zależy od powierzchni efektywnej S_{ef} i wynosi $P = p \cdot S_{ef}$. Jako promień powierzchni efektywnej przyjmuje się promień

$$\text{średni } R_{sr} = \frac{R_z + R_w}{2} \text{ i wobec tego } S_{ef} = \pi R_{sr}^2.$$

Zależność między siłą działającą osiowo a ugięciem mieszka zależy od rozkładu grubości ścianek wzdłuż promienia. Grubość ta zależy od sposobu produkcji, który polega na głębokim tłoczeniu metodą hydrauliczną lub mechaniczną. Przy tłoczeniu hydraulicznym wewnętrzne części fal zachowują grubość początkową materiału wyjściowego, a następnie grubość ta zmniejsza się ku obwodowi zewnętrznemu, zgodnie

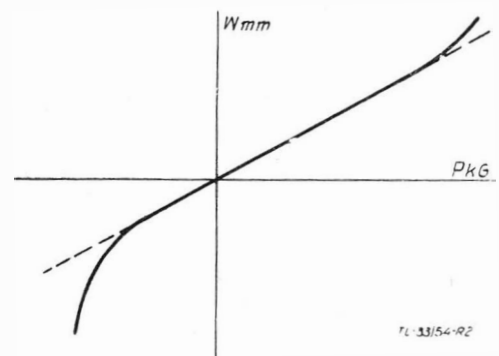
z ustaloną doświadczalnie zależnością $\frac{g}{g_0} = \frac{R_w}{r}$, gdzie: g — grubość ścianki na promieniu r , zaś g_0 na R_w . Przy tłoczeniu mechanicznym, kierunek tłoczenia i przebieg zmian grubości jest przeciwny.

Zależność ugięcia w od siły P , działającej osiowo, ustalona przez Fieodosjewa, jest następująca:

$$w = P \frac{1 - \mu^2}{E g_0} \frac{n}{A_0 - \alpha A_1 + \alpha^2 A_2 + B_0 \frac{g_0^2}{R_{wv}^2}} \dots [1]$$

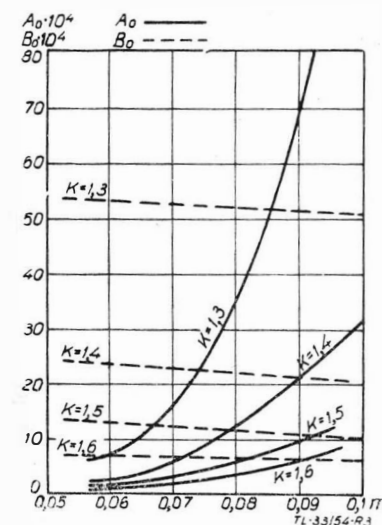
gdzie: μ — współczynnik Poissona, E — moduł sprężystości materiału, g_0 — grubość ścianki, n — liczba fal, R_{wv} — promień wewnętrzny. Współczynniki A_0, A_1, A_2, B_0 , których wartości są podane na wykresach rys. 3 i 4, zależą od geometrycznych parametrów mieszka $K = \frac{R_z}{R_{wv}}$ i $m = \frac{R}{R_{wv}}$. Wielkość

α zależy od długości sfalowanej części mieszka L , parametrów



Rys. 2 — Charakterystyka mieszka sprężystego

K i m oraz od liczby n_1 , wewnętrznych grzbietów fal na długości L .

Rys. 3 — Krzywa współczynników A_0 i B_0

$$\alpha = \frac{m(2n_1 - 1) - \frac{L}{2R_w}}{(K - 1 - 2m)(n_1 - 1)} [2]$$

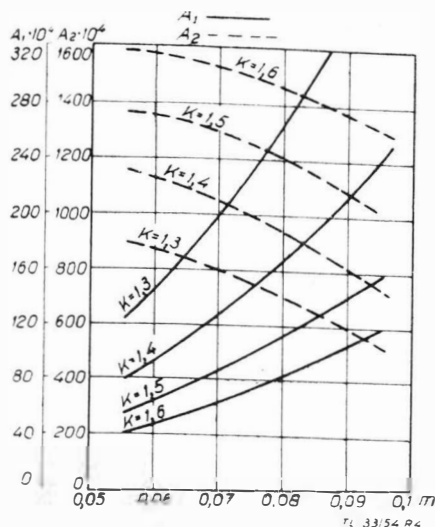
Równania (1) i (2), wykresy [3] i [4], wymiary geometryczne i rodzaj materiału, umożliwiające znalezienie charakterystyki $w = f(P)$, oraz $w = f(p)$, gdyż

$$P = p \pi R_{sr}^2 = p \pi \left(\frac{R_w + R_z}{2} \right)^2$$

W wielu przypadkach mieszki sprężyste są dodatkowo obciążone sprężyną śrubową w celu zmniejszenia podatności i uzyskania możliwości regulacji. W takim przypadku zależność $w = f(P)$ będzie:

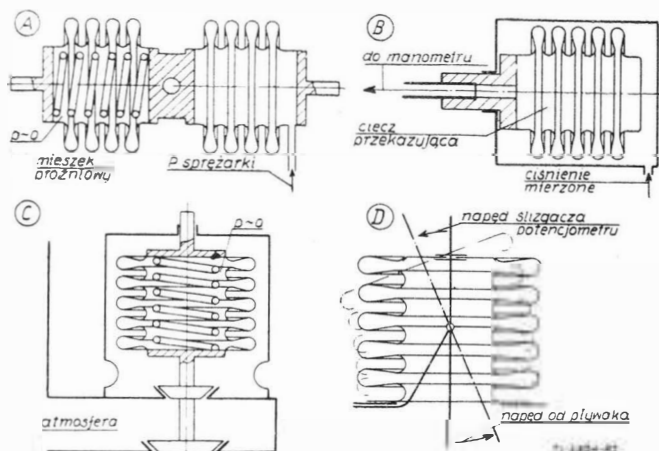
$$w = \frac{P}{-E g_0 \frac{1}{1 - \mu^2} \frac{n}{A_0 - \alpha A_1 + \alpha^2 A_2 + B_0 \frac{g_0^2}{R_{wv}^2}} + \frac{G d^4}{8 D^3 n_2}}$$

gdzie: G — moment sprężystości poprzecznej materiału sprężyny, d — średnica drutu, D — średnica sprężyny, n_2 — liczba zwojów sprężyny.



Rys. 4 — Krzywa współczynników A_1 i A_2

Mieszki sprężyste są stosowane w przyrządach pokładowych i osprzęcie samolotu wówczas, gdy potrzebne jest otrzymanie dużych ugięć po obu stronach położenia neutralnego, oraz w celu otrzymania dostatecznie dużych sił do uruchomienia urządzeń samoczynnych lub przekąźnikowych. Na rys. 5 podane są schematyczne przykłady zastosowania mieszków sprężystych.



Rys. 5 — Schematyczne przykłady zastosowania mieszków sprężystych: A) Układ mieszków pomiarowych manometru ciśnienia ładowania z puszką nieszczelną, B) Nadajnik przekąźnika hydraulicznego manometru oleju, C) Mieszek pomiarowy regulatora ciśnienia kabiny hermetycznej, D) Mieszek uszczelniający przegub nadajnika paliwomierza

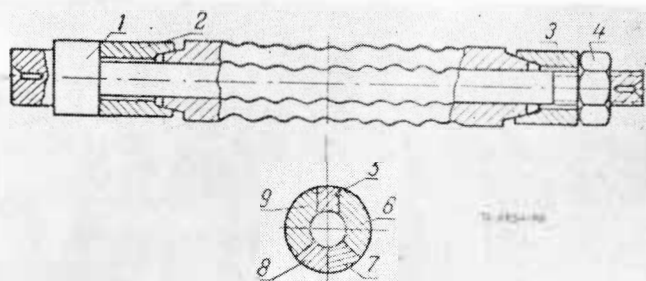
Mieszki są wykonywane z brązu fosforowego, berylowego lub stali nierdzewnej. Do mieszków przekąźnikowych lub uszczelniających najczęściej stosowanym materiałem jest tom-bak.

Półfabrykatem wyjściowym są cienkościenne ciągnięte rury lub gilzy, zależnie od przyjętej metody tłoczenia sfalowań, mechanicznej lub hydraulicznej. Metoda mechaniczna jest stosowana do mieszków dużej średnicy, powyżej 75 mm. Metoda hydrauliczna nadaje się do produkcji wielkoseryjnej, przy czym mieszki jednej partii mają mały rozrzut własności mechanicznych, wymiarów geometrycznych i dobrą szczelność, co nie zawsze jest osiągalne przy tłoczeniu mechanicznym.

Produkcja metodą mechaniczną składa się z dwóch etapów. W pierwszym wykonuje się płytkie tłoczenie wstępne na przyrządzie, którego schemat jest podany na rys. 6, wstawionym między kłami tokarki. Kształtowa część przyrządu składa się z segmentów 5, 6, 7, 8, 9, umożliwiających jej wyjęcie po zakończeniu operacji.

Segmenty są wykonywane z duralu. Segmenty stalowe pozostawiają rysy w miejscu styku sąsiednich segmentów.

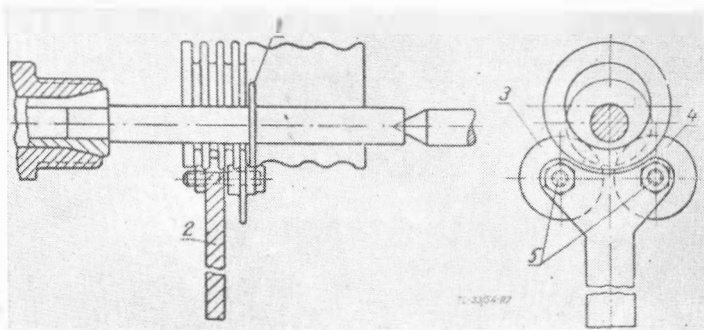
Drugim etapem jest tłoczenie ostateczne dokonywane przy użyciu przyrządu, zawierającego trzy rolki o profilu odpowiadającym wewnętrznemu i zewnętrznemu obrysowi fali.



Rys. 6 — Przyrząd do tłoczenia wstępnego mieszka metodą mechaniczną: 1 — trzpień, 2 i 3 — tulejki zaciskowe, 4 — nakrętka, 5, 6, 7, 8, 9 — segmenty kształtowej części przyrządu

Rolka 1 znajduje się na wałku wewnętrznym, rolki 3 i 4 na oprawce 2 z zewnątrz mieszka (rys. 7) i obracają się na osiach 5.

Występ oprawki 2 wchodzącej między już wykonane sfalowanie dystansuje sfalowania następne. Każde sfalowanie



Rys. 7 — Przyrząd do tłoczenia ostatecznego mieszka metodą mechaniczną: 1 — rolka wewnętrzna, 2 — oprawka, 3, 4 — rolki zewnętrzne, 5 — osie rolek

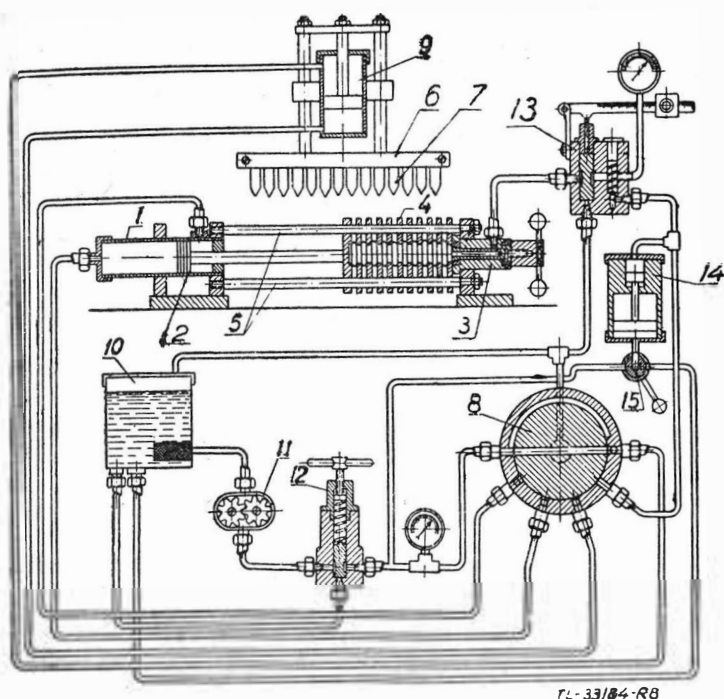
mieszka jest wykonywane kolejno po przesunięciu przyrządu, co daje długi, zależny od liczby fal, proces produkcyjny. Po wykonaniu mieszka, denko jest lutowane.

Tłoczenie metodą hydrauliczną odbywa się na specjalnym urządzeniu, którego schemat jest podany na rys. 8 i 9. Półfabrykatem wyjściowym jest cienkościennea gilza, zamknięta denkiem, o średnicy wewnętrznej równej średnicy wewnętrznej mieszka.

Stoisko do tłoczenia hydraulicznego zawiera cylinder 1, w którym porusza się tłok 2 zakończony oprawką z wgłębieniem, odpowiadającym kształtem denka mieszka. Do nieruchomej podstawy 3, przez którą jest doprowadzany olej, jest szczelnie zamocowana gilza wyjściowa. Między cylindrem 1 a podstawą 3 znajdują się dzielone matryce 4, przesuwane po prowadnicach 5. Matryce mają kształt zewnętrznej linii sfalowań. W uchwycie 6 są zamocowane płytki dystansujące 7, ustalające odległości między matrycami w początkowej fazie tłoczenia mieszka. Rozdzielacz 8 steruje obiegiem oleju do cylindra 1 i cylindra 9, który przesuwając 6 płytek dystansujących, wysuwając je w drugiej fazie tłoczenia. Olej pobierany ze zbiornika 10 jest tłoczony przez pompę 11. Ciśnienie robocze jest regulowane przez zawór redukcyjny 12 oraz przez zawór 13, obciążony ciężarem, umieszczony bezpośrednio przy wejściu do cylindra 1.

Po szczelnym zamocowaniu gilzy w podstawie 3, ustawieniu matryc za pomocą płytek dystansujących i dosunięciu tłoka do denka gilzy, olej pod ciśnieniem zostaje skierowany do wnętrza gilzy przy nieruchomym tłoku 2. Powoduje to wstępne płytkie sfalowanie ścianek gilzy. W drugiej fazie tłoczenia olej jest skierowany do cylindra 9, powodując wysunięcie płytek dystansujących, oraz do cylindra 1, który przesuwając się w kierunku podstawy 3. Ciśnienie oleju wytłacza ścianki między matrycami, które przesuwają się wzdłuż prowadnic, przesuwane przez tworzące się sfalowania. Nadmiar oleju, przy zmniejszaniu objętości mieszka w czasie tłoczenia, jest usuwany przez zawór 13 do zbiornika. Po zakończeniu operacji, olej jest skierowany na prawą stronę tłoka, odsuwając

go do położenia początkowego. Po otwarciu matryc mieszek jest wyjęty, matryce zaś, pod działaniem sprężyn, zamykają się i przesuwają do położenia początkowego. Dokładne ich



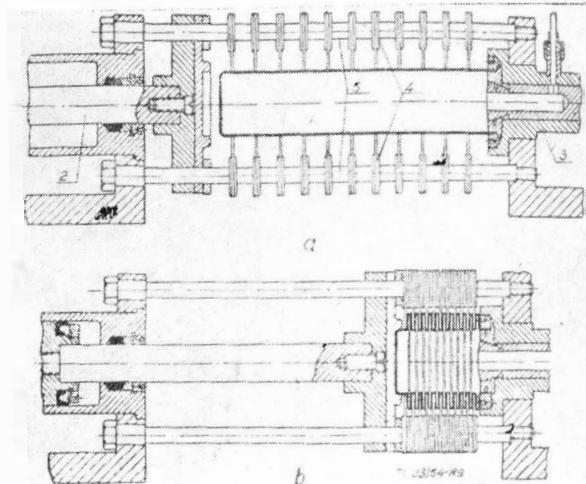
Rys. 8 — Schemat urządzenia do tłoczenia mieszków metodą hydrauliczną

rozstawienie otrzymuje się przez opuszczenie oprawki z płytkami dystansującymi. Opisane czynności, po założeniu gilzy wyjściowej, są często zautomatyzowane. Stoisko zawiera dodatkową, włączoną w obwód prasę hydrauliczną 14 włączaną zaworem 15, umożliwiającą (w razie potrzeby) chwilowe zwiększenie ciśnienia w końcowym stadium tłoczenia.

Na rys. 9 podany jest schemat zakończenia tłoka, matryc, przewodnic i podstawy w początkowej i końcowej fazie procesu.

Ciśnienie robocze stosowane przy hydraulicznym tłoczeniu mieszków zależy od grubości ścianek i materiału. Dla mieszków stosowanych w przyrządach lotniczych zawiera się ono w granicach 15 do 300 kG/cm².

Po wytłoczeniu mieszk są kalibrowane. Operacja ta polega na osiowym obciążeniu mieszka i ma na celu ostateczne ustalenie jego długości i kąta pochylenia stoków fal (kąt α na rys. 1). Kalibrowanie może odbywać się na prasce ręcznej lub pneumatycznej, tylko przy obciążeniu ściskającym mieszek.



Rys. 9 — Szczegół urządzenia do hydraulicznego tłoczenia mieszków: a) faza początkowa, b) faza końcowa, 2 — tłok, 3 — podstawa nieruchoma, 4 — matryce, 5 — przewodnic

W celu usunięcia naprężeń wewnętrznych mieszk są, po kalibrowaniu, poddane obróbce cieplnej — sezonowaniu.

Kontrola mieszków polega na sprawdzeniu szczelności pod wodą przy użyciu sprężonego powietrza, oraz na sprawdzeniu charakterystyki. Przed lutowaniem końcówek mieszek powinien być dokładnie przemyty benzyną i oczyszczony przez przedmuchiwanie sprężonym powietrzem.

Artykuł wpłynął dnia 20 maja 1954 r.

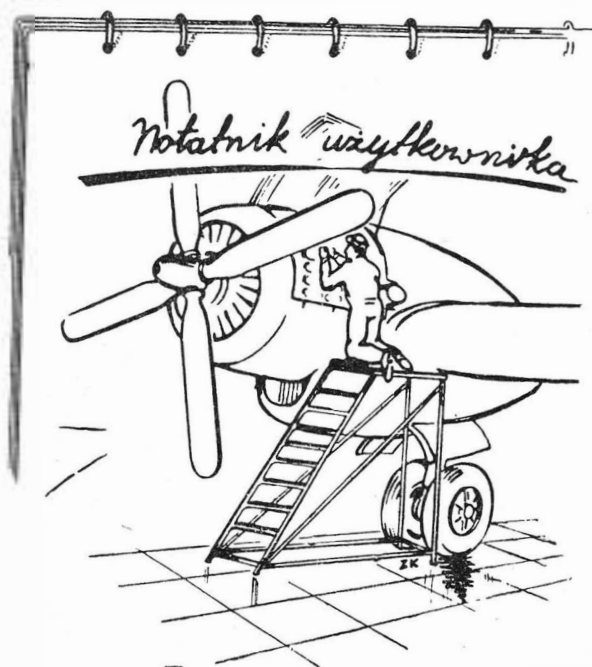
LITERATURA

- W. I. Feodosjew — Uprugije elementy toczno go priborostrojenija, Oborongiz, 1949
- A. N. Gawriłow — Technologia awiacyjnego priborostrojenija, Oborongiz, 1951
- M. K. Zochowski — Technika izmierienija dawlenija i razrieżenija, Maszgiz, 1952
- B. A. Ass, M. F. Baryszewa — Osnovy sborki i regulirowki manometriczeskich priborow, Oborongiz, 1952

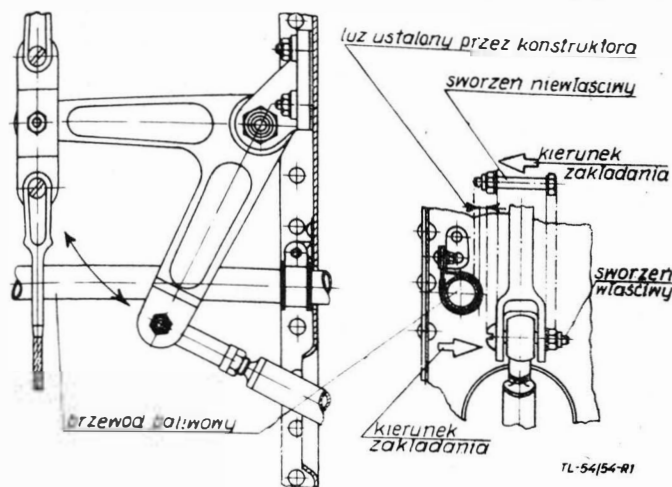
Niewłaściwy sworzeń uszkodził przewód paliwowy

Pomimo naszych wezwań o współpracę z niniejszym działem, kierowanych zwłaszcza do użytkowników sprzętu lotniczego, nie otrzymujemy rodzimych opracowań i nasz „Notatnik Użytkownika” zapełnił się jak dotychczas przeważnie pracami tłumaczonymi. W poszukiwaniu tych materiałów znaleźliśmy w zagranicznej prasie lotniczej szereg ciekawych omówień, drobnych na pozór, odstępstw i uchybień wprowadzonych w czasie eksploatacji sprzętu, które spowodowały w konsekwencji poważne wypadki lotnicze. Omówienia te są zestawiane przez Guggenheim Aviation Safety Center. Poniżej zamieszczamy pierwsze z nich. Wybrał i opracował mgr inż. Stanisław Madeyski.

Ponad przewodem paliwowym, mocowanym za pomocą obejm i ułożonym wzdłuż ściany umieszczona jest dźwignia, która waha się w płaszczyźnie równoległej do tej ściany. Końce dźwigni łączą się przegubowo z popychaczem drążkowym oraz cięgnami. Jako przeguby zastosowano sworznie śrubowe. Konstruktor przewidywał, że sworznie popychacza na tym ramieniu dźwigni, które zatacza łuki ponad przewodem paliwowym, będzie wkładany od strony ściany i zapewnił luz uwzględniający wysokość łba z wycięciem na wkrętek. W wa-



Załączony do niniejszej notatki rysunek przedstawia szczegół bardzo często spotykany w konstrukcjach lotniczych, przy czym nieszczęśliwy wypadek spowodowany został jedynie przez zbieg kilku okoliczności.



Skrzynka Techniczna

„NA STRAŻY POLSKIEGO NIEBA“

Dnia 20. sierpnia 1954 r., w przeddzień Święta Lotnictwa, w salach wystaw czasowych Muzeum Wojska Polskiego w Warszawie, otwarta została wystawa poświęcona historii polskiego lotnictwa, obrazująca w pierwszej części dzieje naszej myśli lotniczej od czasów najdawniejszych aż do współczesnego rozwoju techniki lotniczej w okresie do wybuchu drugiej wojny światowej, oraz w drugiej części — dorobek dziesięciolecia Odrodzonego Lotnictwa Ludowego na tle rewolucyjnych przemian ustrojowych. Omawiana wystawa jest pionierską próbą zebrania materiałów historycznych lotnictwa polskiego, i dlatego z uznaniem należy podkreślić trud zespołu pracowników Muzeum Wojska Polskiego, którzy z dużym pietyzmem oraz z wnikliwością badaczy, podeszli do bardzo nam bliskiego i „leżącego nam na sercu” tematu, jakim jest historia lotnictwa polskiego. Wielokrotnie Skrzynka Techniczna „Techniki Lotniczej” poświęcała swe łamy dla tej sprawy, gromadząc dostępne nam materiały z rozwoju techniki lotniczej w Polsce. Dlatego też i teraz konsekwentnie wyciągamy jeden wniosek: zbiór eksponatów obecnej wystawy powinien stać się załącznikiem przyszłego Muzeum Lotnictwa. Uważamy, że kompetentne czynniki powinny powołać komisję złożoną z fachowców lotniczych, która ułatwi muzeologom przygotowanie pokazu, godnego do stałego reprezentowania polskiego lotnictwa w Muzeum Techniki w Pałacu Kultury i Nauki im. Józefa Stalina w Warszawie. Na bazie omawianej wystawy stworzenie takiego pokazu nie będzie już trudne; potrzebne będą jedynie pewne korekty i uzupełnienia części historycznej, ustawienie zaś części dydaktycznej będzie wymagało nieco więcej pracy.

Ale wracajmy do samej wystawy. Okres najdawniejszy — legendy i pierwszych przejawów naukowej myśli lotniczej — pokazany jest pogłębienie w odniesieniu do „równoległych” (niejako), znanych powszechnie podań, zdarzeń i postaci. I tak —

Mitycznemu Ikarowi odpowiadają przedstawione na rysunkach legendarne postacie Latawca ze starych pieśni ludowych z okolic Gór Świętokrzyskich oraz mnicha Cypriana czy kowala, którzy według podań ludowych mieli wykonywać próby wzlatywania w powietrze.

Genialnemu myślicielowi i artyście Leonardo da Vinci, prekursorowi nauki i badań lotniczych towarzyszą nasi uczeni i twórcy epoki Odrodzenia: Siemieniowicz i Boratyni. Za pomocą bardzo skromnych, ale odpowiednio dobranych środków, twórcy wystawy przedstawili tę narzucającą się samą przez się współzależność. Kilka reprodukcji własnoręcznych szkiców Leonardo, model jego maszyny latającej i szereg cytat z jego „Kodeksu lotu ptasiego”. I obok oryginalna księga łacińska Siemieniowicza, wydana w roku 1650, oraz reprodukcje rysunków z jej części dotyczącej rakiet pokazują niemal „nowoczesną” technikę sporządzania rakiet. Rysunek zaś „latającego smoka” Boratyniego z 1648 r. pozwala na zorientowanie się, jak ówczesny „konstruktor” wyobrażał sobie maszynę latającą.

Obok wzmianek informacyjnych i rysunków pierwszych wzlotów balonów za granicą (Kriakutnoj w Rosji i bracia Mongolfier we Francji) znajdujemy odpowiedniki świadczące o zainteresowaniu w Polsce lotem maszyn lepszych od powietrza. Prace drukowane Śleszowskiego i Osińskiego, rysunki i medale odnoszące się do pierwszych wzlotów w Polsce, przeprowadzanych przez Okraszewskiego, Śniadeckich i Potockiego.

Współczesny rosyjskiemu twórca pierwszych rakiet Kibalczycow. Przedstawia nam się generał Józef Bem, którego prace drukowane i rysunki, wyobrażające wprowadzoną przez niego broń rakietową, zgromadzone w ciekawych eksponatach z lat dwudziestych dziewiętnastego wieku.

Obok nazwisk czołowych twórców nowoczesnej nauki lotniczej — Żukowskiego, Ciołkowskiego (Polaka z pochodzenia), Juriewa — postać Stefana Drzewieckiego, twórcy naukowych podstaw teorii śmigieł lotniczych. Działalność jego przedstawiono na poglądowych planszach oraz na podstawie zgromadzonych oryginalnych prac drukowanych.

Obok fotografii, rysunków i opisów wzlotów samolotu Możajskiego i latawca Lilienthala — postać malarza Czesława Tańskiego, czołowego naszego, na miarę światową, eksperymentatora oraz kon-

runkach polowej eksploatacji przy wymianie tego sworznia użyto sworzeń o innym łbie, sześciokątnym, który ponadto wsunęto od przeciwnej jak przewidywał konstruktor strony. Wymiar zakończenia sworznia (w dodatku zbyt długiego) przekraczał już ustalony luz. Ocierające się o rurowy przewód paliwowy zakończenie sworznia spowodowało przetarcie rury, co w następstwie doprowadziło do wyciekania paliwa, pożaru samolotu i śmierci załogi.

Omówiony przykład powinien zwrócić uwagę konstruktorów — na dobór właściwych luzów między elementami ruchomymi i przewodami paliwowymi oraz na odpowiednie sporządzanie dokumentacji konstrukcyjnej i eksploatacyjnej;

użytkowników — na przestrzeganie wymagań dokumentacji oraz na wnikliwą ocenę sytuacji zwłaszcza przy „improwowanych” zabiegach naprawczo-obługowych;

kontrolerów — na szczegółową analizę zgodności sprzętu lotniczego opuszczającego warsztat z dokumentacją techniczną oraz na zmiany wprowadzane, często samowolnie, przez wykonawców lub obsługę.

struktora. Plansza, rysunki i fotografie oraz modele ilustrują jego wszechstronną działalność.

Szereg fotografii obrazuje początkowy okres rozwojowy konstrukcji lotniczych i sportu lotniczego okresu przed pierwszą wojną światową, z okresu niewoli pod trzema zaborcami. Widzimy fotografie samolotów konstruowanych przez Polaków: Libańskiego, Rumbowicza, Bronisławskiego, Głowińskiego i innych. Widzimy fotografie pilotów i pokazów lotniczych, wycinki z gazet i czasopism współczesnych, widzimy przejawy uczestnictwa polskiego społeczeństwa w narodzinach nowoczesnego lotnictwa.

Pokaz okresu międzywojennego jest bardziej chaotyczny (zwłaszcza, gdy patrzymy nań okiem technika lotniczego) i dlatego nie potrafi zwiędzającemu uzasadnić w sposób przekonujący ogólniejsze tezy jaka przyswiecała twórcom wystawy — słabość lotnictwa polskiego, która okazała się we wrześniu roku 1939 przy wspaniałych nieraz osiągnięciach ludzi i sprzętu.

Pokazano fotografie uczonych naszych, prof. Witoszyńskiego i prof. Hubera, ale nie przedstawiono bodaj wykazu ich dorobku naukowego oraz prac dokonanych przez nich samych lub ludzi z ich szkoły w Instytucie Aerodynamicznym przy Politechnice Warszawskiej i Instytucie Technicznym Lotnictwa. Nie przedstawiono w ogóle dorobku ośrodka lwowskiego.

Przedstawiono oryginalne patenty uzyskane na szereg przodujących rozwiązań, między innymi silnika odrzutowego Bernadzikiewicza, Sachsa i Oderfelda, ale z tego samego źródła patentowego nie wykorzystano takich ciekawych osiągnięć jak: układ steru „motylek” Rudlickiego, samolot z charakterystycznym wygięciem skrzydła Puławskiego, skrzela (sloty) sterowane aerodynamicznie Łabunia i Bieńka oraz inne.

Zgromadzone bardzo dużo ciekawych zdjęć świadczących o bogactwie pomysłów i rozwiązań naszych konstruktorów, zarówno z przemysłu państwowego i prywatnego, jak i domorostych ale utalentowanych samouków, pracujących w osamotnieniu. Widzi się fotografie samolotów, których szczegóły niejednokrotnie uciekały z pamięci ówczesnych, „starych” obecnie, współtwórców. Zestawowi tych fotografii brak jednak usystematyzowania, wskazującego na drogi rozwojowe konstrukcji w chronologicznym porządku, (Cieszył nas ta cecha cyklu „Polskie Lotnictwo” drukowany ostatnio przez bratnie czechosłowackie czasopismo „Křídla vlasti”). Dla młodocianych zwiedzających celowe byłoby przy tym pokazanie porównań z współczesnymi konstrukcjami zagranicznymi, co unaościłoby najdobitniej, że przedstawione konstrukcje rodzime nie tylko nie ustępowały obcym, ale nawet często przewodziły trafnością rozwiązania, a także starannością wykonania. Najwięcej uwagi poświęcono wytrwałemu konstruktorowi sierżantowi Działowskiemu, ale również należało wskazać działalność takich konstruktorów jak Bartel, Nowotny, Medwecki, bracia Sido i inni.

Umieszczono wiele fotografii obrazujących działalność lotnictwa sportowego, zwłaszcza sporo uwagi poświęcono zagranicznym osiągnięciom naszego lotnictwa. Lot Orlińskiego i Kubiaka do Tokio, rekordowy przelot przez Południowy Atlantyk Skarżyńskiego, zwycięstwo Zwirki i Wigury w Challenge 1932 roku — słusznie są obszerniej objaśnione. Szkoda jednak, że nie zwrócono większej uwagi na inne rekordy ustanowione oraz przeloty wychynowe wykonane przez polskich pilotów (Czarkowski-Golejewski, Szalas, Karpiński i inni), na rozgrywane rokrocznie zawody krajowe, które pobudzały myśl konstruktorów, zgłaszających liczne nowe samoloty budowane wprawdzie często tylko w pojedynczych egzemplarzach, ale będące wspaniałym przejawem preżności twórców, konstruktora i jego pomocników — robotników budujących je z dużą ofiarnością i samozaparciem, wywodzącym się z ducha współzawodnictwa sportowego.

Stanowczo za mało wskazano osiągnięć polskich szybowników z okresu międzywojennego, ponieważ uzyskanie przez pilota Tadeusza Górę medalu Lilienthala było poprzedzone pionierską pracą wielu konstruktorów szybowcowych, instruktorów i pilotów, ilościowo zaś rozwój szybownictwa stawiał nas wówczas w czołówce światowej.

Nie pokazano wydawnictw lotniczych z okresu międzywojennego. Powinny tu się ukazać egzemplarze Młodego Lotnika, Skrzydlatej Polski, Lotu Polskiego, Lotnika, Lotnika Wielkopolskiego, Czasopisma Lotniczego, Przeglądu Lotniczego, Mechanika Lotniczego i wielu innych wydawnictw periodycznych. Brak jest Sprawo-

zdań IBTL i ITL, książek wydawanych przez LOPP, ITL, Instytut Aerodynamiczny, Katedrę Budowy Płatowców Politechniki Warszawskiej, lwowski Instytut Techniki Szybownictwa i inne (wystawienie egzemplarza czasopisma „Mechanik” uważamy za nieporozumienie).

Pierwszą część wystawy zamyka szereg plansz i fotografii oraz dokumentów, obrazujących rozgromienie polskiego lotnictwa we wrześniu 1939 roku, przy czym odpowiednio dobrane cytaty i publikacje pozwalają w łatwy sposób na wyciągnięcie wniosków o przyczynach tej katastrofy. Jednakże rozbić polskiego lotnictwa nie było zupełnie. Jak Feniks z popiołów na wszystkich frontach zjawiają się samoloty z białoczerwonymi szachownicami. Plansze i fotografie oraz publikacje objaśniają zwiedzającego, jakie ogromne ofiary ponieśli polscy lotnicy w obronie cudzego nieba na Zachodzie. Szkoda, że nie pokazano wysiłków i prac lotników w okupowanym kraju — w Podziemiu.

Ludowemu lotnictwu, odrodzonemu w Związku Radzieckim oraz jego bohaterskiemu szlakowi wyzwolenicemu w końcowym okresie wojny i sukcesom w pracy obecnej poświęcono drugą część wystawy.

Tytuł tej części pokazu jest zarazem tytułem całości wystawy — na straży polskiego nieba. — przy czym malarskim obrazem tego jest kompozycja umieszczona na wystawie: nowoczesne samoloty odrzutowe lecące nad typowym dla naszych czasów krajobrazem: wielki piec, linie wysokiego napięcia, nowoczesne osiedla, ogromne łany pól uprawiane mechanicznie. Aby jednak do takiego stanu mogło dojść, musiało polskie lotnictwo ludowe przejść ciężki szlak bojowy od Grigoriewskiej aż za Berlin, szlak poprzedzony żmudnym okresem szkolenia. Dla zilustrowania tych osiągnięć zgromadzono na wystawie z tego okresu archiwalne fotografie, dokumenty, rozkazy, w których wielokrotnie wyróżniane są jednostki polskiego lotnictwa, mapy z poglądowo wskazanymi akcjami bojowymi lotników polskich. Z fotografii tych i obrazów wyłaniają się znane wszystkim postacie dowódców, instruktorów i wykładowców radzieckich, którzy umożliwili dokonanie odrodzenia polskiego lotnictwa i prowadzili go w zwycięskich bojach nie szczędząc swych sił i życia. Licznie umieszczone również szkice i rysunki przedstawiają akcje sabotażowe, dokonywane w hitlerowskich fabrykach sprzętu lotniczego, zestrzelenie samolotu wrogu przez partyzantów i tym podobne przejawy walki narodu polskiego z faszyzmem.

Z tym pokazem z okresu walk wyzwoleniczych łączy się ściśle część wystawy odnosząca się do obecnej działalności lotnictwa wojskowego — szkolenie nowych kadr, opanowywanie pilotażu i obsługi nowoczesnego sprzętu bojowego, tworzenie zbrojnego ramienia chroniącego Ojczyznę.

Fotografie i obrazy, przedstawiające życie szkół i jednostek lotniczych, ciekawe modele poglądowe i eksponaty naturalne (niektóre przekrojone) użytkowanego sprzętu bojowego i nawigacyjno-pilotażowego — pozwalają na zapoznanie się z tymi poczynaniami naszych lotników wojskowych.

Gabloty, zawierające modele redukcyjne budowanych w kraju samolotów i szybowców, pozwalają na przejrzysty przegląd czego dokonaliśmy w ubiegłym dziesięcioleciu. Jednakże brak uporządkowania chronologicznego i lakoniczności objaśnień oraz niekompletność zestawu nie dają pełnego obrazu osiągnięć polskich robotników, techników i inżynierów. Wystawione modele latające oraz sil-

niczki do nich nie dają również całkowitego wyobrażenia o małym lotnictwie, które może się poszczycić ładnymi wynikami, świadczącymi o wyteżonej pracy naszej młodzieży lotniczej.

Komunikacja lotnicza oraz jej szeroko sięgający zakres współpracy z życiem gospodarczym kraju, przejawiający się w służbie ochrony przyrody oraz upraw nowoczesnych — jest przedstawione w sposób nie odpowiadający jej znaczeniu.

To samo niestety trzeba powiedzieć o dorobku nauki uczelni i instytutów lotniczych oraz o wydawnictwach lotniczych, które na pokazie reprezentowane są przez popularnotekniczne książki, nie ma zaś zupełnie wydawnictw naukowych, poważnych pozycji bibliograficznych oraz skryptów uczelni wyższych, jak również prozy i poezji lotniczych.

Gabloty obrazujące działalność LPŻ oraz lotniczego sportu motorowego, szybowcowego i spadochronowego cechuje również duża przypadkowość wystawionego materiału, brak uporządkowania chronologicznego i niepełność przy jednoczesnym częstym błędnym powtarzaniu się niektórych tematów.

Zdajemy sobie sprawę z tego, że wytknięte zarzuty niekompletności czynimy w założeniu naszego wypowiedzianego na wstępie. postulatu wykorzystania tej wystawy jako bazy do stworzenia pokazu dla Muzeum Lotnictwa. Rozumiemy bowiem, że zarówno nieduże, przeznaczone na wystawę, pomieszczenia, jak i nielata pionierska praca poszukiwania materiałów, nie zawsze uwieńczona powodzeniem — spowodowały, że nie można było pokazać tego wszystkiego, co tylko pamięć ludzka może odtworzyć.

Uzupełnieniem omawianej wystawy są eksponaty lotnicze, zawarte w stałym pokazie Muzeum Wojska Polskiego. Na terenie otaczającym gmach są ustawione samoloty, które uczestniczyły w ostatniej wojnie. Są to: bombowiec nurkujący Pe 2, myśliwski Jak 9, szturmowy Il 2, łącznikowy Po 2 i szkolno-treningowy Ut 2. W holu Muzeum ustawiony jest silnik odrzutowy RD 10A, wybudowany z samolotu myśliwskiego. W sali pierwszego piętra znajduje się silnik M 11 D częściowo przekrojony, spadochron desantowy, aparat lotniczo-fotograficzny, przyrządy pokładowe, radiostacje, radiopółkompas i tym podobne urządzenia osprzętu lotniczego.

Na wystawie z przyjemnością stwierdziliśmy, że materiały zamieszczone w naszym piśmie zostały wykorzystane do pokazu. Odnaleźliśmy więc fotokopie rysunków z artykułów o Leonardo da Vinci i o silniku odrzutowym Bernardzikiewicza, zeszyt otwarty na wzmiance o silniku birotacyjnym Brzeskiego w Skrypcie Technicznej. Znaleźliśmy również najnowszy zeszyt „Techniki Lotniczej” jaki się ukazał w chwili otwarcia wystawy, jak również jeden zeszyt z okresu międzywojennego.

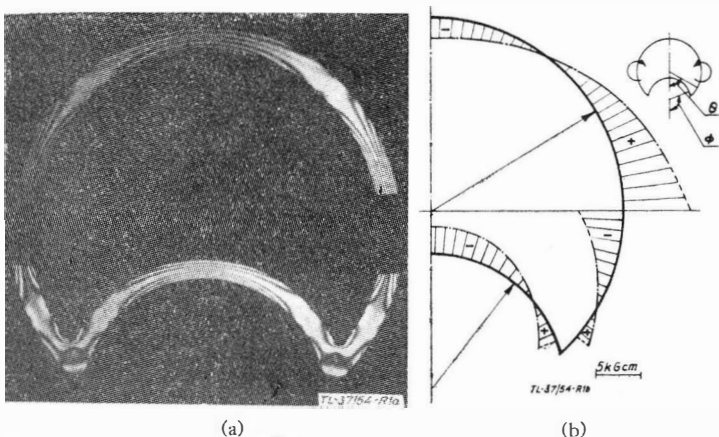
Na zakończenie pragniemy podkreślić raz jeszcze, że pracownicy Muzeum Wojska Polskiego, tworząc omawianą wystawę, przysłużyli się sprawie lotniczej i zasługują na wdzięczność wszystkich interesujących się lotnictwem. W momencie, gdy piszemy te słowa — wczesień 1954 — znajdujemy na łamach bratniego pisma „Skrzydła Polska” artykuł o wystawie, który, jak widać z dotychczas wydrukowanych pierwszych dwóch odcinków, stanie się obszerną monografią wystawy „Na straży polskiego nieba” — tam więc odsyłamy naszych Czytelników, którzy znajdą w nim systematyczny i szczegółowy opis eksponatów wystawy, ilustrowany wieloma zdjęciami.

S. M.

Nowości techniczne

Wyznaczanie momentów gnących we wręgach kadłuba na drodze elastooptycznej*)

Opisywana praca doświadczalna miała na celu określenie użyteczności elastooptyki w zastosowaniu do analizy wytrzymałościowej wręg kadłuba samolotu. Wykonane badania po-



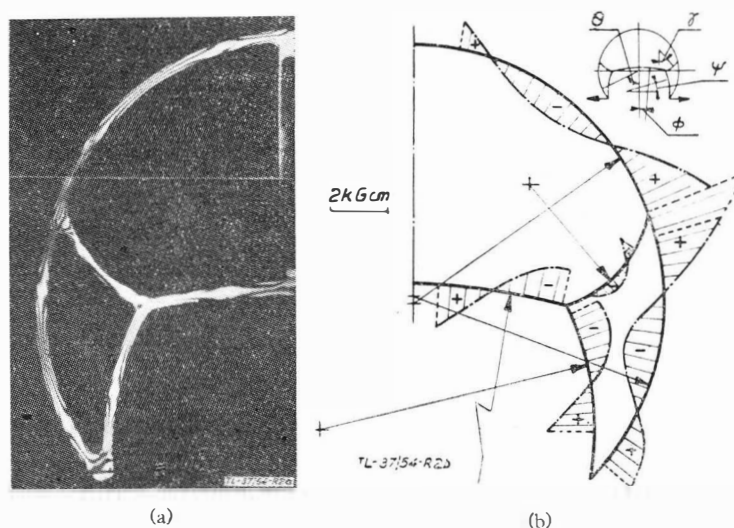
Rys. 1. Badanie wręgi o uproszczonym kształcie, spotykanej na dużych bombowcach:

- obraz izochrom
- schemat obciążenia oraz doświadczalny wykres momentów gnących

dzielić można na dwie części. Pierwsza część obejmuje badania pierścieni oraz wręg bez pokrycia, poddawanych obciąż-

żeniom przez bezpośrednio działające siły skupione oraz momenty. W drugiej części badaniom poddawane były wręgi, stanowiące elementy modeli złożonych z wręgi i pokrycia, przy czym obciążenia zewnętrzne działały bezpośrednio na wręgę, układ zaś pozostawał w równowadze na skutek reakcji działających na usztywnione zakończenia powłok.

We wszystkich przypadkach wykonano równoległe oblicze-



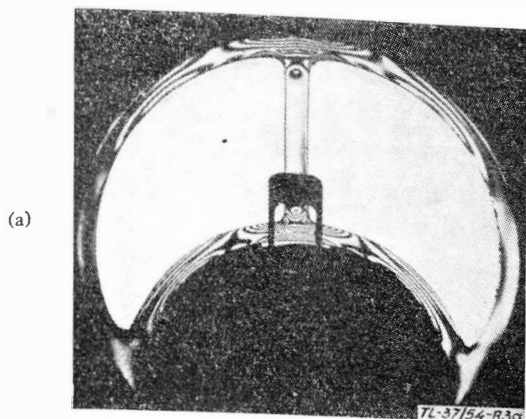
Rys. 2. Badanie wręgi prototypu nowoczesnego bombowca: a) obraz izochrom w modelu wręgi b) schemat obciążenia oraz doświadczalny wykres momentów gnących

*) Poniższa notatka stanowi krótkie streszczenie pracy P. P. Benhama pt. „Bending Moments in Fuselage Frames Obtained by the Photoelastic Method”, zamieszczonej w czasopiśmie Journal of the Royal Aeronautical Society, nr 515, z listopada 1953 r.

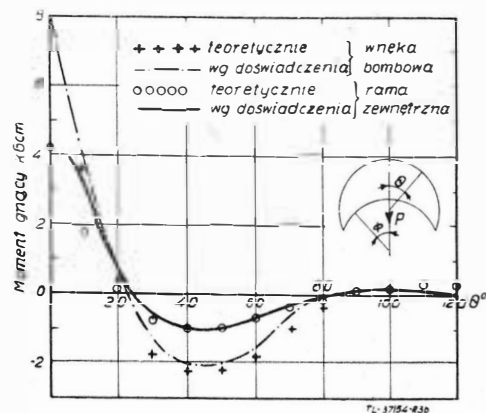
nia teoretyczne oraz obliczenia w oparciu o wyniki pomiarów elastooptycznych. Badania elastooptyczne przeprowadzono przy pomocy polaryskopu elastooptycznego, pracującego na równoległej wiązce świetlnej, o średnicy przestrzeni pomiaro-

świadczalne wykresy momentów gnących na podstawie zdjęć elastooptycznych.**)

Rozkłady i wartości momentów gnących w pierścieniach i wręgach bez powłok, podane w pierwszej części pracy, wy-



(a)



(b)

Rys. 3. Badanie partii kadłuba samolotu, składającej się z wręgi obustronnego pokrycia:

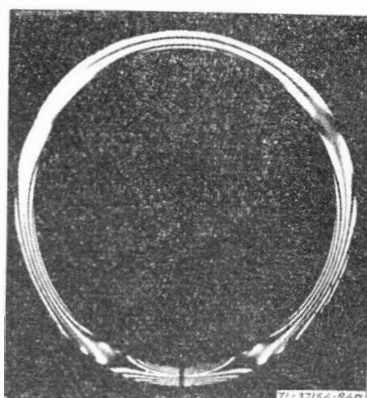
a) obraz izochrom w modelu wręgi

b) schemat obciążenia oraz wykresy momentów gnących

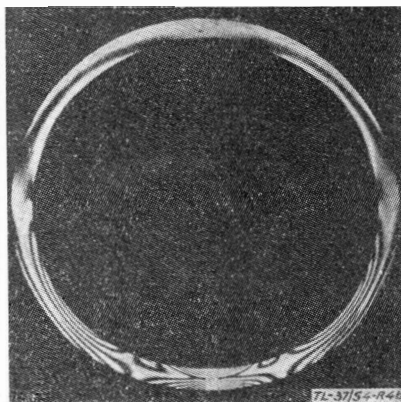
wej równej ok. 150 mm. Modele pierścieni oraz wręg wykonywano z żywicy sztucznej Columbia C. R. 39, z dokładnością do $\pm 0,025$ mm. Powłoki wykonywano z celuloidu. Wręgi z powłoką sklejało klejem octanowym Bexol.

Celem uniknięcia żmudnego wyznaczania wartości obu naprężeń głównych we wręgach, na podstawie układów izochrom oraz izoklin, względnie na podstawie pomiarów interferometrycznych, oraz biorąc pod uwagę fakt, iż znajomość rozkładu i wartości momentów gnących we wręgach jest na-

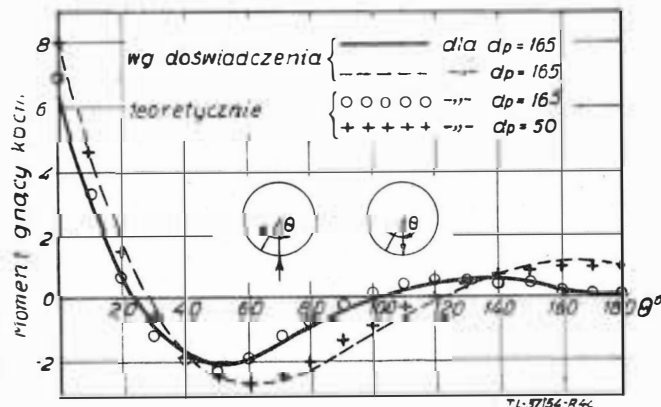
kazuja dużą zgodność z wartościami otrzymanymi teoretycznie, obliczonymi według zasady najmniejszej pracy odkształcenia; — odchylenia zawierają się w granicach 5%, z wyjątkiem bezpośredniego sąsiedztwa punktów zerowych oraz połączeń. Zdjęcia izochrom we wręgach oraz wykresy momentów gnących, wyznaczonych na podstawie zdjęć, podane są na rysunkach 1 i 2 (znak momentu + oznacza rozciąganie we włóknaach wewnętrznych). Wręga podana na rys. 2a jest wręgą prototypu bombowca o nowoczesnym rozwiązaniu konstruk-



(a)



(b)



(c)

Rys. 4. Badanie modelu składającego się z pierścienia oraz obustronnego pokrycia, obciążonego siłą skupioną, działającą wzdłuż średnicy wręgi:

a) obraz izochrom przy sile skierowanej na zewnątrz pierścienia

b) obraz izochrom przy sile skierowanej do wewnątrz pierścienia

c) schemat obciążenia oraz wykresy momentów gnących

ogół bardziej interesująca dla konstruktora, zdecydowano wyznaczać wartości momentów gnących, bezpośrednio na podstawie układów izochrom i izoklin, pomijając wyznaczanie naprężeń. Opierając się na fakcie, iż stosunek promienia krzywizny wręgi do jej wysokości (szerokości) w dużych samolotach cywilnych i wojskowych jest rzędu 25:1 do 36:1, zastosowano teorię prostej belki, otrzymując prosty liniowy związek pomiędzy wartością momentu gnącego w danym przekroju, a sumą rzędów izochrom w skrajnych włóknaach przekroju.

Związek ten ma postać następującą:

$$M = \frac{h^2 f}{12} (n_1 + n_2) = K' (n_1 + n_2)$$

gdzie

- M — moment gnący
- h — wysokość przekroju wręgi
- f — elastooptyczna stała materiałowa
- n_1, n_2 — rzędy izochrom w przeciwnych skrajnych włóknaach danego przekroju
- K' — stała pomocnicza

Przy pomocy powyższej zależności zostały wyznaczone do-

cynym. Niestety, Autor nie mógł podać danych konstrukcyjnych badanej wręgi, wymiarów, wartości obciążeń oraz wyników obliczeń teoretycznych tak, że Czytelnik może jedynie przyjąć do wiadomości informacje Autora o dobrej zgodności wyników teoretycznych z wynikami doświadczalnymi.

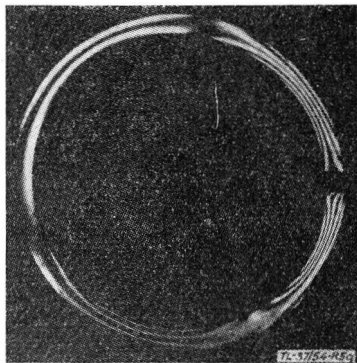
Druga część pracy podaje wyniki badań modeli większych fragmentów kadłuba, złożonych z wręgi oraz pokrycia. Wręgi były bezpośrednio obciążane siłami lub momentami zewnętrznymi, które przenosiły się poprzez powłokę na podpory umieszczone przy krawędach powłok. Krawcowe przekroje powłok były usztywnione. Podobieństwo geometryczne modelu z obiektem zachowano wprowadzając dla wymiarów geometrycznych powłoki współczynnik, zwany względnym współczynnikiem sztywności „ d_p ” o określonej wartości liczbowej. Współczynnik ten określony jest zależnością:

*) Bliższe dane odnośnie metody wyznaczania naprężeń na podstawie zdjęć elastooptycznych znajdzie Czytelnik w artykułach i pracy mgr inż. Jerzego Pindery: „Zarys elastooptycznej metody analizy naprężeń”, „Technika Lotnicza” nr 3/49, „Zastosowanie metody elastooptycznej w przemyśle i technice” Przegląd Techniczny 9—10/50, „Elastooptyka — cenne narzędzie konstruktora” Przegląd Mechaniczny 12/52, „Zarys elastooptyki” PWT, Warszawa 1953.

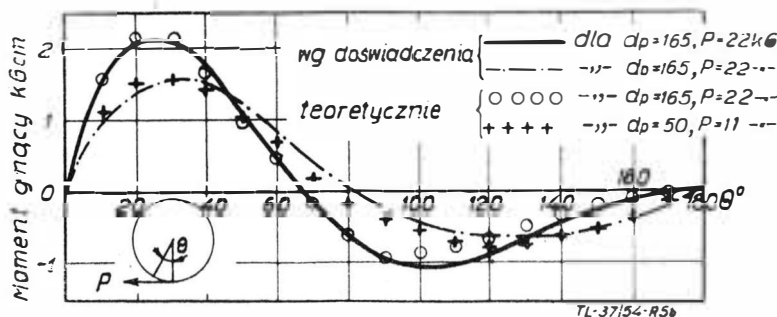
$$d_p = \frac{R^3 t G}{E I L}$$

gdzie:

- R — promień wręgi mierzony do osi obojętnej przekroju
 t — grubość przekroju wręgi
 G — moduł ścinania
 E — moduł Younga
 I — moment bezwładności poprzecznego przekroju wręgi
 L — długość powłoki między wręgą a końcową grodzią



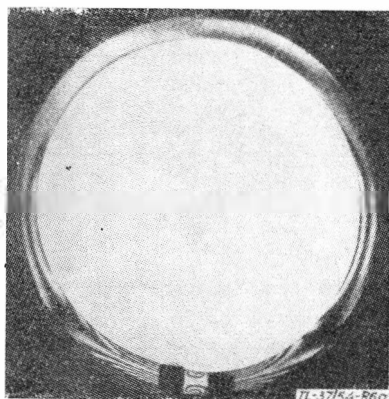
(a)



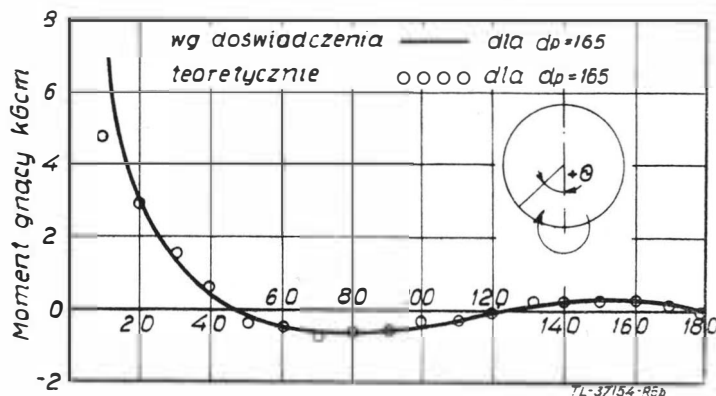
Rys. 5. Badanie modelu składającego się z pierścienia oraz obustronnego pokrycia, obciążonego siłą styczną do wręgi:

a) obraz izochrom w modelu wręgi b) schemat obciążenia oraz wykresy momentów gnących

Współczynnik d_p określa stosunek sztywności na ścinanie powłoki do sztywności na zginanie wręgi. Przebądane były wręgi różnych kształtów, przy czym realizowano poszczególne przypadki obciążeń, jak obciążenia siłami normalnymi, siłą styczną, oraz momentami. Zdjęcie izochrom w tym modelu podane jest na rys. 3a, zaś rys. 3b podaje przynależny wykres momentów gnących.



(a)

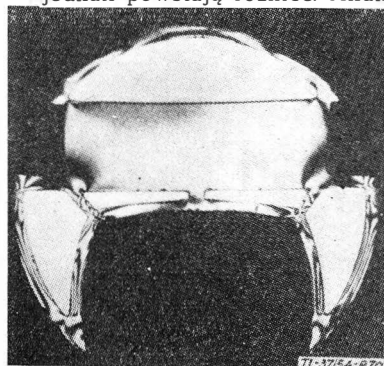


(b)

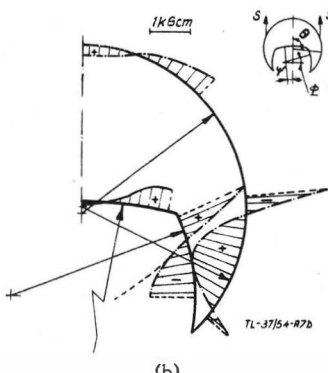
Rys. 6. Badanie modelu składającego się z pierścienia oraz obustronnego pokrycia, obciążonego momentem:

a) obraz izochrom w modelu wręgi b) schemat obciążenia, oraz wykresy momentów gnących

Wyniki pomiarów elastooptycznych w tej serii badań częściowo pokrywają się z wynikami teoretycznymi, częściowo jednak powstają różnice. Analiza zdjęć elastooptycznych oraz



(a)



(b)

Rys. 7. Badanie modelu składającego się z wręgi dźwigarowej oraz obustronnego pokrycia, stanowiącego model partii kadłuba bombowca:

a) obraz izochrom w modelu wręgi
 b) schemat obciążenia oraz doświadczalny wykres momentów gnących

wykresów momentów gnących przedstawionych na rys. 4 i 5 pozwala na wysunięcie przypuszczenia, iż występujące częściowe rozbieżności pomiędzy wynikami otrzymanymi na drodze teoretycznej i doświadczalnej spowodowane są odmienną pracą powłoki przy rozciągających i ściskających naprężeniach w powłoce, co z kolei zmienia założone warunki wyjściowe, na których oparto rachunek teoretyczny. W przypadku prawidłowej pracy powłoki zachodzi zupełna (z wyjątkiem bezpośredniej okolicy punktu przyłożenia naprężenia, zrealizowanego ze względów technicznych nieco odmiennie niż to zostało przyjęte teoretycznie) zgodność wyników doświadczalnych i teoretycznych, jak to widoczne jest na rys. 6.

Serię badań partii kadłuba, składających się z wręgi i obustronnych partii powłok, zakończyły badania wręgi z dźwigarem (skrzydłowym), podanej na rys. 7. Schemat obciążenia i wykres momentów otrzymany doświadczalnie widoczny jest na rys. 7b. Niestety i w tym przypadku dane konstrukcyjne wręgi oraz wyniki obliczeń teoretycznych nie mogły być podane, co uniemożliwia Czytelnikowi przeanalizowanie przyje-

tych zależności podobieństwa oraz analizę wyników otrzymanych na drodze teoretycznej i doświadczalnej. Dla tej wręgi wyniki doświadczalne pokrywają się całkowicie z teoretycznymi dla partii wręgi powyżej i poniżej dźwigara. Rozbieżności wyników, które zachodzą dla ścian bocznych i ściany stropowej wnęki bombowej wywołane zostały głównie przez to, iż w teoretycznym obliczeniu połączenie pomiędzy dźwigarem a ścianą stropową wnęki bombowej, zrealizowane przez trzy pręty, przyjęte zostało jako przegubowe, gdy w modelu wykonane zostało jako sztywne.

Niestety, nie było możliwe doświadczalne wyznaczenie rozkładu i wartości naprężeń ścinających w powłoce, a zwłaszcza wydatku naprężeń wzdłuż obwodu wręgi.

Ogólnie ujmując, wyniki badań wykazały celowość i użyteczność zastosowania badań elastooptycznych do analizy konstrukcji lotniczych.

Interesujące jest porównanie ilości czasu niezbędnego do uzyskania wyników na drodze teoretycznej i elastooptycznej. Otóż, przy wręgach bardzo prostych, np. w kształcie pierścienia bez powłoki, droga teoretyczna jest szybsza, natomiast przy wręgach o kształtach bardziej złożonych oraz pokrytych powłokami, szybsza jest droga doświadczalna.

Pracę kończą sugestie dotyczące tematyki dalszych elastooptycznych badań konstrukcji lotniczych, jak:

1) wyznaczenie krzywych momentów gnących dla obciążenia oraz w postaci sił działających wzdłuż stycznej, wzdłuż prowności d_p zawartych między 0 a 4000,

2) określenie wpływu usztywnień powłoki modelu reprezentujących podłużnice przymocowane do powłoki kadłuba, na rozbieżności wyników, które — być może — wywołane

są przez odmienną pracę powłoki przy ściskaniu („efekt ściśnięcia”),

3) wyznaczenie pola naprężeń oraz momentów w grodziach, dla kabin zwykłych oraz dla kabin ciśnieniowych,

4) wyznaczenie naprężeń we wręgach modelu składającego się z kilku wręg połączonych powłoką, gdy jedna z wręg jest obciążona,

5) wyznaczenie rozkładu naprężeń tnących w powłoce.
J. P.

Kronika

Kurs naukowy Polskiej Akademii Nauk

W dniach od 18 do 29 sierpnia br. odbył się w Międzyzdrojach wakacyjny kurs naukowy, zorganizowany przez Zakład Mechaniki Ośrodków Ciągłych (Z. M. O. C.) Instytutu Podstawowych Problemów Techniki PAN. Celem kursu było zapoznanie uczestników z najnowszymi osiągnięciami naukowymi, przedstawienie sprawozdań z prac prowadzonych przez poszczególnych pracowników Z. M. O. C. oraz wymiana doświadczeń z zakresu zagadnień objętych przez ten Zakład.

Kurs przewidywał zajęcia w dwóch sekcjach przy czym referaty obejmujące pewne zagadnienia światopoglądowe, fizyczne i matematyczne były wspólne dla obu sekcji. Sekcja Mechaniki Ciał Odształcalnych Stałych, prowadzona przez prof. dra W. Olszaka, obejmowała zagadnienia teorii sprężystości, ze szczególnym uwzględnieniem zagadnień z teorii ciał anizotropowych, teorii plastyczności i reologii, przy czym przedstawiono około trzydziestu prac naukowych.

Sekcja Hydro-Aero-Gazomechaniki, prowadzona przez prof. dra J. Bondera, obejmowała zagadnienia z dziedziny przepływów przydźwiękowych i naddźwiękowych, fal uderzeniowych oraz zagadnień matematycznych, związanych z powyższymi problemami. Ponieważ tematy tej sekcji przede wszystkim zainteresują naszych Czytelników, zamieszczamy spis wygłoszonych prac:

Prof. dr Julian Bonder — „Próba analizy budowy niektórych teorii mechaniki cieczy i gazów w świetle materializmu dialektycznego”; „Kierunki rozwoju teorii przepływów przydźwiękowych i naddźwiękowych”.

Prof. dr Stefan Drobot — „Metody analizy wymiarowej w dynamice gazów”.

Prof. dr Władysław Fiszdor — „Podstawowe zagadnienia aerodynamiki samolotów w zakresie przydźwiękowych i naddźwiękowych prędkości”.

Mgr inż. Antoni Jakubowski — „Współczesne tunele naddźwiękowe”; „Niektóre zagadnienia z dziedziny wysokosprawnych dyfuzorów naddźwiękowych”.

Prof. dr Mirosław Krzyżański — „Różne rodzaje zagadnień granicznych w teorii równań o pochodnych cząstkowych i ich interpretacje fizyczne. a) Rozwiązanie równań typu parabolicznego określone przez warunki początkowe, b) Problem Cauchy'ego dla równań typu hyperbolicznego”.

Prof. dr Jerzy Litwiniszyn — „Zagadnienie początkowe nieustalonych płaskich przepływów cieczy newtonowskiej”.

Prof. dr Michał Łunc — „Pojęcia i prawa podstawowe mechaniki i fizyki”.

Mgr inż. Włodzimierz Prosnak — „Struktura fali uderzeniowej”.

Mgr inż. Zdzisław Szymański — „Równanie Boltzman na i jego znaczenie w teorii gazów”.

W Sekcji Mechaniki Ciał Odształcalnych Stałych wygłoszono, między innymi, następujące, interesujące naszych Czytelników, referaty:

Prof. Jan Madejski — „Metody wyznaczania charakterystyk reologicznych metali”.

Prof. dr Ignacy Malecki — „Analogie elektromechaniczne”.

Prof. dr Witold Nowacki — „Rozwój teorii sprężystości

ciał anizotropowych”; „Stateczność płyt wzmocnionych żebrami”.

Prof. dr Wacław Olszak — „Rozwój teorii plastyczności”.
Kand. n. t. Zdzisław Parszewski — „Utrata stateczności przy skręcaniu cylindrycznej powłoki ortotropowej (i żebrowanej)”.

Prof. dr Jerzy Rutecki — „Obliczanie ram płaskich i przestrzennych z uwzględnieniem paczania się węzłów”.

Prof. dr Jan Szmelter — „Uproszczenie metody różnic skończonych w płaskiej teorii sprężystości i w zagadnieniach osiowo-symetrycznych”.

Mgr inż. Henryk Zorski — „Stateczność płyty kołowej osłabionej otworem”.

Prezentowane prace były na wysokim poziomie. Sposób przedstawienia tych prac przez poszczególnych referentów oraz wywołujące się ożywione dyskusje w wydatny sposób przyczyniły się do przyswojenia sobie przez uczestników referowanych zagadnień.

Kurs zgromadził liczny zespół znanych specjalistów reprezentowanych dyscyplin naukowych; nie brak było młodej kadry naukowej, która przedstawiła również szereg udanych i wartościowych prac.

Kurs uświetniono był obecnością znakomitego uczonego ze Związku Radzieckiego — prof. dr W. W. Sokołowskiego, członka Akademii Nauk ZSRR, specjalisty na skalę światową zagadnień teorii plastyczności i mechaniki ciał sypkich. Prof. dr W. W. Sokołowski wygłosił sam dwa referaty, a mianowicie: 1) „Niektóre problemy statyki ośrodków sypkich i związanych” oraz 2) „O płaskim zagadnieniu teorii plastyczności” — oraz brał czynny udział w dyskusjach.

W dniu 29 sierpnia kurs zakończono, analizując wyniki i podsumowując wnioski. Wnioski dotyczyły zaplanowania nowych zagadnień, jakie winny być opracowywane, jeszcze silniejszego powiązania tematyki z aktualnymi zagadnieniami gospodarki krajowej, rozszerzenie frontu prac doświadczalnych oraz udostępnienie zdobyczy naukowych biurom konstrukcyjnym, zakładom produkcyjnym itp.

Przebieg kursu wykazał, że prace mierzące do rozwinięcia „rezerwy teoretycznej” są na dobrej drodze; tym samym jesteśmy w stanie nadrobić zaległości spowodowane okresem wojny i okupacji i włączyć się do rzędu krajów przodujących naukowo. Kurs, gromadząc wielu specjalistów z różnych ośrodków myśli naukowej w uroczym zakątku naszego Pomorza Zachodniego, zapewnił wymagany spokój i wytworzył odpowiednią atmosferę, niezbędną dla skupienia się i skoncentrowania uwagi na omawianych zagadnieniach, o co jest bardzo trudno w warunkach codziennej pracy zawodowej. Te okoliczności, jak również sprawna organizacja, przyczyniły się do pełnego powodzenia i osiągnięcia celu kursu.

Wszystkie wygłoszone prace są przewidziane do opublikowania i nasi Czytelnicy będą mogli je znaleźć w wydawnictwach PAN: „Archiwum Mechaniki Stosowanej”, „Archiwum Budowy Maszyn”, „Archiwum Inżynierii Lądowej”, względnie w „Rozprawach Inżynierskich” PAN.

R. L.

Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej, Warszawa, Al Niepodległości 188, dostarcza w prenumeracie KARTY DOKUMENTACYJNE obejmujące literaturę fachową ze wszystkich dziedzin techniki.

Warunki prenumeraty czasopism technicznych na rok 1955

Administracja Czasopism Technicznych Naczelnej Organizacji Technicznej, Wydawnictwa Górniczo-Hutnicze, Wydawnictwa Komunikacyjne i Filmowa Agencja Wydawnicza wprowadzają następujące warunki prenumeraty czasopism technicznych na rok 1955:

L. p.	Nazwa czasopisma	A b o n a m e n t					
		Opłata normalna			Opłata ulgowa		
		roczna	półroczna	kwartałna	roczna	półroczna	kwartałna
		3	5	7	4	6	8
CZASOPISMA NAUKOWO-TECHNICZNE							
1. Architektura		180,—	90,—	45,—	90,—	45,—	22,50
2. Budownictwo Przemysłowe		108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
3. Cement, Wapno, Gips		54,—	27,—	13,50	36,—	18,—	9,—
4. Drogownictwo		72,—	36,—	18,—	36,—	18,—	9,—
5. Energetyka (dwumies.)		72,—	36,—	—	36,—	18,—	—
6. Energetyka Przemysłowa (Gospodarka Ciepła) (dwumies.)		48,—	24,—	—	24,—	12,—	—
7. Gazeta Cukrownicza		54,—	27,—	13,50	36,—	18,—	9,—
8. Gaz, Woda i Technika Sanitarna		72,—	36,—	18,—	36,—	18,—	9,—
9. Gospodarka Wodna		96,—	48,—	24,—	54,—	27,—	13,50
10. Hutnik		108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
11. Inżyniera i Budownictwo		108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
12. Materiały Budowlane		72,—	36,—	18,—	36,—	18,—	9,—
13. Nafta		72,—	36,—	18,—	36,—	18,—	9,—
14. Odzież		54,—	27,—	13,50	—	—	—
15. Ochrona Pracy		72,—	36,—	18,—	—	—	—
16. Poligrafika (dwumies.)		36,—	18,—	—	18,—	9,—	—
17. Przegląd Budowlany		108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
18. Przegląd Elektrotechniczny		108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
19. Przegląd Geodezyjny		72,—	36,—	18,—	36,—	18,—	9,—
20. Przegląd Górniczy		108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
21. Przegląd Kolejowy		36,—	18,—	9,—	—	—	—
22. Przegląd Mechaniczny		108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
23. Przegląd Odlewnictwa		72,—	36,—	18,—	36,—	18,—	9,—
24. Przegląd Papierniczy		60,—	30,—	15,—	36,—	18,—	9,—
25. Przegląd Skórzany		60,—	30,—	15,—	36,—	18,—	9,—
26. Przegląd Spawalnictwa		54,—	27,—	13,50	36,—	18,—	9,—
27. Przegląd Techniczny		108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
28. Przegląd Telekomunikacyjny		72,—	36,—	18,—	36,—	18,—	9,—
29. Przemysł Chemiczny		108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
30. Przemysł Drzewny		72,—	36,—	18,—	36,—	18,—	9,—
31. Przemysł Rolny i Spożywczy		90,—	45,—	22,50	54,—	27,—	13,50
32. Przemysł Włókienniczy		108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
33. Szkło i Ceramika		54,—	27,—	13,50	36,—	18,—	9,—
34. Technika i Gospodarka Morska		72,—	36,—	18,—	—	—	—
35. Technika Lotnicza (dwumies.)		54,—	27,—	—	36,—	18,—	—
36. Technika Motoryzacyjna		72,—	36,—	18,—	36,—	18,—	9,—

CZASOPISMA POPULARNO-TECHNICZNE

37. Chemik	54,—	27,—	13,50	18,—	9,—	4,50
38. Gospodarka Łączności	54,—	27,—	13,50	—	—	—
39. Gospodarka Węglem	36,—	18,—	9,—	—	—	—
40. Horyzonty Techniki	36,—	18,—	9,—	—	—	—
41. Kinotechnik	36,—	18,—	9,—	—	—	—
42. Mechanik	108,—	54,—	27,—	36,—	18,—	9,—
43. Motoryzacja	60,—	30,—	15,—	18,—	9,—	4,50
44. Przegląd Kolejowy Drogowy	36,—	18,—	9,—	—	—	—
45. Przegląd Kolejowy Elektro-techniczny	36,—	18,—	9,—	—	—	—
46. Przegląd Kolejowy Mechaniczny	36,—	18,—	9,—	—	—	—
47. Przegląd Kolejowy Rucho-wo-Handlowy	36,—	18,—	9,—	—	—	—
48. Radioamator	48,—	24,—	12,—	—	—	—
49. Technik Przemysłu Spożywczego	36,—	18,—	9,—	—	—	—
50. Transport	72,—	36,—	18,—	—	—	—
51. Wiadomości Elektrotechniczne	36,—	18,—	9,—	18,—	9,—	4,50
52. Wiadomości Telekomunikacyjne	36,—	18,—	9,—	18,—	9,—	4,50
53. Wiadomości Górnicze	54,—	27,—	13,50	18,—	9,—	4,50
54. Wiadomości Hutnicze	54,—	27,—	13,50	18,—	9,—	4,50
55. Włókiennictwo	36,—	18,—	9,—	—	—	—

Przy czasopismach: „Gospodarka Łączności“, „Odzież“, „Ochrona Pracy“, „Przegląd Kolejowy“, „Technika i Gospodarka Morska“, „Gospodarka Węglem“, „Horyzonty Techniki“, „Kinotechnik“, „Przegląd Kolejowy Drogowy“, „Przegląd Kolejowy Elektrotechniczny“, „Przegląd Kolejowy Mechaniczny“, „Przegląd Kolejowy Rucho-wo-Handlowy“, „Radioamator“, „Technik Przemysłu Spożywczego“, „Transport“ i „Włókiennictwo“ — ze względu na niskie ceny obowiązuje tylko prenumerata normalna.

PRENUMERATA NORMALNA

Zgłoszenia na prenumeratę normalną na rok 1955 przyjmują urzędy pocztowe oraz listonosze miejscy i wiejscy. Ponadto można zamawiać prenumeratę normalną przez wpłacanie należności na odpowiednie konto przekazem PKO.

PRENUMERATA ULGOWA

A. CZASOPISMA NAUKOWO-TECHNICZNE

Z prenumeraty ulgowej czasopism naukowo-technicznych na rok 1955 korzystać mogą jedynie:

- 1) członkowie stowarzyszeń naukowo-technicznych zrzeszonych w NOT,
- 2) członkowie Klubów Techniki i Racjonalizacji
- 3) studenci szkół wyższych

B. CZASOPISMA POPULARNO-TECHNICZNE

Z prenumeraty ulgowej czasopism popularno-technicznych na rok 1955 korzystać mogą:

- 1) członkowie stowarzyszeń naukowo-technicznych,
- 2) członkowie Klubów Techniki i Racjonalizacji,
- 3) studenci szkół wyższych,
- 4) uczniowie szkół zawodowych.

Sposób zamawiania prenumeraty ulgowej

Zamówienia na prenumeratę ulgową powinny być sporządzane zbiorowo, imiennie, z podaniem dokładnego adresu oraz okresu prenumeraty, na każdy tytuł oddzielnie.

Zamówienia te, łącznie z należnością, przyjmować będą koła zakładowe, a od członków niezrzeszonych w kołach — oddziały stowarzyszeń naukowo-technicznych, przekazując je w odpowiednich terminach bezpośrednio do PPK „Ruch” w Warszawie, Stalinogrodzie lub Łodzi, w zależności od miejsca wychodzenia czasopisma.

Analogiczny tryb postępowania obowiązuje studentów i uczniów szkół zawodowych z tym, iż na uczelniach prenumeratę przyjmować będą koła naukowe uczelni, a w szkołach zawodowych — dyrekcja szkoły.

Terminy składania zgłoszeń na prenumeratę ulgową

Nieprzekraczalny termin przekazania zamówień i należności do PPK „Ruch” na I kwartał 1955 r. przez koła zakładowe, oddziały stowarzyszeń naukowo-technicznych, koła naukowe uczelni i dyrekcje szkół — upływa 1 grudnia 1954 r. (obowiązuje data stempla pocztowego).

Zamówienia na następne kwartały 1955 r. należy zgłaszać w terminach:

II kwartał — do 1 marca 1955 r.

III kwartał — do 1 czerwca 1955 r.

IV kwartał — do 1 września 1955 r.

Należność za wszystkie rodzaje prenumerat wpłacać należy na następujące konta:

dla czasopism: poz. 1, 2, 4, 6, 7, 8, 9, 11, 12, 15, 16, 17, 18, 19, 21, 22, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 33, 34, 35, 36, 38, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52

PPK „Ruch”, Warszawa, Centralna Ekspedycja, Srebrna 12, konto PKO Nr I-110/14000

dla czasopism: poz. 14, 24, 25, 32, 55

Oddział PPK „Ruch” w Łodzi, konto PKO Nr VII-579/110.

dla czasopism: poz. 3, 5, 10, 13, 20, 23, 37, 39, 53, 54
Oddział PPK „Ruch”, Stalinogród, konto PKO Nr III-17763/110.

UWAGA: Przy zamawianiu prenumeraty czasopism technicznych prosimy podawać dokładnie: nazwisko, adres, okres prenumeraty oraz tytuł czasopisma.

PRZEGŁĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA“

ROCZNIK IV

WARSZAWA, LISTOPAD – GRUDZIEŃ 1954

Z E S Z Y T 5

W przeglądzie Dokumentacyjnym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna.

Gwiazdkami, obok liczb porządkowych oznaczone są publikacje znajdujące się w Bibliotece Instytutu Lotnictwa.

130* 533.6.011.31 21
Bouniol F., Eichelbrenner E. A.: Obliczenie ściśliwej, laminarnej warstwy powierzchniowej. Szybka metoda mająca zastosowanie do przypadku płaskiej płytki. „Calcul de la couche-limite laminaire compressible. Methode rapide applicable au cas de la plaque plane. „Rech. Aeron., Nr 28, lip. — sierp. 52, s. 17; A4, 4 str., 5 poz. bibl. — Stosunkowo prosta metoda określenia charakterystycznych wielkości warstwy powierzchniowej w przepływie ściśliwym płaskiej płytki. Rachunek oparto na prawie Sutherlanda i na założeniu stałej liczby Prandtl'a. Po zastosowaniu transformacji Manglera, przedstawioną metodę można użyć do obliczenia warstwy powierzchniowej stożka. A. Jakubowski.

131* 533.6.011.335 21
Kinnaman E. B.: Doświadczalne badanie flatteru. „Experimental flutter analysis“. Aero Dig., t. 65, Nr 2, sierp. 52, s. 64; A4, 8 str., 9 fot., 8 rys., 3 wykry. — Opis doświadczalnej metody badania flatteru w tunelu aerodynamicznym, jaka była użyta przy analizie konstrukcji samolotu B-47. Model jest wykonany tak, że jest dynamicznie podobny do odwzorowywanego samolotu, jest on odpowiednio elastycznie podwieszony. Użytkowano szereg typów flatteru zależnie od rozmieszczenia mas oraz sprężystości poszczególnych elementów. W ten sposób zbadano wpływ różnych zmian konstrukcyjnych na krytyczne prędkości flatteru, zaś konstruktorzy nabraли pewnego „czucia“, dzięki czemu można było tak opracować projekt samolotu, by w warunkach rzeczywistych nie dawał nieprzewidzianego i niebezpiecznego zachowania się ze względu na flatter. R. Lewandowski.

132* 533.6.011.6 21
Hilton W. F.: Efekty termiczne w lotnictwie. „Temperature effects in aeronautics“. Aeroplane, t. 84, Nr 2177, kw. 53, s. 462; A4, 5,5 str., 1 fot., 3 rys., 5 wykry. 2 tabl. — Stałe zwiększanie prędkości lotu nowoczesnych samolotów spowodowało, że szereg efektów termicznych, dawniej nie dostrzeganych, obecnie ujawnił się w całej rozciągłości. W artykule omówiony jest wpływ prędkości na granice aerodynamiczne, zwiększanie temperatury powietrza na skutek sprężania dynamicznego, termiczne efekty fal uderzeniowych itp. Podany jest sposób obliczenia temperatury na powierzchni samolotu oraz rozkładu temperatur wokół niego. Wszystkie opisane efekty w sumie dają tzw. „barierę termiczną“, którą trzeba będzie przekroczyć po uporaniu się z „barierą dźwiękową“. R. Lewandowski.

133* 629.135.072 21
Galini A.: Prędkość lotu. „Skorost' polota“. Wiestn. wozd. Flota, r. 36, Nr 8, sierp. 53, s. 72; B5, 7,5 str., 1 rys., 4 wykry., 1 tabl. — Krótkie omówienie różnych rodzajów prędkości lotu jak: prędkość minimalna, maksymalna, najdalszego zasięgu itp. oraz wyjaśnienie ich znaczenia dla celowego użytkowania samolotu. W. Narkiewicz.

134* 629.135.075 21
Pysznow W.: Sterowność samolotu. „Uprawalajemost' samolota“. Wiestn. wozd. Flota, r. 36, Nr 9, wrzes. 53, s. 51; B5, 10 str., 2 rys., 8 wykry. — Dokończenie artykułów z Nr 6 i 7. Omówienie sterowności samolotu w locie poziomym i manewrowym. Wytlumaczenie aerodynamiki w podziałaniu ruchów powierzchni sterowych z płatem nośnym i wyjaśnienie właściwego posługiwania się sterami samolotu. W. Narkiewicz.

135* 533.6.015:629.13.075 21
Yates A. N.: Sterowność przy dużych prędkościach. „Manoevrability at high speeds“. Aircr. Engng., t. 24, Nr 282, sierp. 52, s. 228, 25 i 31 cm., 3 str., 7 wykry., 2 tabl., 4 poz. bibl. — Omówienie wpływu liczby Macha i wysokości lotu na takie własności samolotu jak przeciągnięcie, trzepotanie, możność uzyskiwania przeciążeń i dynamika zakrętów. Punktem wyjścia jest zależność „cz max“ od Ma. Podane są proste wzory oraz wykresy pozwalające szybko przedstawić wpływ poszczególnych czynników na charakterystykę samolotu przy dużych prędkościach. R. Lewandowski.

136* 629.135.014.5 31
Vydra J.: Urządzenie sterownicze dla modeli. „Smerové zariadenie pre modely“. Letecký Modelár, r. 4, Nr 9, wrzes. 53, s. 144; A4, 0,5 str., 1 rys. — Artykuł opracowany na podstawie „Krylia rodiny“ nr 253 w dziale stałym pt. „Učeme se od sovetskich modelárov“ (uczmy się od radzieckich modelarzy). Opisano urządzenie górkopowe, z wirnikiem napędzanym gazami spalinyowymi silniczka modelarskiego, związane ze sterem kierunku. Wirnik górkopu wzięty jest z zepsutego lotniczego przyrządu pokładowego. Schemat ilustruje sposób zmontowania tego ciekawego urządzenia. S. Madeyski.

137* 629.135.014.4:621.385 21
Elektronowe sterowanie i ustawnienie samolotu. „Electronic control and stabilization of aircraft“. Aero Engng. Rev., t. 12, Nr 5, maj 53 s. 38; A4, 31 str., 12 fot., 7 rys., 4 wykry., 2 tabl. — Podane są wyciągi z 11 referatów wygłoszonych na dorocznym zebraniu I. A. S. (Instytut Naukowy Lotnictwa) przy współudziale Instytutu Radiowego i Instytutu Nawigacji. W referatach poruszane były kwestie sterowania samolotu z punktu widzenia operacyjnego, konstrukcji samolotu i elektroniki. W. Roth.

138* 629.135.3.015:533.6.015.1 21
Kibałow A.: Start na samolocie odrzutowym. „Wzlot na rieaktiwnom samolocie“. Wiestn. wozd. Flota, r. 36, Nr 9, wrzes. 53, s. 20; B5,

4 str. — Krótkie omówienie różnic startu samolotu śmigłowego i odrzutowego ze szczególnym zwróceniem uwagi na podwozie trójkołowe. Zalecenia dla najlepszego startu z bieżni o różnej nawierzchni. W. Narkiewicz.

139* 533.6.015.5:551.51 21
J. L.: Loty na wysokość i niektóre zagadnienia meteorologii. „Vyskove lety a nekeré poznatky meteorologii“. Kridla Vlasti, r. 2, Nr. 26, grudn. 53, s. 614; A4, 1 str., 1 rys., 1 poz. bibl. — Krótkie omówienie zjawisk meteorologicznych jakie zachodzą w atmosferze ziemskiej, w stratosferze, z którymi ma się do czynienia podczas lotów na dużych wysokościach i które nie były dotychczas obserwowane ani znane. S. Madeyski.

140* 533.6.07. 21
Kanadyjski tunel naddźwiękowy. „A high speed Canadian wind tunnel“. Aeroplane, t. 81, Nr 2035, wrzes. 51, s. 349; A4, 1 str., 3 fot. — Nieco danych konstrukcyjnych na temat naddźwiękowego tunelu o działaniu nieciągłym, typu zasysającego. Przestrzeń pomiarowa o przekroju kwadratowym 254 × 254 mm. Kula próżniowa o średnicy ok. 10,7 m. Tunel wyróżnia się budową przestrzeni pomiarowej, która przewiduje dla każdej liczby Macha oddzielną komorę dyszową, wkładaną do „pułta“ mieszczącego wagę pomiarową. A. Jakubowski.

141* 629.135.15:533.691.11 21
Dlouhy K.: Odsysanie warstwy powierzchniowej w szybowcach. „Rizeni mezni vrstvy na vetrnich odsavanim“. Kridla Vlasti, r. 2, Nr 17, sierp. 53, s. 402; A4, 4 str., 3 rys., 16 wykry. — Ciekawe zestawienie możliwości poprawiania właściwości lotnych szybowców, w których zastosowano by skrzydła z odsysaniem warstwy powierzchniowej. Liczne wykresy ilustrują zastosowanie tej metody dla profiliów Pfenninger 17% i 10,5% oraz NACA 4416 oraz porównanie ze znanym czechosłowackim szybowcem Sohaj. S. Madeyski.

142* 533.691.15:629.13.014.31. 21
Kuchemann D.: Rozkład siły nośnej na powierzchni skrzydeł skośnych. „The distribution of lift over the surface of swept wings“. Aeronaut. Quart., t. 4, cz. 3, sierp. 53; s. 261; B5, 16 str., 3 rys., 3 wykry., 7 poz. bibl. — Omówiona jest dość prosta metoda obliczania rozkładu siły nośnej wzdłuż rozpiętości i wzdłuż cięciwy na skrzydłach skośnych o profilu symetrycznym. Rozważania są prowadzone przy założeniu cieczy nieściśliwej i dla przypadków skrzydeł o średnich i dużych wydłużeniach. Jest również omówiony sposób kształtowania skrzydła skośnego o danym rozkładzie siły nośnej wzdłuż rozpiętości i wzdłuż cięciwy na drodze zmiany obrysu lub też wprowadzenia sklepienia profiliów i skręcenia płata. Podano także sposób ukształtowania skrzydła skośnego tak, by dawało ono jak najmniejszy opór indukowany. R. Lewandowski.

143* 533.691:629.13.014.3 21
Trienes H., Truckenbrodt E.: Systematyczne pomiary odgienia strug za skrzydłami skośnymi. „Systematische Abwindmessungen an Pfeilflügeln“. Ingenieur-Arch., t. 20, Nr 1, 1952, s. 26; A4, 10 str., 4 rys., 10 wykry., 4 tabl. — Praca zestawia wyniki pomiarów odgienia strug powietrza za skrzydłami skośnymi, dając jasny pogląd na temat wpływu kąta skosu na wielkość ustaleczniającego (względem osi poprzecznej samolotu) udziału usterzenia wysokości. Opis techniki pomiarowej. Badania przeprowadzono dla szeregu trapezowych skrzydeł skośnych o wydłużeniu ok. 5 i jednakowym profilu NACA 23 012. Porównanie wyników pomiarowych z obliczeniami teoretycznymi. A. Jakubowski.

144* 534.632 21
Winslade R.: Pomiar drgań. „Izmierjenje vibracij“. Prikl. Mech. Maszinostr., r. 2, Nr 4, 53, s. 11; A4, 6 str., 2 fot., 3 rys., 6 wykry. — Omówienie cech nadajnika urządzenia pomiaru drgań, które są najbardziej odpowiednie dla pomiaru amplitudy, przyspieszeń i prędkości drgań. Krótki opis nadajnika sejsmicznego wibrografu, który jest prosty i dokładny. W. Narkiewicz.

145* 621.45.016.7 21
Wójcicki S.: Termodynamiczne zagadnienia silników strumieniowych. Techn. Lotn., r. 9, Nr 3, maj — czerw. 54, s. 66; A4, 3 str., 2 rys., 6 wykry. — Omówiono metodą analizowania — pracą silnika strumieniowego, zbadano wpływ czynników termodynamicznych oraz geometrii silnika na jego osiągi i rozpatrzono możliwości poprawy tych osiągnięć przy poddźwiękowych prędkościach lotu. (a.)

146* 621.45.01 21
Fiedorow R.: Teoria silników odrzutowych. „Teorija rieaktiwnych dwigatelej“. Wiestn. wozd. Flota, r. 36, Nr 8, sierp. 53, s. 64; B5, 7,5 str., 1 rys., 4 wykry. — Kolejny piętnasty artykuł omawiający sposoby zwiększania ciągu silników odrzutowych. Szczegółowe omówienie dopalania, jego zalet i wad, krótkie omówienie zastrzyku wody. W. Narkiewicz.

147* 621.45—7 21
Czesnokow D.: Obsługa silników i ich agregatów. „Uchod za dwigatelami i ich agriegatami“. Wiestn. wozd. Flota, r. 36, Nr 10, paźdz. 53, s. 76; B5, 4 str. — Krótkie omówienie zasad obsługi silników odrzutowych i ich agregatów oraz błędów obsługi. Szczególną uwagę zwraca się na czystość paliwa i systemu paliwowego. Omówienie warunków obsługi przy silnych mrozach. W. Narkiewicz.

148* 621.565.934:621.438 21
Faury M.: Rozważania teoretyczne nad wymiennikami ciepła i ich zastosowanie. „Etude theorique des echangeurs de chaleur et de leurs applications“. Techn. Scien. aero., Nr 4, 1951, s. 243; A4, 21 str., 5 rys., 9 wykry. 4 tabl. — W części pierwszej podano wzory na obliczenie cieplne wymiennika ciepła dla gazów. W części drugiej po-

dano przebieg obliczenia urządzenia zasilającego kabinę płatowca w powietrze o odpowiedniej temperaturze i ciśnieniu. Urządzenie to składa się z wymiennika, do którego doprowadzone jest powietrze ze sprężarki silnika turbinowego, z turbiny powietrznej napędzanej powietrzem wychodzącym z wymiennika i zdmuchującym do kabiny oraz z napędzanego turbiną wentylatora, który powoduje przepływ odcinającego powietrza przez wymiennik. W konkluzji omówiono wpływ czynników nie uwzględnionych w obliczeniach. W części trzeciej podano zasady obliczenia wymiennika ciepła w zastosowaniu do turbiny spalinowej. Zwrócono uwagę na korzyści wynikające ze stosowania wymienników dla samolotów o dalekim zasięgu. J. Wolf.

149* 533.691.13:629.13.014.318.2 21
Van Every K. E.: **Konstruktorzy wybierają kształt płatów**. „Designers choose wing planform”. Sae J., t. 61, Nr 9, wrzes. 53, s. 48; A4, 7 str., 1 rys., 22 wykr. — Autor porównuje 3 rodzaje obrysów skrzydeł: skrzydło proste, skośne i delta, z punktu widzenia ich przydatności w zakresie prędkości — i naddźwiękowym, charakterystyki stateczności i sterowności samolotów wyposażonych w odnośne skrzydła oraz ich zachowanie się w locie z małą prędkością. Wnioski:

1. Skrzydło skośne i delta wykazują wyższość w dolnym obszarze prędkościowym.
2. Przy ograniczonej mocy napędowej samolot delta najłatwiej osiąga prędkości naddźwiękowe.
3. Przy bardzo wysokich prędkościach naddźwiękowych pierwszeństwo należy do cienkiego, prostego płata. A. Jakubowski.

150* 629.13.002.5:621.97 21
Zastosowanie przyrządów z plastików w przemyśle lotniczym. „The development of plastic tools for aircraft production”. Aircr. Prod., t. 15, Nr 178, sier. 53, s. 273; A4, 1 str., 2 fot. — Badania nad możliwością zastąpienia metali plastikami przy wykonywaniu tłoczników stosowanych w przemyśle lotniczym. W wyniku tych badań poczyniono następujące spostrzeżenia:

1. Najmniejszy promień gięcia — 2,5 grubości blachy.
2. Największa grubość tłoczonych blachy 1 mm.
3. Ilość sztuk wytoczonych na przyrządzie — 1000.
4. Zmniejszenie kosztów wyrobu o 87%.
5. Zmniejszenie ilości obróbki ręcznej o 84%.
6. Zmniejszenie cyklu pracy o 81%. J. Luboński.

151* 629.13.012.215:621.791 21
Osiński Z.: **Fabrykacja spawanych kratownic kadłubowych**. Techn. Lotn. r. 9, Nr 2, marz. — kw. 54, s. 44; Nr 3, maj — czerw. 54, s. 69; A4, 9 str., 1 fot., 26 rys. — Sposoby przygotowania rur i wykonania zespołów. Problem konstrukcji przyrządów spawalniczych, spawania zespołów i prostowania ich. Składanie kratownicy w przyrządzie montażowym, jej spawanie, prostowanie i wykończenie. Pobeżny przegląd stosowanych metod kontroli spawania. Celem artykułu jest omówienie występujących przy fabrykacji kratownic kadłubowych — problemów technologicznych w ujęciu praktycznym i warsztatowym. (a).

152* 629.135.002:658.51 21
Tuszyński J.: **Planowanie produkcji seryjnej samolotów**. Techn. Lotn. r. 9, Nr 1, stycz.-luty 54, s. 2; A4, 5,5 str., 1 rys., 6 wykr., 6 tabl. — Rozważano zagadnienia występujące przy planowaniu produkcji seryjnej samolotów, wskazano zasady planowania, koordynacji oraz opracowania planów miesięcznych (a).

153* 629.13.01.004 21
Bagurow W.: **Oszczędzanie sprzętu lotniczego**. „Sbierzenie awiacyjno-techniki”. Wiestn. wojsk. Flota, r. 36, Nr 9, wrzes. 53, s. 76; B5, 4 str. — Omówienie ważności oszczędzania sprzętu lotniczego na przykładach prawidłowego i właściwego instruowania personelu jak również na konkretnych przykładach użytkowania. W. Narkiewicz.

154* 621.396:629.13.018.76 21
Scholes H. C.: **Stosowanie radia w nawigacji i obsłudze cywilnych samolotów komunikacyjnych**. „The use of radio in the navigation and operation of civil aircraft”. J. brit. Instn. Radio Engrs., t. 12, Nr 12, grud. 52, s. 595; B5, 29 str., 12 rys., 2 wykr., 8 poz. bibl. — Podany jest przegląd ogólnie stosowanych urządzeń radiowych spełniających wymagania eksploatacyjne samolotów komunikacyjnych. W zakończeniu podane są przyszłe drogi rozwoju kontroli ruchu lotniczego, w którym radio spełniać będzie ważną rolę. W. Roth.

155* 629.13.018.76:621.396.933 21
Szarikow S.: **Kontrola trasy i określenie kąta znoszenia**. „Kontrol puti i opredelenie ugla snosa”. Wiestn. wojsk. Flota, r. 36, Nr 9, wrzes. 53, s. 44; B5, 5 str., 7 rys. — Szczegółowe omówienie sposobów określania odległości lotu przy pomocy bocznych radiostacji nawigacyjnych oraz omówienie dobrego i sprawdzonego praktycznego sposobu określenia kąta znoszenia przy podejściu do lądowania za pomocą radiostacji lotniskowej. W. Narkiewicz.

156* 629.13.05 21
Baumgartner F.: **System Collinsa „całkowania lotu”**. „The integrated flight system von Collins”. Interavia, r. 8, Nr 10, 1953, s. 602, 33x25 cm, 2 str., 1 fot., 2 rys., 2 wykr., 1 poz. bibl. — Autor podaje zasadę półautomatycznego podchodzenia do lądowania opartą na systemie Collinsa, oraz krótki opis urządzenia. Działanie tego urządzenia polega na automatycznym całkowaniu różniczkowego równania ruchu drugiego rzędu ze stałymi współczynnikami. F. Janik.

157* 629.13.053 21
Poritzky S. E.: **Wskaźnik obrazkowy ułatwia nawigację**. „Pictorial computer simplifies navigation”. Aviat. Age, t. 20, Nr 2, sier. 53, s. 42; 28x28 cm, 2 str., 2 fot., 1 rys. — Autor opisuje urządzenie „Omni - Bearing - Distance” (OBD), które składa się z aparatu elektonowego i wskaźnika mającego postać mapnika. Wskaźnik ma na brzegu podziałkę kątową i na przezroczystej pokrywce podziałkę odległości, po której przesuwają się ruchomy modelki, wskazujące położenie samolotu. Pod szybą umieszczona jest mapa. Przez wstawienie ołówka w otwór modelki otrzymujemy wykres przebytej drogi na mapie. Dokładność wskazań wynosi 1/20 oraz 0,4 mili. F. Janik.

158* 629.13.053.2 21
Jüngst W.: **Obrotomierz samolotu Zlin-26**. Skrzydła Polska, r. 9, Nr 38-39, grud. 53, s. 642; A4, 1 str., 2 rys. — Opis konstrukcji oraz omówienie zasady działania elektrycznego obrotomierza typu PAL zastosowanego na samolocie Zlin-26, używanym w naszych aeroklubach LPZ. S. Madeyski.

159* 629.13.053.2 21
Zieleziński J.: **Szybkościomierz szybowcowe**. Skrzydła Polska, r. 9, Nr 34, list. 53, s. 571; A4, 1 str., 3 fot., 2 tabl. — Zestawienie danych kilkunastu typów szybkościomierzy stosowanych w szubownictwie, ze wskazaniem odmian wynikających z różnych zasad działania. Uwagi praktyczne dla użytkowników. S. Madeyski.

160* 629.13.054.7 21
Yates A. H.: **Sztuczny horyzont i giroskopowy wskaźnik kursu dla szybowców**. „An artificial horizon and directional gyro for sailplanes”. Aircr. Engng., t. 24, Nr 286, grud. 52, s. 367; 31x25 cm, 3 str., 4 fot., 1 rys., 2 wykr., 1 tabl., 2 poz. bibl. — Podany jest opis sztucznego horyzontu i giroskopowego wskaźnika kursu, napędzanych elektrycznie i zasilanych z akumulatora. Cała instalacja waży około 10 kg (razem z akumulatorem). Czas pracy bez konieczności doładowania akumulatora wynosi około 6 godzin. W. Roth.

161* 531.52:629.136.3 21
Hložka V.: **Dokładny docelowy zeskok skoczka spadochronowego**. „Presné vysadenie parautistov”. Křídla vlasti, r. 2, Nr 22, paźdz. 53, s. 521; A4, 3 str., 1 rys., 3 wykr., 1 tabl. — Wskazano warunki wymagane dla uzyskania dokładnego docelowego zeskoku skoczka spadochronowego. Podano wykresy przydatne do określania wielkości znoszenia w zależności od prędkości lotu, wysokości lotu, prędkości wiatru itp. S. Madeyski.

162* 629.135.15 21
Dwumiejscowy wyczynowy i szkolny szybowiec Kranich III. „Zweizsitziges Leistungs- und Schulungssegelflugzeug Kranich III”. Aero-Rev. suisse, r. 27, Nr 10, paźdz. 52, s. 399; A4, 1 str., 1 fot., 1 rys. — Kranich III jest udoskonaleniem popularnego szybowca Kranich (Zuraw) użytkowanego m. in. w Polsce po wojnie. Podstawowymi modyfikacjami są: poprawienie aerodynamicznej strony szybowca, kształtu kadłuba z rur stalowych itd. Tabela danych technicznych i krótki opis konstrukcyjny. B. Kitzman.

163* 629.138.4 21
Speas R. D.: **Zagadnienie użytkowania samolotów transportowych o napędzie turboodrzutowym**. „Operational aspects of turbo-jet transports”. Aero. Engng. Rev., t. 10, Nr 11, list. 51, s. 48; A4, 12 str., 2 fot., 1 rys., 7 wykr., 11 tabl. — Analiza zagadnień użytkowania samolotów o napędzie turbo-odrzutowym na podstawie eksploatacji około dwunastu bardziej znanych samolotów transportowych. Podano szereg uwag na temat warunków przelotowych, planowania i kontroli lotu oraz omówiono warunki ruchu i obsługi takich samolotów na ziemi. Poruszona jest również sprawa napraw silników oraz pracy kabin ciśnieniowych. W części końcowej podano porównanie napędu turbo-odrzutowego oraz turbo-śmigłowego w zastosowaniu do samolotów transportowych. R. Lewandowski.

164* 621.385:629.135.066 21
Robinson W.: **Systematyczne chłodzenie samolotowego sprzętu elektronowego**. „Systematic cooling of airborne electronic equipment”. Aero. Engng. Rev., t. 12, Nr 5, maj 53, s. 81; A4, 11 str., 6 fot., 7 rys., 6 wykr., 5 poz. bibl. — Dla zapewnienia prawidłowej pracy urządzenia elektronowego należy utrzymać temperaturę poszczególnych elementów urządzenia możliwie stałą. Podany jest opis różnych metod chłodzenia oraz porównania tych metod pod względem wymaganego przepływu powietrza chłodzącego, oporów przepływu oraz mocy potrzebnej na chłodzenie, dla różnych temperatur powietrza chłodzącego na wysokości 12000 m. W. Roth.

165* 656.71:629.139.85 21
Poitiew M.: **Obsługa nawierzchni betonowych na lotniskach**. „Uchod za betonowymi pokrywkami na aerodromach”. Wiestn. wojsk. Flota, r. 36, Nr 9, wrzes. 53, s. 80; B5, 4 str. — Główną przyczyną uszkodzenia nawierzchni betonowych na lotniskach jest woda podskórna. Omówienie właściwego podłoża pod beton oraz metod dorwywanych i gruntownych napraw nawierzchni betonowych. W. Narkiewicz.

166* 632.943:634.629.135 21
Muszka M.: **Lotnictwo w gospodarce leśnej**. Techn. Lotn. r. 9, Nr 2, marz.-kw. 54, s. 33; A4, 5,5 str., 6 fot., 3 rys., 1 tabl. — Zagadnienia związane z wykorzystaniem lotnictwa w gospodarce leśnej, sytuacja entomologiczna oraz wymagania stawiane sprzętowi lotniczemu i aparaturze, służącym do opylania ze szczególnym uwzględnieniem śmigłowców. (a).

167* 668.395:629.13.012 21
Corelli R. M.: **Nowoczesne kleje o podstawie żywicy syntetycznych. Ich charakterystyka i zastosowanie w konstrukcjach lotniczych**. „Le moderne colle a base di resine sintetiche; loro caratteristiche ed impiego nell costruzioni aeronautiche”. Aerotecnica, t. 32, Nr 1, luty 52, s. 8; A4, 6 str. — Po przeglądzie historycznym omawiane są kleje nowoczesne. Podany jest skład, cechy charakterystyczne i sposób zastosowania każdego z nich. Dla najnowocześniejszego z nich — „Araldite”, dla którego nie ma jeszcze przykładów z lotnictwa, podane są wyniki badań laboratoryjnych przeprowadzonych w Zurychu. J. Roliński.

168* 681.14:629.13 21
Strang C. R.: **Maszyny do liczenia w technice lotniczej**. „Computing machines in aircraft engineering”. Electr. Engng., t. 72, Nr 1, stycz. 53, s. 43; A4, 6 str., 2 rys., 4 wykr., 2 tabl., 4 poz. bibl. — Autor wskazuje na znaczny rozwój budowy maszyn do liczenia w latach 1947-52, oraz na ich użyteczność w technice lotniczej. Podaje typy maszyn i firmy fabrykujące te maszyny. Przykładowo opisuje rozwiązanie przez maszyny zagadnienia „flutter” i startu z katapulty. F. Janik.

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, al. Niepodległości 188). — CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielnie jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie 20 groszy. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

Skład Komitetu Redakcyjnego Wydawnictw Instytutu Lotnictwa: mgr inż. Stanisław Witkowski, Stanisław Rudka.

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(KOŁO LOTNICZE SIMP)
WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

Działowy spis rzeczy za rok 1954

A u t o r	T Y T U Ł	Zeszyt	Strona	Dział
	Zagadnienia ogólne			
	Przyjaźń umocniona pracą dla pokoju	5	121	
	Krajowa Wystawa Wynalazczości i Postępu Technicznego we Wrocławiu, 1954	5	126	
	Zagadnienia ogólno-lotnicze			
M. Muszka	Pewne zagadnienia gospodarki rolnej i leśnej a lotnictwo	1	1	
	Tygodnik lotniczy „Skrzydła Polska”	1	27	ST
	Lotnictwo w gospodarce leśnej	2	33	
	Przemysł lotniczy w nowym etapie rozwoju gospodarki narodowej	3	65	
Z. Świdorski	Jeszcze w sprawie Muzeum Lotnictwa	3	79	ST
S. Minorski	Dziesięć lat lotnictwa cywilnego Polski Ludowej	4	89	
S. Madeyski	W sprawie głównego portu śmigłowcowego Warszawy	4	91	
Z. Jakubowski	Uwagi na temat udziału lotnictwa w gospodarce leśnej	4	108	ST
R. Lewandowski	Spostrzeżenia z Międzynarodowych Zawodów Szybowcowych w Lesznie — 1954 r.	5	122	
S. Madeyski	O wykorzystanie literatury patentowej z dziedziny lotnictwa	6	153	
	Aerodynamika i mechanika lotu			
R. L.	Kłapy na krawędzi natarcia skrzydła	4	113	NT
W. Prosnak	Obliczanie charakterystyki aerodynamicznej śmigła	5	136	rys
J. Sandauer	Obciążenia skrzydła płatowca w burzliwej atmosferze	6	160	
	Konstrukcja			
J. S.	Szybowiec doświadczalny	1	28	NT
R. Lewandowski	Opracowanie nowego samolotu — wczoraj a dziś	1	28	NT
W. R.	Nowy typ amortyzatora olejowo-powietrznego	2	56	NT
R. A. Stasiewicz	Zagadnienie bezpieczeństwa załogi w razie uszkodzenia samolotu	4	103	
J. Lange	Matematyka ujmowania obrysów samolotu	5	128	
J. S.	Szybowiec z ruchomymi skrzydłami	5	146	NT
	Osprzęt i wyposażenie			
K. Zuchowicz	Wpływ wyładowań elektryczności statycznej na odbiór radio- wy na samolocie oraz środki zaradcze	2	38	
K. Głębiński	Mieszki sprężyste stosowane w lotniczych przyrządach po- kładowych	6	168	rys.
	Technologia i materiałoznawstwo			
R. Berkowski	Wybór stali stosowanych w konstrukcjach lotniczych, cz. I	1	okładki	
T. Sołtyk	Z zagadnień technologiczności samolotu	1	7	PK
J. Luboiński	Metody wycinania blachy na prasach stosowane w prze- myśle płatowcowym	1	12	
W. Szczepański	Stale stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. II	2	okładki	PK
R. Berkowski	Fabrykacja spawanych kratownic kadłubowych, cz. I	2	44	
Z. Osiński	Lutowanie aluminium i jego stopów	2	49	NU
J. Paczoski Humacz.	Lekkie stopy aluminium stosowane w konstrukcjach lotniczych	3	okładki	PK
R. Berkowski	Fabrykacja spawanych kratownic kadłubowych, cz. II	3	69	
Z. Osiński	Nieniszczące badania materiałów metodą prądów wirowych	3	83	NT
A. P.	Nowy rodzaj blachy żaroodpornej	3	84	NT
J. P.				
J. Luboiński	Płyty tnące ze stopów cynku — w wykrojnikach	3	78	
W. Szczepiński	Stopy miedzi i stopy łożyskowe stosowane w konstrukcjach lotniczych	4	okładki	PK
R. Berkowski	Defektoskopia ultradźwiękowa i jej zastosowanie w przemyśle lotniczym	4	93	
A. Prądziński	Stale stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. III	5	okładki	PK
R. Berkowski	Nowa metoda trasowania obrysów szybkich samolotów	6	156	
J. Winiarski	Stopy lekkie magnezowe i spoiwa (lutowia) stosowane w kon- strukcjach lotniczych	6	okładki	
R. Berkowski	Przeglądamy usprawnienia	1	29	
S. M.		2	58	
		3	81	
		4	110	
	Organizacja produkcji			
J. Tuszyński	Planowanie produkcji seryjnej samolotów	1	2	
S. Lassota	Numeracja rysunków samolotów, cz. I	3	73	rys.
S. Lassota	Numeracja rysunków samolotów, cz. II	4	98	rys.
R. Sznee	Rola kontroli technicznej w zakładzie lotniczym	5	133	

A u t o r	T Y T U Ł	Zeszyt	Strona	Dział
B. Krajewski J. Wójcicki	Silniki Obliczanie charakterystyki wielostopniowej sprężarki osiowej Termodynamiczne zagadnienia silników strumieniowych	1 3	17 66	rys.
B. Krajewski S. Lassota S. Lassota W. Prosnak K. Głębicki	Przy rysownicy (Rys.) Obliczanie charakterystyki wielostopniowej sprężarki osiowej Numeracja rysunków samolotów (cz. I) Numeracja rysunków samolotów (cz. II) Obliczanie charakterystyki aerodynamicznej śmigła Mieszki sprężyste stosowane w lotniczych przyrządach pokładowych	1 3 4 5 6	17 73 98 136 168	
S. Madeyski (tłumacz.) J. Paczoski (tłumacz.) S. Madeyski	Notatnik użytkownika (NU) Uwagi o pracach ratowniczych i transportowych uszkodzonych samolotów Lutowanie aluminium i jego stopów Naprawa uszkodzonych łopat śmigieł metalowych Niewłaściwy sworzeń uszkodził przewód paliwowy	1 2 3 6	21 49 77 170	
R. Aleksandrowicz Z. Świdorski Z. Jakubowski S. M.	Skrzynka techniczna (ST) Tygodnik lotniczy „Skrzydła Polska” W sprawie polskiego wydania książki „Aerodynamika szybkich samolotów” Jeszcze w sprawie Muzeum Lotnictwa Uwagi na temat udziału lotnictwa w gospodarce leśnej „Na straży polskiego nieba”	1 2 3 4 6	27 51 79 108 171	
B. Żurawski S. M., R. L., L. S.	Lotnicze słownictwo techniczne Podstawowe pojęcia z dziedziny śmigłowców (cz. I). (cz. II) Zbiór błędów słownictwa lotniczego	1 2 5	23 51 145	
J. S. R. L. W. M.	Nowości techniczne (NT) Szybowiec doświadczalny Opracowanie nowego samolotu wczoraj a dziś Hamownia silników odrzutowych przy warsztatach remontowych	1 1 2	28 28 55	
W. R. R. L. A. P. J. P. R. L. J. S. J. P. J. P.	Nowy typ amortyzatora olejowo-powietrznego Możliwości obniżenia kosztów transportu lotniczego Nieniszczące badania materiałów metodą prądów wirowych Nowy rodzaj blachy żaroodpornej Kłapy na krawędzi natarcia skrzydła Szybowiec z ruchomymi skrzydłami Powłoki ochronne o dużej odporności na erozję Wyznaczanie momentów gnących na wręgach kadłuba na drodze elastooptycznej	2 2 3 3 4 5 5 6	56 57 83 84 113 146 148 173	
S. M.	Przeglądamy usprawnienia Opisy usprawnień aktualnych w przemyśle lotniczym	1 2 3 4	29 58 81 110	
S. M.	Na półkach księgarskich Przegląd książek polskich i obcych, które ukazały się w okresie sprawozdawczym	1 2 3 4 5	30 60 84 118 150	
J. Luboiński W. Szczepiński	Kronika Kronika Koła Lotniczego SIMP, Komunikaty, Okólniki itp. Kurs naukowy PAN Biuletyn Instytutu Lotnictwa Płyty tnące ze stopów cynku — w wykrojnikach Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa Wzmianki bibliograficzne z bieżącej prasy polskiej i zagranicznej opracowane przez Dział Dokumentacji i Wydawnictw Instytutu Lotnictwa	1 2 3 6 3 2 4 5 6	31 61 86 175 87 62 119 151 177	
R. Berkowski R. Berkowski R. Berkowski R. Berkowski R. Berkowski R. Berkowski	Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej (PK) Wybór stali stosowanych w konstrukcjach lotniczych (cz. I) Stale stosowane w konstrukcjach lotniczych (cz. II) Lekkie stopy aluminium stosowane w konstrukcjach lotniczych Stopy miedzi i stopy łożyskowe stosowane w konstrukcjach lotniczych Stale stosowane w konstrukcjach lotniczych (cz. III) Stopy lekkie magnezowe i spoiwa (lutowia) stosowane w konstrukcjach lotniczych	1 2 3 4 5 6	okładki okładki okładki okładki okładki okładki	

[illegible]

