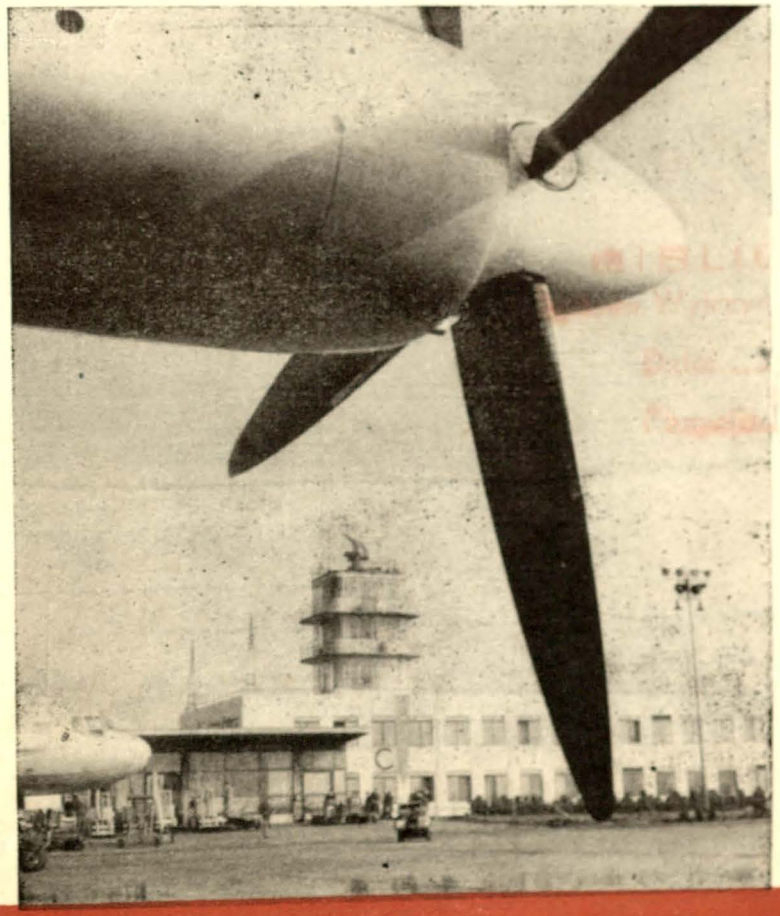
4

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH
LIPIEC ● 1960 ● SIERPIEŃ



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

Pomoce konstruktorskie „Techniki Lotniczej"

Obróbka tworzyw sztucznych metodami skrawania

Zebrał i opracował mgr inż. T. Wiślicki

10. Piłowanie

Piłowanie stosowane jest w odniesieniu do tworzyw sztucznych dość często jako obróbka wykańczająca. Dla materiałów termoplastycznych należy używać pilników o grubym nacięciu, a jedynie przy wygładzaniu korzystać z drobno nacięt ych, które bardzo szybko „zabijają się" wiórami. Przy piłowaniu tworzyw termoutwardzalnych nie napotyka się na te trudności.

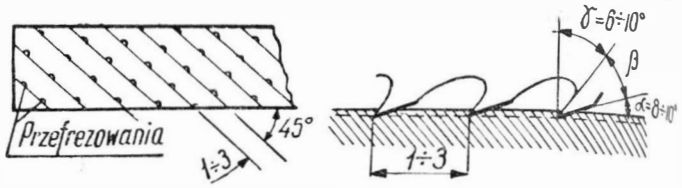
Pilniki specjalne do tworzyw sztucznych posiadają nacięte zęby w jednym kierunku pod kątem 45°, dość dużą podziałkę zębów i wysokość zębów, a czasem również przefrezowanie w pewnych odstępach (rys. 19). Zęby muszą być bardzo ostre.

GEOMETRIA OSTRZA PILNIKA DO PIŁOWANIA TWORZYW SZTUCZNYCH

W razie braku pilników specjalnych, obróbkę prowadzić można również normalnymi, stosowanymi do metali, ale wyłącznie nowymi, które do piłowania metali jeszcze nie były używane.

Obróbkę należy prowadzić długimi pociągnięciami pilnika przy lekkim tylko nacisku.

Poza piłowaniem ręcznym używa się również pilnikarek (dla których obowiązują te same zasady pracy) oraz urządzenia do pracy pilnikami wirującymi. W tym przypadku obróbkę można prowadzić przy prędkościach skrawania 150 do 200 m/min.



(d.c. na III str. okł.)

SPIS TREŚCI

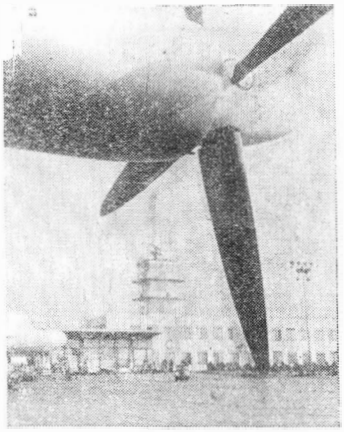
	str.
Ścisłe powiązanie „Techniki Lotniczej" z technicznym aktywem lotniczym — podstawowym warunkiem dalszego istnienia czasopisma	97
Cz. Puzyna: Pomiary oraz zwalczanie hałasu samolotów i silników lotniczych	98
W. Kordziński: Komora spalania silników turbinowych z oddzielną przestrzenią tworzenia mieszanki paliwowo-powietrznej	103
R. Jóźwiak: Pomiar ciśnienia statycznego na samolocie	108
T. Wiślicki: Zgrzewanie stopów lekkich w budowie samolotów	113
Nowości techniczne	119
Na półkach księgarskich	123
Errata	124
Z lotnictwa komunikacyjnego	125
Kronika	126
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	127
Pomoce konstruktorskie T. L. — **T. Wiślicki:** Obróbka tworzyw sztucznych metodami skrawania	okł.
Wskazówki dla autorów współpracujących z „Techniką Lotniczą"	okł.

CONTENTS

	page
The close connection between „Technika Lotnicza" and the technical active body	97
CZ. PUZYNA: Measurements and combating of aircraft and engines noise	98
W. KORDZIŃSKI: A gas turbine combustion chamber with separated zone for air-fuel formation	103
R. JÓŹWIAK: Static pressure measurement in aircraft	108
T. WIŚLICKI: Pressure Welding of light alloys in aircraft construction	113
Technical News	119
On Bookseller's Shelves	123
Errata	124
Chronicle	125
Aviation Documentation Review	126
Designer's Data Sheets — T. WIŚLICKI: Machining of synthetic materials	127
Instructions for Authors collaborating with „Technika Lotnicza"	on cover
	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

Точная связь „Авиационной Техники" с техническим активом	97
CZ. PUZYNA: Измерения и преодоление шумов самолетов и авиационных двигателей	98
W. KORDZIŃSKI: Камера сгорания газотурбинных двигателей с особой зоной изготовления горючей смеси	103
R. JÓŹWIAK: Измерение статического давления на самолете	108
T. WIŚLICKI: Сварка легких сплавов в авиастроении	113
Технические новости	119
Опечатки	123
Хроника	125
Документационный обзор авиации	127
Конструкторские пособия А.Т. — T. WIŚLICKI: Обработка резкой искуственных материалов	обл.
Указания для Авторов сотрудничающих с „Авиационной техникой"	обл.



Nasza okładka

80-osobowy samolot komunikacyjny Il-18 — na lotnisku w Pradze

Od 11 do 25 września br. Międzynarodowe Targi w Brnie umożliwiają, między innymi, zapoznanie się z dorobkiem przemysłu lotniczego Czechosłowacji

RYNKI ZAGRANICZNE

Pismo poświęcone sprawom gospodarki światowej i handlu zagranicznego

Ukazuje się we wtorki, czwartki i soboty. Zamieszcza stałe rubryki: „Kraje, Towary, Rynek pieniężny, Ceny i Giełdy".

Wydaje Polska Izba Handlu Zagranicznego. Zamówienia na prenumeratę przyjmuje administracja:

Warszawa, ul. Trębacka 4, pokój nr 5. Koszt prenumeraty półrocznej wynosi 72 zł. Konto PKO I/OM 1-71-110069. Na żądanie administracja wysyła numer okazowy.

WCT/698/B/60

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich
Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Komitet Redakcyjny.
Redaktor naczelny — mgr inż. Stefan Sulikowski, redaktor techniczny: Zbigniew Samborski, sekretarz redakcji: Jarosława Berżyńska
Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 674-61.
Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11
Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł Prenumerata roczna 72.— zł Półroczna 36.— zł

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Warszawa 1960 r. Ark. wyd. 10,2. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 700 egz.
Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61×86. Maszynopis oddano do skład. 15.IV.60. Druk ukończono w sierpniu 60 r. Cena egzemplarza 12 zł
Wrocławska Drukarnia Dziełowa — Zam. 189/A — H-14/195

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XV — LIPIEC – SIERPIEŃ 1960 R. — ZESZYT 4

Ścisłe powiązanie „Techniki Lotniczej" z technicznym aktywem lotniczym – podstawowym warunkiem dalszego istnienia czasopisma

Wiele kłopotów i trudności musiały pokonać kolejne kolegia redakcyjne od podjęcia decyzji wznowienia wydawania „Techniki Lotniczej" po wojnie w 1948 roku do chwili obecnej, aby zapewnić regularne ukazywanie się tego czasopisma naukowo-technicznego, o bardzo szerokiej i skomplikowanej tematyce i o wysokim poziomie zarówno treści, jak i formy.

Zachętą do pokonania tych trudności było bezwzględne przeświadczenie Redakcji o konieczności istnienia czasopisma służącego bardzo poważnym celom:

Cel pierwszy — to zapewnienie możliwości ciągłego pogłębiania wiadomości fachowych wszystkim zatrudnionym w lotnictwie pracownikom naukowym i inżynieryjno-technicznym poprzez studiowanie artykułów zamieszczonych w jedynym, dostępnym w krajach demokracji ludowej — czasopiśmie.

Cel drugi — to stworzenie jedynej trybuny lotniczej myśli naukowo-technicznej, umożliwiającej naszym i zagranicznym autorom wypowiadanie się na temat ostatnich osiągnięć.

Cel trzeci—to utworzenie organu Sekcji Lotniczej SIMP— pełniącego ważną rolę łącznika pomiędzy członkami Sekcji oraz pomiędzy Zarządem, a członkami Sekcji, zespalającego pracę lotniczego aktywu technicznego nad rozwojem polskiego lotnictwa.

Dzięki uznaniu słuszności takiego uzasadnienia i pomocy szeregu aktywistów lotniczych — trudności zostały pokonane, czasopismo okrzepło, pozyskało szereg poważnych autorów (nie tylko krajowych, ale i zagranicznych), zyskało uznanie czytelników, co spowodowało przejście z kwartalnika na dwumiesięcznik i znaczny wzrost nakładu.

Jednak od roku 1957 — od momentu podwyższenia ceny zeszytu do 12 złotych i przejęcia kolportażu wyłącznego przez „Ruch" — rozpoczyna się stały spadek liczby nabywców naszego czasopisma, która w 1959 roku spadła poniżej opłacalności dalszego jego wydawania, mimo subwencji państwowych. Został wyznaczony termin likwidacji czasopisma. W wyniku energicznej akcji, przy poparciu czynników zainteresowanych rozwojem lotnictwa — zespół redakcyjny uzyskał ze strony Dyrekcji Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT cofnięcie decyzji likwidacji i zapewnienie dalszego wydawania czasopisma, a nawet przejście na miesięcznik, ale pod warunkiem radykalnego wzrostu ilości czytelników w ciągu 1960 roku.

A tutaj już akcja samego zespołu redakcyjnego nie wystarczy!

Apel Sekcji Lotniczej SIMP, zamieszczony w zeszycie 1/60 „Techniki Lotniczej", był wezwaniem do powszechnej akcji o zwiększenie poczytności naszego czasopisma.

Konieczne jest zerwanie z pseudoobojętnością o losy czasopisma, wynikającą tylko z wysokiej jego ceny i trudności w nabywaniu:

Konieczne jest podkreślenie ścisłego powiązania wszystkich zainteresowanych losem lotnictwa inżynierów i techników z własnym czasopismem przez masowe abonowanie „Techniki Lotniczej" oraz wzięcie udziału w układaniu jej tematyki pod kątem największej przydatności dla Czytelników.

W przekonaniu, że do zwiększenia ilości Czytelników same wezwania nie wystarczą, Redakcja starała się zanalizować sytuację, postawić diagnozę trudności oraz obmyśleć i przeprowadzić ze swojej strony takie posunięcia, które spowodują wzrost czytelnictwa i prenumeraty.

Ustalono następujące kierunki działania:

Pierwszym czynnikiem upowszechnienia czasopisma ma być wyciągnięcie wniosków z obecnych trudności przy nabyciu lub zaprenumerowaniu „Techniki Lotniczej"; czasopismo nie jest objęte sprzedażą kioskową „Ruchu", można je zaabonować tylko z dużym wyprzedzeniem, brak opieki nad prenumeratorem, brak zorganizowanego kolportażu w zakładach i instytucjach.

Dotychczasowy sztywny i wygodnicki stosunek monopolistycznego przedsiębiorstwa „Ruch" do czasopism technicznych musi ulec radykalnej zmianie. Czytelnik w całej Polsce musi mieć możność zakupienia bieżącego zeszytu, lub zaabonowania od najbliższego zeszytu „Techniki Lotniczej" — bez żadnych trudności. Z drugiej strony — w ośrodkach lotniczych należy zorganizować sprężyste kolportaże i tu widzimy popisową rolę dla lokalnych kół SIMP. Że zadanie to nie jest zbyt trudne do realizacji, zostało stwierdzone na przykładzie jednej instytucji i jednego zakładu przemysłowego. W instytucji w wyniku minimalnej akcji propagandowej — 39 osób zgłosiło chęć nabywania „Techniki Lotniczej" (w tym 29 członków 31-osobowego Koła SIMP). W zakładzie w wyniku jednego obejścia pracowników technicznych przez kolportera — 32 osoby opłaciły półroczny abonament (w tym 19 członków 30-osobowego Koła SIMP).

Drugim czynnikiem powinna stać się zmiana ciężaru gatunkowego, układu działowego i tematyki czasopisma. Na podstawie rozmów z Czytelnikami, własnych opinii oraz analizy materiału redakcyjnego lotniczych pism zagranicznych, Kolegium redakcyjne zdecydowało zerwać z dotychczas stosowaną praktyką poświęcania przeważnej części zeszytu na artykuły naukowe na poziomie katedr podstawowych problemów, znajdujące bardzo niewielu Czytelników, tylko wśród specjalistów o wysokich kwalifikacjach. Nie znaczy to, aby pismo nasze zamykało swe łamy dla naukowej myśli lotniczej. Jednak będzie to sprowadzone do rozsądnych proporcji, w granicach udziału około 50% objętości zeszytu. Postawiono przy tym zasadę, że wymienione artykuły będą obejmować średnio dwie do czterech stron druku. Dłuższe artykuły, zakwalifikowane do druku, będą dzielone i zamieszczane w kilku zeszytach czasopisma. Decyzja ta pozwoli w poważnym stopniu urozmaicić tematycznie pismo i prowadzić w pozostałej objętości (na poziomie dostępnym dla każdego pracownika technicznego) jedenaście interesujących stałych działów, a mianowicie: Nowości techniczne, Jednostki latające, Silniki i napędy, Przyrządy pokładowe i osprzęt, Komunikacja lotnicza, Turystyka i sport, Produkcja — organizacja, Na półkach księgarskich, Co piszą inni, Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa, Pomoce konstruktorskie.

Powyższe działy stałe będą uzupełniane następującymi periodycznymi tematykami podstawowymi: Elektronika i łączność, Technika rakietowa. Ponadto, w miarę materiału redakcyjnego, publikować się będzie wiadomości i informacje pod następującymi tytułami: Nasz reportaż, Normalizacja w lotnictwie, Notatnik użytkownika, Nowości patentowe, Lotnicze słownictwo techniczne, Ludzie i zdarzenia, Kronika, Korespondenci piszą.

Kolegium redakcyjne dokładać będzie starań, aby w każdym zeszycie znalazł się aktualny artykuł wstępny oraz, aby zamieszczany materiał tekstowy był bogato ilustrowany. Akcja ta połączona będzie z inną, mającą na celu wciągnięcie licznych nowych autorów do współpracy z Redakcją.

Kolegium redakcyjne doszło do wniosku, że trzecim warunkiem zdobycia poczytności czasopisma jest jego szata zewnętrzna, a więc atrakcyjność okładki. Dotychczasowy, zbyt skromny i jednostajny charakter okładki postanowiono zmienić, ożywiając ją aktualnym, interesującym zdjęciem lotniczym, stosując równocześnie znacznie lepszy papier okładkowy.

Redakcja „Techniki Lotniczej" prosi Czytelników o wypowiedzenie się w sprawie wyżej naszkicowanych założeń programowych czasopisma. Łamy nasze są otwarte dla Waszych wypowiedzi, propozycji i dyskusji.

Odnośnie ceny abonamentu, to ma ona ulec obniżce dla członków SIMP po zwiększeniu nakładu.

Realizacja wniosków Redakcji oraz masowe dowody szczerego zainteresowania losem lotniczej prasy technicznej powinny doprowadzić w krótkim czasie do poważnego wzrostu liczby stałych abonentów „Techniki Lotniczej", do zapewnienia dobrego poziomu czasopisma i do zespolenia pracy lotniczego aktywu technicznego.

Mgr inż. CZ. PUZYNA
Zakład Badania Drgań CIOP

Pomiary oraz zwalczanie hałasu samolotów i silników lotniczych

O szkodliwości danego hałasu decyduje przede wszystkim wielkość ciśnienia akustycznego wywieranego na bębenek. Przebywanie w hałasie o zbyt dużej głośności może być przyczyną trwałych uszkodzeń organu Cortiego w uchu wewnętrznym, co objawia się niedosłyszeniem dźwięków o określonej częstotliwości, a nieraz częściową lub zupełną głuchotą. W zależności od charakteru widma danego hałasu, a więc od tego, czy przeważają w nim częstotliwości niskie, średnie lub wysokie, jego szkodliwość może być większa lub mniejsza. W odniesieniu do większości hałasów występujących w przemyśle za najwyższy dopuszczalny poziom głośności hałasu przyjmuje się 85—90 dB.

Pomiary poziomu głośności przeprowadza się przy użyciu mierników poziomu głośności, nazywanych nieraz sonometrami. Przyrządy tego typu posiadają mikrofon, wzmacniacz o charakterystykach wzmocnienia, dostosowanych do zmian czułości ucha ludzkiego w funkcji częstotliwości oraz miernik wskazówkowy o odpowiednio wycechowanej podziałce. Na podziałce tej odczytuje się poziomy głośności mierzonego hałasu w decybelach. Sonometry są przeważnie wykonywane jako przyrządy bateryjne.

Pomiary sonometrem wykonuje się przede wszystkim na stanowiskach roboczych w celu określenia zagrożenia znajdujących się na nich ludzi. W zestawieniu I podano wiel-

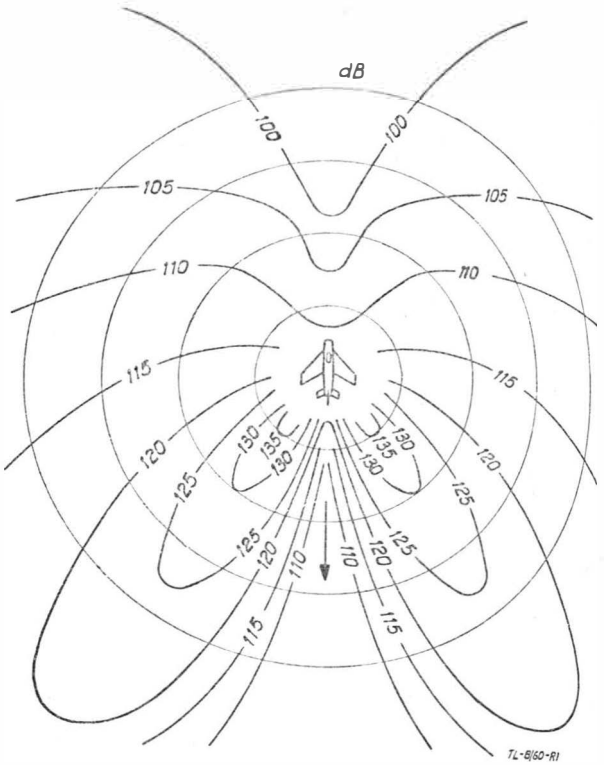
Zestawienie I
(według pomiarów własnych)

Lp.	Pomieszczenia lub źródła hałasu	Poziom głośności w dB
1.	Hamownie silników odrzutowych	powyżej 130
2.	Hamownie silników tłokowych (wewnątrz nie wytłumione)	120—130
3.	Hamownie silników tłokowych (wewnątrz wytłumione)	110—120
4.	Narzędzia pneumatyczne	100—120
5.	Automaty tokarskie	90—100
6.	Kompresownie	90—100
7.	Hale montażowe konstrukcji stalowych	80—90
8.	Obróbka mechaniczna (tokarnie, strugarki, szlifierki)	80—90
9.	Kabiny sterownicze hamowni	80—90
10.	Warsztaty doświadczalne, laboratoria	70—80

kości poziomów głośności hałasu, występującego w otoczeniu typowych stanowisk roboczych w krajowym przemyśle lotniczym i motoryzacyjnym.

Wykonanie większej ilości pomiarów poziomu głośności pozwala zorientować się w charakterze rozprzestrzeniania się hałasu wokół danego źródła, co ma znaczenie nie tylko z punktu widzenia oceny jego szkodliwości, ale również środków, jakie należy podjąć, aby poziom ten obniżyć. Dla przykładu na rysunku 1 pokazano rozkład krzywych izofonicznych (krzywych o jednakowym poziomie głośności) w bliskości hamowanego samolotu odrzutowego. Jak widać z rysunku — rozprzestrzenienie się hałasu takiego samolotu jest nierównomierne i dla podanego przykładu waha się w granicach od 110 dB — na ssaniu, do 135 dB od strony wydechu; specjalnie intensywny hałas obserwuje się w dwóch pasach skierowanych ku tyłowi samolotu, symetrycznie względem jego podłużnej osi.

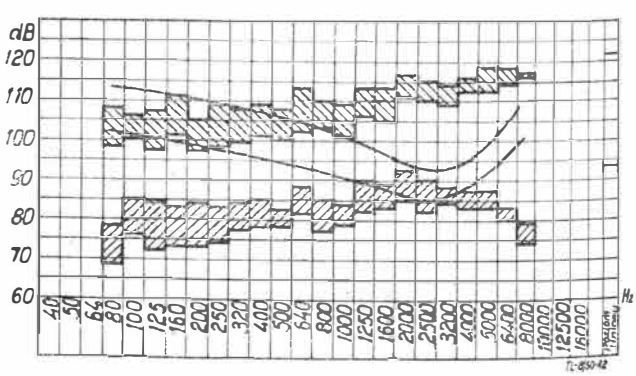
Dokładniejszą ocenę szkodliwości danego hałasu, jak również dokładniejsze dane dla opracowania sposobów zwalczania tego hałasu uzyskuje się na podstawie analizy jego widma. Analizę taką wykonuje się przeważnie przy użyciu spektrometru, w którym badany hałas poprzez mikrofon i wzmacniacz przechodzi przez filtry o określonej szerokości. Przeważnie stosuje się filtry o szerokości $^1/_3$ oktawy. Jako kryterium oceny stosuje się m.in. krzywe równego wrażenia głośności, wyrażone w jednostkach nazywanych sonami. Na podstawie licznych doświadczeń stwierdzono, że wtedy, kiedy poziomy głośności poszczególnych pasm widma przekraczają linię 100 sonów (rys. 2), przebywanie w hałasie o takiej głośności powoduje trwałe ubytki słuchu. Stwierdzono również, że hałas, którego poziomy głośności poszczególnych pasm widma nie przekraczają linii 50 sonów, nie powoduje takich ubytków. Na rysunku 2 pokazano na tle linii 100 i 50 sonów dwa widma hałasu. Widma te przedstawiono w postaci szeregu słupków, których wysokość odpowiada średniej wielkości wahań intensywności hałasu w danym pasmie. Pierwsze z nich (a) — zakreskowane w lewą stronę — jest widmem hałasu, zarejestrowanym w odległości ok. 3 m od silnika



Rys. 1

śmigłowca, hamowanego na stanowisku do hamowania. Jak widać z rysunku, widmo to ma charakter wysokoczęstotliwy i w całości przekracza linię 100 sonów. Drugie z nich (b) — zakreskowane w prawą stronę — jest widmem hałasu zarejestrowanym w kabinie sterowniczej obok wymienionego powyżej stanowiska. Jak widać z rysunku, widmo hałasu w kabinie obniżyło się o ok. 30 dB, zwłaszcza w części wysokoczęstotliwej. Jednakże przekracza ono linię 50 sonów (powierzchnia zaczerniona) dla zakresów od 1250—3200 Hz. Wskazuje to na szkodliwość hałasu występującego w tym pomieszczeniu, oraz na celowość obniżenia poziomu jego głośności, zwłaszcza w tym właśnie zakresie częstotliwości.

Hałas, o poziomie niższym od szkodliwego, może być uciążliwy i męczący. Jego działanie może przeszkadzać w pracy, obniżając nie tylko jej wydajność ale i jakość.

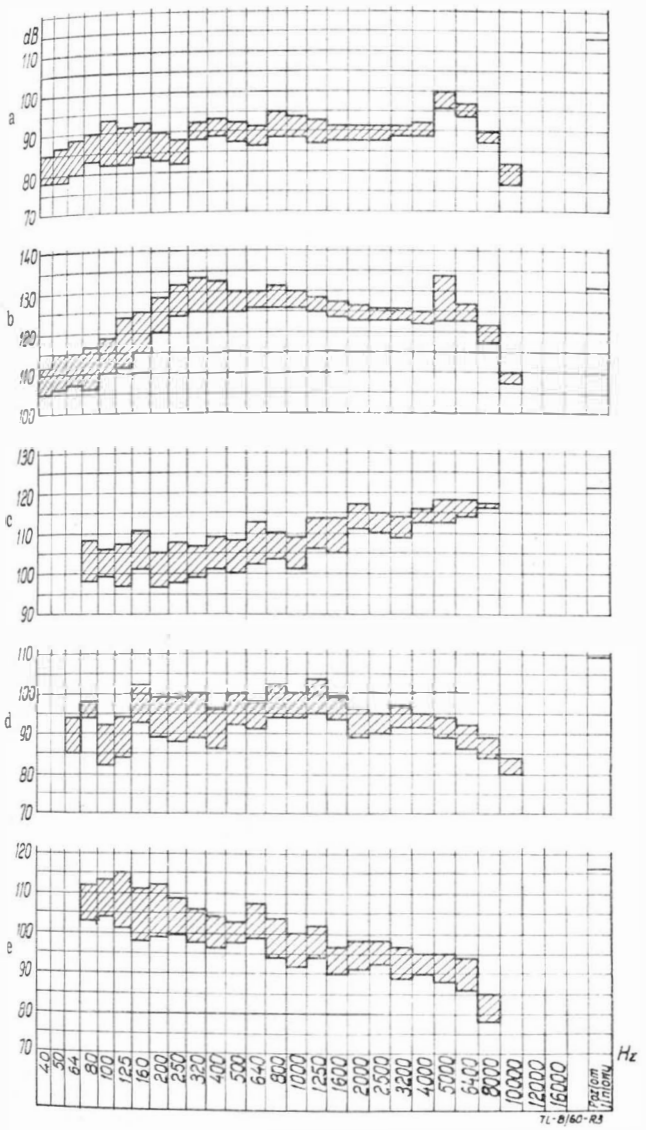


Rys. 2

zwłaszcza jeśli praca ta wymaga skupienia (laboratoria, biura konstrukcyjne itp.) lub specjalnej dokładności (warsztaty robót precyzyjnych, trasernie, stanowiska odbioru technicznego itp.). Według obowiązujących w Polsce zarządzeń (Dz. U. nr 53, z 1959 r. oraz PN-54/B-02151) poziom głośności hałasu nie powinien przekraczać

w mieszkaniach, biurach o małym ruchu	35 dB
w biurach konstrukcyjnych	40 dB
w warsztatach robót precyzyjnych	50 dB

Spośród źródeł hałasów przemysłowych o stosunkowo najwyższym poziomie głośności należy wymienić hamowane lub oblatywane samoloty, oraz hamowane silniki. Na rysunku 3 podano, na podstawie pomiarów własnych, przykłady widma: a — hałasu samolotu odrzutowego hamowanego na płycie startowej (11200 obr/min), b — silnika tego samolotu hamowanego na stanowisku do hamowania (11 200 obr/min), c — hamowanego silnika śmigłowca



Rys. 3

typu LIT-3 (2200 obr/min), d — sześciocylindrowego silnika wysokoprężnego typu D-6 (1500 obr/min), e — jednocylindrowego silnika ciągnika typu U-45 (900 obr/min). Jak widać z rysunku, poszczególne widma różnią się między sobą dość znacznie. Spośród widm hałasu silników tłokowych widać dość wyraźną zależność pomiędzy liczbą cylindrów i obrotów, a charakterem widma. Na przykład widmo 12-cylindrowego silnika LIT-3 (c) posiada wysokoczęstotliwy charakter, sześciocylindrowego silnika D-6 (d) średnioczęstotliwy, jednocylindrowego silnika U-45 niskoczęstotliwy. Natomiast oba widma samolotu i silnika odrzutowego składają się z części niskoczęstotliwej oraz wysokoczęstotliwej ze szczytem dla częstotliwości 5000 Hz; części te można wyraźnie rozróżnić „na ucho", a więc niskotonowy ryk silnika oraz równoczesny z nim wysokotonowy świst.

Hałas samolotu hamowanego na płycie rozprzestrzenia się (patrz rys. 1) docierając do pomieszczeń zakładów pracy, jak i pomieszczeń mieszkalnych. Przyjmując, że poci (dla płaskiego otwartego terenu) o wielkość 20 lgr., można w przybliżeniu (bez uwzględnienia wpływu siły i kierunku wiatru, temperatury i wilgotności powietrza itp.) określić, jaki poziom głośności będzie miał hałas w odległości r od hamowanego samolotu z następującego równania:

$$\beta_r = \beta_1 - 20 \text{ lgr.}$$

w którym β_r — poziom głośności hałasu w dB w odległości r od hamowanego samolotu
β_1 — poziom głośności hałasu w dB w bezpośredniej bliskości od tego samolotu

Planując budowę lotniska przeznaczonego dla samolotów odrzutowych (lub obiektu wyposażonego w hamownie), należy brać pod uwagę jego położenie względem najbliższych zakładów przemysłowych, a przede wszystkim osiedli mieszkaniowych. Z tego punktu widzenia każde osiedle lub miasto można podzielić na kilka stref, dla których przyjmuje się dopuszczalne poziomy głośności, a poszczególne domy lub obiekty, w zależności od ich przeznaczenia, stawiać na obszarach jednej ze stref. Największe wymagania stawia się dzielnicom, w których znajdują się szpitale, szkoły, wyższe uczelnie itp. (tzw. strefa ciszy), następnie dzielnicom mieszkaniowym. Stosunkowo wyższe poziomy dopuszcza się dla strefy śródmiejskiej, a następnie dla strefy przemysłowej. W zestawieniu II podano dla poszczególnych stref dopuszczalne poziomy głośności w dB przyjęte w różnych krajach (patrz International Organization for Standarization ISO/TC43 Secr-72). W ostatniej rubryce zestawienia umieszczono wielkości liczbowe podawane w literaturze krajowej (I. Malecki, W. Kołtoński, W. Straszewicz „Zwalczanie hałasów w zakładach przemysłowych").

Zestawienie II

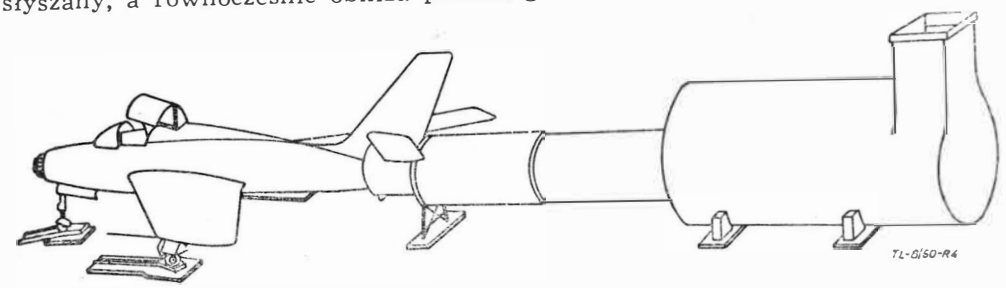
Kraj	Strefy							
	ciszy (szpitale, szkoły)		mieszkaniowa		miejska centralna		przemysłowa	
	w dzień	w nocy	w dzień	w nocy	w dzień	w nocy	w dzień	w nocy
Austria	25	20	35	25	35	25	45	35
Niemcy	55	30	55	40	55	40	65	50
Francja	—	—	35	25	50	30	—	—
Polska	30	25	45(40)	25	60(50)	30	—	—

Jeżeli przyjąć, że średni poziom głośności hałasu samolotu hamowanego na płycie wynosi $\beta_1 = 124$ dB (patrz rys. 1), to z podanego równania można obliczyć, że dla pracy w dzień ($\beta_r = 45$ dB) powinien on teoretycznie znajdować się w odległości $r \cong 9$ km od osiedli mieszkaniowych. Ponieważ zastosowane równanie nie uwzględnia wpływu tłumienia dźwięków przez drzewa, nierówności terenu, wiatru itp., a poziom głośności samolotu przyjęto stosunkowo niski, uzyskane wielkości są tylko orientacyjne. Niewątpliwie pasy zieleni w postaci lasów, wzgórza itp. wpływają dodatnio na stłumienie hałasu samolotu, zapobiegając jego rozprzestrzenianiu się na dalsze odległości.

Jak widać z rysunku 1, ważny jest również kierunek ustawienia podłużnej osi samolotu względem zabudowań lub stref, w których poziom głośności powinien być niski. Jak widać z rysunku, w czasie hamowania samolot powinien być ustawiony ogonem w kierunku otwartej nie zabudowanej przestrzeni. W celu obniżenia głośności jego hałasu stosowane są również specjalne tłumiki zakładane na okres hamowania od strony wydechu (rys. 4). Składają się one z rury wyłożonej wewnątrz materiałem dźwiękochłonnym. Rura rozszerza się, co ułatwia rozprężanie się gazów spalinowych; jest ona zakończona pionowym otwartym kanałem.

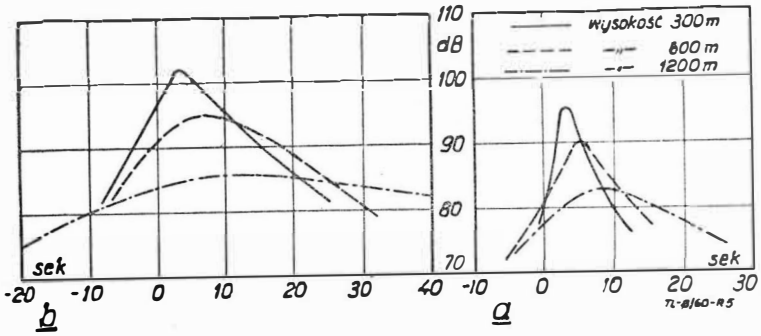
Niewątpliwie przykry jest również hałas oblatywanych samolotów. Na rysunku 5 pokazano wzrost poziomu głośności w dB podczas przelotu samolotu odrzutowego ponad miejscem, w którym znajdował się mikrofon przyrządu pomiarowego. Na wykresie 5a samolot przelatywał z prędkością ok. 300 km/godz., a na wykresie 5b z prędkością ok. 800 km/godz. Moment, w którym samolot znajdował się pionowo ponad mikrofonem, oznaczono jako 0 sekund. Jak widać z obu wykresów, maksymalny poziom głośności hała-

su przelatującego samolotu zależy od wysokości, na jakiej leci. Np. przy prędkości 800 km/godz. wynosił on przy wysokości ok. 300 m — 95 dB (linia ciągła), przy wysokości ok. 600 m — 90 dB (linia kreskowa) i przy wysokości około 1200 m — ok. 82 dB (linia punktowa). Ze wzrostem wysokości poziom głośności hałasu maleje, ale równocześnie jest on słyszany dłużej, a więc z większej odległości. Wzrost prędkości przelotu skraca czas, w którym samolot jest słyszany, a równocześnie obniża poziom głośności hałasu.



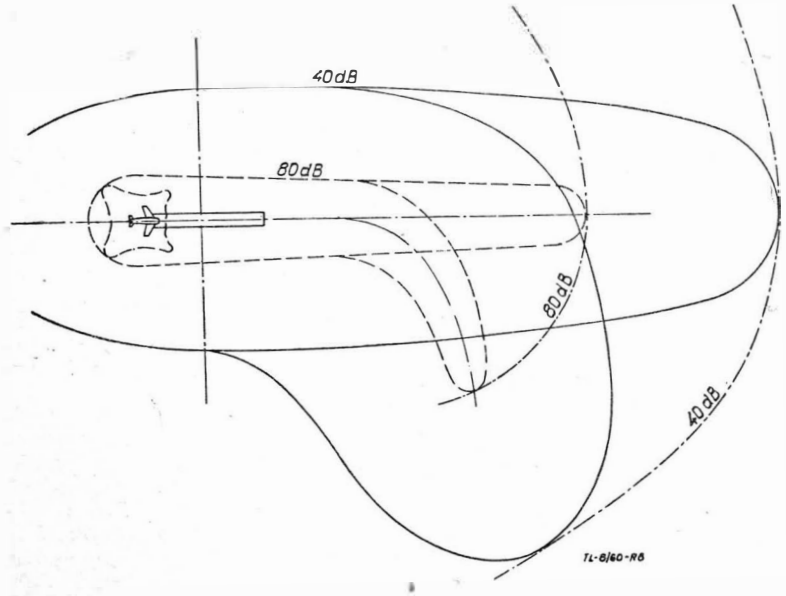
Rys. 4

Z omawianych wykresów widać, że dla danego typu lub typów samolotów można na podstawie pomiarów określić taką wysokość przelotu nad miastem, przy której hałas docierający do zabudowań mieszkalnych nie przekraczałby wielkości dopuszczalnej dla tej strefy miasta. Naturalnie, trudno to osiągnąć w bliskości lotniska, z którego samolot startuje lub ląduje. Dlatego też lotnisko powinno znajdować się w odpowiedniej odległości od zabudowań mieszkalnych.



Rys. 5

Na rysunku 6 pokazano przykład lotniska, wokół którego linią kreskową oznaczono (dla danego typu samolotów) obszar zagrożenia hałasem o poziomie głośności powyżej 80 dB, a linią ciągłą — hałasem powyżej 40 dB. W środku rysunku w postaci wydłużonego prostokąta oznaczono pas



Rys. 6

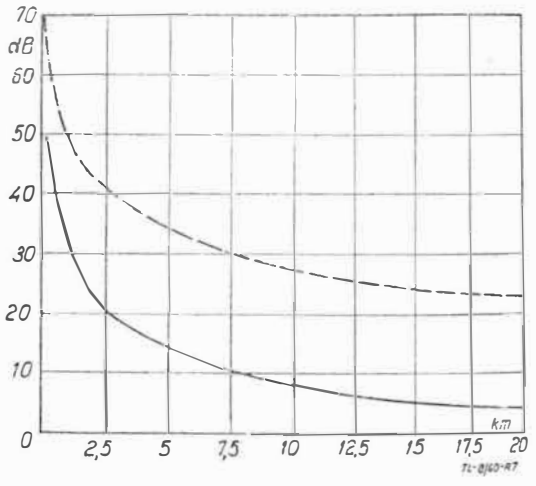
startowy; ponieważ przyjęto, że mniej więcej od połowy długości pasa samolot zaczyna się odrywać od ziemi nabierając wysokości — strefa zagrożenia zwęża się i kończy w momencie osiągnięcia przez dany samolot określonej pomiarami wysokości, z której hałas jest już wystarczająco osłabiony.

Rozprzestrzenianiu się hałasu hamowanego silnika powinno zapobiegać pomieszczenie, w którym jest on hamowany. Jeżeli różnicę pomiędzy poziomem głośności hałasu β_1 występującego wewnątrz w bliskości hamowanego silnika i poziomem głośności hałasu β_2 na zewnątrz hamowni oznaczymy przez δ, to poziom głośności hałasu w odległości r od hamowni określić można z równania

$$\beta_r = \beta_1 - \delta - 20 \lg r.$$

Z podanego równania widać, że im dany hałaśliwy obiekt chcemy wybudować bliżej miasta (a specjalnie jego cichych dzielnic), a więc im wielkość r ma być mniejsza, tym większa powinna być wartość tłumienia δ źródła hałasu, znajdującego się na terenie tego obiektu. Należy jednak pamiętać że w odróżnieniu od warunków panujących na otwartej przestrzeni, poziom głośności hałasu, występującego w pomieszczeniu zamkniętym, składa się nie tylko z hałasu samego źródła, ale i hałasu odbitego od ścian. W związku z tym poziom głośności hałasu silnika hamowanego wewnątrz pomieszczenia wzrośnie i to tym intensywniej, im ściany tego pomieszczenia są gładsze i lepiej odbijają fale akustyczne. Na przykład wg pomiarów wykonanych w dwóch hamowniach silników odrzutowych otrzymano w odległości 3 m od tego samego hamowanego silnika na stanowisku częściowo wewnątrz wytłumionym 134 dB, a na stanowisku o ścianach zupełnie gładkich 139 dB.

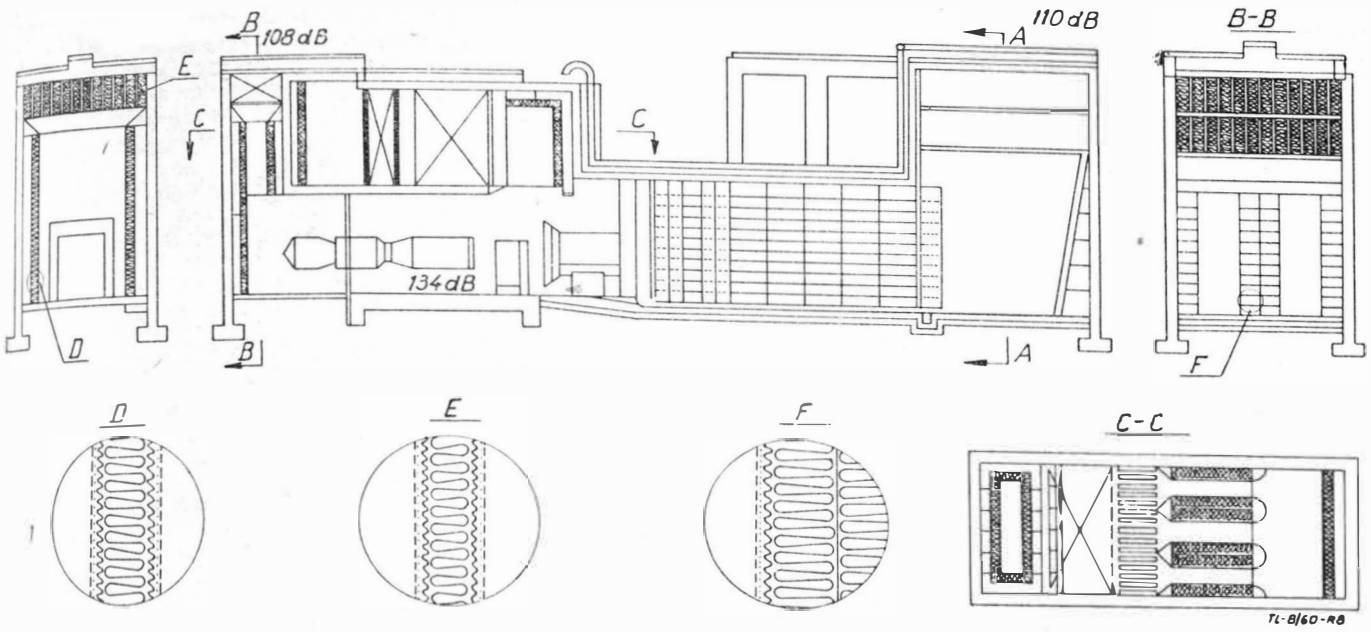
Przyjmijmy dla przykładu, że nowo budowana fabryka samolotów odrzutowych będzie posiadała hamownie, a przewidywany poziom głośności hałasu β_1 w bezpośredniej bliskości hamowanego silnika wynosi 134 dB. Chcąc teraz wymienioną fabrykę wybudować w bliskości osiedla mieszkaniowego, dla którego dopuszczalny poziom głośności w dzień wynosi β'_r=45 dB, a w nocy β''_r=25 dB, musimy tę fabrykę wybudować w odpowiednio dużej odległości r, albo zastosować urządzenia tłumiące o odpowiednio dużym tłumieniu δ. Na podstawie podanego powyżej równania wykonano wykres (rys. 7), na którym dla omawianego przypadku



Rys. 7

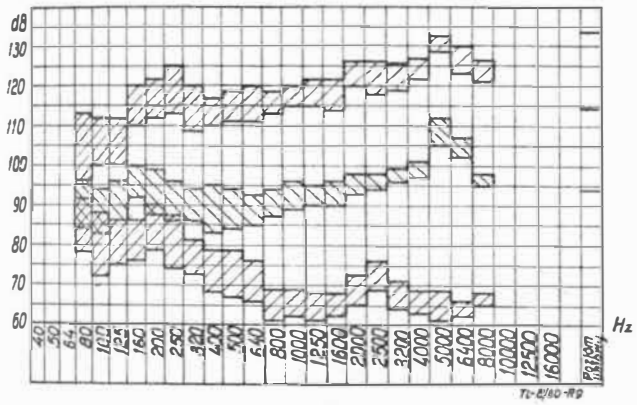
przeliczono zależność pomiędzy wartościami r i δ dla β'_r = =45 dB (linia ciągła) i β''_r=25 dB (linia przerywana). Ponieważ podane równanie nie uwzględnia wpływu tłumienia dźwięków przez drzewa, nierówności terenu, wiatru itp., uzyskane wartości są większe od rzeczywistych; na ich podstawie można jednak ocenić rząd występujących w tym przypadku wielkości.

Jak widać z omawianego rysunku, zastosowanie hamowni o odpowiedniej izolacyjności ścian i innych urządzeń pozwala wybudować dany obiekt bliżej miasta. Np. przy wartości δ = 15 dB można go wybudować w odległości ok. 5 km od dzielnicy mieszkaniowej, a przy δ = 25 dB w odle-



Rys. 8

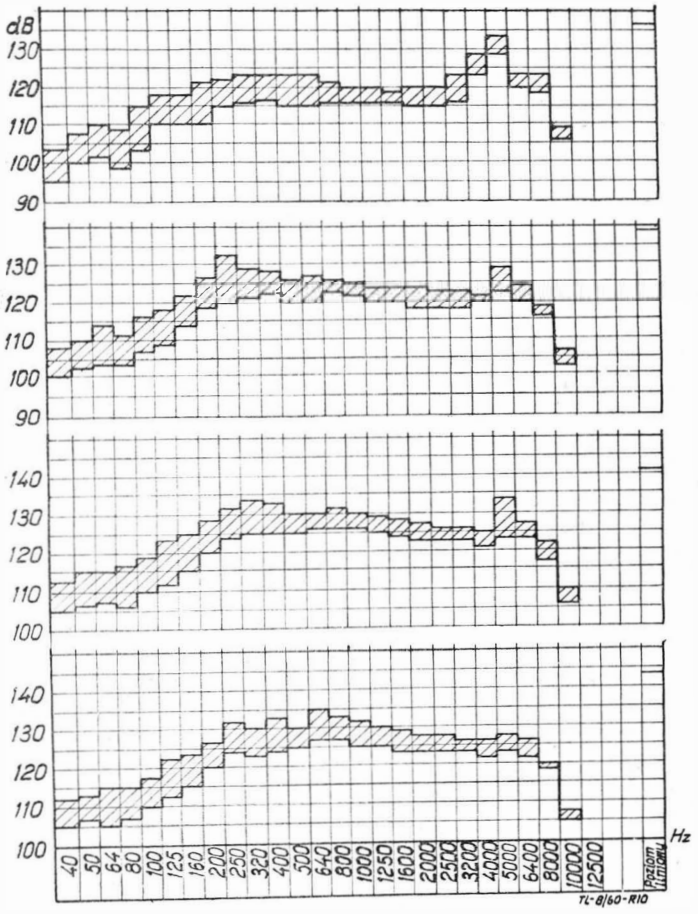
głości 1,5 km. Na rysunku 8 pokazano hamownię przeznaczoną do hamowania samolotów odrzutowych. Składa się ona z pomieszczenia (a), w którym silnik jest hamowany, z kanału ssącego (b) doprowadzającego chłodzące powietrze (c) oraz wydechowego (d). Wlot do kanału ssącego oraz wylot z wydechowego jest skierowany ku górze. W celu określenia skuteczności tłumienia wykonuje się pomiary na zewnątrz hamowni, przede wszystkim w bliskości wylotów z kanałów. Różnica w poziomie głośności wewnątrz przy hamowanym



Rys. 9

silniku i na zewnątrz pozwala określić wielkość tłumienia δ. Dla przypadku podanego na rysunku 8 wynosi ona średnio $\delta = 25$ dB. Na rysunku 9 pokazano widma hałasu przy hamowanym silniku (a), na zewnątrz od strony ssania (b) i od strony wydechu (c) w jednej z krajowych — tłumionych hamowni silników odrzutowych. Jak widać z zestawienia, na wydechu (c) udało się znacznie obniżyć wysokoczęstotliwą część widma. Gorzej pod tym względem jest na ssaniu (b), gdzie widmo wskazuje, że wytłumiony kanał jest zbyt krótki, a charakterystyka częstotliwościowa materiału dźwiękochłonnego niezupełnie właściwie dobrana. Zastosowana w omawianym przypadku połupana cegła i wióry metalowe, umieszczone w przegrodach ze stalowej siatki, posiadają niewątpliwie bardzo dobre własności ze względu na występowanie wysokich temperatur. Jednakże w hamowniach z kanałami dla chłodzącego powietrza można zastosować materiały o nieco gorszych własnościach ognioodpornych, ale o lepszych własnościach akustycznych (patrz rys. 8).

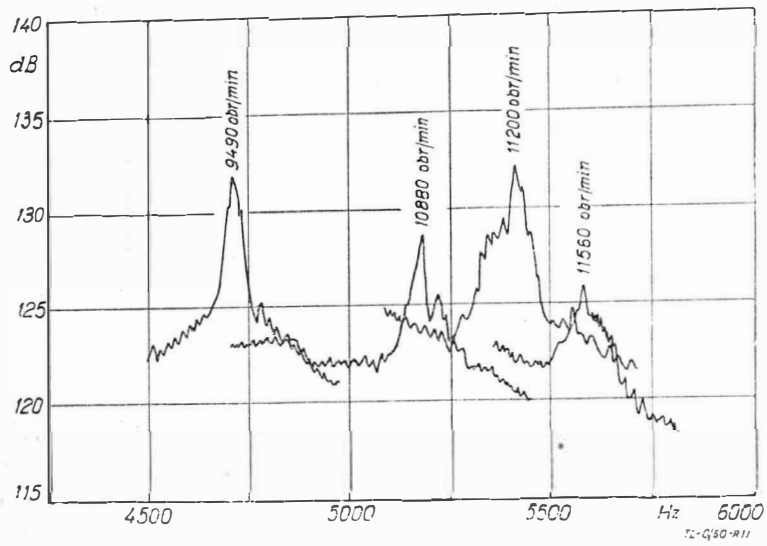
Przy projektowaniu nowej hamowni proporcje i kształt jej kanałów, jak również charakterystyki tłumienia zastosowanych materiałów dźwiękochłonnych powinny być dostosowane do widma hałasu silników, które mają być w niej hamowane. Ponieważ dany typ silnika jest hamowany przy różnych obrotach i różnym obciążeniu, należy w związku z tym uwzględnić zmiany wynikłe ze zmiany warunków pracy tego silnika. Na rysunku 10 pokazano na podstawie pomiarów własnych widma hałasu hamowanego silnika odrzutowego przy $n = 9490$ obr/min (a), przy $n =$



Rys. 10

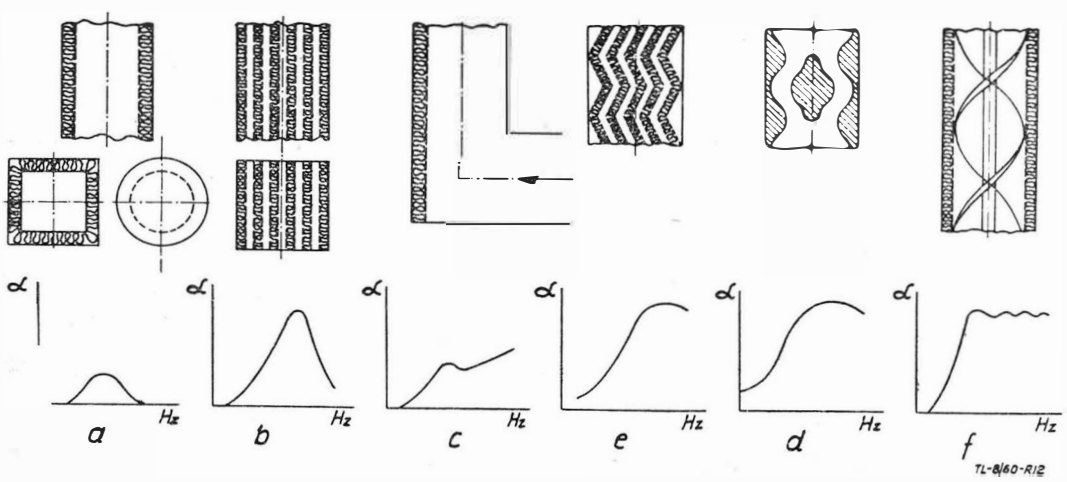
$= 10\,880$ obr/min (b), przy 11 200 obr/min (c), oraz przy $n = 11\,560$ obr/min (d). Jak widać z rysunku, charakter poszczególnych widm pozostaje bez zmian. Jednakże w grupie niskich częstotliwości występuje wyraźne przesunięcie szczytu w prawo, na przykład przy obrotach 10 880 występuje on dla częstotliwości 250 Hz, przy obrotach 11 200 dla **320**

Hz, a przy obrotach 11 560 dla 640 Hz. W grupie częstotliwości wysokich szczyt wzrostu intensywności występuje stale w pasmie o częstotliwości środkowej 5000 Hz. Po wykonaniu analizy analizatorem częstotliwości (rys. 11) *) okazuje się, że dla n od 9490 do 11 500 obr/min szczyt ten przesuwa się w granicach 4600—5600 Hz. Ostatecznie przy budowie hamowni przeznaczonej dla silników, których widmo zostało tu omówione, należy przy wytłumieniu jej wnętrza, a więc przeliczaniu i projektowaniu układów dźwiękochłonnych, dostosować charakterystykę tych układów do tłumienia hałasu, zwłaszcza w zakresie 200—800 Hz i 4600—5600 Hz.



Rys. 11

W odniesieniu do kanałów ważny jest sposób ustawienia powierzchni pochłaniającej danego układu absorbującego względem przepływającej strugi. Na rysunku 12 podano przykłady kanałów wewnątrz wytłumionych oraz odpowiadające im schematy charakterystyk pochłaniania. Kształty niektórych kanałów są pomyślane w ten sposób, aby uintensywnić zetknięcie się strugi powietrza lub gazów spalinowych z materiałem dźwiękochłonnym, umieszczonym na ich ściankach. W odniesieniu do omówionego widma najodpowiedniejszym rodzajem wydaje się charakterystyka



Rys. 12

z kanałem „d" oraz pionowe zakończenie tego kanału podane na przekroju „c". Kanały pionowe i ukośne otwarte mają jednak tę wadę, że ich budowa sprzyja powstawaniu tzw. „strefy hałasów wtórnych". Strefa ta powstaje wskutek tego, że drogi fal wychodzących z otwartego kanału pionowo, lub pod pewnym kątem, ulegają zakrzywieniu (wskutek występujących w wyższych warstwach atmosfery różnic temperatur, działania wiatru itp.) i wracają ku ziemi w pewnej, nieraz dosyć znacznej, odległości od źródła. Naturalnie, że fala, która powraca jest znacznie osłabiona. Mimo to jednak zastosowane w kanale urządzenia tłumiące powinny na tyle intensywnie tłumić hałas hamowanego silnika, aby jego głośność na wylocie kanału była możliwie jak najmniejsza.

Wytłumienie ścian kanałów wykonuje się zazwyczaj z materiału porowatego o własnościach dźwiękochłonnych, odpornego na wysokie temperatury. Do tego celu stosuje się między innymi połupaną cegłę szamotową, grube wióry metalowe itp. Dla układów dźwiękochłonnych stosowanych na Zachodzie jest charakterystyczne, że są one wykonywane z siatki z drutu lub blaszanych perforowanych ekranów (patrz rys. 8 i 12), poza którymi umieszcza się maty z materiału dźwiękochłonnego (np. włókien szklanych) ułożone falisto; układy takie pozwalają na uzyskanie większej powierzchni chłonnej.

Na ssaniu oraz przy zastosowaniu na wydechu chłodzonego powietrza można stosować materiały dźwiękochłonne, których maksymalna dopuszczalna temperatura, w jakiej ten materiał może pracować, jest niższa. W zestawieniu III

Zestawienie III

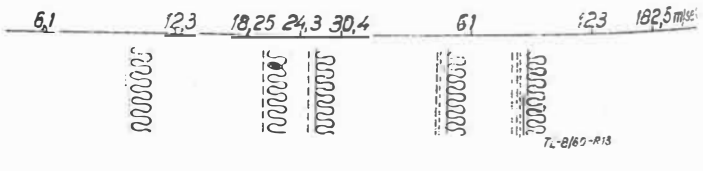
Lp.	Materiał	Maksymalna temp. °C
	Materiały włókniste	
1	Niektóre wełny mineralne	50—65
2	Filc wełniany	65—95
3	Filc włosienny	95—120
4	Włókna szklane wiązane (m.in. maty)	200—225
5	Włókna azbestowe	450
6	Luźne włókna szklane	550—600
7	Bloki prasowane z wełny mineralnej	675
8	Wełna bazaltowa	825
9	Szklista włóknista krzemionka	1025—1150
10	Włókna specjalne ogniotrwałe	1150
	Inne materiały	
1	Ognioodporna cegła porowata	900—1700
2	Żwir	1170

podano typowe materiały dźwiękochłonne, stosowane w tej dziedzinie, oraz dopuszczalne maksymalne temperatury w °C.

Ważnym czynnikiem przy dobieraniu układu pochłaniającego jest prędkość, z jaką strumień przepływa danym kanałem. Ze wzrostem prędkości strumienia układy dźwiękochłonne, stosowane na ścianach kanału, wykonuje się jako bardziej sztywne. Na rysunku 13 pokazano przykłady układów dostosowanych do różnych prędkości przepływu.

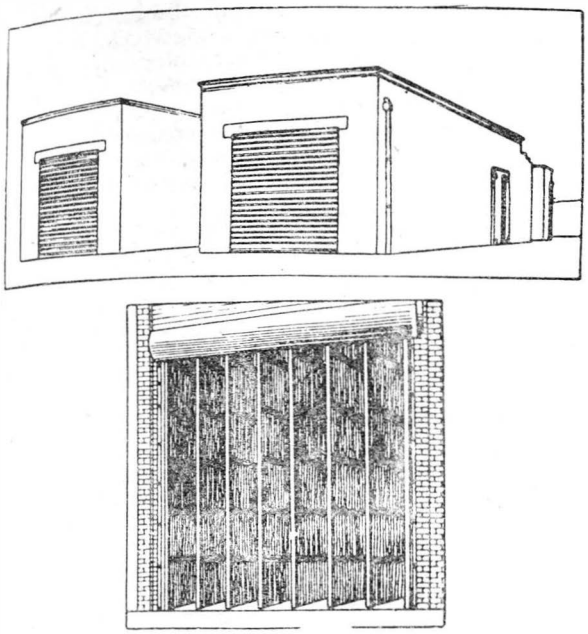
W hamowniach tłokowych, w których prędkość przepływu powietrza odgrywa mniejszą rolę, ograniczenie rozprzestrzeniania się hałasu z poszczególnych stanowisk na zewnątrz budynku można uzyskać np. przez umieszczenie w drzwiach (bramach) tych stanowisk równoległych ekranów, ustawionych prostopadle do płaszczyzny otworu drzwiowego (rys. 14); zewnętrzne powierzchnie ekranów powinny być pokryte materiałem dźwiękochłonnym.

Ponieważ w odniesieniu do niektórych pomieszczeń, zwłaszcza stanowisk do hamowania, radykalne obniżenie hałasu wewnątrz pomieszczenia jest trudne, pracownicy zatrudnieni w takich pomieszczeniach powinni być zaopatrzeni w indywidualne ochrony słuchu. Błędne jest



Rys. 13

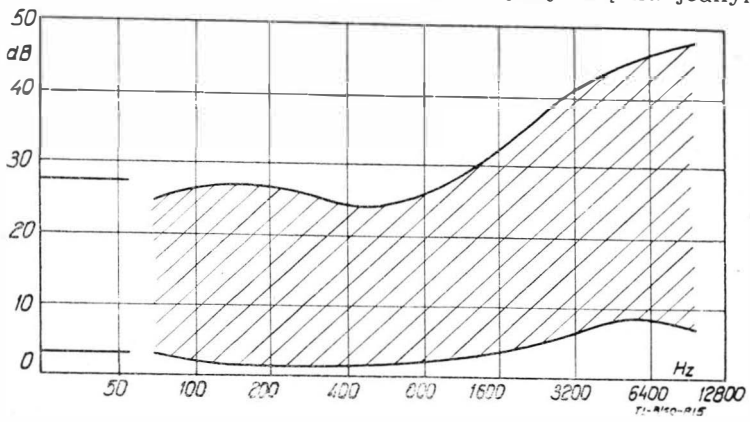
*) Wszystkie analizy widmowe ⅓ oktawowe i częstotliwościowe podane w artykule — według pomiarów własnych.



Rys. 14

przekonanie, jakoby istniał uniwersalny typ ochrony słuchu, nadający się jako zabezpieczenie przed wszelkiego rodzaju hałasami. Ochrony w postaci wkładek nadają się przeważnie dla prac w hałasie o stosunkowo niskim poziomie głośności. Hałasy o głośnościach wyższych (powyżej ok. 95—100 dB) mogą odziaływać na organ słuchu również za pośrednictwem układu kostnego czaszki i wymagają w związku z tym stosowania ochron w postaci nauszników. Przy hałasach o poziomie głośności przekraczającym 110—120 dB stosuje się hełmy. Poza tym w każdej z wymienionych grup ochron stosuje się różne typy, przy czym charakterystyka skuteczności tłumienia danego typu ochrony powinna być przystosowana do tłumienia hałasu o określonym widmie. Na rysunku 15 podano zakres skuteczności tłumienia stosowanych ochron słuchu.

Reasumując to co powiedziano powyżej należy stwierdzić, że krajowy przemysł lotniczy znajduje się na jednym



Rys. 15

z pierwszych miejsc pod względem intensywności występującego hałasu. W artykule starano się omówić charakter występującego zagrożenia oraz bardzo ogólnie — jak to zagrożenie zwalczać. Sprawa dalszych, bardziej szczegółowych badań, a przede wszystkim stosowania rozwiązań, mających na celu wytłumienie występującego hałasu, jest otwarta.

Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

621.43.056

Komora spalania silników turbinowych z oddzielną przestrzenią tworzenia mieszanki paliwowo-powietrznej

W artykule podano opis budowy i zasady pracy oraz przytoczono wyniki badań prototypu nowego rodzaju komory spalania opracowanego w Pensylwańskim Uniwersytecie Stanowym. Opisywana komora spalania charakteryzuje się tworzeniem mieszanki paliwowo-powietrznej w specjalnym cylindrze, oddzielonym od strefy właściwego spalania, przy czym wtryskiwane paliwo jest rozprowadzane w formie warstewki na wewnętrznej powierzchni cylindra; warstewka ta odparowuje na skutek podgrzewania przez gorące produkty spalania. Nowa koncepcja tworzenia mieszanki paliwowo-powietrznej rozwiązuje problem powstawania nagaru wewnątrz komór spalania oraz umożliwia stosowanie większych obciążeń cieplnych. Opis prototypu poprzedzono przypomnieniem podstawowych zagadnień budowy konwencjonalnych komór spalania i przebiegających w nich procesów oraz wyjaśnieniem mechanizmu tworzenia się nagaru wewnątrz komór. W zakończeniu artykułu omówiono korzyści, jakie przyniosłoby zastosowanie nowego rodzaju komory w lotniczych silnikach turbinowych.

Wstęp

Komory spalania lotniczych silników turbinowych osiągnęły obecnie wysoki poziom rozwoju, szczególnie jeśli chodzi o sprawność spalania i wykorzystanie objętości komór, posiadają one jednak poważną wadę, polegającą na tworzeniu się nagaru w rurach żarowych i na obecności dymu w gazach wylotowych. Odkładający się wewnątrz rur żarowych węgiel może pogorszyć charakterystyki komór spalania, utrudnić rozruch silnika, a nawet spowodować odkształcenia i pęknięcia rur żarowych; dym w gazach wylotowych jest niekorzystny ze względów taktycznych, powoduje on poza tym zanieczyszczanie lotnisk.

W Pensylwańskim Uniwersytecie Stanowym dr Günter W. Maybach przeprowadził pod kierunkiem prof. A. W. Hussmanna i na zlecenie Marynarki Wojennej Stanów Zjednoczonych prace teoretyczne i badawcze nad nowym rodzajem komory spalania do silników turbinowych, która rozwiązuje prawie w zupełności problem tworzenia się nagaru wewnątrz komór i dymu w gazach wylotowych. Komora ta charakteryzuje się tworzeniem mieszanki paliwowo-powietrznej w specjalnie do tego celu przeznaczonym cylindrze, oddzielonym od strefy spalania. Wtryskiwane paliwo tworzy warstewkę na wewnętrznej powierzchni cylindra i odparowuje pod wpływem podgrzania przez produkty spalania. Powstające pary paliwa mieszają się z powietrzem, przepływającym przez cylinder, tworząc mieszankę paliwowo-powietrzną, dzięki czemu do strefy spalania doprowadza się już gotową do spalenia mieszankę. Taka konstrukcja komory spalania zmniejsza do minimum tworzenie się nagaru w rurze żarowej i zawartość dymu w gazach wylotowych, zwiększa sprawność spalania i pozwala na zmniejszenie wymiarów komory, przy czym straty ciśnienia całkowitego w komorze nie przewyższają strat w konwencjonalnych komorach spalania.

Koncepcja odparowywania warstewki paliwa nie jest nowa. Goddard już w 1929 r. zastosował odparowywanie warstewki paliwa w doświadczalnej rakiecie, aby w ten sposób uzyskać chłodzenie komory spalania. Crocco w 1951 r. opracował metodę obliczania prędkości odparowywania warstewki paliwa w komorze spalania. Meurer w 1955 r. opisał zastosowanie odparowania warstewki paliwa przy tworzeniu mieszanki w silnikach wysokoprężnych. W tym ostatnim przypadku paliwo odparowywało na odpowiednio ukształtowanym denku tłoka, przy czym chodziło o uzyskanie korzystniejszego przebiegu tworzenia mieszanki w ce-

lu zapewnienia „miękkiego" biegu silnika i bezdymnych gazów wylotowych. Wyniki, które osiągnął Meurer w pracach nad silnikiem wysokoprężnym z odparowaniem warstewki paliwa, skłoniły prof. Hussmanna do zastosowania podobnego sposobu tworzenia mieszanki w komorach spalania silników turbinowych w celu zmniejszenia ilości nagaru wewnątrz komór i dymu w gazach wylotowych.

Przed przystąpieniem do opisu zasad budowy i pracy komory spalania Hussmanna-Maybacha, konieczne jest przypomnienie podstawowych zagadnień budowy konwencjonalnych komór spalania i przebiegających w nich procesów.

Niektóre zagadnienia budowy konwencjonalnych komór spalania

Przebieg procesów

Komora spalania, jako zespół silnika turbinowego, musi spełniać pod względem budowy i przebiegających w niej procesów szereg wymagań, do których należą:

1. Duża sprawność spalania w szerokim zakresie warunków pracy silnika i warunków lotu.
2. Małe wymiary.
3. Małe straty ciśnienia całkowitego powietrza, przepływającego przez komorę spalania.
4. Łatwy rozruch silnika w dowolnych warunkach lotu.
5. Stateczność procesu spalania w całym zakresie pracy silnika i warunków lotu.
6. Odpowiedni rozkład temperatury w przekroju wylotowym komory spalania.
7. Odpowiednio duża trwałość komory spalania.

Zaprojektowanie komory spalania spełniającej powyższe wymagania utrudnia fakt, że czynniki sprzyjające spełnieniu jednego z nich mogą przeciwdziałać spełnieniu innych. Szczególnie skomplikowanym zadaniem jest stworzenie odpowiedniego przepływu i rozdziału powietrza w komorze spalania, zapewniającego korzystne warunki tworzenia mieszanki paliwowo-powietrznej w całym zakresie pracy komory spalania i wymagany rozkład temperatury przed turbiną przy równoczesnym utrzymaniu strat ciśnienia powietrza w dopuszczalnych granicach. Decydujące znaczenie dla pracy komory spalania mają również wtryskiwacze paliwa, które muszą być dostosowane do charakteru przepływu powietrza w komorze. Pomyślne rozwiązanie tych wszystkich zagadnień jest możliwe tylko w oparciu o długotrwałe próby prototypu komory spalania.

Jak wiadomo, strumień powietrza na wylocie ze sprężarki ma stosunkowo dużą prędkość wynoszącą 100—150 m/sek. Proces spalania w przypadku tak dużych prędkości powietrza byłby związany z dużymi stratami ciśnienia lub wymagałby długich komór spalania. Z tego powodu wlotową część komory spalania zaopatruje się w dyfuzor, w którym średnia prędkość powietrza ulega zmniejszeniu do 40—70 m/sek. Za dyfuzorem powietrze rozdziela się na dwie części: na powietrze pierwotne i powietrze wtórne. Powietrze pierwotne bierze bezpośredni udział w procesie spalania, który odbywa się w rurze żarowej, natomiast powietrze wtórne służy głównie do chłodzenia rury żarowej i do obniżenia temperatury produktów spalania. Wydatek powietrza pierwotnego wynosi 25—30% całkowitego wydatku powietrza przepływającego przez komorę spalania. Wydatek ten wynika z wartości ogólnego współczynnika nadmiaru powietrza α [1]) w warunkach obliczeniowych pracy silnika i z faktu, że stosunek wydatku powietrza pierwotnego do wydatku paliwa powinien być zbliżony do stosunku stechiometrycznego. [2])

Ponieważ proces spalania odbywa się w strumieniu powietrza o określonej prędkości, uzyskanie stacjonarnego czoła płomienia jest możliwe tylko w tym przypadku, gdy prędkość rozprzestrzeniania się płomienia jest równa co do wielkości, lecz przeciwnie skierowana do prędkości strumienia powietrza w strefie spalania. Gdy prędkość spalania jest mniejsza od prędkości powietrza, płomień zostaje zdmuchnięty i uniesiony przez strumień powietrza poza komorę spalania. Prędkość spalania zależy — między innymi — od współczynnika nadmiaru powietrza w strefie spalania, w związku z czym każdej wartości prędkości powietrza w strefie spalania musi odpowiadać określony zakres współczynnika nadmiaru powietrza; wyjście poza ten zakres prowadzi do zdmuchnięcia płomienia. Stworzenie wymaganych warunków spalania wiąże się z odpowiednim ukształtowaniem przepływu powietrza w przedniej części rury żarowej i zastosowaniem odpowiedniego sposobu doprowadzania paliwa do strefy spalania. Oba czynniki muszą zapewniać dokładne odparowanie paliwa i wymagany rozkład koncentracji par paliwa w strefie spalania, od którego zależy położenie czoła płomienia, wielkość jego powierzchni i prędkość spalania.

Ze względu na sposób, w jaki spełnia się powyższe warunki, komory spalania lotniczych silników turbinowych można podzielić na komory, w których odparowywanie paliwa odbywa się w tej samej przestrzeni co właściwy proces spalania, oraz na komory zaopatrzone w oddzielne odparowywacze paliwa.

Charakterystyczną właściwością przepływu powietrza w rurach żarowych komór spalania, w których proces odparowywania paliwa przebiega w strefie spalania, jest istnienie w przedniej części rury żarowej obszaru recyrkulacji, tj. obszaru o odwrotnym kierunku prędkości w osi rury żarowej. Dzięki temu część produktów spalania o wysokiej temperaturze przepływa do obszaru, w którym jest przygotowywana mieszanka paliwowo-powietrzna, powodując odparowanie paliwa i zapłon świeżej mieszanki. Stosuje się dwie metody tworzenia obszaru recyrkulacji. Pierwsza, częściej spotykana, polega na umieszczeniu we wlotowej części rury żarowej łopatkowego zawirowywacza, który powoduje skręcenie strumienia powietrza o kąt 45—60°; w ten sposób otrzymuje się spiralny ruch powietrza, wywołujący spadek ciśnienia w osi rury żarowej i dopływ produktów spalania z obszaru o wyższym ciśnieniu. W przypadku drugiego sposobu wywoływania recyrkulacji, we wlocie rury żarowej umieszcza się stożek, na którego krawędzi powstają zawirowania.

Doprowadzanie paliwa do strefy spalania odbywa się za pomocą wtryskiwaczy wirowych, tj. wtryskiwaczy, które rozpylają paliwo w formie cienkiej warstewki tworzącej powierzchnię stożkową. Najczęściej wtryskiwacze umieszcza się w zawirowywaczach i wówczas wtrysk paliwa odbywa się współprądowo; spotyka się również wtryskiwacze umieszczone przeciwprądowo. W pewnej odległości od wtryskiwacza warstewka paliwa rwie się i ulega rozbiciu na drobne kropelki, których średnica waha się od 10 μ do 200 μ. Krople paliwa stopniowo odparowują, przy czym pary paliwa tworzą otoczkę wokół ciekłego jądra. Pary paliwa mieszają się następnie z powietrzem i spalają się.

Przy rozpylaniu paliwa duże znaczenie ma uzyskanie kropli o odpowiednich średnicach. Zbyt duża średnica kropli zwiększa czas jej spalania, na skutek czego kropla nie spala się całkowicie. Z drugiej strony krople o zbyt małych średnicach pogarszają warunki tworzenia się mieszanki, gdyż są porywane przez strumień powietrza. W obu przypadkach następuje obniżenie sprawności spalania i zmniejszenie zakresu statecznej pracy komory spalania. Jak już wspomniano, wtryskiwacze muszą być dobrane indywidualnie do projektowanej komory spalania w zależności od jej właściwości gazodynamicznych.

W celu otrzymania wymaganego składu mieszanki w poszczególnych miejscach strefy spalania, konieczne jest doprowadzanie do niej części powietrza wtórnego. Warstwa wtryskiwanego paliwa składa się z fazy ciekłej i parowej, przy czym stosunek fazy parowej do fazy ciekłej zwiększa się w miarę oddalania się od wtryskiwacza. W związku z tym powietrze wtórne musi być doprowadzane w ilości odpowiadającej ilości przygotowanego do spalenia paliwa w poszczególnych miejscach strefy spalania. Niewłaściwa miejscowa koncentracja paliwa prowadzi do zawężenia zakresu statecznej pracy komory spalania, zmniejszenia jej sprawności i zwiększenia ilości nagaru osadzającego się wewnątrz rury żarowej. Powietrze wtórne jest doprowadzane przez otwory w przedniej części rury żarowej, przy czym poprawne warunki dopływu powietrza zależą od doboru ilości i średnic otworów oraz od ich rozmieszczenia.

Praca komory spalania w szerokim zakresie ogólnego współczynnika nadmiaru powietrza α jest możliwa tylko w tym przypadku, gdy mimo znacznej zmiany współczynnika α miejscowe koncentracje paliwa w strefie spalania pozostają jeszcze w granicach pozwalających na stateczne spalanie. Ponieważ stosunek wydatku powietrza pierwotnego do wydatku powietrza wtórnego jest stały, zwiększenie współczynnika α pociąga za sobą zwiększenie stosunku wydatku powietrza pierwotnego do wydatku paliwa. Równocześnie jednak obniża się ciśnienie wtryskiwanego paliwa, na skutek czego zmniejsza się kąt stożka paliwowego; pali-

[1]) Pod tym określeniem należy rozumieć stosunek całkowitego wydatku powietrza przepływającego przez komorę spalania do wydatku powietrza teoretycznie potrzebnego do spalenia wtryskiwanego do komory spalania paliwa.

[2]) Stosunek, w którym wydatek powietrza odpowiada teoretycznie potrzebnemu do całkowitego spalenia paliwa.

wo zostaje rozpylone w mniejszej przestrzeni rury żarowej, co pozwala na utrzymanie miejscowego współczynnika nadmiaru powietrza w wymaganych granicach, jakkolwiek sprawność spalania zmniejsza się dosyć znacznie.

W odmienny sposób przebiega proces przygotowania mieszanki w komorach spalania zaopatrzonych w odparowywacze paliwa. W komorach tych paliwo wtryskuje się do rurek umieszczonych w przedniej ścianie rury żarowej. Z zewnątrz rurki opływają gorące produkty spalania, powodując odparowywanie paliwa. Poza paliwem do rurek jest doprowadzane powietrze, przy czym jego wydatek jest taki, że współczynnik nadmiaru powietrza uchodzącej z rurek mieszanki wynosi 0,25—0,30. Kierunek wypływu mieszanki jest przeciwny do kierunku powietrza w rurze żarowej. Powietrze to, dostające się do rury żarowej otworami umieszczonymi w jej przedniej ścianie, powoduje zubożenie mieszanki, która następnie ulega spaleniu. Dzięki odparowywaniu paliwa w rurkach odparowywaczy i przeciwprądowemu wypływowi mieszanki nie jest potrzebne stosowanie zawirowywania powietrza na wlocie do rury żarowej. Poważną zaletą tego rodzaju komór spalania jest to, że nie wymagają one rozpylania paliwa na drobne kropelki, w związku z czym można stosować niższe ciśnienia wtrysku paliwa niż w przypadku komór spalania z wtryskiwaczami wirowymi.

Ze względu na naprężenia w łopatkach turbiny poważne zagadnienie w budowie komór spalania stanowi rozkład temperatury na wylocie z komory spalania. Na rozkład ten wpływa się ilością i wielkością oraz rozmieszczeniem otworów w ścianach rury żarowej za strefą spalania, przez które przedostaje się powietrze wtórne, obniżając temperaturę produktów spalania. Duże znaczenie ma również kąt rozwarcia dyfuzora wlotowego oraz wielkość liczby Reynoldsa w przekroju wlotowym komory spalania. Nieodpowiednio dobrany kąt rozwarcia dyfuzora i zbyt niska liczba Reynoldsa mogą spowodować niestateczność przepływu powietrza wtórnego, co pociąga za sobą, obok zwiększenia strat ciśnienia, pogorszenie rozkładu temperatury na wylocie z komory. Konieczność zapewnienia odpowiedniego rozkładu temperatury — łącznie z dążeniem do uzyskania wysokiej sprawności spalania, szerokiego zakresu statecznej pracy i małych strat ciśnienia — ogranicza obciążenia cieplne konwencjonalnych komór spalania, nie pozwalając na dalsze zmniejszenie ich wymiarów.

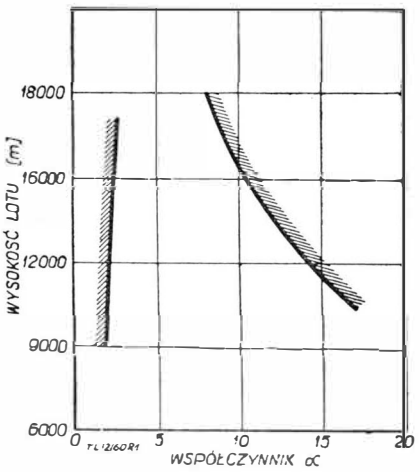
W ciągu wielu lat rozwoju lotniczych silników turbinowych udało się pokonać trudności związane z budową komór spalania, którym zapewniono wysokie osiągi i zadowalające charakterystyki. W warunkach obliczeniowych wykazują one duży współczynnik sprawności spalania, wynoszący 0,97—0,98 (w warunkach pozaobliczeniowych współczynnik ten ulega zmniejszeniu), i małe straty ciśnienia całkowitego, które nie przekraczają 4—6% [1]) (w komorach spalania o przepływie zwrotnym straty te mogą być większe). Stateczna praca komór spalania jest utrzymana w szerokim zakresie ogólnego współczynnika nadmiaru powietrza α i wysokości lotu; typowy przebieg granicznej krzywej współczynnika α, określającej pole stateczności spalania, w zależności od wysokości lotu przedstawia rys. 1. Należy jeszcze dodać, że komory spalania współczesnych lotniczych silników turbinowych odznaczają się stosunkowo wysokimi obciążeniami cieplnymi, wynoszącymi od $25 \cdot 10^6$ do $50 \cdot 10^6$ Kal/m³ h at, oraz dużą trwałością, która dochodzi do 1500 godzin pracy (np. w przypadku komór spalania silników Rolls-Royce „Dart"). Natomiast, jak już wspomniano na wstępie, nie udało się rozwiązać w konwencjonalnych komorach spalania zagadnienia tworzenia się nagaru wewnątrz rur żarowych i obecności dymu w gazach wylotowych.

Przyczyny tworzenia się nagaru w komorach spalania

Tworzenie się nagaru w komorach spalania lotniczych silników turbinowych stanowi poważny problem eksploatacyjny. Odkładający się na ścianach rury żarowej i na wtryskiwaczach węgiel powoduje zaburzenia w przepływie powietrza i pogarsza warunki tworzenia się mieszanki paliwowo-powietrznej, wpływając w ten sposób niekorzystnie na charakterystyki komory spalania i na rozkład temperatury przed turbiną; odpryskujący nagar może uszkodzić łopatki turbiny; jest on przyczyną powstawania miejscowych różnic temperatur w materiale rur żarowych, prowadzących do odkształceń i pęknięć; osadzając się na świecach zapłonowych utrudnia rozruch silnika na skutek zwierania elektrod. Obecność węgla w formie dymu w gazach wylotowych silnika jest mniej szkodliwa, nie jest jednak pożądana ze względów taktycznych i ze względu na zanieczyszczanie lotnisk.

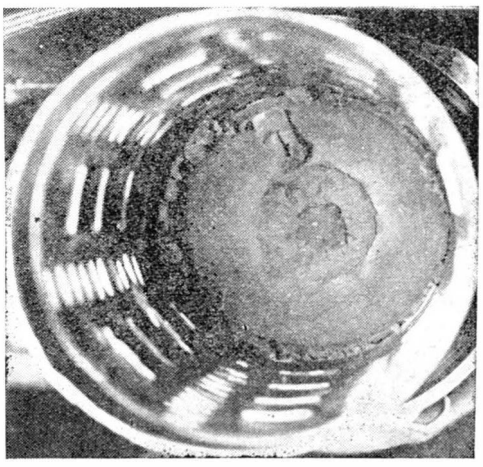
Z przedstawionego na rysunku 2 zdjęcia wnętrza rury żarowej widać, że nagar tworzy się głównie w przedniej części rury żarowej, w okolicy wtryskiwacza i świecy zapłonowej. W przypadku komór spalania z odparowywaczami węgiel osadza się ponadto wewnątrz rurek odparowywaczy.

Przyczyny powstawania nagaru wiążą się ściśle z rodzajem spalania, jaki ma miejsce w komorach spalania silników turbinowych. Jak wiadomo, rozróżnia się dwa rodzaje



Rys. 1

spalania: spalanie dyfuzyjne i spalanie kinetyczne. Jeśli czas trwania procesu spalania jest określony czasem potrzebnym na zmieszanie paliwa z powietrzem, tj. gdy prędkość przebiegu chemicznych reakcji jest wielokrotnie większa od prędkości tworzenia mieszanki, to ma się wówczas do czynienia z pierwszym rodzajem spalania. W przypadku, gdy prędkość tworzenia mieszanki jest znacznie większa od prędkości chemicznych reakcji, czyli czas spalania jest uwarunkowany kinetyką reakcji chemicznych, spalanie nazywa się kinetycznym. Przykładem typowego spalania dyfuzyjnego może być spalanie gazowego paliwa, doprowadzanego do komory spalania oddzielnie od utleniacza. Natomiast spalanie w komorze, do której doprowadza się już poprzednio przygotowaną mieszaninę paliwa i tlenu, jest spalaniem kinetycznym.



Rys. 2

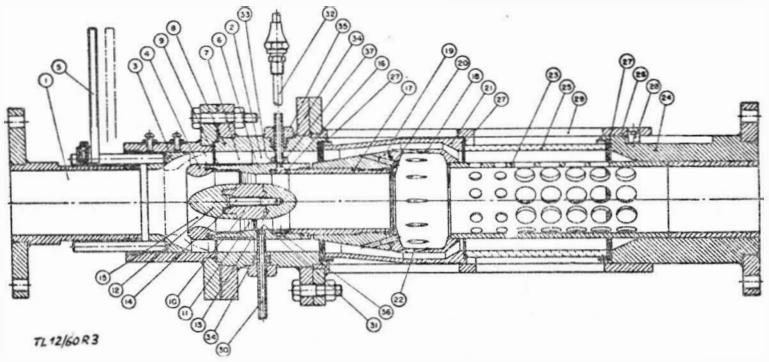
[1]) Odpowiada to współczynnikowi strat ciśnienia całkowitego równemu 0,96—0,94, przy czym współczynnik ten jest stosunkiem ciśnienia całkowitego na wlocie do komory spalania do ciśnienia całkowitego na wylocie.

W przypadku spalania dyfuzyjnego, które występuje w komorach spalania silników turbinowych, nie można uniknąć w czasie tworzenia mieszanki oddziaływania wysokich temperatur na pary paliwa zmieszane z powietrzem w stosunku wyższym od stechiometrycznego. Zgodnie z teorią G. Portera część węglowodorów ulega wówczas rozpadowi termicznemu, w wyniku którego powstaje acetylen; z acetylenu wydziela się następnie węgiel, osadzający się na ścianach rury żarowej. Gdyby na procesy spalania nie oddziaływały wpływy zewnętrzne, węgiel ten ulegałby utlenianiu w końcowej fazie spalania. W przypadku komór spalania silników lotniczych, procesy tworzenia mieszanki, właściwego spalania i doprowadzania powietrza wtórnego nie mogą przebiegać, ze względu na ograniczoną przestrzeń, w sposób swobodny i z tego powodu utlenianie węgla nie następuje.

W Stanach Zjednoczonych przeprowadzono szereg badań nad zjawiskiem tworzenia się nagaru w komorach spalania, głównie w celu ustalenia wpływu pewnych właściwości paliw na intensywność powstawania osadów węgla. Badania te wykazały między innymi, że paliwa o większej zawartości węglowodorów aromatycznych sprzyjają tworzeniu się nagaru. W ostatnich latach podjęto również badania nad dodatkami do paliw, przeciwdziałającymi osadzaniu się węgla. Na podstawie tych badań stwierdzono, że najbardziej skutecznymi dodatkami do paliw są związki metali, jak dicyklopentadienyl żelaza i czteroetylek ołowiu; dobre wyniki dają również związki zawierające tlen, np. azotan izooktylowy, azotan n-butylowy i nitrobenzol. Należy jednak podkreślić, że dodatki do paliw mogą mieć szkodliwy wpływ na części silników, stwierdzono na przykład, że w przypadku stosowania paliw z dodatkiem czteroetylku ołowiu następuje korodowanie kanałów wylotowych silnika. Poza tym nie jest jeszcze znany wpływ dodatków na właściwości paliw, jak np. na trwałość paliw w wysokich temperaturach. Przebadane dodatki do paliw nie zapobiegają tworzeniu się dymu w gazach wylotowych.

Opis budowy i pracy prototypu komory spalania z oddzielną przestrzenią tworzenia mieszanki paliwowo-powietrznej

Rys. 3 przedstawia przekrój podłużny prototypu komory spalania z oddzielną przestrzenią tworzenia mieszanki. Ponieważ prototyp był przeznaczony wyłącznie do prób i badań stoiskowych, został wykonany z ciężkich części, łączonych ze sobą śrubami za pośrednictwem kołnierzy. Taka budowa pozwala na łatwą wymianę poszczególnych części, co w czasie prób jest rzeczą konieczną. Ponadto, w celu uproszczenia konstrukcji prototypu, nie zaopatrzono go



Rys. 3

w integralny paliwowy układ rozruchowy; rozruch odbywał się za pomocą propanu, pobieranego z niezależnego źródła.

Powietrze dostaje się do komory spalania przez część wlotową (1), za którą następuje jego podział, podobnie jak w komorach konwencjonalnych, na powietrze pierwotne i powietrze wtórne. Stosunek wydatku powietrza pierwotnego do wydatku powietrza wtórnego można zmieniać za pomocą przesuwnego pierścienia regulacyjnego (3), który zmienia przekrój wlotowy kanału powietrza wtórnego (2). Położenie pierścienia regulacyjnego ustawia się ręcznie za pomocą uchwytu (5). Podział powietrza umożliwia cylinder (6), który jest umieszczony w pierścieniu (7), zamocowanym wewnątrz kanału powietrza wtórnego, i ustalony nagwintowanym pierścieniem (4). Pierścień (4) dociska równocześnie do stożkowej powierzchni cylindra za pośrednictwem tulei odległościowej (9) łopatki wlotowe (11). Łopatki wlotowe są zamocowane w oprofilowanym elemencie, który składa się z trzech części — przedniej (12), środkowej (10) z łopatkami i tylnej (13), połączonych w jedną całość śrubą (14); pozwala to na wymianę przedniej i tylnej części w celu doboru najkorzystniejszego kształtu. Za łopatkami wlotowymi znajduje się pierścień wtryskowy (16), ustalony przez odparowywacz (17), który jest wkręcony w cylinder (6). Paliwo wtryskuje się pod niskim ciśnieniem przez 32 promieniowe otworki o średnicy 0,4 mm, wywiercone w pierścieniu w równomiernych odstępach.

Podobnie jak w konwencjonalnych komorach spalania powietrze pierwotne zostaje zawirowane przez łopatki wlotowe. Na skutek spiralnego ruchu powietrze jest odrzucane na ścianki odparowywacza, dzięki czemu wtryskiwane paliwo jest rozprowadzane na ściankach w postaci cienkiej warstewki. Spiralny ruch powietrza powoduje ponadto powstanie w odparowywaczu obszaru podciśnienia, co wywołuje przepływ gorących produktów spalania z przestrzeni spalania (18) do odparowywacza. Produkty spalania mieszają się z powietrzem pierwotnym i podnoszą jego temperaturę. Podgrzane w ten sposób powietrze oddaje ciepło warstewce paliwa, które na skutek tego odparowuje. Pary paliwa są natychmiast porywane przez burzliwy strumień powietrza, w którym następuje ich dokładne zmieszanie. Przygotowana w odparowywaczu mieszanka paliwowo-powietrzna przepływa do przestrzeni spalania (18), gdzie tworzy toroidalny wir i ulega spaleniu. Wlot przestrzeni spalania jest zaopatrzony w wystającą krawędź, która powoduje zawirowania, zapobiegające ustaleniu się płomienia przed wlotem do przestrzeni spalania.

Obudowa przestrzeni spalania jest zamocowana śrubami (20) do łącznika (19), który jest połączony za pomocą gwintu z odparowywaczem. Azbestowe uszczelki między obudową przestrzeni spalania i łącznikiem, jak również między łącznikiem i odparowywaczem zapobiegają bezpośredniemu przechodzeniu ciepła z przestrzeni spalania do warstewki paliwa i przegrzewaniu go, co powodowałoby tworzenie się nagaru na ściankach odparowywacza. Powietrze wtórne, przepływające pierścieniowym kanałem między osłoną zewnętrzną (21) i obudową przestrzeni spalania, chłodzi gorące ścianki tej ostatniej. Działanie chłodzące zwiększa 12 otworów (22), przez które część powietrza wtórnego przedostaje się do przestrzeni spalania.

Tylna część komory spalania składa się z rury żarowej (23), obudowy rury żarowej (24), szklanego cylindra (25) i rury mocującej (26) z oknami obserwacyjnymi (29). Obudowa rury żarowej (24) jest dociśnięta do szklanego cylindra (25) i ustalona wkrętami (28), przy czym między obu częściami znajduje się azbestowa uszczelka (27). Podczas prób można było wymieniać poszczególne części komory spalania, przy czym kompensację różnic w długościach wymienianych części zapewniała możliwość przesunięcia rury żarowej w rurze mocującej oraz różnej długości osłony zewnętrzne.

Służący do rozruchu propan jest doprowadzany trzema przewodami (30); do kanału powietrza pierwotnego dostaje się on otworami (31). Mieszanka gazowo-powietrzna jest zapalana zwykłymi świecami samochodowymi. Paliwo doprowadza się przewodem (32); przez otwór (37) dostaje się ono do pierścieniowego rowka (36), a następnie do otworów wtryskowych w pierścieniu wtryskowym. Szczelność w doprowadzaniu gazu i paliwa zapewniają miedziane uszczelki (33), pakunki (34) i nakrętki dociskowe (35).

Przed zbudowaniem opisanego prototypu musiano opracować szereg zupełnie nowych zagadnień. Szczególne trudności nastręczało zagadnienie rozprowadzania paliwa w formie warstewki na wewnętrznej powierzchni odparowywacza; określenie prędkości odparowywania paliwa; określenie profilu prędkości strumienia powietrza i wstecznego strumienia produktów spalania w odparowywaczu; ustatecznienie czoła płomienia w przestrzeni spalania.

Podstawowym czynnikiem, mającym wpływ na pracę komory spalania Hussmanna-Maybacha, jest prędkość odparowywania warstewki paliwa. Jest ona 50-krotnie mniejsza od prędkości odparowywania drobno rozpylonego paliwa w konwencjonalnej komorze spalania. Obliczenia i badania wykazały jednak, że prędkość odparowywania warstewki paliwa jest na tyle duża, iż pozwala na odparowanie paliwa w przestrzeni o znacznie mniejszej objętości, niż to jest możliwe w konwencjonalnej komorze spalania. Wynika to stąd, że w przypadku opisywanej komory spalania można uzyskać dużą prędkość względną między war-

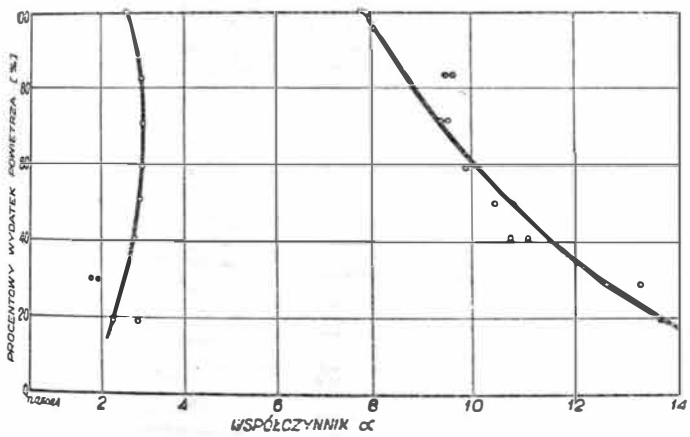
stewką paliwa i strumieniem powietrza, gdy tymczasem w konwencjonalnej komorze spalania kropelki paliwa, mające duży opór aerodynamiczny, są porywane przez strumień powietrza; w związku z tym długość konwencjonalnej komory spalania jest określona przez czas odparowywania największych kropli paliwa i przez największą prędkość strumienia powietrza. Mała prędkość parowania warstewki paliwa w komorze Hussmanna-Maybacha pozwala na natychmiastowe i dokładne zmieszanie powstających par paliwa z powietrzem, przy czym stosunek paliwa do powietrza jest niższy od stechiometrycznego. Dzięki temu w czasie i przed właściwym procesem spalania nie występuje zjawisko przegrzewania bogatej mieszanki paliwowo-powietrznej, które prowadzi do tworzenia się nagaru.

Zastosowanie regulacji przekroju wlotu kanału powietrza wtórnego zapewnia utrzymanie wymaganego składu mieszanki paliwowo-powietrznej w szerokim zakresie zmian ogólnego współczynnika nadmiaru powietrza α, dzięki czemu nie występuje spadek sprawności spalania na skutek zmiany warunków pracy komory spalania. Należy zwrócić uwagę na fakt, że praca opisywanej komory spalania w przypadku braku regulacji byłaby w warunkach pozaobliczeniowych bardziej niekorzystna niż praca komory konwencjonalnej. Wynika to stąd, że w komorze tej nie ma zjawiska zmiany objętości strefy spalania na skutek zmiany ciśnienia wtrysku paliwa, tak jak to ma miejsce w konwencjonalnych komorach spalania.

Wyniki badań prototypu komory spalania z oddzielną przestrzenią tworzenia mieszanki paliwowo-powietrznej

Próby prototypu przeprowadzono w warunkach odpowiadających wysokości lotu ok. 10 000 m i sprężowi 6,5 : 1. Największy wydatek powietrza nie przekraczał, ze względu na możliwości urządzeń powietrznych laboratorium, 0,186 kG/sek; wydatkowi temu odpowiadała prędkość na wlocie do komory spalania równa 60 m/sek. Jako paliwo zastosowano naftę lotniczą JP-4 i JP-5.

Na rys. 4 przedstawiono granice stateczności spalania prototypu komory spalania z oddzielną przestrzenią two-



Rys. 4

rzenia mieszanki. Obrazują one zakres statecznej pracy prototypu, wyrażony przez zakres zmian ogólnego współczynnika nadmiaru powietrza α, w zależności od procentowego wydatku powietrza. Za dolną granicę stateczności spalania, odpowiadającą bogatej mieszance, przyjmowano pojawienie się pierwszych jasnych plam na tle niebieskiego płomienia, za górną granicę, odpowiadającą ubogiej mieszance — zdmuchnięcie płomienia. W obu przypadkach dobierano optymalne położenie pierścienia regulacyjnego: podczas pracy na bogatej mieszance pierścień znajdował się w położeniu 1, podczas pracy na ubogiej mieszance — w położeniu 5. (Położenie 0 pierścienia regulacyjnego odpowiada całkowitemu zamknięciu, a położenie 10 — całkowitemu otwarciu kanału powietrza wtórnego; położenia pośrednie wynikają z liniowego podziału całego zakresu regulacji). Należy podkreślić, że przez zastosowanie obudowy przestrzeni spalania bez dodatkowych otworów chłodzących udało się podwyższyć górną granicę stateczności spalania do $\alpha = 20$.

Podczas prób sprawności spalania w całym zakresie statecznej pracy komory wynosiła ona 100% (sprawność spalania określano za pomocą pomiaru temperatury). Straty ciśnienia całkowitego wahały się od 3% przy ustawieniu pierścienia regulacyjnego w położeniu 5 do 6% przy ustawieniu pierścienia w położeniu 2.

Po wielogodzinnych próbach na paliwie JP-4 i na wysokoaromatycznym paliwie JP-5 nie zaobserwowano tworzenia się nagaru w komorze spalania i obecności dymu w gazach wylotowych, przy czym pierścień regulacyjny był ustawiony w takim położeniu, że stosunek paliwa do powietrza w przestrzeni spalania był cokolwiek niższy od stechiometrycznego, a strumień zwrotny produktów spalania nie przekraczał 10% wydatku powietrza pierwotnego.

Za pewnego rodzaju rewelację można uznać obciążenie cieplne opisywanego prototypu, które przy współczynniku nadmiaru powietrza $\alpha = 3{,}4$, wydatku powietrza 0,16 kG/sek. i w warunkach odpowiadających wysokości lotu 10 000 m wynosiło 133.10^6 Kal/m³ h at.

Wnioski końcowe

Przytoczone powyżej wyniki prób prototypu komory spalania z oddzielną przestrzenią tworzenia mieszanki paliwowo-powietrznej wskazują na poważne korzyści, jakie może przynieść zastosowanie tego rodzaju komory w lotniczych silnikach turbinowych. Nowa koncepcja tworzenia mieszanki, rozwiązując zagadnienie powstawania nagaru, usprawnia pracę komory spalania i zwiększa jej trwałość. Nie mniej ważna jest możliwość zastosowania dużych obciążeń cieplnych, co pozwala na budowę komór o mniejszych wymiarach — przede wszystkim o mniejszej długości — niż wymiary konwencjonalnych komór spalania. Uzyskuje się dzięki temu, poza obniżeniem ciężaru komory spalania, skrócenie wału łączącego sprężarkę z turbiną, co umożliwia zmniejszenie jego średnicy, ułatwia łożyskowanie zespołu wirującego i obniża ciężar silnika. Ponadto, w porównaniu z konwencjonalnymi komorami spalania, komora Hussmanna-Maybacha jest łatwiejsza do rozwiązania pod względem gazodynamicznym, głównie jeśli chodzi o zapewnienie odpowiednich warunków tworzenia mieszanki paliwowo-powietrznej. Duże znaczenie ma również fakt, że paliwo jest doprowadzane pod niskim ciśnieniem, co upraszcza układ paliwowy i zwiększa pewność jego pracy. Prostsza jest również budowa wtryskiwaczy paliwa.

Do wad nowego rodzaju komory spalania należy zaliczyć konieczność stosowania regulacji stosunku wydatku powietrza pierwotnego do wydatku powietrza wtórnego. Poza trudnością konstrukcyjnego rozwiązania tego rodzaju regulacji, pociąga to za sobą dalsze skomplikowanie i tak już bardzo złożonego układu sterowania współczesnego lotniczego silnika turbinowego. Należy jednak pamiętać, że opisany prototyp stanowi dopiero początek prac nad komorą spalania z oddzielną przestrzenią tworzenia mieszanki i można oczekiwać jej udoskonalenia w wyniku dalszego rozwoju.

LITERATURA

1. Günter W. Maybach — „Filmverdampfungs-Brennkammer für Gasturbinen" — MTZ. Juli 1959.
2. Edmund R. Jonash, Jerrold D. Wear, William P. Cook — „Effect of Fuel Variables on Carbon Formation in Turbojet-Engine Combustors" — NACA Report No. 1352, 1958.
3. W. S. Zujew, L. S. Skubaczewskij — „Kamiery sgorania wozduszno-rieaktiwnych dwigatielej" — 1958.
4. B. S. Stieczkin — „Tieoria rieaktiwnych dwigatielej" (Raboczij process i charaktieristiki) — 1958.
5. F. D. M. Williams — „Gas Turbine Combustion System Design" — Canadian Aeronautical Journal, No 3, 1958.

Inż. ROBERT JÓŹWIAK
Instytut Lotnictwa

Pomiar ciśnienia statycznego na samolocie

Wstęp

Właściwe sterowanie pociskami i kierowanie urządzeniami na samolotach zależy w dużym stopniu od dokładnego pomiaru ciśnienia całkowitego i statycznego. Podstawowym problemem jest określenie typu nadajnika ciśnienia i jego umiejscowienia. Dane te mogą być uzyskane z pomiarów w tunelu aerodynamicznym i w lotach doświadczalnych.

Pomiar ciśnienia całkowitego nie jest tutaj omawiany, gdyż może być dokonany zupełnie dokładnie przy pokonaniu niewielkich trudności. Błąd w pomiarze ciśnienia całkowitego powstaje na skutek odchylenia rurki od kierunku przepływu. Błędu tego można uniknąć przez zastosowanie rurki nastawnej lub odpowiednio zaprojektowanej rurki nieruchomej. Informacje potrzebne dla zaprojektowania sztywnej rurki, której pomiar ciśnienia całkowitego będzie dokładny w szerokim zakresie kątów natarcia przy poddźwiękowej i naddźwiękowej prędkości, są podane w literaturze 12.

Pomiar ciśnienia statycznego

Nadajnik, który ma być użyty do pomiaru ciśnienia statycznego, powinien mieć otworki na powierzchni zorientowanej równolegle do toru lotu. Otworki są umieszczane w ścianie kadłuba lub w rurce przymocowanej do jakiejś części samolotu. W tych obu przypadkach ciśnienie w tym punkcie strumienia, w którym jest umieszczony otworek, zwykle różni się od wartości ciśnienia w swobodnym strumieniu. Powietrze bowiem, przepływając wokół samolotu, tworzy tak zwane pole przepływu, w którym ciśnienie zmienia się w szerokich granicach. Przy poddźwiękowych prędkościach pole przepływu rozciąga się we wszystkich kierunkach na znaczne odległości od samolotu. Przy naddźwiękowych prędkościach, to pole jest ograniczone do strefy za falą uderzeniową. Wartość, będącą różnicą miejscowego ciśnienia w danym punkcie pola przepływu i ciśnienia statycznego swobodnego przepływu, nazywać będziemy „błędem położenia" instalacji.

Dalszy błąd ciśnienia statycznego może powstać na skutek dodatkowego pola przepływu wytworzonego przez rurkę. Przepływ dookoła rurki zmienia się głównie z liczbą Macha i kątem natarcia, a podrzędnie z liczbą Reynoldsa. Ciśnienie wytworzone przy otworku ciśnienia statycznego jest zatem funkcją zmienną.

Najbardziej trudnym problemem w projektowaniu instalacji statycznego ciśnienia jest umiejscowienie nadajnika ciśnienia statycznego (rurka lub otwór) na samolocie, ponieważ pole przepływu dla każdego kształtu samolotu jest inne. Ponieważ niemożliwe jest znalezienie takiego punktu na samolocie lub w jego obrębie, w którym błąd ciśnienia statycznego jest zerowy dla wszystkich warunków lotu, pozostaje więc problem wybrania takiego miejsca, gdzie błąd jest dostatecznie mały, lub gdzie zmienia się proporcjonalnie do liczby Macha i kąta natarcia. Najbardziej pożądane byłoby umieszczenie nadajnika ciśnienia statycznego w dużej odległości z przodu samolotu.

Niejednokrotnie wielkość i zmienność błędu ciśnienia statycznego może być określona na podstawie cechowań podobnych instalacji na innych samolotach. Rzeczywisty błąd instalacji może być jednak określony tylko na podstawie cechowania w locie.

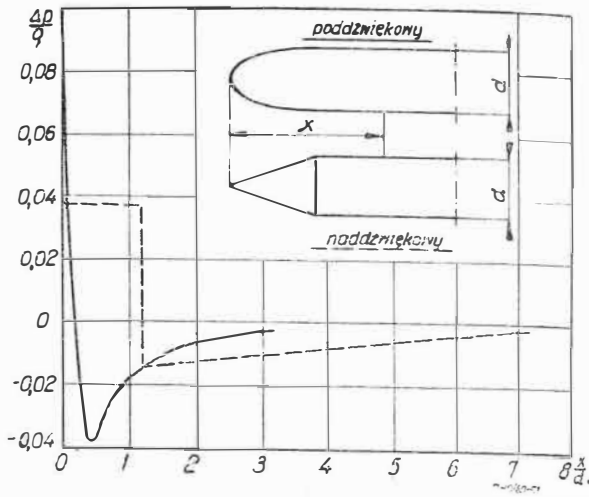
Niedokładności w pomiarze ciśnienia mogą również powstać z błędów przyrządu i z opóźnienia ciśnienia w przewodzie łączącym przyrząd z nadajnikiem ciśnienia statycznego. Obszerne omówienie błędów przyrządu i zagadnienia opóźnienia ciśnienia jest przeprowadzone w źródłach (lit. 13 i 14).

Błędy rurki ciśnienia statycznego

Pole przepływu dookoła izolowanej rurki ciśnienia statycznego jest określone przez kształt noska, wielkość i kształt wypukłości na tylnej części rurki, liczbę Macha, kąt natarcia i liczbę Reynoldsa.

Dla warunku zerowego kąta natarcia ciśnienie, pobierane przez rurkę ciśnienia statycznego przy danej liczbie Macha, zależy od położenia otworków wzdłuż rurki, od wielkości i kształtu tych otworków.

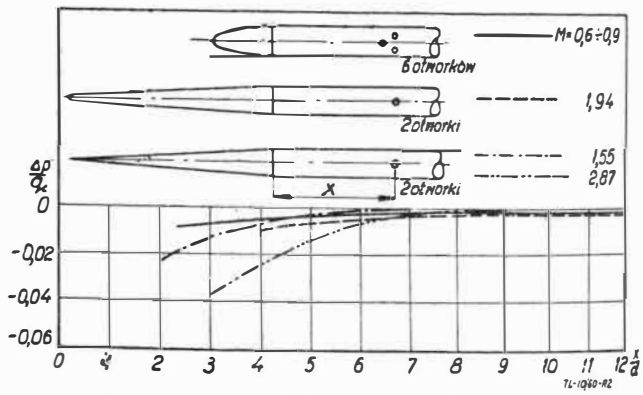
Zmiany ciśnienia statycznego wzdłuż rurki są zilustrowane przez dwa przykłady teoretycznego rozkładu ciśnień na przednich częściach rurek przy zerowym kącie natarcia. Rysunek 1 pokazuje rozkład ciśnień: poddźwiękowy (nieściśliwy przepływ), dla rurki z parabolicznym noskiem i typowy naddźwiękowy, dla rurki ze stożkowym noskiem. Symbol Δp oznacza błąd statycznego ciśnienia, który jest określony przez zależność $\Delta p = p' - p$, gdzie p' jest ciśnie-



Rys. 1. Teoretyczny rozkład ciśnień wzdłuż brył cylindrycznych

niem statycznym zmierzonym, natomiast p jest ciśnieniem statycznym swobodnego przepływu. Dla teoretycznego przypadku rozważanego na rys. 1 Δp jest wyrażone jako ułamek ciśnienia dynamicznego q; w doświadczalnych danych (rys. 2) Δp jest wyrażone jako ułamek zmierzonego ciśnienia dynamicznego q_c.

Obie krzywe dla poddźwiękowych i naddźwiękowych prędkości leżą poniżej ciśnienia statycznego swobodnego przepływu. Ze wzrostem odległości od noska, ciśnienie w obu zakresach prędkości zbliża się do wartości ciśnienia swo-



Rys. 2. Doświadczalny rozkład ciśnień wzdłuż rurek ciśnienia statycznego

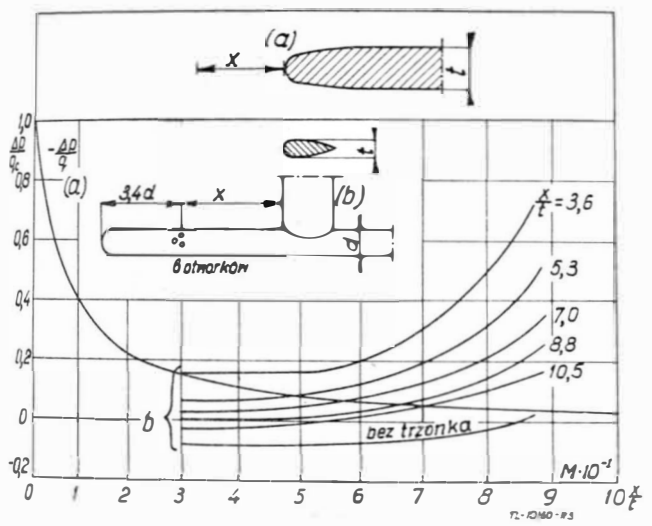
bodnego przepływu. Przy naddźwiękowych prędkościach zbliżenie to następuje w większej odległości od noska. Położenie otworków na rurce dla poddźwiękowych i naddźwiękowych prędkości może być zatem określone z rozkładu ciśnień dla naddźwiękowych prędkości.

Doświadczalne dane (rys. 2) pokazują zmianę błędu ciśnienia statycznego na trzech rurkach. Poddźwiękowe dane były uzyskane z rurki o obciętym łukowym nosku, podczas gdy naddźwiękowe dane były określone z rurek mających nosek obcięty, bardziej wydłużony i stożkowy. Dane z badań prowadzonych z pokazanymi rurkami przy poddźwiękowych prędkościach (Ma = 0,6 do 0,9), stwierdzają błąd

1% q_c w odległości 4d poza końcem profilu noska. Przy naddźwiękowych prędkościach (Ma = 1,55 do 2,87) błąd 1% q_v jest osiągnięty w odległości 5÷7d za profilem noska. Jak z tego wynika, położenie otworków na rurce jest znacznie uzależnione od zakończenia profilu noska.

Wpływ kształtu noska był także badany przy poddźwiękowych i naddźwiękowych prędkościach. Poddźwiękowe badania (Ma = 0,3÷0,95) rurek mających nosek półkolisty, ostrołukowy i ostrołukowy ścięty, z otworami umieszczonymi o 6 lub więcej średnic za profilem noska, wykazują, iż błąd ciśnienia statycznego znajduje się w granicach tolerancji. Naddźwiękowe badania rurek mających nosek cylindryczny, półkolisty, 30° stożkowy, krótki ostrołukowy lub długi ostrołukowy, z otworkami umieszczonymi w odległości przynajmniej 10 średnic wykazują, że pomiar ciśnienia statycznego będzie prawie niezależny od kształtu noska. Wszystkie wyniki dla rurek z otworkami umieszczonymi o 10 lub więcej średnic za końcem profilu noska mogą być wówczas porównywane z małym błędem z ciśnieniem swobodnego przepływu, przy prędkościach poddźwiękowych i naddźwiękowych.

Mierzone ciśnienie zależy nie tylko od położenia otworków z tyłu noska, ale także od położenia wypukłości z przodu, lub z tyłu otworków. Wypukłością tą może być poprzeczna belka, lub kołnierz o średnicy większej od średnicy rurki. Wpływ poprzecznej belki widoczny jest na rys. 3, który pokazuje teoretyczny rozkład ciśnień (przepływ nieściśliwy) z przodu ciała o nieskończonej rozpiętości. Błędy ciśnienia statycznego, określone krzywą, odnoszą się do belki rozciągającej się na dwie strony, natomiast dla belki rozciągniętej w jednym kierunku wartości te zmniejszą się o połowę. Na rysunku tym są przedstawione rów-

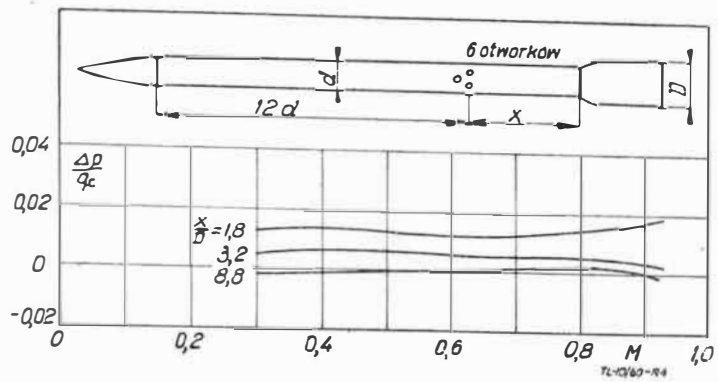


Rys. 3. a) teoretyczny rozkład ciśnień z przodu bryły o nieskończenie wielkim wydłużeniu. b) wpływ trzonka na ciśnienie pobierane przez rurkę ciśnienia statycznego przy $\alpha = 0°$

nież wyniki doświadczalne dla poddźwiękowych prędkości przy opływowych kształtach belki rozciągającej się w jednym kierunku. Z danych tych wynika, iż błąd zmniejsza się ze wzrostem odległości od belki i wzrasta przy dużych poddźwiękowych prędkościach z liczbą Macha. Dla otworków umieszczonych w odległości około 10 grubości belki z przodu od jej krawędzi natarcia, błąd będzie zawarty wewnątrz 1/22 q_c dla liczb Macha do 0,7.

Wypukłości są często wykorzystane przy projektowaniu rurki statycznego ciśnienia dla wyrównania ujemnego błędu, właściwego dla rozkładu ciśnień wzdłuż przedniej części rurki. Wpływ kołnierza jest pokazany na rys. 4 dla prędkości poddźwiękowych. Badania te były przeprowadzone przy stałym stosunku średnicy kołnierza do średnicy rurki i przy zmiennej odległości kołnierza od otworków. Błędy zmniejszają się ze wzrostem odległości kołnierza od otworków i dla x/D, większego od 3,2, zmiana błędu statycznego ciśnienia może być zaniedbana do Ma = 0,95 przy $\alpha = 0°$.

Ciśnienie pobierane przez rurkę, przy kącie natarcia innym od 0°, zależy nie tylko od położenia otworków wzdłuż rurki, ale także od ich obwodowego rozmieszczenia. Jeżeli otworki otaczają rurkę, wówczas mierzone ciśnienie maleje z nachyleniem rurki. Zmiana błędu z nachyleniem rurki jest taka sama dla kątów natarcia, jak i dla kątów odchylenia bocznego. Błędu, wynikającego z nachylenia rurki, można uniknąć przez zastosowanie przegubowego zamocowania, tak aby rurka mogła się zawsze ustawić zgodnie z kierunkiem przepływu. Ponieważ wytrzymałość rurek wahliwych jest niska, wykonuje się więc takie nieruchome rurki, które są niewrażliwe na zmianę kąta natarcia w dość dużym zakresie. Doświadczenia wykonane przy różnych kątach natarcia wykazują, iż błąd ciśnienia statycznego jest dodatni na spodzie cylindra, ujemny na wierzchu i zerowy



Rys. 4. Wpływ kołnierza na ciśnienie pobierane przez rurkę ciśnienia statycznego przy $\alpha = 0°$

przy obwodowym położeniu około 30° od spodu. Zatem cylinder ten będzie niewrażliwy na pochylenie przy umieszczeniu otworków w położeniu około 30°, lub (przez ulokowanie ich) na spodzie i grzbiecie, osiągając w ten sposób wyrównanie dodatnich i ujemnych ciśnień. Przy Ma < 0,2 wpływ liczby Reynoldsa jest znaczny. Badania takich rurek wykazują, iż błąd pozostaje w granicach 1% q_c, od $\alpha = 0°$ do $\alpha = 20°$ przy Ma = 0,3 i do 9° przy Ma = 0,65. Przy odchyleniach bocznych, błąd jest poniżej 1% q_c w zakresie ± 5°. Przy obwodowym położeniu otworków do ± 33°, błąd znajduje się w granicach 1% q_c do $\alpha = 17°$, przy Ma = 1,56 i do $\alpha = 8°$ przy Ma = 2,92.

Cechowanie rurek z 4 otworkami na wierzchu i z 7 otworkami na spodzie rurki przy różnych kątach natarcia wykazały, że błąd zawiera się w granicy 1% q_c od $\alpha = 0°$ do $\alpha = 18°$ przy Ma = 0,68. Przy kącie natarcia powyżej 30° i przy Ma > 0,3 występują wahania ciśnienia pobieranego przez rurkę.

Dla pomiaru ciśnienia statycznego przy naddźwiękowych prędkościach, otworki mogą być umieszczone na powierzchni stożka. Doświadczalne dane dla otworka położonego blisko noska stożka, o kącie 3°, stwierdzają błąd zawierający się w granicach 1% q_c.

Różnice w średnicy i w kształcie otworków mogą być wynikiem dodatkowych błędów. Z rys. 5(a) wynika, iż błąd wzrasta zarówno ze wzrostem średnicy otworków, jak i ze wzrostem liczby Macha.

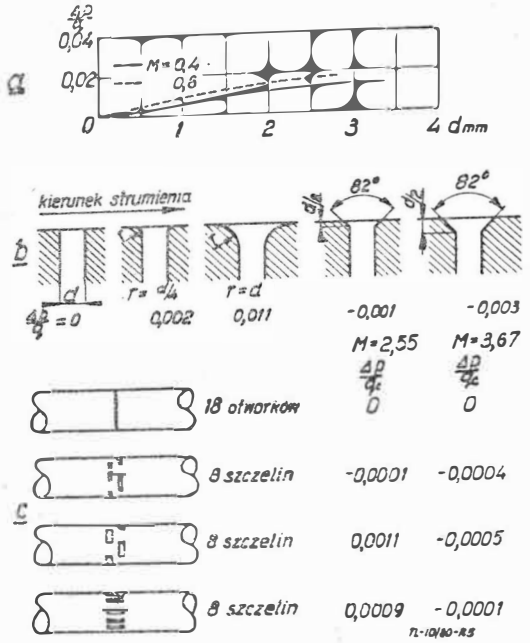
Błędy instalacji ciśnienia statycznego

Nadajniki ciśnienia statycznego (rurki i otworki) mogą być umieszczane w różnych miejscach na samolocie. Rurki umieszcza się na przodzie noska kadłuba, skrzydła i statecznika pionowego. Otwory umieszcza się zwykle w kadłubie pomiędzy noskiem i skrzydłem lub skrzydłem i usterzeniem ogonowym. Wybór konstrukcji i umieszczenia nadajnika jest zależny od wielu czynników, takich jak: kształt samolotu, zakres prędkości, wymagana dokładność, opóźnienie ciśnienia, oblodzenie, możliwość uszkodzenia i łatwa obsługa na ziemi. Dla każdego możliwego miejsca instalacja posiada błąd położenia, który się zmienia w pewnym stopniu z liczbą Macha i kątem natarcia. Błąd położenia będzie się zatem zmieniał ze zmianą ciśnienia dynamicznego, ciśnienia statycznego, przyspieszenia oraz ze zmianami w ukształtowaniu pola przepływu samolotu, związanymi z wychyleniem klap, lotek, sterów i wypuszczeniem podwozia. Ponieważ pole przepływu wokół samo-

lotu znacznie się różni dla poddźwiękowych, przydźwiękowych i naddźwiękowych zakresów prędkości, wobec tego należy się spodziewać dość znacznych różnic między błędami położenia.

a. Błędy ciśnienia statycznego z przodu noska kadłuba.

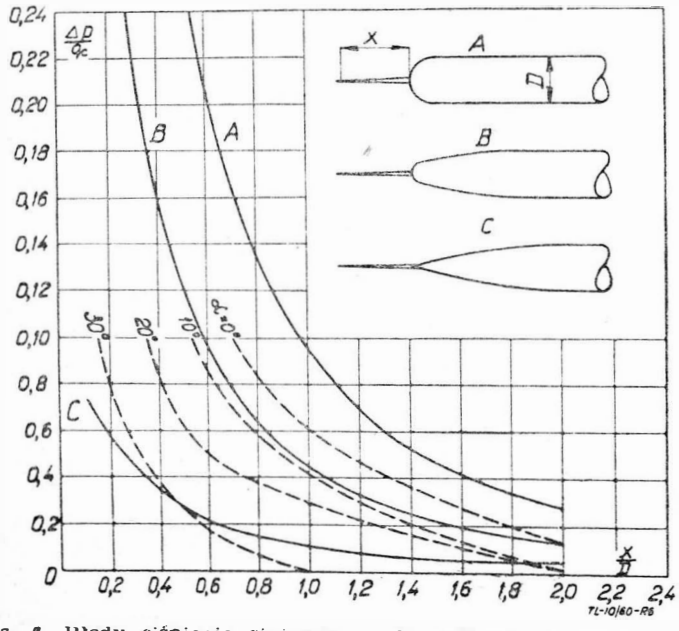
Przy prędkościach niższych od tych, przy których fala uderzeniowa przechodzi przez otworki ciśnienia statyczne-



Rys. 5. Wpływ wielkości i ukształtowania otworków na pomiar ciśnienia statycznego

go, błąd położenia przy danej odległości z przodu noska kadłuba jest określony przez kształt noska i maksymalną średnicę kadłuba.

Wpływ kształtu noska dla brył obrotowych (przy wydłużeniu 8,3) z okrągłymi, eliptycznymi i wydłużonymi ostrołukowymi noskami, przy liczbie Macha 0,21 i przy $\alpha = 0°$ jest przedstawiony na rys. 6. Wyniki tych prób pokazują, że dla danej odległości z przodu kadłuba największe błędy położenia występują przy okrągłym nosku, zaś najmniejsze dla wydłużonego ostrołukowego noska.



Rys. 6. Błędy ciśnienia statycznego dla różnych kształtów noska (przy 0,21 Ma i $\alpha = 0°$) oraz wpływ kąta natarcia dla noska typu B (przy 0,16 Ma)

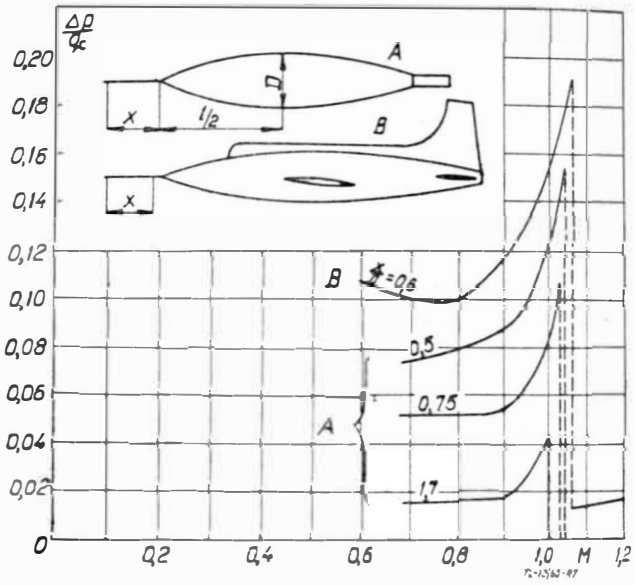
Wpływ liczby Macha na błąd ciśnienia statycznego dla bryły obrotowej i kadłuba samolotu jest pokazany na rys. 7. Badania wykazały, że po osiągnięciu krytycznej liczby Macha na bryle, błędy zaczynają wzrastać. Przy naddźwiękowym przepływie fala uderzeniowa tworzy się z przodu kadłuba i błąd dalej wzrasta. Kiedy fala uderzeniowa minie otworki na rurce, wówczas błąd spada do wartości bliskich zera, ponieważ otworki są wtedy odizolowane od pola ciśnień kadłuba.

Zmiana błędu w funkcji współczynnika siły nośnej C_z dla bryły obrotowej z noskiem eliptycznym jest podana na rys. 8. Zmiana błędu dla danego kąta natarcia jest znaczna blisko noska i zmniejsza się ze wzrostem odległości. Podobne wnioski można wyciągnąć w stosunku do innych kształtów noska. Dla $C_z \leq 0{,}5$, wpływ kąta natarcia jest pomijalny. Przy $C_z > 0{,}5$ błąd instalacji na samolocie B (rys. 7) zmniejsza się ze wzrostem C_z. Jednak dla innych konfiguracji błędy mogą wzrastać przy wysokich kątach natarcia.

b. Błędy ciśnienia statycznego z przodu skrzydła.

Wielkość błędu przy danej odległości z przodu skrzydła samolotu zależy od profilu płata, maksymalnej grubości profilu, kąta skosu skrzydła i położenia rurki wzdłuż rozpiętości skrzydła. Aby uniknąć oddziaływania kadłuba i napędu, rurki ciśnienia statycznego instalowane są zwykle na końcu skrzydła. Długie przewody pomiędzy rurką i przyrządem mogą jednak wytworzyć niepożądane zjawisko, jakim jest opóźnienie ciśnienia.

Zmiana błędu ciśnienia statycznego dla tych instalacji w funkcji stosunku x/t przy małych kątach natarcia (gdzie x jest odległością od krawędzi natarcia skrzydła, zaś t ma-



Rys. 7. Zmiana błędu ciśnienia statycznego z liczbą Ma

ksymalną grubością profilu) podana jest na rys. 9. Przy $x/t = 10$ błąd ten wynosi około 1% i przy dalszym wzroście odległości maleje już nieznacznie.

Wpływ liczby Macha na błąd ciśnienia statycznego dla rurki umieszczonej na końcu skrzydła prostego jest pokazany na rys. 10. Przy około 1,03 Ma łukowa fala skrzydła mija otworki i w ten sposób skutecznie izoluje je od pola ciśnień skrzydła. Wówczas ciśnienie w otworkach jest pod oddziaływaniem ujemnych ciśnień wytworzonych dookoła tylnej części noska kadłuba, których wpływ rozciąga się wzdłuż linii Macha od powierzchni kadłuba. Ponieważ Ma wzrasta, linie Macha odchylają się do tyłu i otworki przechodzą pod oddziaływanie dodatnich ciśnień przedniej części noska kadłuba. Gdy łukowa fala skrzydła lub kadłuba znajduje się w okolicy otworków ciśnienia statycznego, wówczas błąd może się znacznie zmieniać przy ślizgu. Z tego powodu instalacja na końcu skrzydła przy $Ma > 1$ jest bardziej wrażliwa na ślizg, aniżeli instalacja na nosku kadłuba.

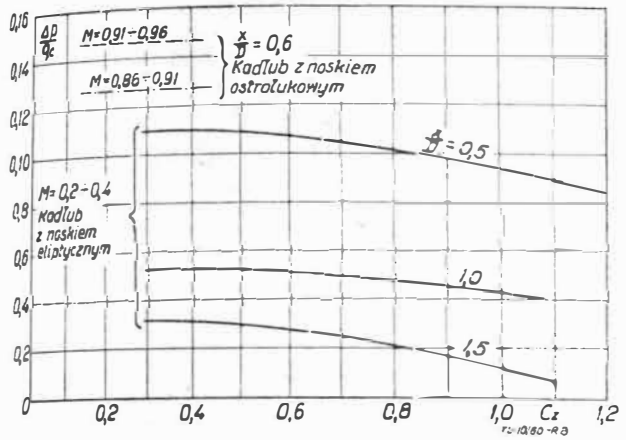
Dla współczynników siły nośnej $C_z < 0{,}7$, wpływ kąta natarcia dla odległości $x/t = 4{,}2$ lub większej jest niewielki. Dla wysokich poddźwiękowych prędkości i dla $x/t = 4{,}1$

wpływ zmiany C_z i C_n na błąd jest przedstawiony na rys. 11. Przy liczbach Macha od 0,3 do 0,6 błąd maleje wraz ze wzrostem współczynnika siły nośnej. Przy Ma = 0,7 wpływ kąta natarcia jest niewielki, natomiast przy wyższym Ma — błąd wzrasta ze wzrostem C_z.

Cechowanie rurek statycznego ciśnienia na końcach skrzydeł skośnych jest przedstawione na rys. 10 i 11.

c. Błędy ciśnienia statycznego na stateczniku pionowym.

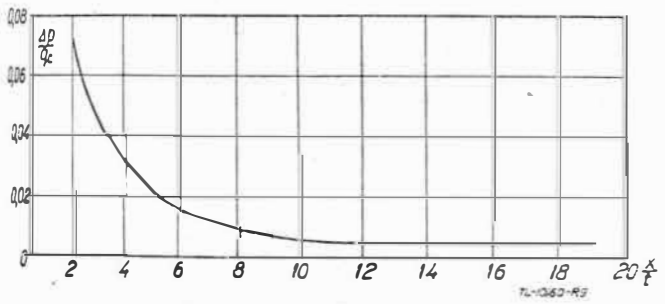
Wyniki cechowania rurek na przodzie statecznika pionowego dwóch modeli są podane na rys. 12. W pierwszym przypadku był badany swobodny spadek modelu samolotu „kaczki" z otworkami statycznego ciśnienia umieszczonymi o 13,5 *t* z przodu statecznika. W drugim przypadku był badany model, ukształtowany jak normalny samolot z napędem rakietowym, z otworkami o 16,7 *t* z przodu statecznika



Rys. 8. Zmiana błędu ciśnienia statycznego w funkcji C_z

d. Błędy ciśnienia statycznego przy umieszczeniu otworków w kadłubie.

Pomysł umieszczenia otworków ciśnienia statycznego w kadłubie powstał dlatego, że kadłub jest zwykle podobny do rurki ciśnienia statycznego. Ciśnienie w otworku kadłubowym przy zerowym kącie natarcia jest określone

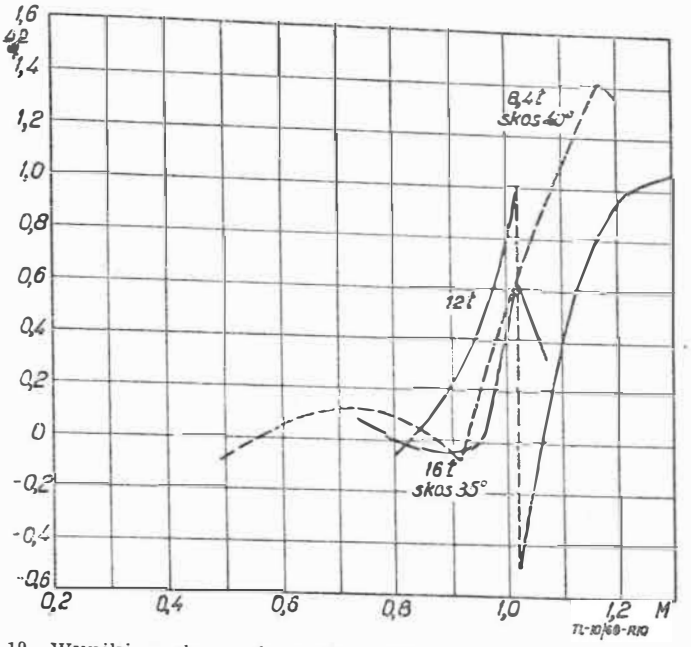


Rys. 9. Błędy ciśnienia statycznego przy zmianie odległości od końca skrzydła prostego

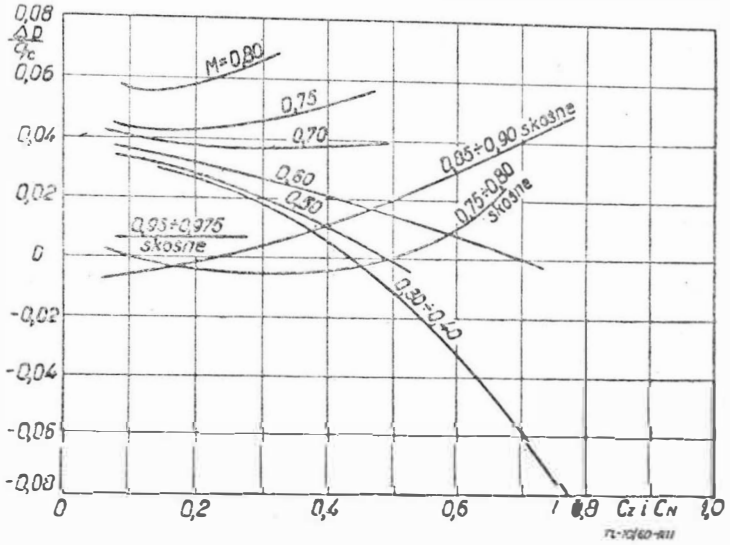
przez osiowe położenie otworka wzdłuż kadłuba. Ciśnienie w danym punkcie kadłuba może być zmienne na skutek efektu blokującego lub wypukłości. Przy kątach natarcia różnych od 0°, ciśnienie w otworku kadłuba jest określone przez obwodowe położenie otworka, tak jak przy rurce ciśnienia statycznego.

Otworki są zwykle umieszczone na przeciwległych ścianach kadłuba, aby móc zaniedbać wpływ kąta ślizgu. Dla kołowego kadłuba z otworkami umieszczonymi w przybliżeniu na ± 67° od spodu, przy kącie ślizgu 4°, błędy zawierają się w granicach 0,2% q_c od wartości przy zerowym kącie ślizgu. W przypadku umieszczenia otworków na ± 30° od spodu, wpływ kąta natarcia może być zaniedbany.

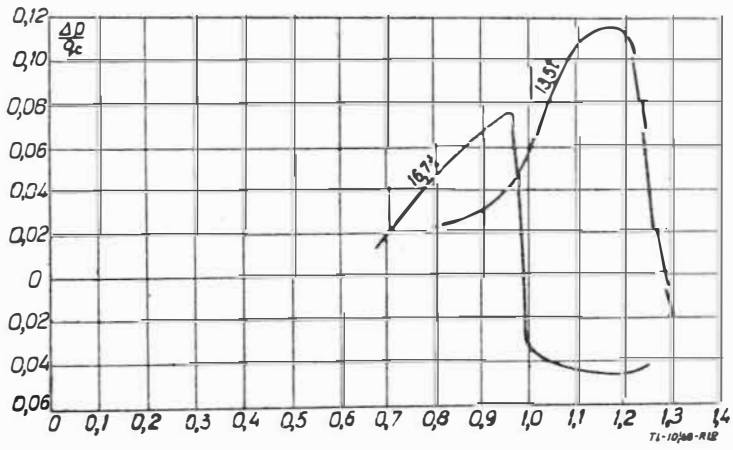
W celu umieszczenia otworków tak, aby błąd był minimalny, należy wykonać w tunelu aerodynamicznym pomiary rozkładu ciśnień wzdłuż kadłuba. Następnie kilka wybranych miejsc na podstawie badań tunelowych cechuje



Rys. 10. Wyniki cechowania rurki ciśnienia statycznego na końcu prostego i skośnego skrzydła w locie poziomym



Rys. 11. Wpływ zmiany C_z (dla skrzydła prostego) i C_n (dla skrzydła skośnego) na błąd ciśnienia statycznego

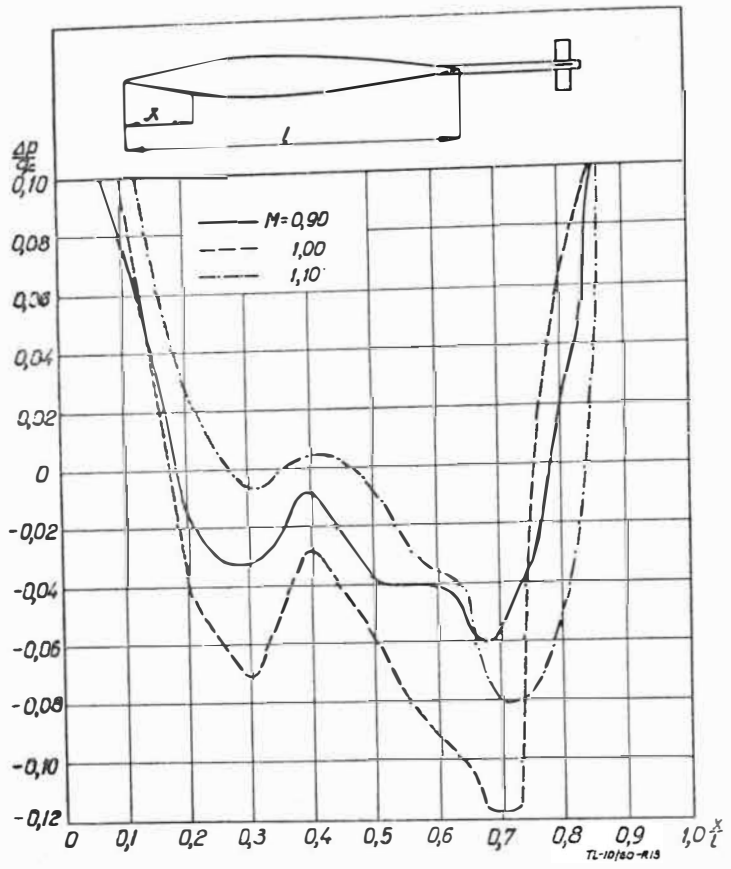


Rys. 12. Wyniki cechowania rurki ciśnienia statycznego na stateczniku pionowym

się w locie, z których wybiera się miejsce najlepsze dla działania instalacji. Próby przeprowadzone dla małych prędkości wykazały, iż różnice pomiędzy wynikami insta-

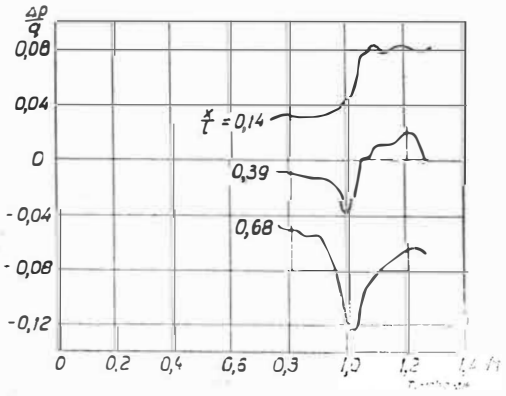
lacji na samolocie i modelu zawierają się w granicach 2% q_c.

Wyniki doświadczeń przeprowadzonych na bryle obrotowej o smukłości 12 przy przydźwiękowych prędkościach i przy $\alpha = 0°$ są przedstawione na rys. 13. Jak wynika z tych krzywych, dla każdej liczby Macha są przynajmniej dwa położenia (jedno z przodu, drugie z tyłu), gdzie błędy równają się zeru.



Rys. 13. Rozkład ciśnień wzdłuż bryły obrotowej przy $\alpha = 0°$

Na rys. 14 podano zmianę błędu dla trzech położeń otworków w funkcji liczby Macha. W przeciwieństwie do większości rurek, zmiana błędu w funkcji liczby Ma dla otworków kadłubowych jest nieregularna. Są to wyniki uzyskane dla brył obrotowych (rys. 13). Dla samolotu (skrzydła, usterzenia, zbiorniki zewnętrzne itd.) można oczekiwać, że zmiana ciśnienia będzie jeszcze bardziej złożona.



Rys. 14. Błędy ciśnienia statycznego przy trzech położeniach otworków wzdłuż bryły obrotowej (rys. 13) przy $\alpha = 0°$

Przy właściwie rozmieszczonych otworkach dookoła kołowego kadłuba, istnieje możliwość zaniedbania wpływu kąta natarcia. Z doświadczeń wynika, że optymalne rozstawienie otworków znajduje się około ± 40° od spodu bryły. W tym przypadku błąd jest zawarty w granicach 0,5% q od wartości przy $\alpha = 0°$.

Przykład cechowania otworków w kadłubie samolotu jest pokazany na rys. 15. Wykresy pokazują, że błąd zmienia się nagle przy Ma ≅ 0,98. Ta nagła zmiana jest spowodowana przejściem fali uderzeniowej.

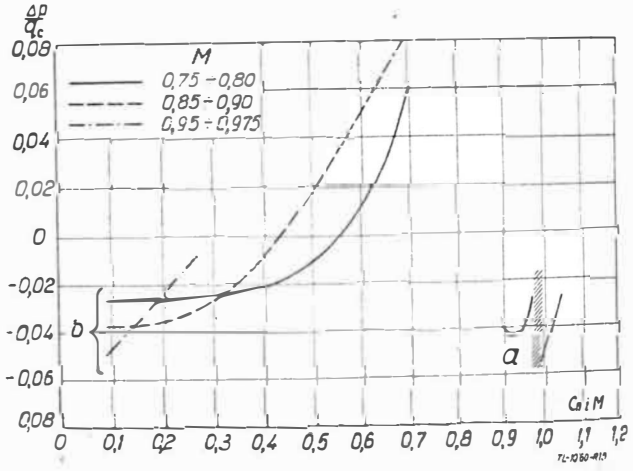
Ciśnienie pobierane przez otworki zależy nie tylko od ich położenia wzdłuż kadłuba, ale także od każdej wypukłości lub zmian konturu w okolicy otworu. Błąd otworka zainstalowanego na kadłubie może się także zmieniać wskutek odkształceń pokrycia wywołanych nadciśnieniem. W niektórych przypadkach wypukłości są celowo projektowane jako aerodynamiczna kompensacja błędu instalacji.

Porównanie instalacji

Wybór typu instalacji oraz jej położenia zależy od szeregu współczynników. Jeżeli wielkość błędu ciśnienia statycznego jest pierwszoplanowym zagadnieniem, wówczas dobór będzie zależał w dużym stopniu od ukształtowania samolotu i od jego użytkowego zakresu prędkości.

Porównanie wyników cechowań różnych instalacji pozwala na wyciągnięcie szeregu wniosków odnośnie typu instalacji ciśnienia statycznego. Dla samolotów latających przy naddźwiękowych prędkościach, rurka umieszczona na przodzie noska kadłuba będzie najodpowiedniejszą instalacją. Dobór jest oparty na rzeczywistym cechowaniu i wykazuje przy wysokich naddźwiękowych prędkościach, iż błąd jest taki jak dla rurki odizolowanej (z wyłączeniem punktu, gdy fala łukowa kadłuba przechodzi przez otworki). Przy poddźwiękowych i przydźwiękowych prędkościach, błędy instalacji przy danych odległościach od przodu noska zależą od kształtu profilu noska. Ponieważ błędy te maleją ze wzrostem wydłużenia profilu noska, błąd instalacji na nosku kadłuba (długi stożkowy nosek) będzie stosunkowo mały w całym zakresie prędkości. Dla instalacji umieszczonej na przodzie tępego noska kadłuba, błędy przy poddźwiękowych i przydźwiękowych prędkościach mogą być znaczne.

Jeżeli użytkowy zakres samolotu jest ograniczony do prędkości dźwięku, wówczas rurka ciśnienia statycznego



Rys. 15. Wyniki cechowania otworków w kadłubie. Błędy ciśnienia statycznego: a) w funkcji Ma, b) w funkcji C_n

umieszczona na skrzydle może się okazać dla kilku kształtów samolotu bardziej zadowalająca od instalacji na nosku kadłuba. Przy równych odległościach od krawędzi natarcia skrzydła i od noska kadłuba, błąd instalacji umieszczonej na skrzydle będzie zwykle mniejszy od błędu instalacji kadłubowej. Względne wielkości błędów tych instalacji będą oczywiście zależne od grubości skrzydła, średnicy kadłuba i od kształtu noska kadłuba.

Przy prędkościach naddźwiękowych instalacja na nosku kadłuba jest bardziej pożądana od instalacji na końcu skrzydła, która jest bardziej wrażliwa na kąt ślizgu szczególnie przy liczbach Macha, przy których fala uderzeniowa skrzydła lub kadłuba jest blisko otworków ciśnienia statycznego. Ponadto instalacje skrzydłowe posiadają dwie przerwy — od fali uderzeniowej skrzydła i kadłuba.

Dla poddźwiękowego zakresu prędkości, umieszczenie rurki z przodu pionowego statecznika może się okazać dla

pewnych kształtów samolotu korzystne. W porównaniu z instalacją skrzydłową, mniejsza grubość profilów stosowanych do statecznikow pionowych pozwala na zastosowanie krótszej rurki dla osiągnięcia tego samego błędu ciśnienia statycznego. Jednak fale uderzeniowe powstające na skrzydle i kadłubie ograniczają zakres stosowania instalacji na stateczniku pionowym do liczb Macha poniżej 0,8.

Cechowania szeregu otworków w kadłubie na samolocie wykazały, że pomiary przeprowadzone w zakresie liczb Macha do 0,8 dają zadowalające wyniki. Badania tunelowe wykazują jednak nieregularność zmian błędu ciśnienia statycznego w funkcji liczby Macha przy przydźwiękowych prędkościach. Ponadto, jeżeli otworki są umieszczone blisko noska kadłuba, wówczas występuje skłonność do falowania błędu, ze względu na ich wrażliwość na zmiany kąta ślizgu.

Wnioski

Z porównania cechowań czterech typów instalacji ciśnienia statycznego (nosek kadłuba, koniec skrzydła, statecznik pionowy i otworki w kadłubie), można wyciągnąć następujące wnioski:

1. Dla samolotu naddźwiękowego, rurka ciśnienia statycznego umieszczona na nosku kadłuba będzie ogólnie najodpowiedniejszym nadajnikiem.

2. Jeżeli zakres użytkowy jest ograniczony do prędkości dźwięku, rurka ciśnienia statycznego umieszczona na końcu skrzydła, dla kilku kształtów samolotu, okazuje się bardziej zadowalająca.

3. Dla prędkości poniżej 0,8 Ma rurka umieszczona na stateczniku pionowym, lub otworki w kadłubie właściwie umieszczone i zainstalowane powinny dawać wyniki zadowalające.

LITERATURA

1) Kumbruch H.: Pitot-static Tubes for Determining the Velocity of Air. NACA TM 303, 1925.

2) Lock C. N. H., Knowler A. E., and Pearcey H. M.: The Effect of Compressibility on Static Heads. R. & M. No. 2386, British A. R. C., Jan. 1943.

3) Rayle Roy E. Jr.: An Investigation of the Influence of Orifice Geometry on Static Pressure Measurements. M. S. Thesis, M. I. T., 1949.

4) Letko William: Investigation of the Fuselage Interference on a Pitot-Static Tube Extending Forward from the Nose of the Fuselage. NACA TN 1496, 1947.

5) Gracey William, and Scheithauer Elwood F.: Flight Investigation of the Variation of Static-Pressure Error of a Static-Pressure Tube with Distance Ahead of a Wing and a Fuselage. NACA TN 2311, 1951.

6) Gracey William: Measurement of Static-Pressure on Aircraft. NACA Rep. 1364, 1958.

7) O'Bryan Thoms C., Danforth Edward C. B., and Johnston J. Ford.: Error in Airspeed Measurement Due to the Static-Pressure Field Ahead of an Airplane at Transonic Speeds. NACA Rep. 1239, 1955.

8) Goodman Harold R., and Yancey Roxanah B.: The Static-Pressure Error of Wing and Fuselage Airspeed Installations of the X-1 Airplanes in Transonic Flight. NACA RM L9G22. 1949.

9) Smith K. W.: The Measurement of Position Error at High Speeds and Altitude by Means of a Trailing Static Head. C. P. No. 160, British A. R. C., 1954.

10) Thompson Jim Rogers, Bray Richard S., and Cooper George E.: Flight Calibration of Four Airspeed Systems on a Swept-Wing Airplane at Mach Numbers up to 1,04 by the NACA Radar-Phototheodolite Method. NACA TN 3526, 1955.

11) Thompson Jim Rogers: Measurements of the Drag and Pressure Distribution on a Body of Revolution Throughout Transition From Subsonic to Supersonic Speeds. NACA RM L9J27, 1950.

12) Gracey William: Wind-Tunnel Investigation of a Number of Total-Pressure Tubes at High Angles of Attack-Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds. NACA Rep. 1303, 1957.

13) Hutson Wilber B.: Accuracy of Airspeed Measurements and Flight Calibration Procedures. NACA Rep. 919, 1948.

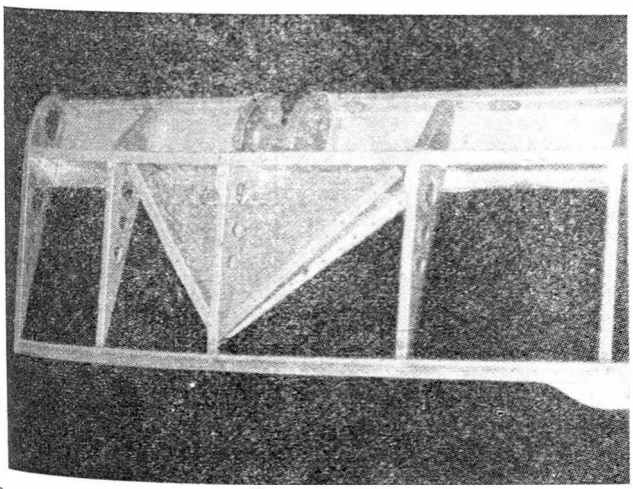
14) Taback Israel: The Response of Pressure Measuring Systems to Oscillating Pressures. NACA TN 1819, 1949.

Mgr inż. *TADEUSZ WIŚLICKI*

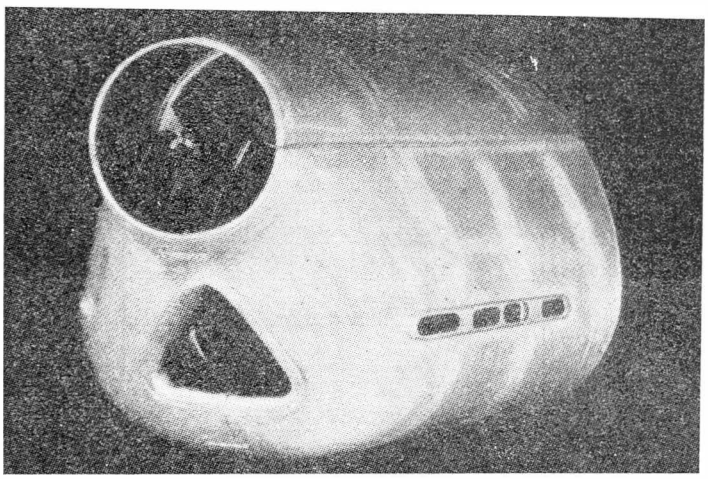
Zgrzewanie stopów lekkich w budowie samolotów

Ocena techniczno-ekonomiczna

Wprowadzenie do konstrukcji płatowcowych zgrzewania elektrycznego oporowego jako podstawowej metody łączenia nie jest w historii lotnictwa nowością. Już w okresie międzywojennym pojawia się kilka typów samolotów, w których konstruktorzy wprowadzili na szerszą skalę zgrzewanie, na przykład przy łączeniu elementów blachownicowych dźwigarów ze stali nierdzewnej (konstrukcje angielskie i francuskie), przy wykonywaniu zbiorników ze stopów magnezowych, wreszcie przy montażu większych zespołów jak usterzenia (konstrukcje niemieckie). Na rys. 1 i 2 pokazano typowe przykłady zastosowania zgrzewania w konstrukcjach płatowcowych tego okresu. Przypadki te jednak należy traktować raczej jako sporadyczne. Dopiero rozwój konstrukcji skorupowych ze stopów lekkich zwrócił baczniejszą uwagę na tę technikę łączenia. Konstruktorzy szukali w niej zaspokojenia swoich wymagań odnośnie gładkości pokryć w związku z rosnącą prędkością samolotów, technolodzy natomiast — możliwości obniżenia pracochłonności prac montażowych przez wyeliminowanie lub zmniejszenie do minimum udziału prac nitowniczych, w trosce o obniżenie kosztów produkcji.



Rys. 1. Fragment szkieletu lotki samolotu Arado 79 wykonanej przy zastosowaniu zgrzewania punktowego



Rys. 2. Typowe oprofilowanie silnika tłokowego wykonane metodą zgrzewania punktowego

Precyzując twierdzenie, że technika zgrzewania elektrycznego stopów lekkich stosowanych w budowie płatowców jest już całkowicie opanowana, należy dodać, że obejmujący ją proces technologiczny w warunkach produkcyjnych jest nie tyle może trudny, ile wymagający — przy dysponowaniu odpowiednim wyposażeniem — ścisłego przestrzegania wszelkich narzuconych wytycznych, a więc w odniesieniu do personelu produkcyjnego tak zwanej wysokiej kultury technicznej. Wyjaśnienie to — zdawałoby się zupełnie oczywiste — jest w naszych warunkach o tyle konieczne, że dość często spotkać się można z niewłaściwą oceną tego zagadnienia i zbytnim lekceważeniem drobnych może, ale dość istotnych trudności.

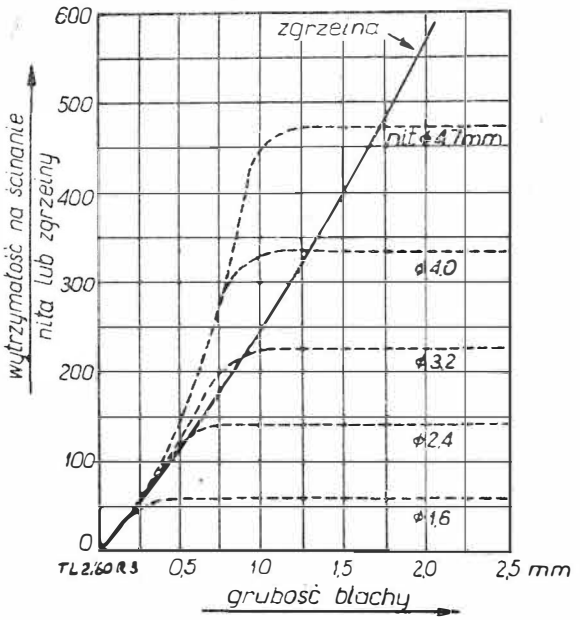
Analiza wytrzymałości zgrzewanych elektrycznie połączeń ze stopów lekkich

Przechodząc do technicznej analizy tej metody łączenia należy zaraz na wstępie zaznaczyć, że czasy dyskusji nad wytrzymałością połączeń zgrzewanych w sensie dyskwalifikującym je w zastosowaniach lotniczych minęły już bezpowrotnie, od czasu jak przeprowadzone zostało praktyczne zastosowanie sprzętu wykonanego przy użyciu tej techniki, wykazując zadowalającą odporność na działające obciążenia statyczne i dynamiczne oraz bardzo ciężkie warunki eksploatacyjne.

Rozpatrując zagadnienie wytrzymałości połączeń zgrzewanych, wśród których większość w konstrukcjach stanowić będą zgrzeiny punktowe, najlepiej przeprowadzać porównanie z odpowiadającymi im połączeniami nitowymi.

Zgrzeina punktowa zachowuje się najlepiej przy czystym ścinaniu, przy czym zadowalające wyniki daje także wytrzymałość na obciążenie pulsujące, na które właśnie najczęściej narażone są połączenia w konstrukcjach płatowcowych. Obciążenie połączenia zgrzewanego na rozciąganie jest niekorzystne, wykazuje ono bowiem wtedy tylko 25% swej wytrzymałości na ścinanie.

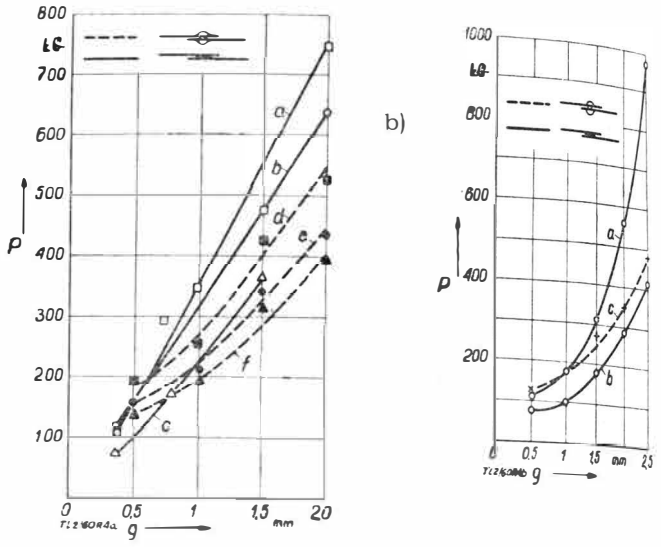
Badając wytrzymałość zgrzeiny punktowej na ścinanie zauważamy, że rośnie ona ze wzrostem grubości blachy, podczas gdy dla połączenia nitowego zachodzi to tylko tak długo, dopóki nie zostanie osiągnięta granica wytrzymałości na ścinanie dla nita. Doświadczenia wykazały, że połączenia zgrzewane blach duralowych o grubości ponad 2 mm wykazują wyższą wytrzymałość niż nitowane, przy założeniu przyjmowania średnicy nitów w zależności od grubości blach według dotychczas obowiązujących kryteriów. Najlepszą charakterystyką porównania wytrzymałości połączeń zgrzewanych punktowo i nitowanych jest poglądowy wykres pokazany na rys. 3, szczegółową natomiast analizę tego zagadnienia przeprowadzić można na wykresach przedstawionych na rys. 4, dla różnych grubości blach wg następujących danych: a) dla stopów aluminiowych, b) dla stopów magnezowych.



Rys. 3. Porównanie wytrzymałości na ścinanie zgrzeiny i nita dla różnych grubości blach

Linia a — oznacza stop AlCuMg o wytrzymałości na ścinanie 26,5 kG/mm², linia b — stop Al Mg 7, o wytrzymałości na ścinanie 22 kG/mm² i linia c — stop Al Mg Si o wytrzymałości 20 kG/mm². Średnice nita 3,0 mm dla blachy o grubości 0,5 mm, średnice 3,5 mm dla grubości 1,0 mm, średnice 4,5 dla grubości 1,5 mm i 5,0 mm dla grubości 2,0 mm.

Z kolei na rys. 4b przyjęto następujące oznaczenia: a — stop Mg A16, b — stop Mg Mn, c — nit ze stopu Al Mg o wytrzymałości na ścinanie równej 17 kG/mm². Średnice nitów, w zależności od grubości blachy, przedstawiają się w następującej relacji: średnica nita 3,0 mm dla grubości blachy 0,5 mm, średnica 3,5 mm dla grubości 1,0 mm i następnie 4,0 mm dla 1,5 mm, 4,5 mm dla 2,0 mm i wreszcie 5,0 mm dla 2,5 mm.



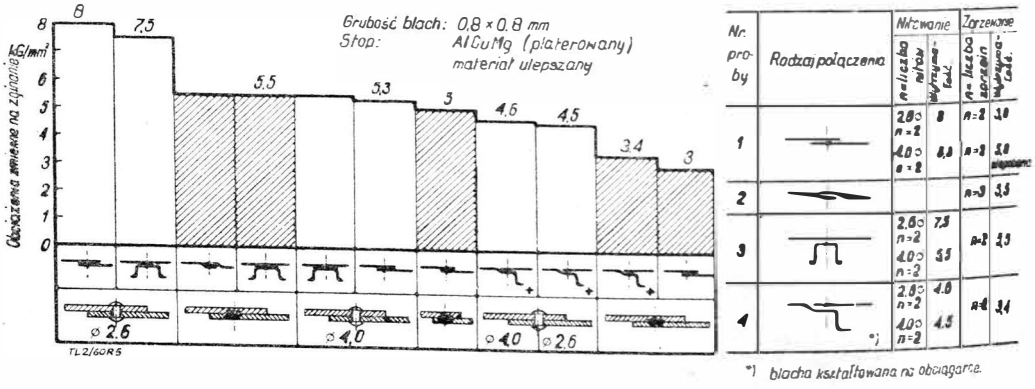
Rys. 4. Analiza wytrzymałościowa połączeń zgrzewanych i nitowanych dla blach różnych grubości: a) dla stopów aluminiowych, b) dla stopów magnezowych; g — grubość blachy w mm, P — wytrzymałość połaczenia w kG/punkt

Wytrzymałość na obciążenia zmienne przy zginaniu połączenia jest w dużym stopniu zależna od położenia zgrzeiny oraz ukształtowania połączenia. Analizę tego zagadnienia przeprowadzić można na podstawie danych z rys. 5. Trzeba tylko dodać, że ten najbardziej niekorzystny sposób obciążenia połączeń zgrzewanych (na zginanie) występuje w konstrukcjach płatowcowych skorupowych stosunkowo rzadko, na przykład w różnego rodzaju pokryciach wykazujących tendencje do falowania się.

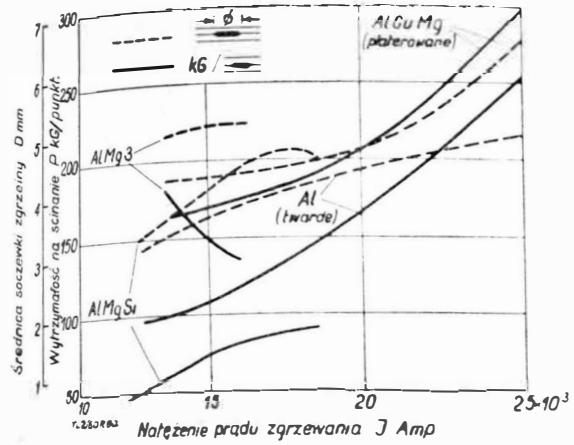
Wiadomo że na wytrzymałość zgrzeiny decydujący wpływ ma odpowiedni dobór podstawowych parametrów zgrzewania. Zagadnienie to zbyt obszerne, aby rozpatrywać je ubocznie w ramach omawianego tematu, zilustrować można jedynie dla ogólnego zorientowania wykresami przedstawionymi na rys. 6.

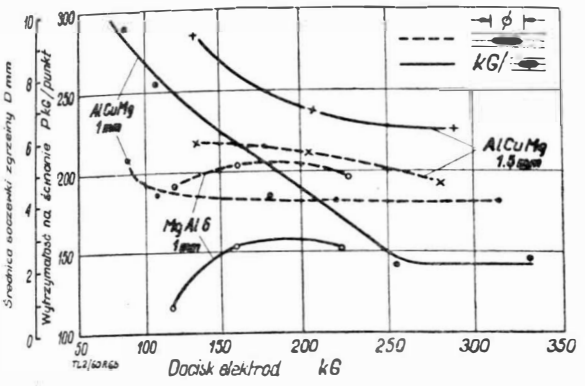
Poza wymienionymi czynnikami na wytrzymałość połączenia duży wpływ posiada także jego geometria. Na wykresach podanych na rys. 7 widzimy wpływ wielkości podziałki na wytrzymałość statyczną zgrzeiny punktowej i liniowej.

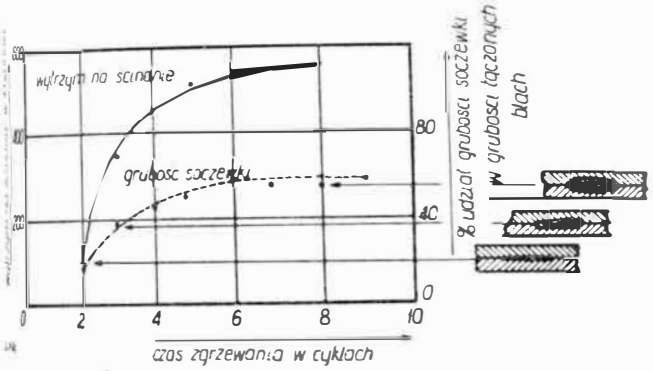
Ocenę wytrzymałości połączeń zgrzewanych elektrycznie, w porównaniu z wykonanymi innymi metodami spawania, daje analiza wykresu pokazanego na rys. 8.

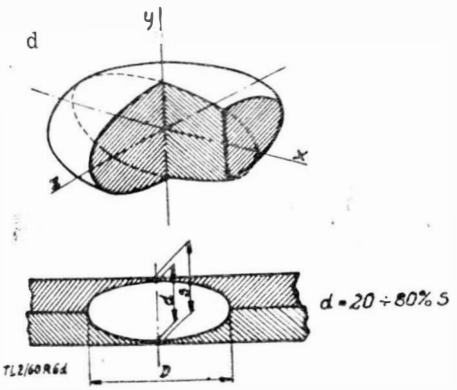


Rys. 5. Porównanie wytrzymałości na obciążenia zmienne różnych rodzajów połączeń zgrzewanych i nitowych





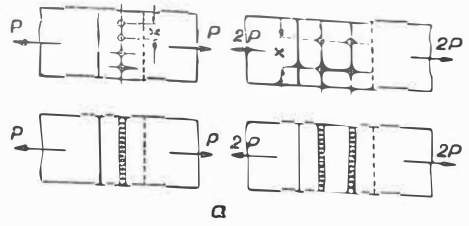


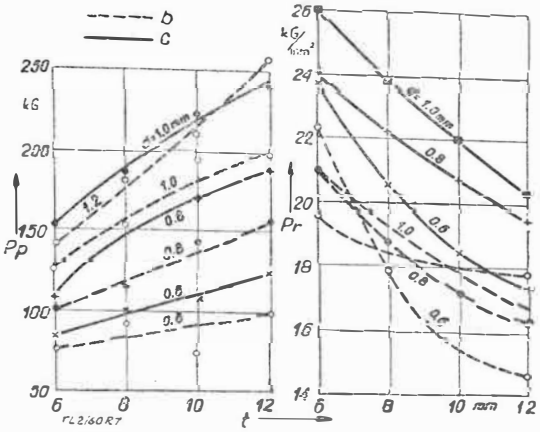


Rys. 6. Wpływ podstawowych parametrów procesu technologicznego zgrzewania na wytrzymałość zgrzeiny punktowej: a) zależność średnicy zgrzeiny i jej wytrzymałości od natężenia prądu zgrzewania, b) wpływ docisku elektrod na średnicę zgrzeiny i jej wytrzymałość, c) geometria prawidłowej zgrzeiny punktowej

Przy zgrzewaniu stopów lekkich do ulepszenia należy pamiętać o tym, że pełną wytrzymałość połączenia uzyskuje się dopiero po okresie starzenia, który w warunkach temperatury pokojowej trwa około 7 dni.

Reasumując ten dość pobieżny przegląd zagadnień wytrzymałościowych w odniesieniu do połączeń zgrzewanych można stwierdzić, że technika ta została już na tyle opanowana, iż nadaje się do jak najszerszego zastosowania. W produkcji seryjnej osiągnięto bowiem stałą wytrzymałość 35 kG/mm² (dla blach ze stopów typu Al Cu Mg), przy czym zniszczenie połączenia następuje w przekroju blachy, a nie przez soczewkę zgrzeiny. Doświadczenie wykazało ponadto,



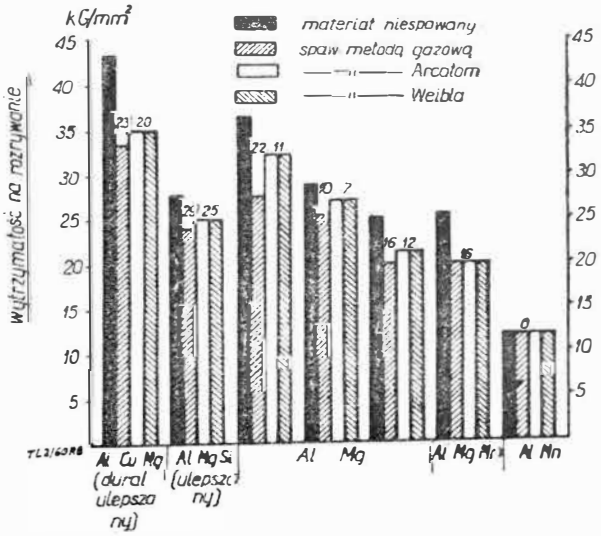


Rys. 7. Wpływ odstępu punktów zgrzewania na wytrzymałość zgrzeiny punktowej (rys. a) oraz odległości szwów na wytrzymałość zgrzeiny ciągłej (rys. b): a) geometria połączeń zgrzewanych, b) stop Al Cu Mg (platerowany), c) stop Al Mg 7; t — podziałka w mm, Pp — wytrzymałość na ścinanie w kG/punkt, Pr — wytrzymałość w kG/mm²

że na 1000 zgrzein punktowych można przyjąć jedną wykonaną poniżej wytrzymałości narzuconej przepisami, naturalnie przy zachowaniu prawidłowych warunków procesu technologicznego.

Zastosowanie zgrzewania elektrycznego i efekty ekonomiczne stosowania tej metody

Z analizy rozwoju produkcji płatowców widać wyraźnie, że zastosowanie zgrzewania jako metody łączenia stale wzrasta (na przykład w USA z 15—30% w końcu ostatniej wojny, do 40—60% w chwili obecnej). Jeśli mimo swych



Rys. 8. Porównanie wytrzymałości połączeń wykonanych różnymi metodami spawania dla różnych rodzajów stopów lekkich

niewątpliwych zalet nie jest to metoda powszechnie stosowana, to według opinii fachowców przyczyn należy szukać w pierwszym rzędzie w trudności stwierdzenia jakości wykonywanych zgrzein, a następnie w konserwatyzmie i niedostatecznym jeszcze oswojeniu się z automatyzacją procesów produkcyjnych. Zastrzeżenia te wydają się dość dziwne, ponieważ stosowane obecnie statystyczne metody kontroli połączeń zgrzewanych wykazują ponad 99% połączeń zgodnych z normą wytrzymałościową, a z drugiej strony podobne wątpliwości mogłyby mieć również miejsce w odniesieniu do nitowania.

Kraje przodujące technicznie wykazują obecnie znaczne zainteresowanie możliwościami wprowadzenia zgrzewania do produkcji płatowców, o czym świadczyć mogą konkretne przykłady zastosowania.

W Anglii zakłady Handley Page zastosowały technikę zgrzewania punktowego (100 000 punktów) przy budowie samolotów pasażerskich typu „Herald" na 44 osoby.

We Francji zgrzewanie stosowane jest konsekwentnie przez zakłady Morane-Saulnier, A.N.C.A.N. przy wytwarzaniu płatowca „Courlis" (skorupa całkowicie zgrzewana), wreszcie zakłady S.N.C.A.S.E. przy budowie transportowca „Armagnac" o ciężarze 70 ton (całkowicie zgrzewany kadłub — 150 000 punktów).

W USA wszystkie w zasadzie zakłady lotnicze stosują w mniejszym lub większym stopniu technikę zgrzewania, a udział procentowy połączeń zgrzewanych w nowoczesnych konstrukcjach ciągle wzrasta. W płatowcu Republice F84 liczba zgrzein punktowych wynosiła 50% wszystkich połączeń, w F84F już 60%, a obecnie przygotowana jest przez tę firmę konstrukcja całkowicie przewidziana do zgrzewania. Na uwagę zasługuje również fakt szerokiego zastosowania zgrzewania przez zakłady „Boeinga" w produkcji seryjnej dużego transportowca-tankowca „Stratotanker", którego ciężar w locie wynosi 87 ton. Ponadto w szerokim zakresie stosują zgrzewanie zakłady Grumman Aircraft, Glenn Martin Co., Northrop.

Najlepszym dowodem na poparcie twierdzenia o nadzwyczaj dynamicznym rozwoju zgrzewania w konstrukcjach lotniczych będzie zestawienie wyposażenia amerykańskich zakładów lotniczych w zgrzewarki elektryczne:

Aeronca	6	Lockheed	31
Boeing	60	Mac Donnel	8
Chrysler	71	North American	10
Consolidated	10	Northrop	12
Douglas	72	Pratt Whitney	135
Fairchild	18	Republic	23
Ford	25	Wright	44
Glenn Martin	44	U.S.A.F.	40
Goodyear	12	U.S.Navy	100
Grumman	40		

Dane te pochodzą z roku 1954, przedstawiają więc stan na rok 1953. Dla uzupełnienia obrazu można dodać, że bardzo znaczną ilość urządzeń omawianego typu posiadają również poddostawcy wymienionych firm, których przy tak szeroko rozwiniętej kooperacji jest bardzo wielu. Dla przykładu można podać, że jedynie poddostawcy firmy Grumman dysponują w sumie 95 zgrzewarkami. Biorąc pod uwagę wydajność przemysłową tych urządzeń, którą średnio można określić na 30 punktów na minutę, łatwo jest przedstawić sobie możliwości produkcyjne takiego wyposażenia, a stąd przez porównanie z wielkością produkcji udział tej metody łączenia w nowych konstrukcjach lotniczych.

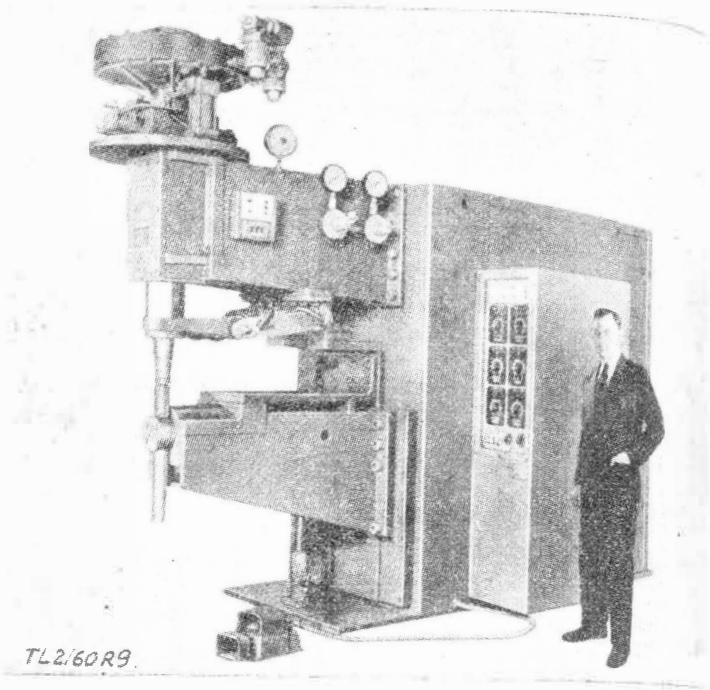
Wiadomo również, że przeważająca większość tego wyposażenia to zgrzewarki francuskie firmy Sciaky, której cała produkcja z góry, już z rocznym wyprzedzeniem, pokryta jest zamówieniami. Przykłady nowoczesnych zgrzewarek tej firmy pokazano na rys. 9 i 10.

Jak wygląda aktualny stan wyposażenia zakładów lotniczych w zgrzewarki elektryczne nie wiadomo, można jednak wyobrazić sobie, ile zrobiono w tej dziedzinie przez 6 lat przy tak gwałtownym rozwoju tej metody łączenia.

Możliwości stosowania połączeń zgrzewanych rozpatrywać należy w dwóch grupach:

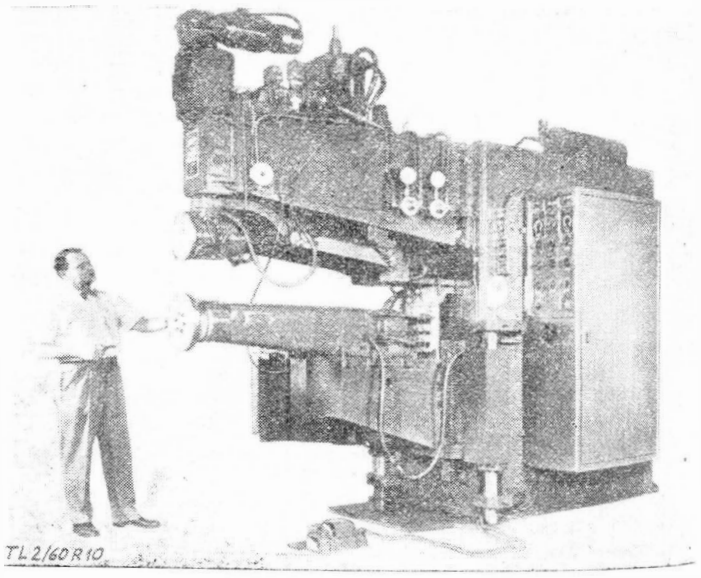
1. W drugorzędnych zespołach konstrukcyjnych (to jest takich, których uszkodzenie nie zagraża bezpośredniemu bezpieczeństwu załogi); ogólnie biorąc, stosować można zgrzewanie wszędzie tam, gdzie tylko istnieją możliwości dostępu elektrod. Do zespołów takich należą: kabiny, podłogi, kanały powietrzne, różnego rodzaju oprofilowania, na przykład silnika, podwozia, wreszcie różne zbiorniki.

2. W głównych zespołach konstrukcyjnych stosuje się zgrzewanie w elementach silnie obciążonych, ale tam gdzie obciążenia poszczególnych zgrzein są stosunkowo niskie, ponieważ ilość ich dobierana jest z uwagi na sztywność zespołu w określonych warunkach pracy. Spotykamy więc użycie tej metody łączenia przy usztywnieniu pracujących pokryć skrzydeł, usterzeń, kadłubów, w konstrukcjach wiatrochronów, kabin hermetycznych itp. Bardzo korzystne jest sto-



Rys. 9. Nowoczesna zgrzewarka punktowa z pneumatycznym dociskiem elektrod, wyposażona w urządzenie do sterowania programowego

sowanie zgrzewania punktowego w konstrukcjach z blachy falistej. Z ekonomicznego punktu widzenia dla wymienionych wyżej przykładów zgrzewanie należy stosować w odniesieniu do takich zespołów, gdzie ilość elementów usztywniających (a więc i punktów zgrzewania) jest duża, ponie-



Rys. 10. Jedna z największych zgrzewarek rolkowych ze sterowaniem programowym stosowana w przemyśle lotniczym do zgrzewania konstrukcji płatowcowych ze stopów lekkich

waż koszty przygotowania powierzchni i kontroli produkcji na jedną zgrzeinę wypadają wówczas odpowiednio niskie.

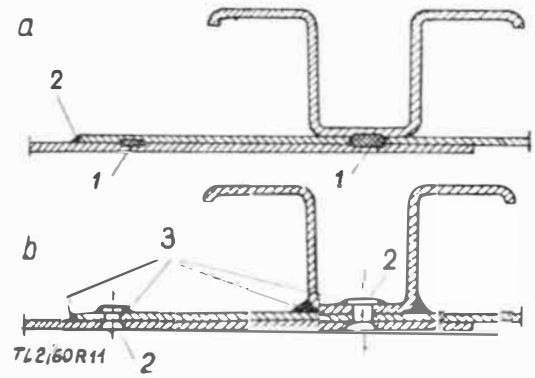
Zalety zgrzewania dają się zestawić w następujących zagadnieniach:

1. Zalety techniczne
a) polepszenie wytrzymałości w stosunku do połączeń nitowych,
b) gładkość powierzchni,
c) oszczędność na ciężarze z uwagi na: zmniejszenie szerokości zakładki, zmniejszenie grubości blach, odpadnięcie łbów nitów,
d) łatwość uzyskiwania konstrukcji szczelnych przy znacznej oszczędności ciężaru i pracochłonności.
2. Zalety ekonomiczne
a) znaczne obniżenie pracochłonności i skrócenie cyklu produkcyjnego,
b) uproszczenie oprzyrządowania,
c) oszczędność powierzchni produkcyjnej.

Polepszenie wytrzymałości w stosunku do połączeń nitowych tłumaczy się tym, że dla założenia nita wiercić musimy otwór, przez co spowodowaliśmy osłabienie i niecią głość przekroju. Ponieważ oprócz wytrzymałości na ścinanie trzeba brać pod uwagę zmniejszenie wytrzymałości na rozciąganie samego elementu, fakt zapełnienia bowiem otworu nitem nie zmienia faktu jego istnienia, można powiedzieć, że z tego punktu widzenia nawet źle wykonana zgrzeina będzie lepsza niż dobry nit. W związku z powyższym w kształtownikach zginanych i rozciąganych uzyskać można zmniejszenie przekroju dające około 10% oszczędności na ciężarze.

Wytrzymałość na obciążenia zmienne na podstawie doświadczeń laboratoryjnych i praktycznych uważać można za co najmniej równą jak dla połączeń nitowych. Trzeba jeszcze dodać, że pomimo staranności, z jaką wykonywać będziemy nitowanie w trakcie obciążenia (zwłaszcza przy obciążeniach zmiennych), nity mogą się obluźnić, przez co traci ono sztywność założoną w obliczeniach połączenia.

W nowoczesnych szybkich samolotach gładkość powierzchni i zachowanie narzuconego profilu należą do założeń podstawowych. Odcisk, jaki zostawia na łączonych powierzchniach elektroda, jest nieznaczny i praktycznie biorąc z jednej strony połączenia może być prawie zupełnie wyelimi-

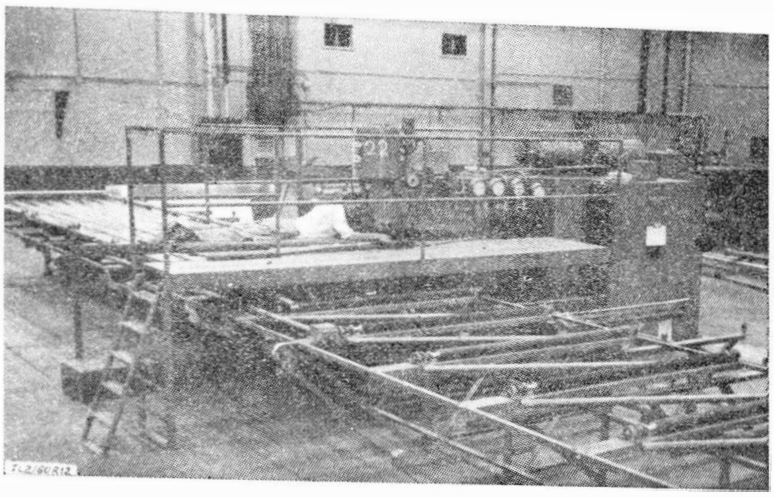


Rys. 11. Porównanie połączenia szczelnego wykonanego metodą zgrzewania (rys. a) i nitowania (rys. b): 1 — zgrzeina, 2 — nit, 3 — uszczelnienie

nowany. Ponieważ okres trwania procesu zgrzewania jest bardzo krótki, metal poza obszarem zgrzeiny prawie nie nagrzewa się, w związku z czym nie występują odkształcenia łączonych elementów, co pozwala na wykonywanie szwów z tolerancją między ich końcami schodzącą poniżej 1 mm (dla nitowania 10 mm). Występujące czasami lekkie marszczenie blach o większych powierzchniach jest znacznie łatwiejsze do usunięcia niż występujące przy nitowaniu gładkim sfalowania, będące wynikiem rozciągania materiału.

Dla uzasadnienia oszczędności na ciężarze przytoczyć można konkretny przykład liczbowy. Połączenie zakładkowe zgrzewane, wymagające 35 mm zakładki, odpowiada wytrzymałościowo połączeniu nitowemu z zakładką 41 mm przy nitach ∅ 3 mm. Przy wzrastającej średnicy nitów różnica ta zwiększa się jeszcze bardziej na korzyść połączeń zgrzewanych. Zmniejszenie grubości blach w konstrukcjach zgrzewanych uzasadnione jest w pierwszym rzędzie ich większą wytrzymałością na ścinanie. Poza tym odpada konieczność stopniowego rozprowadzania naprężeń w miejscach wzmacnianych nakładkami, charakteryzujących się w połączeniach nitowych znacznym wzrostem przekroju. Dochodzi również oszczędność wynikająca z możliwości zmniejszenia przekroju usztywnień nie osłabionych otworami. Nie bez znaczenia jest wreszcie również fakt „odpadnięcia" w połączeniu dodatkowego ciężaru łbów nitów (dla nitów ∅ 4,5 mm ze stopów lekkich ciężar łba kulistego wynosi 0,078 G, co przy ilości 1 miliona daje oszczędność 78 kG).

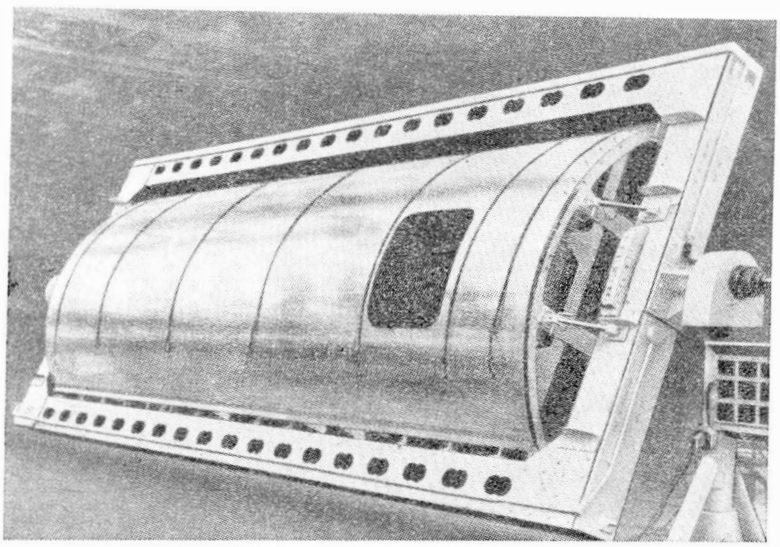
Zgrzewanie liniowe ciągłe, dające połączenie szczelne, stanowi nadzwyczaj korzystne rozwiązanie w produkcji kabin ciśnieniowych, stosowanych obecnie w większości samolotów wojskowych i pasażerskich, oraz przy wytwarzaniu zbiorników stałych i odrzucanych. Jak wynika z przykładu podanego na rys. 11, możliwość uniknięcia szczeliwa stosowanego w połączeniach nitowych tego typu daje nie tylko oszczędność na ciężarze i robociźnie, ale zapewnia również większą pewność uszczelnienia. (Dla przykładu podać można, że oszczędność na ciężarze szczeliwa dla kabiny ciśnieniowej samolotu pasażerskiego średniej wielkości wynosi około 200 kG).



Rys. 12. Stół montażowo-transportowy do zgrzewania dużych przedmiotów, wyposażony w zaciski ustalające położenie przedmiotu do zgrzewania; napęd stołu hydrauliczny

Prostota oprzyrządowania stosowanego przy zgrzewaniu, nawet przy dużych jego rozmiarach, daje znaczne korzyści na przyśpieszeniu przygotowania produkcji, oraz jego kosztach.

Najczęściej stosowane przyrządy to stoły montażowe z napędzanymi rolkami transportowymi (rys. 12), proste przyrządy obrotowe (rys. 13), ewentualnie podnośniki pneu-



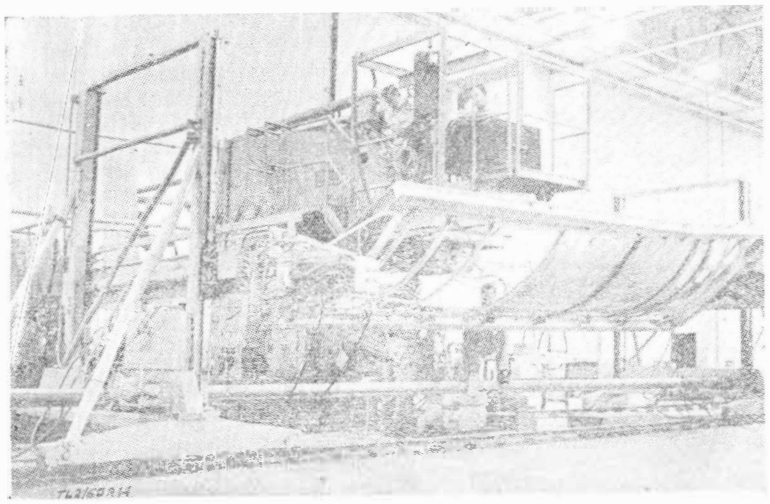
Rys. 13. Przykład prostego przyrządu obrotowego używanego przy zgrzewaniu pokrycia ze szkieletem dla segmentu kadłuba dużego samolotu transportowego

matyczne podnoszące blachę przy jej przesuwaniu, celem uniknięcia zadrapań o dolną elektrodę.

Istnieją również duże możliwości w zakresie automatyzacji procesów zgrzewania przy stosunkowo prostym oprzyrządowaniu, czego najlepszym dowodem może być przykład

pokazanego na rys. 14 oprzyrządowania do automatycznego zgrzewania pokryć segmentów kadłuba samolotu Boeing KC-135 i 707 „Stratoliner".

Nie bez znaczenia na kształtowanie się pozycji kosztów wyposażenia produkcji pozostaje również fakt, że jedna

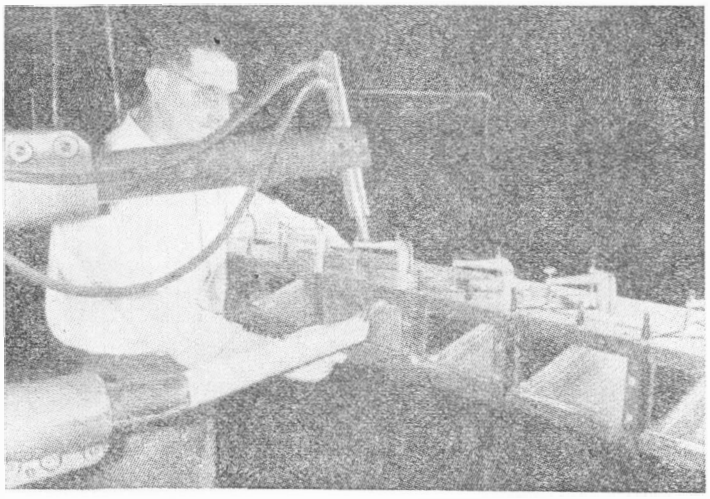


Rys. 14. Specjalne wyposażenie zgrzewarki „Federal" do automatycznego zgrzewania segmentów kadłuba samolotu Boeing KC-135 i 707 Stratoliner

zgrzewarka zastępuje mniej więcej pracę 8 maszyn do nitowania. Daje to także korzyści wynikające z możliwości zmniejszenia powierzchni produkcyjnej.

Dla zilustrowania możliwości zastosowania różnych sposobów zgrzewania oporowego w odniesieniu do różnego rodzaju zespołów lotniczych przedstawione są rysunki od 15 do 17.

Obniżenie pracochłonności prac montażowych przy zastosowaniu techniki zgrzewania wynika ze znacznej szybkości tego procesu w porównaniu na przykład z nitowaniem. Wydajność zgrzewarek punktowych wynosi około 90 punktów na min przy łączeniu blach ze stopów lekkich grubości 1 + 1 mm. Przy zastosowaniu zgrzewarek rolkowych, pracujących metodą kroczącą, osiąga się 120 do 150 p/min. Średnią wydajność wszystkich zgrzewarek, zainstalowanych w zakładzie produkcyjnym, należy natomiast przyjmować nie większą od 20 do 40 p/min.



Rys. 15. Zgrzewanie punktowe pokrycia ze szkieletem dużego owiewka. Uwagę zwraca prosty przyrząd ustalający rozstaw elementów szkieletu oraz zaciski przytrzymujące blachę w czasie zgrzewania

Analizując udział poszczególnych zabiegów w procesie zgrzewania ustalić można następujący ich rozkład:

— na przygotowanie elementów do zgrzewania (odtłuszczanie, bejcowanie, płukanie) zużywa się 10% całkowitego czasu procesu;

— na nadzorowanie i kontrolę — 10% do 12% (przy czym statystyka roczna z produkcji określa ilość wybrakowanych zgrzein na 0,1%);

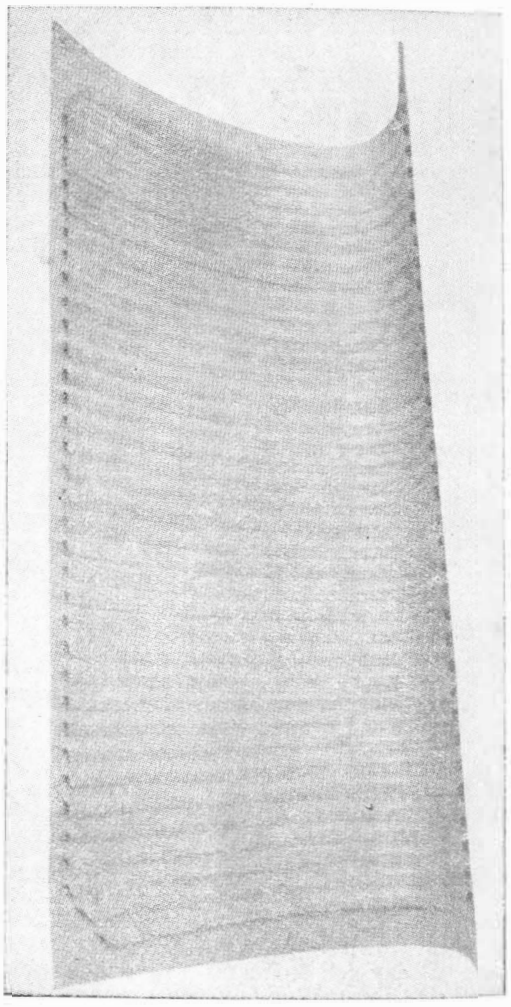
— na konserwację urządzeń — 10%;

— reszta to jest 68—70% — właściwe zgrzewanie.

Na podstawie szczegółowej analizy ekonomii metod łączenia w produkcji wyciągnięto wniosek, że mechaniczne „założenie" jednego nita jest 3- do 5-krotnie droższe od wykonania zgrzeiny punktowej, a w wielu przypadkach oszczędność roboczogodzin dochodzi do 80% (w porównaniu z nitowaniem ręcznym przy użyciu młotów pneumatycznych oszczędność jest wobec tego więcej niż 10-krotna). Nitowanie automatyczne kalkuluje się 5 razy drożej niż zgrzewanie.

Ogólną orientację dla porównania wydajności procesów nitowania i zgrzewania daje wykres przedstawiony na rys. 18.

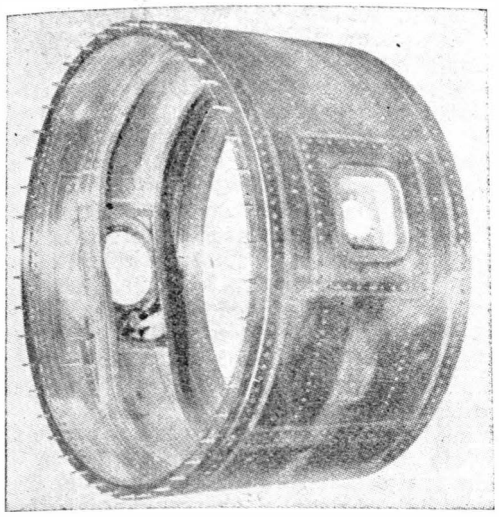
Dokładna kalkulacja porównawcza czasów nitowania i zgrzewania we wstępnych rozważaniach nad technologicznością konstrukcji jest trudna do przeprowadzenia z powodu braku konkretnej podkładki w postaci rysunków konstrukcyjnych produktu i to wykonanych w dwu wersjach



Rys. 16. Typowe pokrycie noska skrzydła usztywnione blachą

z dostosowaniem do poszczególnych metod łączenia. Ponadto na kształtowanie się pracochłonności duży wpływ ma stopień i rodzaj oprzyrządowania użytego w produkcji. Można jednak przy wstępnej ocenie posługiwać się porównawczo danymi z produkcji innych samolotów, najlepiej tych, dla których zastosowano obie metody łączenia w produkcji seryjnej, przechodząc z nitowania na zgrzewanie przy uwzględnieniu odpowiednich zmian konstrukcyjnych.

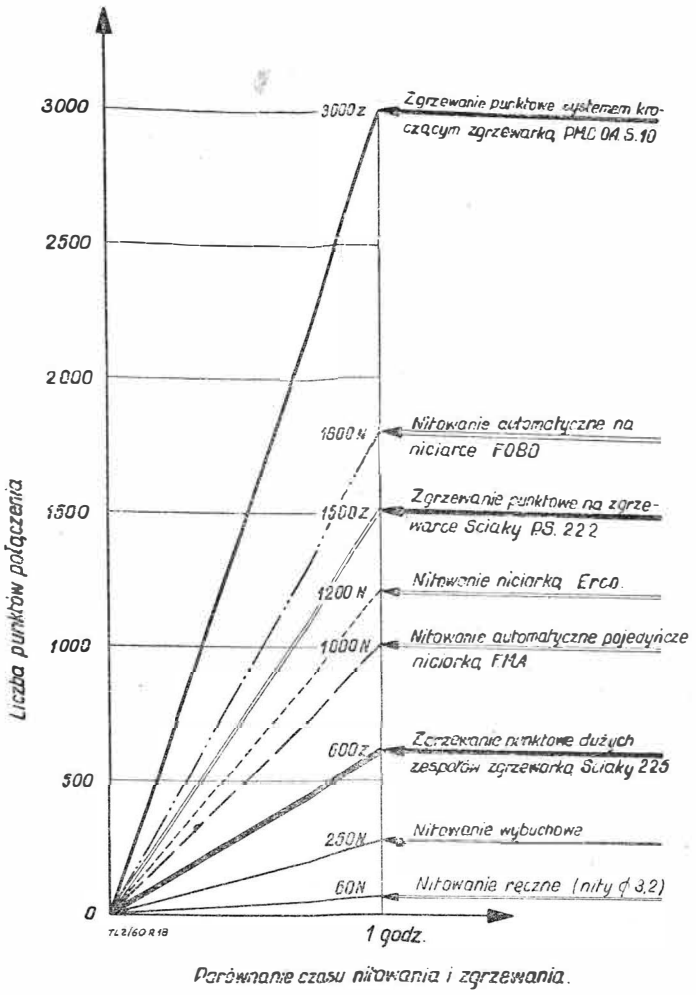
Dla przykładu można podać jedno z takich zestawień uzyskane z doświadczeń przy wytwarzaniu samolotów „Nord 2501". Pomijając zabiegi wspólne dla obu metod łączenia takie, jak przygotowanie powierzchni (odtłuszczanie) nanoszenie powłok ochronnych (anodowanie) czy też inne otrzymujemy dla 100 sztuk punktów połączeń:



Rys. 17. Środkowa część dużego zbiornika odrzucanego wykonana przy zastosowaniu zgrzewania punktowego i liniowego

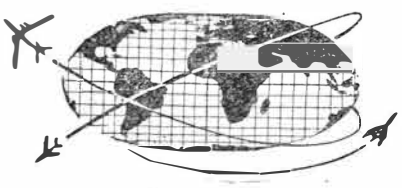
dla nitowania	
1) trasowanie	3
2) wiercenie (6 sek na 1 otwór)	10
3) kształtowanie gniazda pod łeb nita	20
4) zakładanie nitów	10
5) nitowanie pneumatyczne	10
Razem	53 min
dla zgrzewania	
1) trasowanie	3
2) wiercenie 10 otworów dla nitów sczepnych	1
3) zakładanie nitów	1
4) nitowanie 10 nitów sczepnych	3
5) zgrzewanie punktowe	4,5 (przy założ. wydajności 20 p/min)
Razem	12,5 min

Przytoczony przykład nie daje pełnego obrazu możliwości obniżenia pracochłonności produkcji przy zastąpieniu nitowania zgrzewaniem elektrycznym. W trakcie produkcji przy nitowaniu konstrukcji dochodzi bowiem cały szereg dodatkowych operacji nawiercania czy też frezowania dla kasowania wystających części łbów nitów. Należy również uwzględnić dodatkowy zysk, jaki da wprowadzenie sczepiania zgrzewarką przenośną typu nożycowego, zamiast wprowadzonego do powyższej kalkulacji porównawczej nitowania. Otrzymując wówczas czas zgrzewania 100 punktów 7,5 min uzyskujemy współczynnik opłacalności około 7.



Rys. 18. Porównanie czasu procesów nitowania i zgrzewania przy zastosowaniu różnych metod i urządzeń

Rozszerzając powyższą analizę na ogólne koszty produkcji przy założonej serii przez uwzględnienie oszczędności powierzchni produkcyjnej (z uwagi na większą wydajność zgrzewarek) oraz kosztów inwestycji wyposażenia, jego amortyzacji, kosztów instalacji (elektrycznej i pneumatycznej), energii, materiałów pomocniczych, kontroli i innych kosztów ogólnowydziałowych, uzyskamy właściwy pogląd na zagadnienie opłacalności stosowania zgrzewania elektrycznego w konstrukcjach lotniczych.



NOWOŚCI TECHNICZNE

SAMOLOT PASAŻERSKI O PRĘDKOŚCI 24 000 km/h

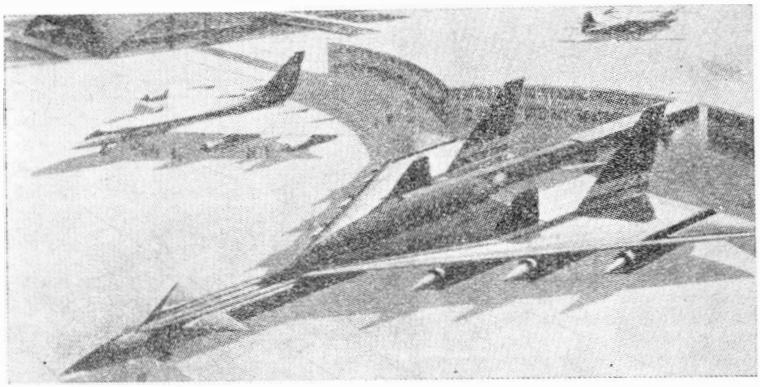
Leston Faneuf z firmy Bell Aircraft Corp. opracował projekt samolotu pasażerskiego, mogącego przewieźć 30 osób z Los Angeles do Capetown w ciągu 1 godz. i 22 min. Samolot byłby wynoszony na wysokość 37 km na pokładzie samolotu-matki, przypominającego swym układem samolot bombowy B-70 „Valkyrie" i napędzanego sześcioma silnikami turbinowo-strumieniowymi (silniki turbinowo-odrzutowe z oddzielnym kanałem doprowadzającym powietrze — przy większych prędkościach lotu — bezpośrednio do dopalacza). Po oddzieleniu się od samolotu-matki, silnik rakietowy samolotu pasażerskiego o ciągu 75 000 kG umożliwiałby w ciągu 4 min pracy osiągnięcie wysokości 70 km i przyspieszenia 3 g. Osiągnąwszy maksymalną wysokość samolot kontynuowałby przelot lotem szybowym z prędkością dochodzącą do 24 000 km/h.

Samolot pasażerski, podobnie jak samolot-matka, ma skrzydła „delta", o dużym skosie i o doskonałości ok. 2,5, jego długość wynosi 27 m, a ciężar całkowity ok. 73 000 kG (ciężar własny 21 500 kG, paliwo — 48 000 kG, 30 pasażerów i bagaż 3600 kG). Bezwładnościowy system sterowania, łącznie z maszyną liczącą, ma zapewnić całkowicie automatyczne sterowanie od chwili włączenia silnika do chwili dotknięcia przez samolot ziemi; przewiduje się również zastosowanie dodatkowego sterowania ręcznego przez pilotów. Sterowanie samolotem w rzadkich warstwach atmo-

sfery będzie możliwe dzięki pomocniczym silniczkom rakietowym, umieszczonym w części nosowej kadłuba i na końcach skrzydeł. W celu ułatwienia podchodzenia do lądowania projektant przewiduje zastosowanie małego silnika turbinowo-odrzutowego. Prędkość lądowania wynosi 330—370 km/h.

Krawędzie natarcia skrzydeł i część nosowa kadłuba mają być wykonane z materiałów „refrakcyjnych" (temperatura tych części może dochodzić do 1400 °C). Reszta konstrukcji ma mieć podwójne pokrycie: zewnętrzne — przekładkowe z materiału żaroodpornego i wewnętrzne, pracujące, ze zwykłego materiału, przedzielone warstwą izolacyjną.

Samolot-matka ma długość 60 m i rozpiętość 46 m. Ciężar całkowity wynosi ok. 330 000 kG; składa się na niego ciężar własny — 108 000 kG, ciężar paliwa — 160 000 kG



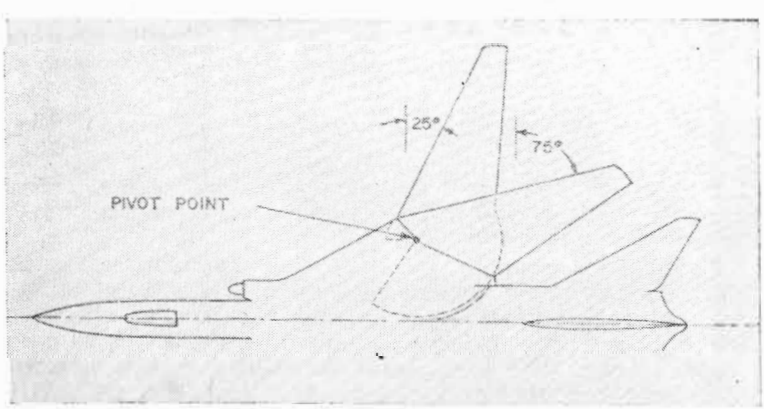
i ciężar samolotu pasażerskiego — 73 000 kG. Silniki o ciągu 23 000 kG każdy umożliwiają nadanie samolotowi prędkości 8300 km/h na wysokości 37 km. Start może odbywać się z pasów startowych o długości 1800 m.

Faneuf przewiduje, że rozwój tego typu samolotu pasażerskiego wymagałby 15 lat, a koszt rozwoju wyniósłby 1 miliard dolarów. Do obsługi komunikacyjnej, łączącej 10 miast, wystarczyłoby 40 samolotów pasażerskich (koszt jednego samolotu 4 700 000 dolarów) i 20 samolotów-matek (koszt jednego samolotu 15 800 000 dolarów). Koszt jednego lotu wynosiłby 21 900 dolarów (łącznie z zyskiem 3000 dolarów). W przypadku tras o długościach od 6400 do 16 000 km koszty całkowite, przypadające na jednego pasażera, przy uwzględnieniu kosztów pośrednich i bezpośrednich oraz zysku (lecz bez uwzględnienia kosztów rozwojowych), wahałyby się od 710 do 770 dolarów, w zależności od długości trasy.

W. K.

WZROST ZAINTERESOWANIA SAMOLOTAMI O ZMIENNYM SKOSIE SKRZYDEŁ

Wiele wytwórni lotniczych powraca do zarzuconych przed kilku laty projektów samolotów ze skrzydłami o zmiennym skosie. Jest to wywołane głównie pomyślnymi wynikami prób przeprowadzonych z samolotem doświadczalnym Bell X-5. Zagadnienie zmiennej geometrii skrzydeł rozważa się



obecnie w odniesieniu do naddźwiękowych samolotów pasażerskich i naddźwiękowych samolotów taktycznych, latających na małych wysokościach.

W przypadku naddźwiękowych samolotów pasażerskich zwiększenie wydłużenia skrzydeł przez ich „wyprostowanie" w czasie startu i wznoszenia spowodowałoby znaczne zwiększenie ekonomii samolotu (w czasie startu i wznoszenia samolot latający przez Atlantyk zużywa powyżej 30% całkowitej ilości paliwa). Wiąże się to z faktem, że wznoszenie samolotów naddźwiękowych będzie odbywać się z prędkościami poddźwiękowymi — ze względu na możliwość spowodowania uszkodzeń obiektów naziemnych przez fale uderzeniowe — przy których proste skrzydła, to jest o większym wydłużeniu, wykazują korzystniejszy stosunek wyporu do oporu. Skrzydła o większym wydłużeniu ułatwiają również lądowanie samolotu. Współczesne projekty naddźwiękowych samolotów pasażerskich mają skos skrzydeł mniejszy od optymalnego dla warunków przelotowych, w celu uniknięcia konieczności budowania pasów startowych o dużych długościach.

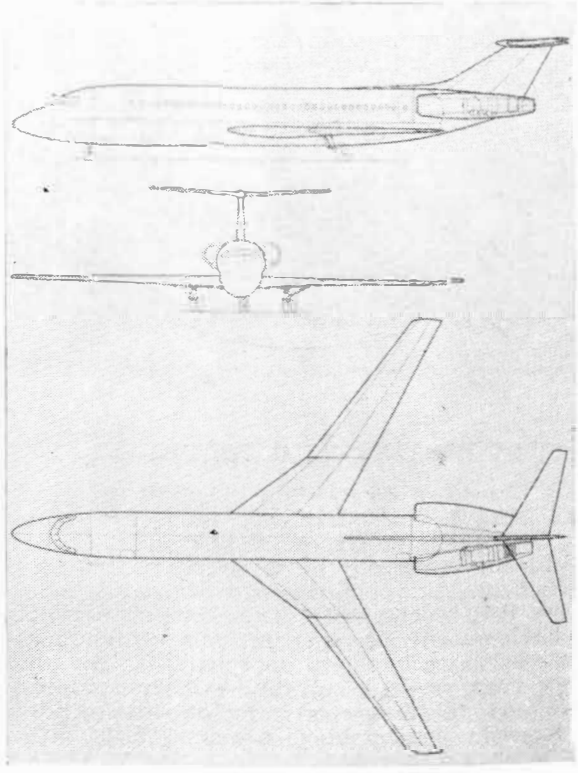
Naddźwiękowe samoloty taktyczne w czasie przelotu z dużą prędkością na małej wysokości wymagają skrzydeł o dużym skosie i wydłużeniu ok. 2,0. Skrzydło takie zapewnia większą doskonałość samolotu oraz zmniejsza obciążenia od podmuchów (skrzydło o większym skosie wykazuje mniejszy stosunek przyrostu siły wyporu do przyrostu kąta natarcia). Natomiast skrzydło proste o wydłużeniu ok. 6,0 jest korzystniejsze w czasie startu i przy mniejszych prędkościach lotu, a także w czasie przelotu na dużych wysokościach.

Główna trudność w budowie skrzydła o zmiennej geometrii polegała na tym, że zwiększenie skosu powodowało znaczne przesunięcie do tyłu środka wyporu, na skutek czego ster wysokości przestawał być skuteczny. Usiłowano zaradzić temu przez równoczesne przesuwanie środka obrotu skrzydeł do przodu, co powodowało jednak niedopuszczalny wzrost ciężaru mechanizmu zmiany skosu. Ostatecznie zagadnienie to rozwiązano wykonując przykadłubową część skrzydeł jako nieruchomą, co pozwoliło na umieszczenie punktów obrotu skrzydeł w pewnej odległości od kadłuba. Dzięki temu przesunięcie środka wyporu skrzydeł na skutek zmiany skosu odbywa się po prostej prawie prostopadłej do osi podłużnej samolotu.

W. K.

ZACHODNIONIEMIECKI ODRZUTOWY SAMOLOT PASAŻERSKI

Już od roku 1958 kilka zachodnioniemieckich wytwórni lotniczych pracuje nad projektami samolotów pasażerskich małego i średniego zasięgu. Między innymi zakład w Hamburgu (Hamburger Flugzeugbau G.m.b.H.) zaprojektował samolot średniego zasięgu, o oznaczeniu HFB 314, mogący



zabrać na pokład 70—80 pasażerów i napędzany dwoma silnikami dwuprzepływowymi o ciągu 7000—8000 kG. Podobnie jak w samolocie „Caravelle" silniki są umieszczone z tyłu kadłuba. Rozważa się możliwość zastosowania silników Rolls-Royce R. B. 141, General Electric CJ 805-23 i Pratt and Whitney JT3D-3.

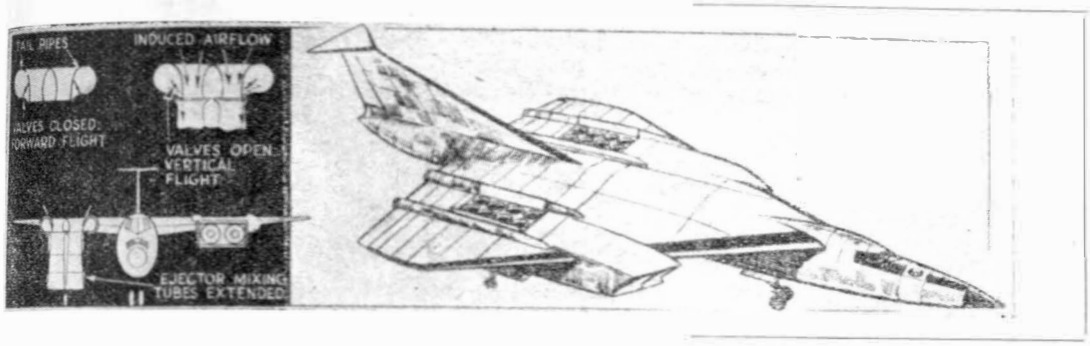
Dzięki zastosowaniu spoilerów zamiast lotek, klapy (dwuszczelinowe) można było rozciągnąć prawie na całej rozpiętości skrzydeł. W celu poprawienia właściwości samolotu przy mniejszych prędkościach umieszczono dodatkowe klapy na krawędzi natarcia skrzydeł. Usterzenie wysokości jest osadzone na końcu usterzenia kierunkowego, co pozwala na zastosowanie odwracaczy ciągu bez obawy wpływu strumieni wylotowych silników na usterzenie wysokości.

Prędkość przelotowa samolotu na trasie długości 2000 km ma wynosić 950 km/h. Długość startu ponad przeszkodą 10,25 m przy ciężarze startowym samolotu 40 250 kG nie przekracza 1600 m, a długość lądowania — 1540 m.

W. K.

NOWY VTOL FIRMY HILLER

Amerykańska firma Hiller Aircraft Corp., pracująca dotychczas nad śmigłowymi samolotami pionowego startu, zaprojektowała ostatnio samolot typu VTOL, napędzany silnikami turbinowo-odrzutowymi. Przy starcie i lądowaniu strumienie wylotowe silników są odchylane pionowo do dołu, przy czym w celu zwiększenia ciągu silników zastosowano ejektory zasysające dodatkowe powietrze. Doświadczalny układ napędowy tego typu jest budowany przez firmę na podstawie umowy zawartej z marynarką wojenną.



W. K.

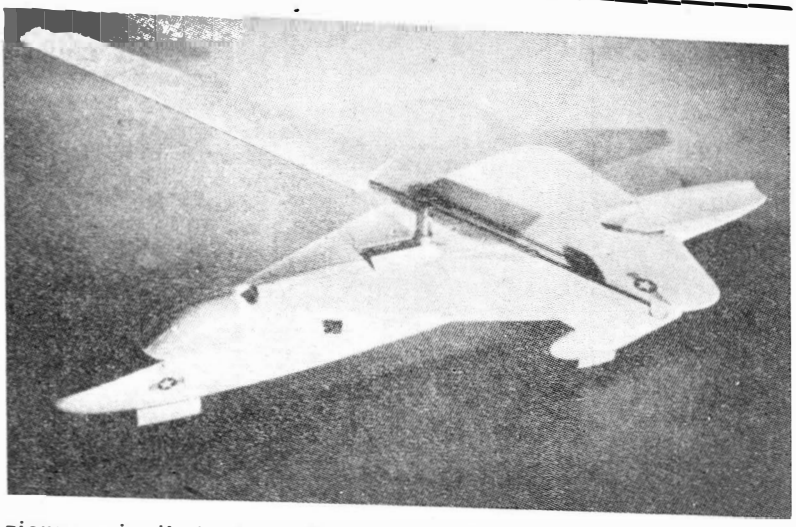
NOWY SAMOLOT STOL

W Missisipi State College (Stany Zjednoczone) zaprojektowano nowy samolot rozpoznawczy krótkiego startu i lądowania „Marvel". Prędkość maksymalna tego samolotu ma wynosić ok. 570 km/h, a prędkość lądowania — 57 km/h, co daje stosunek obu prędkości równy 10 (dla większości nowoczesnych samolotów poddźwiękowych stosunek prędkości maksymalnej do minimalnej wynosi ok. 3). Oczekuje się, że długość rozbiegu i dobiegu będzie mniejsza od 45 m. W samolocie „Marvel" zastosowano konstrukcję z warstwowego tworzywa sztucznego (z włóknem szklanym) oraz odsysanie warstwy przyściennej na skrzydłach i kadłubie; zwiększenie wyporu przy lądowaniu uzyskuje się przez zmianę sklepienia profilu skrzydeł; śmigło pracuje w tunelu, umieszczonym z tyłu kadłuba; sterowanie kierunku i wysokości odbywa się za pomocą klap tunelu śmigła. Samolot jest napędzany silnikiem turbinowo-śmigłowym Allison T 63 „Baby" o mocy 250 KM. Pierwsze próby prototypu w locie przewiduje się na lipiec 1961 r.

W. K.

SAMOLOT „PRZEMIENNY" FIRMY SIKORSKY

Firma Sikorsky pracuje nad projektem samolotu przemiennego S-57, który łączy dużą prędkość samolotu odrzutowego z zaletami śmigłowca. Ma on skrzydła „delta" o dużym skosie i chowany do kadłuba jednopłatowy wirnik. Samolot ma być wyposażony w silnik turbinowo-odrzutowy Pratt and Whitney J52. W czasie startu i lądowania strumień wylotowy silnika będzie napędzał za pośrednictwem dodatkowej turbiny sprężarkę, tłoczącą powietrze do dyszy, umieszczonej na końcu łopaty wirnika. W locie poziomy wirnik będzie chowany do kadłuba, a strumień wylotowy silnika będzie wykorzystywany wyłącznie do wytwarzania ciągu.



W. K.

NOWA KONCEPCJA NAPĘDU I STEROWANIA WIRNIKA ŚMIGŁOWCÓW

W Anglii zrodziła się koncepcja napędu i sterowania wirnika śmigłowców za pomocą klap strumieniowych. Wyeliminowałoby to konieczność obrotowego mocowania łopat wirnika i uprościłoby znacznie układ sterowania śmigłowca. Okresowa i ogólna zmiana wyporu łopat odbywałaby się przez odchylanie strumieni za pomocą pomocniczych klapek (na zasadzie zjawiska Coandy), umieszczonych na krawędzi spływu łopat. Istnieje możliwość zastosowania napędu do tego typu śmigłowca turbinowego silnika trójprzepływowego, którego strumień wewnętrzny i zewnętrzny nie wytwarzałby ciąg, zaś strumień pośredni, z dodatkowym spalaniem paliwa, służyłby do napędu wirnika.

W. K.

ŚMIGŁOWIEC NAPĘDZANY FALAMI RADIOWYMI

Amerykańska firma Eaytheon zawarła z Wright Air Development Center umowę na prace badawcze nad bezzałogowym śmigłowcem napędzanym wiązką fal radiowych, wysyłanych przez naziemny nadajnik. Śmigłowiec ma spełniać rolę latającej platformy dla urządzenia radarowego lub dla urządzenia pośredniczącego w komunikacji radiowej dużego zasięgu.

W. K.

„PODUSZKOWIEC" DLA PIECHOTY MORSKIEJ

Firma Spacetronics Inc. (Waszyngton) otrzymała od dowództwa piechoty morskiej zlecenie na budowę pojazdu „poduszkowego" mogącego przewozić ośmiu ludzi z prędkością ok. 160 km/h. Pojazd ma być napędzany silnikiem tłokowym o mocy 270 KM, jego ciężar własny ma wynosić 6800 kG, a ciężar użyteczny — 18 000 kG.

W. K.

NAJKORZYSTNIEJSZE RODZAJE NAPĘDÓW PASAŻERSKICH SAMOLOTÓW NADDŹWIĘKOWYCH

Firma Bristol przeprowadziła analizę napędów przyszłych naddźwiękowych samolotów pasażerskich, mających latać na trasie Londyn — Nowy Jork, z prędkościami odpowiadającymi Ma = 2, 3 i 4,5. Analiza wykazała, że dla samolotów o prędkości Ma = 2 najodpowiedniejszy jest silnik turbinowo-odrzutowy o wysokim sprężu i wysokiej tempe-

raturze przed turbiną, przy czym optymalny ciężar użyteczny („płatny") wynosi 15% całkowitego ciężaru samolotu. W napędzie samolotów o prędkości Ma = 3 mogą ze sobą współzawodniczyć silniki dwuprzepływowe o dużym stosunku wydatków (czyli silniki wentylatorowe) i z dopalaniem w zewnętrznym strumieniu powietrza oraz układy składające się z silników turbinowo-odrzutowych i silników strumieniowych. W przypadku samolotów latających z prędkością Ma = 4,5, zaznacza się wyraźna przewaga tego ostatniego rodzaju napędu, przy czym w czasie przelotu pracowałyby wyłącznie silniki strumieniowe; najkorzystniejszy ciężar „płatny" wynosi 10% całkowitego ciężaru samolotu.

W. K.

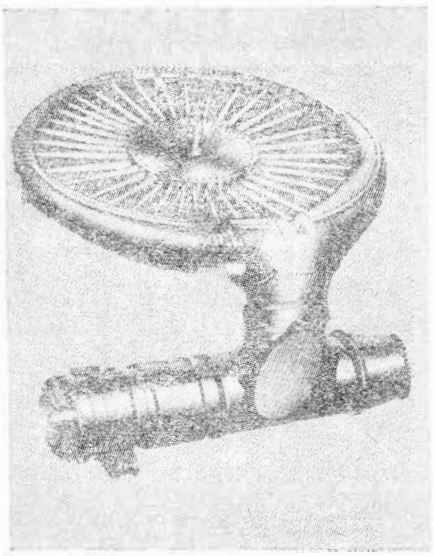
SILNIK STRUMIENIOWO-RAKIETOWY

Amerykańska firma Marquardt przeprowadza próby z nowym typem silnika, zwanym „Hyperjet", stanowiącym połączenie w jedną całość silnika strumieniowego i silnika rakietowego. Silnik rakietowy, umieszczony wewnątrz silnika strumieniowego, jest przeznaczony do pracy w czasie startu, w czasie przyspieszania i poza atmosferą ziemską; jego ciąg jest sterowany. Podczas lotu w atmosferze ziemskiej z prędkościami hipersonicznymi, wykorzystuje się większy impuls jednostkowy silnika strumieniowego. W locie na orbitę okołoziemską silnik „Hyperjet" ma wykazywać dwukrotnie większy średni impuls jednostkowy niż najlepsze współczesne silniki rakietowe, co pozwoli na przenoszenie większych ładunków. Może on być zastosowany do napędu małych i dużych statków latających, załogowych lub bezzałogowych, poruszających się w atmosferze ziemskiej lub poza nią.

W. K.

NOWY UKŁAD NAPĘDOWY SAMOLOTÓW VTOL

Firma General Electric pracuje na zlecenie amerykańskiej armii lądowej nad układem napędowym do samolotów pionowego startu. Składa się on z silnika dwuprzepływowego i dwóch wentylatorów, umieszczonych w skrzydłach. Wentylatory są napędzane przez strumień zewnętrzny silnika za pomocą wieńców turbinowych, osadzonych na

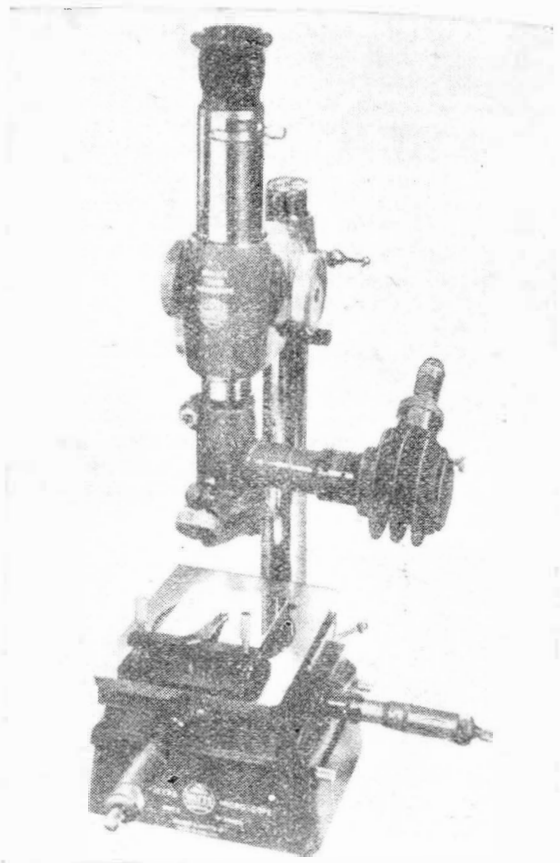


ich obwodach, przy czym w strumieniu tym przewiduje się dodatkowe spalanie paliwa. Podczas startu i lądowania wentylatory będą zapewniać wypór, którego kierunek będzie można sterować za pomocą łopatek wylotowych wentylatorów. Dodatkowy wypór będzie wytwarzany przez strumień napędzający wentylatory, dzięki odchyleniu go przez łopatki turbin pionowo w dół. W locie poziomym strumień zewnętrzny jest kierowany do kanału wylotowego silnika, co daje zwiększenie ciągu i zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa. Odmianą opisanego układu ma być układ złożony z dwóch silników i jednego wentylatora, umieszczonego w kadłubie między silnikami.

W. K.

MIKROINTERFEROMETR HILGER AND WATTS

W Wielkiej Brytanii został opracowany nowy typ mikrointerferometru produkcyjnego do badania gładkości powierzchni w najwyższych klasach gładkości. Dokładność pomiaru sięga wysokości chropowatości rzędu 0,025 μ. Po-



większenie mikroskopu 125-krotne. Pozwala również na sprzężenie z małoobrazkową kamerą fotograficzną. W tym przypadku wykorzystuje się powiększenie 25-krotne. Pełny opis znajduje się w Aircraft Production nr 4/6.

A. G.

SILNIK TURBINOWO-ODRZUTOWY O NAJMNIEJSZYM JEDNOSTKOWYM ZUŻYCIU PALIWA

Silnikiem turbinowo-odrzutowym o najmniejszym jednostkowym zużyciu paliwa będzie dwuprzepływowy silnik Bristol Siddeley BS 75, którego zużycie paliwa w warunkach statycznych ma wynosić 0,50 kG/kGh. Będzie on ostatnim przedstawicielem serii silników wentylatorowych „BE" (BE 53, 58, 61 i 72) i równocześnie pierwszym z silników o oznaczeniu „BS". Jego ciąg ma wynosić ok. 3200 kG. Pierwsza próba tego silnika jest przewidziana na połowę 1961 roku.

W. K.

PRZYCZYNY PRZERWANIA PRAC NAD RAKIETĄ „BLUE STREAK"

Władze angielskie postanowiły zaniechać rozwoju rakiety balistycznej średniego zasięgu „Blue Streak". Na podjęcie tej decyzji wpłynęły następujące czynniki: 1) wzrastające koszty rozwoju rakiety i budowy baz; 2) zademonstrowana przez Związek Radziecki celność jego rakiet międzykontynentalnych; 3) możliwość budowy rakiet średniego i dużego zasięgu, które mogą być wystrzeliwane z baz ruchomych.

Jak wiadomo, główną zaletą rakiet balistycznych na obecnym poziomie techniki wojennej jest niemożliwość ich przechwycenia. Są one jednak mało elastyczne pod względem operacyjnym (np. nie mogą być zawrócone z drogi), wymagają skomplikowanego i kosztownego wyposażenia naziemnego i jak dotychczas — stałych baz. Bazy te można częściowo zabezpieczyć przed zniszczeniem, umieszczając ważniejsze obiekty pod ziemią, przy czym stopień zabezpie-

czenia zależy od wymaganego stopnia użyteczności bazy po wybuchu określonego ładunku atomowego, lub wodorowego w określonej odległości. Koszt budowy bazy zależy głównie od stopnia jej zabezpieczenia, a ten z kolei — od siły ładunków jądrowych, jakimi rozporządza przeciwnik, i od celności jego rakiet.

W związku z przerwaniem prac nad rakietą „Blue Streak", wzrosło znaczenie bombowców strategicznych serii „V" (Avro „Vulcan", Handley Page „Victor" i Vickers „Valiant"). Skuteczność tych samolotów zamierza się zwiększyć przez wyposażenie ich w amerykańskie rakiety balistyczne powietrze-ziemia „Sky Bolt".

W. K.

PRACE NAD RAKIETĄ ATOMOWĄ W USA

W Stanach Zjednoczonych przyznano dodatkowe kredyty na rok 1960/61 w wysokości 11 milionów dolarów na program rozwoju rakiety atomowej „Rover", w związku z czym już prawdopodobnie w 1963 r. będzie możliwe przeprowadzenie prób rakiety w locie. Komisja Energii Atomowej przypuszcza, że do roku 1970 zbuduje się rakietę kosmiczną z napędem atomowym, za pomocą której człowiek będzie mógł wylądować na Księżycu i powrócić na Ziemię. Mniej optymistyczny jest Urząd do Spraw Lotnictwa i Przestrzeni Kosmicznej (NASA), który twierdzi, że ciąg rakiety atomowej będzie ograniczony do 23 000—45 000 kG, poza tym rakieta będzie prawdopodobnie wykazywać niekorzystny stosunek ciągu do ciężaru, w związku z tym nie będzie ona mogła stanowić pierwszego stopnia pojazdu, czyli trzeba będzie zastosować dodatkową rakietę nośną. Według NASA do umożliwienia startu rakiety atomowej bezpośrednio z ziemi konieczny jest reaktor o mocy jednostkowej 3500—7000 megawatów na metr sześcienny; takiego reaktora na razie nie można zbudować.

Silniki atomowe zamierza się wykorzystać jako drugi i trzeci stopień rakiety „Saturn".

W. K.

URZĄDZENIE WYKRYWAJĄCE USZKODZENIA POKRYCIA SAMOLOTÓW

Angielska firma Townson & Mercer Ltd. produkuje urządzenie (tzw. „Sortationer") służące do rozpoznawania różnych rodzajów stopów aluminium, stopów magnezu i stopów miedzi na zasadzie różnic w przewodnictwie elektrycznym powierzchniowej warstwy materiału. Jednym z licznych zastosowań urządzenia może być badanie materiałów po obróbce cieplnej, w lotnictwie, poza tym może ono służyć do wykrywania części pokrycia samolotu, uszkodzonych na skutek przegrzania przez instalację przeciwoblodzeniową. Urządzenie pozwala na dokładne określenie powierzchni pokrycia, którą trzeba usunąć i zastąpić nową.

W. K.

JAK STWIERDZIĆ DOMIESZKĘ WODY W PALIWIE DLA ODRZUTOWCA

Chcąc przekonać się, czy w paliwie dla samolotu odrzutowego znajduje się domieszka wody, trzeba jedynie włożyć do próbki tego paliwa specjalną tabletkę produkowaną przez jedną z firm amerykańskich. Jeżeli w próbce paliwa znajduje się woda, to po upływie jednej minuty od chwili rozpuszczenia w niej tabletki paliwo zmienia zabarwienie.

Z. K.

WOJSKOWY PRZEGLĄD LOTNICZY, miesięcznik Dowództwa Wojsk Lotn. i OPL OK.

Nr 4, kwiecień — prócz paru artykułów poświęconych lotniczej taktyce wojskowej, zamieszcza notatki praktyczne mjr pil. T. Chotaja o obliczaniu bezpiecznej wysokości lotu oraz mjr pil. A. Dobrzanieckiego o starcie i lądowaniu samolotów odrzutowych na nawierzchniach trawiastych i gruntowych. Mjr mgr inż. K. Pogorzelski poświęcił artykuł zagadnieniu opuszczania samolotu w locie, mjr mgr inż. M. Glapski — doświadczalnym metodom badań aerodynamicznych, wreszcie mjr Z. Różbicki zapoznał czytelników z zasadami pracy lotniczych silników jonowych. Nawiązując do II Światowego, a zarazem IV Europejskiego Kongresu Medycyny Lotniczej i Kosmicznej (który odbył się w Rzymie w końcu ub. roku), płk lek. S. Haduch i mjr lek. S. Barański podali przegląd osiągnięć medycyny kosmicznej. Numer zamyka interesujące, ilustrowane zestawienie nowości lotniczych, a wśród nich opis czechosłowackiej kabiny treningowej PCK-55.

Nr 5, maj — znajdujemy tu, poza tematyką o taktyce broni lotniczych, dłuższe rozważania płk pil. S. Mikojana i płk pil. inż. S. Pirtowa, poświęcone zagadnieniom lądowania samolotu naddźwiękowego z wyłączonym silnikiem. Ponadto mgr inż. T. Burakowski i mgr inż. A. Sala zamieścili d. ciąg artykułu pt. „Rakiety nie kierowane klasy powietrze-powietrze". Dwa szkice historyczne oraz wspomnienia znanego konstruktora radzieckiego A. Jakowlewa poprzedzają stały dział czasopisma poświęcony nowościom lotniczym.

MAGAZYN RACJONALIZATORA LOTNICTWA, miesięcznik wydawany przez Instytut Lotnictwa.

Nr 4, kwiecień — zawiera artykuł mgr inż. Janusza Łazińskiego, zapoznający z nowoczesnymi metodami katapultowania załogi w przypadku awarii samolotu. Technika rakietowa jest reprezentowana przez d.c. cyklu mgr inż. Z. Skierskiego i mgr inż. J. Grzegorzewskiego na temat pocisków kierowanych oraz notatki o pomocniczych silnikach rakietowych. Dział silnikowy zapoznaje czytelnika z artykułem mgr inż. W. Kordzińskiego o odwracaczach ciągu turbinowych silników odrzutowych; dział osprzętu lotniczego zawiera artykuł mgr inż. W. Błockiego na temat lotniczych serwomechanizmów hydraulicznych oraz dokończenie cyklu mgr inż. J. Seroki o elektronicznym wyposażeniu samolotów. Zagadnieniom technologicznym poświęcony jest artykuł mgr inż. A. Ciszewskiego i mgr inż. T. Radomskiego pt. „Wytwarzanie konstrukcji komórkowych z materiałów żarowytrzymałych" oraz — mgr inż. T. Vorbrodta o technologiczności konstrukcji drobnych mechanizmów, wreszcie artykuł mgr inż. Z. Michałowskiego o wpływie czynników fizyko-technicznych na dokładność obróbki wyrobów precyzyjnych. Ponadto omawiany numer zawiera aktualności silnikowe i osprzętowe oraz podstawowe działy programowe czasopisma, obejmujące usprawnienia produkcyjne i wynalazczość w lotnictwie. Miejsce na okładce przeznaczone zostało na umieszczenie sprawozdania i wniosków z narady nad rozwojem postępu technicznego w przemyśle lotniczym, którą zorganizowało Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego w Instytucie Lotnictwa w dniu 10 marca br.

SKRZYDLATA POLSKA, tygodnik wydawany przez Wydawnictwa Komunikacyjne. Kolejne numery z maja—czerwca br. zawierają poniższe podstawowe artykuły:

Nr 20 — inż. St. Pawlickiego „Chińskie tradycje lotnictwa polskiego", mgr inż. Z. Lewalskiego o podwoziach samolotów, wreszcie sprawozdanie z V Walnego Zgromadzenia Aeroklubu PRL oraz wspomnienia związane z 15-letnim jubileuszem pisma.

Nr 21 — zawiera reportaże o Bieszczadach jako filii Aeroklubu Podkarpackiego i o przelocie turbośmigłowego samolotu komunikacyjnego IŁ-18 do Kairu oraz dział nowości technicznych (z informacjami o silnikach Pirna).

Nr 22 — prócz licznych reportaży — przynosi opis samolotu rolniczego PZL-101 „Gawron", w dodatku PRZEGLĄD LOTNICTWA CYWILNEGO — artykuł mgr J. Serafina o komunikacyjnych samolotach ponaddźwiękowych w świetle przepisów ICAO.

Nr 23 — zawiera reportaże, związane z zawodami szybowcowymi o mistrzostwo świata w Kolonii, artykuł o przemyśle lotniczym w NRF i opis nowego polskiego szybowca klasy standard SZD-24 „Foka".

PRACE INSTYTUTU LOTNICTWA, w zakresie działalności Ośrodka Materiałów i Technologii w okresie 1958—1959 r., zostały ujęte w specjalnej broszurze. Sprawozdanie obejmuje działalność zakładów: Metali, Niemetali, Badań Fizyko-Mechanicznych i Chemii, wykazy prac naukowo-badawczych zakończonych oraz będących w toku, wreszcie zestawienie wykonanych dokumentacji prototypów i urządzeń. W sprawozdaniu znajdujemy również spis publikacji pracowników Ośrodka oraz działalność w zakresie udziału w zjazdach, konferencjach i komisjach.

Z.

Aerodynamika czastiej samoleta pri bolszich skorostiach, riedaktory A. F. Donowen, G. R. Łauriens (A. F. Donovan i H. R. Lawrence), Izdatielstwo Inostrannoj Litieratury, 1959 r., stron 702.

Przekład z angielskiego wykonał zespół tłumaczy pod redakcją G. F. Burago. Jest to przekład VII tomu serii „Aerodynamika dużych prędkości i technika odrzutowa" wydanego w Stanach Zjednoczonych AP przez wydawnictwo Uniwersytetu w Princetovn w roku 1957. Książka zawiera głównie opisy wyników teoretycznych badań aerodynamiki części samolotu i ich wzajemnego oddziaływania w zakresie prędkości poddźwiękowych i naddźwiękowych. Do opisanych w książce części samolotu należą skrzydła w ruchu ustalonym i nieustalonym, kadłuby, śmigła, kanały wlotowe i dysze wylotowe. Badania objęły aerodynamikę skrzydeł przy dużych prędkościach, aerodynamikę skrzydeł cienkich przy prędkościach pod- i naddźwiękowych, aerodynamikę ciał wydłużonych przy dużych prędkościach, oddziaływania wzajemne skrzydła i śmigła, dla wszystkich w zakresie prędkości poddźwiękowych i dla dwu pierwszych przy prędkościach naddźwiękowych. W osobnym rozdziale opisane są badania śmigieł dla dużych prędkości lotu. W dalszych dwu rozdziałach opisane są badania kanałów wlotowych i dysz wylotowych oraz badania charakterystyk skrzydeł w ruchu nieustalonym. Ostatni rozdział omawia zagadnienia aerodynamiki do-

świadczalnej skrzydeł przy prędkościach okołodźwiękowych i naddźwiękowych. Wyniki badań teoretycznych porównywane są z danymi doświadczalnymi. Każdy rozdział zawiera obszerne wykazy literatury. Książka przeznaczona jest dla pracowników instytutów naukowych oraz inżynierów aerodynamików.

L. S.

Tiechnołogija samolotostrojenija, W. P. Grigorjew, Oborongiz, 1960 r., stron 542.

Jest to podręcznik szkolny dla lotniczych szkół wyższych, zawierający zasady technologicznych procesów wykonania elementów konstrukcji lotniczych z blach, profili, odkuwek i odlewów. Przed opisem właściwego tematu omówione są krótko zagadnienia produkcji samolotów, przygotowania procesów technologicznych w zależności od organizacyjnych form produkcji, techniczno-ekonomicznej analizy procesów technologicznych oraz metody i środki zapewnienia zamienności części. Z technologicznych procesów przedstawione są szczegółowo: wykonanie elementów z blach, profilów i rur, mechaniczna obróbka części tłoczonych, odlewów i przeciąganych, głębokie trawienie i anodowo-mechaniczna obróbka, pokrycia ochronne i sposoby ich naniesienia na przedmioty. W osobnej części książki omówione są prace składania i montażu zespołów, a szczególnie metody składania i montażu oraz bazy montażowe, procesy technologiczne montażu zespołów konstrukcyjnych i sekcji pokryć, ogólny montaż samolotów oraz w dwu osobnych rozdziałach przedstawione są zagadnienia prób fabrycznych samolotów na ziemi i w powietrzu oraz charakterystyki przyrządów montażowych. W ostatniej części książki omówione są: zakres i objętość prac przygotowania produkcji, technologiczne metody zapewnienia jakości produkcji w budowie samolotów oraz technologiczne udoskonalenie konstrukcji samolotów. Treść uzupełniona jest ponad czterystu dwudziestoma rysunkami, schematami i wykresami oraz ponad sześćdziesięcioma tabelami. Specjalną uwagę zwrócono w książce na metodę płytowo-wzornikową przygotowania produkcji, metody i środki zapewnienia zamienności części i zagadnienie jakości produkcji. Książka przeznaczona jest dla słuchaczy wyższych technicznych szkół lotniczych, mogą z niej korzystać również technolodzy i warsztatowcy zakładów produkcyjnych.

L. S.

Awiacionnaja tiechnika, Izwiestia Wysszich Uczebnych Zawiedienij, Riedakcija — Kazanskij awiacionnyj instytut, Nr 1 — 1960 r., str. 165.

Pierwszy zeszyt kwartalnika wydawanego przez Instytut Lotniczy w Kazaniu zawiera prace na tematy: badanie sił tarcia nurników, inżynierskie metody obliczania obciążeń na mechanizm zmiany skoku śmigła od łopat dowolnej rozpiętości, naddźwiękowy opływ przy danym kącie natarcia skrzydła trójkątnego i stożków eliptycznych z poddźwiękową przednią krawędzią, temperatura równowagi cienkich ciał w strumieniu naddźwiękowym, praca nośnego wirnika śmigłowca w fazie lotu przy pionowym opadaniu, wpływ zmiany ciężarowych i aerodynamicznych charakterystyk konstrukcji na ciężar w locie statku latającego, zginanie prostokątnych w planie płaskich skorup ze sprężystymi żebrami, obliczanie prostych komór spalania, niestateczność strumienia w sprężarkach, teoretyczne badania przebiegu przegrzania pracujących łopatek i dysków turbin częściowych, obliczenia drgań i krytycznych liczb obrotów dysków turbin z uwzględnieniem wpływu łopatek. Treść prac uzupełniona jest zestawieniami wyników badań w formie tabel i wykresów. Z zawartych w zeszycie prac korzystać mogą pracownicy instytutów oraz pracownicy biur konstrukcyjnych.

L. S.

Tiechnołogija priessowanja profilej pieriemiennowo i pieriodiczieskowo sieczenij iz łogkich spławow, B. I. Matwiejew i F. Żurawlew, Oborongiz, 1959 r., stron 128.

W pracy tej zebrane są i opisane wyniki prac badawczych i doświadczeń zakładów w zakresie produkcji profili o przekrojach zmiennych i okresowo zmiennych oraz przekrojów zamkniętych ze stopów lekkich, głównie aluminiowych. Dla ujęcia całości zagadnienia zestawiono przegląd sposobów produkcji takich profili, a w szczególności frezowania, przeciągania, tłoczenia i szybkozmiennego kucia. Przedstawiono też ogólne zagadnienia teorii prasowania, prasowanie profili o przekroju zmiennym, prasowanie profili o przekroju okresowo zmiennym oraz prasowanie profili złożonych kształtów o przekroju zamkniętym. W każdej grupie profili rozpatrzone zostały sposoby tłoczenia, technologia tłoczenia, obróbka cieplna profili, prostowanie profili, własności mechaniczne profili oraz asortyment wykonywanych profili. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, wykresami i tabelami wyników badań. Z książki mogą korzystać inżynierowie technolodzy i warsztatowcy oraz konstruktorzy projektujący.

L. S.

Awiacionnyje trienażiery, pieriowod I. D. Alimowa, pod red. Ju. I. Kirilenko, Izdatielstwo Inostrannoj Literatury, 1959 r., stron 340.

W zbiorze tym przedstawione są zagadnienia związane z historią rozwoju budowy i zastosowania lotniczych kabin treningowych (zwanych też symulatorami) oraz z współczesnym stanem stosowania ich w Stanach Zjednoczonych AP, Anglii, Kanadzie i Francji. Szereg rozdziałów omawia techniczne problemy modelowania w kabinach treningowych dynamiki lotu samolotów i śmigłowców i problemy pracy ich wyposażenia, a specjalnie radiolokacyjnego. Przedstawione są też zagadnienia stosowania kabin treningowych w lotnictwie wojennym i cywilnym, dla samolotów naddźwiękowych, zastosowanie w układach kabin wyposażenia elektronowego, odtwarzanie lotu w kabinie treningowej oraz stosowanie imitatorów celów i błędów popełnianych przez stacje radiolokacyjne. W osobnych rozdziałach opisane są kolejno układy kabin treningowych dla poszczególnych typów znanych samolotów pasażerskich oraz dla samolotów wojskowych myśliwskich i bombowych, jak i dla śmigłowców. Uzupełniające zagadnienia opisane w odrębnych rozdziałach, to imitatory wzrokowych warunków startu i lądowania w nocy, radiolokacyjna kabina treningowa panoramiczna, kabiny treningowe nawigacyjne zwykłe oraz dla lotów na dużych wysokościach, urządzenia do naśladowania szumu silników w kabinach treningowych, problemy modyfikacji i ekonomiki kabin treningowych, możliwości lotniczych kabin treningowych w zakresie zwiększenia bezpieczeństwa lotów oraz opisy kabin treningowych firmy Link dla samolotów i międzykontynentalnych rakiet balistycznych. Książka ta, będąca zbiorem tłumaczeń, przeznaczona jest dla personelu kierowniczego, załóg latających oraz personelu inżynieryjno-technicznego przedsiębiorstw lotniczych i wojskowych jednostek eksploatujących, jak i dla inżynierów przemysłu lotniczego i studentów wyższych szkół lotniczych.

L. S.

Wwiedienje w teoriu aerouprugosti, Ja. C. Fyn (Fung), Gosudarstwiennoje Izdatielstwo Fiziko-Matiematiczieskoj Litieratury, 1959 r., stron 524.

Jest to tłumaczenie oryginału pod tytułem An Introduction To The Theory Of Aeroelasticity, wydanego w California Institute of Technology w roku 1955. Na język rosyjski tłumaczył A. I. Smirnow pod redakcją E. I. Grigoluka. W książce opisane są zagadnienia liniowej teorii drgań różnych elementów konstrukcji samolotu, podlegających działaniu sił aerodynamicznych w strumieniu poddźwiękowym i naddźwiękowym; umożliwia to wyznaczenie prędkości krytycznej. Podane są również podstawowe wiadomości o środku ścinania, osi sprężystej, drganiach skrętnych i skrętno-giętnych belki jednym końcem zamocowanej oraz, w dalszych rozdziałach, rozpatrzono zagadnienia flatteru i jego teorii, zasady inżynierskich obliczeń flatteru i związanych z tym obliczeń wytrzymałościowych, zagadnienia zmiennych obciążeń i podmuchów, baftingu i flatteru z oderwaniem strug, stosowania przekształceń Laplace'a, ogólnych wzorów zadań aerosprężystości. Jako uzupełnienie omówione zostały zasady teorii skrzydła w strumieniu nieustalonym, drgania skrzydeł w strumieniu dwuwymiarowym nieściśliwej cieczy oraz drgania skrzydeł w ściśliwym strumieniu dwuwymiarowym. W dodatku podane są zasady wyznaczania środka ścinania, obliczania wyznaczników Rutha-Gurwica, opis i obliczenie współczynnika tłumienia oraz zasady wyznaczania całki przy obliczaniu skosu strumienia odpowiadającego podwójnemu potencjałowi przyspieszeń. Treść uzupełniona jest licznymi rysunkami, wykresami i tabelami. W każdym rozdziale podane są na końcu obszerne wykazy literatury. Książka prócz strony matematycznej zawiera i fizykalną analizę zjawisk, przeznaczona jest dla pracowników naukowych i studentów znających zasady teorii drgań i aerodynamiki stosowanej.

L. S.

Woprosy tieorii tocznosti proizwodstwa w priborostrojenii, red. A. N. Gawriłow, Oborongiz, 1959 r., stron 192.

Jest to 116 zeszyt prac Moskiewskiego Instytutu Lotniczego, zawierający dziesięć prac z zakresu zagadnień dokładności uzyskiwanej w produkcji lotniczych przyrządów pokładowych oraz teorii i praktyki obliczania technologicznej dokładności typowych czynności i typowych elementów w produkcji przyrządów i agregatów. Na treść zbioru składa się: A. N. Gawriłowa — Zagadnienia teorii dokładności produkcji przyrządów. N. A. Borodaczewa — Obliczeniowe metody wykrycia zapasów produkcyjnych i dokładności produkcji w budowie maszyn precyzyjnych i przyrządów, A. N. Kuranowa — Obliczanie dokładności obróbki na automatach tokarskich, B. A. Chochłowa — Badanie dokładności procesów frezowania detali zębatych o małym module, D. A. Brastawskogo — Analiza statycznej dokładności przyrządów, F. P. Dużenkowa — Badanie dokładności obróbki otworów, M. P. Kowalewa — Zagadnienie zwiększenia dokładności szybkobieżnych łożysk kulkowych, Ł. A. Zimina — Badanie dokładności wykonania małych elektrycznych silników indukcyjnych, W. W. Sawina — Obliczanie dokładności procesów nawijania potencjometrów. Zbiór prac przeznaczony jest dla inżynierów konstruktorów i technologów oraz studentów wyższych szkół technicznych.

L. S.

Rukowodstwo k łaboratornym rabotam po aerogazodinamikie M. A. Kowałow, A. W. Bielowa, N. M. Markiewicz, W. O. Ładman, Izdatielstwo Leningradskowo Uniwiersitieta, 1959 r., stron 176.

Książka zawiera opis podstawowych prac laboratoryjnych, które mogą być wykonane w laboratoriach aerodynamicznych i gazodynamicznych z zakresu stosowanej aerogazodynamiki. W zakresie małych prędkości podanych jest czternaście prac laboratoryjnych począwszy od tarowania przyrządów, pomiaru pola prędkości, opływu kuli, wyznaczania współczynnika oporu i wzajemnego wpływu ciał opływowych, aż do wyznaczania aerodynamicznych charakterystyk skrzydła, wpływu wydłużenia i obrysu oraz mechanizacji skrzydła, wyznaczania aerodynamicznych charakterystyk całego samolotu. W drugiej części książki opisanych jest dwanaście prac z zakresu dużych prędkości, jak badanie pola ciśnień, prędkości i temperatur strumienia naddźwiękowego, opływ ciał różnego kształtu w strumieniu naddźwiękowym i wyznaczanie współczynnika oporu. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i pracowników laboratoriów i studentów wyższych szkół technicznych.

L. S.

ERRATA

W zeszycie 2/60 „Techniki Lotniczej" odnośnik:

*) „Skrót referatu dyskusyjnego wygłoszonego dn. 23 listopada 1959 r. na Seminarium Naukowym Katedry Osprzętu Lotniczego Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej"

zamieszczony na str. 34 przy artykule mgr inż. Zdzisława Brodzkiego pt. „Jony, plazmy i fotony" — dotyczy artykułu mgr inż. Janusza Morawskiego (str. 40) pt. „Pilot jako człon układu kierowania samolotu". Za powyższą usterkę Redakcja przeprasza zarówno Autorów jak i Czytelników.

Z lotnictwa komunikacyjnego

ZABEZPIECZENIE ANTEN RADAROWYCH NA SAMOLOTACH OD UDERZEŃ PIORUNÓW

Jak wiadomo, większość średnio- i dalekodystansowych samolotów komunikacyjnych posiada pokładowe urządzenia radiolokacyjne, które służą do wykrywania przeszkód czołowych, frontów burzowych, stref silnej turbulencji oraz mają zastosowanie do nawigacji. Anteny radarów pokładowych umieszczane są zwykle w przodzie kadłuba i wskutek tego osłony tych anten narażone są na bardzo częste uderzenia piorunów podczas lotów w chmurach burzowych. Dlatego też firma Douglas wspólnie z Instytutem Lightning & Transients przeprowadziła cały szereg badań w celu opracowania metod zabezpieczenia osłon pokładowych anten radarowych samolotu DC-8. Badania przeprowadzono na modelach samolotów DC-6 i DC-8, w wyniku czego stwierdzono, że 37% uderzeń piorunów w samolot trafia w przód kadłuba tam, gdzie umieszczona jest osłona anteny radarowej. W następnej kolejności na wyładowania atmosferyczne narażone są: stateczniki i końce skrzydeł. Najmniej uderzeń zaobserwowano w gondole silników i w tylną część kadłuba.

Uderzenia piorunów w osłony anten radarowych powodowały zniszczenie tych osłon względnie pozostawiały ślady, co było przyczyną zniekształcenia charakterystyk anten. Poszukiwania materiałów dielektrycznych na osłony antenowe, które byłyby odporne na wyładowania atmosferyczne, nie dawały rezultatów. Po pracochłonnych badaniach znaleziono optymalną metodę zabezpieczania osłon anten radarowych. Polega ona na tym, że na zewnętrznej powierzchni osłony przyklejane są aluminiowe paski o szerokości 9,5 mm i długości 0,08 mm. Paski te nie służą do tego, aby przepuszczać energię pioruna, lecz aby wytwarzać zjonizowany obszar na powierzchni osłony. Przy uderzeniu pioruna paski te zamieniają się w pary aluminium, które ułatwiają przejście ładunku elektrycznego pioruna po powierzchni osłony do dalszej części samolotu. Osłona pozostaje nie uszkodzona. Naprawa osłony sprowadza się tylko do naklejenia nowych pasków. Doświadczalnie ustalono, że odległość między paskami powinna być nie większa niż 45 cm. Paski te nie powodują dużych zniekształceń kierunkowej charakterystyki anteny radarowej, które by wpływały na pracę pokładowych urządzeń radiolokacyjnych.

(tb)

EKSPLOATACJA SAMOLOTÓW BOEING 707 NA TRANSATLANTYCKICH LINIACH TWA

W końcu ubiegłego roku amerykańskie linie lotnicze TWA (Trans Worlt Airlines) wprowadziły do eksploatacji samoloty odrzutowe Boeing 707-331 na liniach transatlantyckich New York — London — Frankfurt. Początkowo wykonywano trzy loty tygodniowo; w bieżącym roku częstotliwość lotów została zwiększona najpierw do 7 lotów tygodniowo, obecnie zaś przeloty na tej trasie odbywają się dwa razy dziennie. Przelot trwa 6 godzin i 25 minut w kierunku wschodnim i 7 godzin 30 minut w kierunku zachodnim.

Załoga samolotu Boeing 707 składa się z 5 osób: kapitan, I pilot, II pilot, mechanik pokładowy i nawigator. Personel obsługi pasażerów składa się również z 5 osób: 2 stewardów dla kabiny turystycznej klasy (102 pasażerów) i 3 — dla kabiny I klasy (32 pasażerów).

Wysokość przelotowa samolotów Boeing 707, latających przez Atlantyk na liniach TWA, wynosi 9000 m, prędkość zaś 0,82 Ma.

Baza remontowa tych samolotów, której koszt budowy wynosił 25 milionów dolarów, składa się z dwóch hangarów dla remontu samolotów i budynku dla remontu silników. Według norm amerykańskich czasokres między remontami głównymi wynosi dla samolotu Boeing 707 — 2500 godzin. Czas wykonywania remontu dla pierwszych samolotów wynosił 10 dni. Przewiduje się obecnie skrócenie tego czasu do 5 dni.

Podczas eksploatacji samoloty Boeing 707 podlegają następującym czynnościom okresowym: przeglądy przed i po locie, czynności po 50, 100 i 200 godzinach lotu. Eksploatacja jest nadzorowana przez specjalnie powołaną stałą komisję, której zadaniem jest codzienna analiza usterek technicznych i kontrola sprzętu.

Linie lotnicze TWA posiadają swój ośrodek szkolenia, który przygotowuje personel latający dla samolotów odrzutowych oraz pracowników rozmaitych specjalności obsługi naziemnej. Załogi na samoloty odrzutowe wybiera się spośród 1530 pilotów, 683 mechaników pokładowych i 101 nawigatorów, pracujących na liniach TWA. Kapitanowie samolotów Boeing 707 posiadają nie mniej niż 20-letni staż pracy w Towarzystwie TWA oraz mają za sobą doświadczenie w prowadzeniu samolotów Constellation i Starliner. Pilot, który ukończył kurs w ośrodku szkoleniowym TWA, może — po 5-letniej praktyce — uzyskać kwalifikacje kapitana statku. Przeszkolenie pilotów na samolot Boeing 707 zaczyna się od 3-tygodniowego kursu teoretycznego. Potem następuje przeszkolenie na symulatorach lotu (Link-707) oraz udział w lotach w charakterze obserwatora. W celu odtworzenia warunków lotu, symulator lotu wyposażony jest w urządzenie telewizyjne, które wytwarza przed pilotem na ekranie obrazy zdejmowane z modelu rejonu lotniska. Po takim wielogodzinnym treningu, powtarza się w powietrzu poszczególne fazy lotu. Dla zapoznania pilotów z procedurą stosowaną na zagranicznych lotniskach, wyświetlane są na ekranie przed kabiną symulatora barwne, 15—20-minutowe filmy, które przedstawiają rozmaite podejścia w różnych warunkach na danym lotnisku. Ośrodek szkolenia przeprowadza przekwalifikowanie personelu latającego na nowe typy samolotów oraz 4-godzinną kontrolę umiejętności lotnych, którą cały personel latający TWA obowiązany jest przechodzić co pół roku. Jednocześnie przeszkolenie może być przeprowadzone dla 250 członków personelu latającego. Szkolenie jest kierowane przez 22 instruktorów, którzy nie rzadziej niż jeden raz w miesiącu muszą wykonywać loty rejsowe. (tb)

Zamówienia i przedpłaty na prenumeratę przyjmowane są w terminie do dnia 15 miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty przez urzędy pocztowe, listonoszy oraz oddziały i delegatury „RUCH". Można również zamawiać prenumeratę, dokonując wpłaty na konto PKO nr 8-6-13768, Przedsiębiorstwo Upowszechnienia Prasy i Książki „RUCH" we Wrocławiu, ul. Oławska 10. Na odwrocie blankietu należy podać tytuł zamawianego czasopisma, okres prenumeraty oraz ilość zamawianych egzemplarzy.

Cena w prenumeracie:
półrocznej — 36 zł
rocznej — 72 zł

Cena w prenumeracie za granicę jest o 40% wyższa od ceny podanej wyżej. Przedpłaty na tę prenumeratę przyjmuje na okresy półroczne i roczne Przedsiębiorstwo Kolportażu Wydawnictw Zagranicznych „RUCH" w Warszawie, ul. Wilcza 46, za pośrednictwem PKO, konto nr 1-6-100024.

Czytelnicy! Członkowie Sekcji Lotniczej SIMP!
Bierzcie udział w układaniu tematyki naszego czasopisma.
Nadsyłajcie zgłoszenia na tematy, które Was interesują.

KRONIKA

REALIZUJEMY UCHWAŁĘ IV PLENUM KC PZPR

Zarządy Sekcji Lotniczej SIMP i Koła SIMP przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego postanowiły wspólnie realizować — w miarę swych możliwości — wytyczne Uchwały IV Plenum KC PZPR w sprawie postępu technicznego. Punktem wyjścia stały się propozycje, zgłoszone przez członków zarządu Koła SIMP przy WSK Mielec.

Opracowano trzystopniowy program działania i uzgodniono go z Dyrekcją Zjednoczenia. W myśl programu postanowiono — w pierwszym rzędzie — zorganizować we wszystkich zakładach lotniczych narady inżynierów i techników, poświęcone zagadnieniom rozwoju i postępu technicznego (w zakresie organizacji, konstrukcji i technologii produkcji sprzętu lotniczego).

Wyłonione z referatów i dyskusji wnioski i dezyderaty mają być przeniesione przez delegatów na narady zorganizowane w branżach: płatowców, silników oraz osprzętu i wyposażenia.

Uchwały i wnioski narad branżowych postanowiono przekazywać do Głównej Komisji Wnioskowej. Komisja ta stanowić ma zespół opiniodawczy trzeciego stopnia, kierujący postulaty postępu technicznego na Kolegium dyrektorów zakładów przemysłu lotniczego. Został opracowany kalendarz narad i wraz z proponowaną tematyką prac rozesłany do przewodniczących wszystkich kół zakładowych SIMP. Wobec trudności przeprowadzenia zamierzonej akcji w zakładach, w których nie zorganizowano dotychczas kół SIMP lub gdzie koła te nie przejawiały działalności, wyżej wymienione materiały przesłano również na ręce głównych inżynierów zakładów lotniczych.

Wytyczne dla tematyki narad ujęto w punktach następujących:

1. Charakterystyka pracy biur konstrukcyjnych i technologicznych w świetle wykonywanych zadań.
2. Zagadnienia kooperacji konstrukcyjnej.
3. Powiązanie Instytutu Lotnictwa i Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej z przemysłem.
4. Stałe podnoszenie kwalifikacji pracowników inż.-tech. Stworzenie atmosfery zachęcającej do podnoszenia kwalifikacji. Rozszerzanie informacji technicznej w oparciu o źródła krajowe i zagraniczne.
5. Ekonomiczność stosowanych rozwiązań konstrukcyjnych i technologicznych.
5.1. Wpływ dokładności wykonania na ekonomikę produkcji.
5.2. Wykorzystanie gotowych podzespołów i części w nowych opracowaniach w celu obniżenia kosztów wytwarzania i skrócenia okresu uruchomienia.
5.3. Zagadnienie normalizacji i unifikacji.
6. Zagadnienia materiałowe w prototypie.
7. Organizacja pracy warsztatu prototypowego w aspekcie skrócenia cyklu wykonania i przebadania prototypu.
8. Metodyka wprowadzania nowych procesów technologicznych. Rola laboratorium technologicznego.
9. Przygotowanie do serii opracowań prototypowych.
10. Wykorzystanie powierzchni produkcyjnej i ocena stanu wyposażenia w zakładzie.
11. Rezerwy produkcyjne zakładu (częściowo wykorzystane obrabiarki unikalne itp.).
12. Poziom technologii wytwarzania.
13. Ogólna charakterystyka przemysłów kooperujących z przemysłem lotniczym, ocena działalności i współpracy.
14. Produkcja przemysłu hutniczego w zakresie metali lekkich, kolorowych i stali stopowych. Zaopatrzenie w surowce i półfabrykaty. Normatywy i rezerwy magazynowe.
15. Ocena rynku krajowego.
16. Ocena działalności central handlu zagranicznego (Motoimportu itp.).

Zdecydowano, że narady branżowe odbędą się w Dębicy, Rzeszowie i Mielcu.

Narada w sprawie rozwoju i postępu technicznego w osprzęcie odbyła się w Dębicy w dniach 26—27 kwietnia. Organizator Narady — Koło SIMP przy WSK Dębica, rozesłało zaproszenia do zainteresowanych osób i instytucji oraz opracowało i wydrukowało specjalny informator. Na Naradę przybyli przedstawiciele kół zakładowych lub aktywu technicznego wszystkich wytwórni osprzętowych oraz delegaci z Mielca, Rzeszowa i Gorzyc. W obradach brali udział również kierownicy wydziałów technicznych oraz członkowie dyrekcji WSK - gospodarza. Ponadto był obecny przedstawiciel Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego oraz przewodniczący Sekcji Lotniczej.

Porządek dzienny obejmował: w pierwszym dniu — otwarcie Narady, referat programowy i wnioski aktywu technicznego WSK - Dębica, referaty i wnioski innych zakładów branżowych, zwiedzanie zakładu WSK - Dębica, oraz dyskusję nad referatami; w drugim dniu — przyjęcie wniosków z Narady, zwiedzanie Zakładów Przemysłu Gumowego oraz prelekcję na temat historii i perspektyw regionu dębickiego. Obrady prowadził przewodniczący Koła — inż. Węgrzyn.

Wygłoszone referaty, obszerne wypowiedzi przedstawicieli zakładów oraz wielogodzinna dyskusja pozwoliły na sformułowanie i uchwalenie branżowych wniosków i dezyderatów dla Głównej Komisji Wnioskowej.

Delegaci na Zjazd podkreślili korzyści zorganizowania tej Narady, postulowali konieczność regularnego odbywania spotkań, kolejno w różnych zakładach Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego oraz zwracali uwagę na celowość kolektywnego omawiania planów postępu technicznego.

Na zakończenie podnieść należy znakomitą organizację Zjazdu przez Koło SIMP przy WSK - Dębica. Na dworcu wyznaczono punkt zbiórki, na pociągi oczekiwali przedstawiciele Zakładu. Zapewniono delegatom komunikację, noclegi, wyżywienie i nawet ... interesujący seans filmowy. Każdy uczestnik Narady otrzymał teczkę z materiałami zjazdowymi, która zawierała również notatnik oraz świeżą prasę techniczną i codzienną. Informacje te byłyby niekompletne, gdyby nie wspomnieć o interesującej wystawie wyrobów Zakładu, technicznych wydawnictw lotniczych oraz norm branżowych — estetycznie zorganizowanej w sali obrad.

Z.

* * *

W dniu 5 maja br. odbyły się dwie imprezy oświatowe, wysoce interesujące dla technicznego świata lotniczego.

Imprezę pierwszą stanowił odczyt profesora dr S. M. Winarowa, kierownika Katedry Gospodarki Materiałowej Instytutu Lotnictwa w Moskwie. Odczyt został zorganizowany przez Zarząd Główny Towarzystwa Przyjaźni Polsko-Radzieckiej i Instytut Polsko-Radziecki, i odbył się w siedzibie Instytutu przy ul. Foksal nr 10.

Temat odczytu stanowiły problemy wytrzymałości materiałów przy wysokich temperaturach. Prelekcja ta zgromadziła licznych przedstawicieli nauki, przemysłu i Wojsk Lotniczych oraz działaczy TPPR i Instytutu Polsko-Radzieckiego.

Odczyt wygłoszony został w języku rosyjskim. Prof. dr Winarow zastrzegł na wstępie, że z uwagi na różnorodny wachlarz specjalności i zainteresowań słuchaczy, prelekcja nie będzie dotyczyć zagadnień podstawowych. Profesor rozważał rozkład temperatur w poszczególnych partiach rakiety, na wysokości 10 000 metrów, przy Ma = 6—6½. W wierzchołku części stożkowej występuje temperatura ponad 1000° do 1200 °C, zaś w partii przejścia części stożkowej w cylindryczną 700°—850 °C. Część stożkowa rakiety doświadczalnej miała kąt wierzchołkowy 30° oraz długość 2 m, cała rakieta posiadała długość 8 m.

W dalszym ciągu prelegent rysował i analizował wykresy zależności pomiędzy parametrami: t (temperatura), σ (wytrzymałość), τ (czas) i δ (deformacja) dla duralu D.16 oraz stali żaroodpornych. Dłuższe rozważanie zostało poświęcone zjawisku pełzania w układzie δ—τ (t i σ = const.) i wpływu kąta pochylenia krzywej oraz objawom pęknięć i odrywania materiału we współrzędnych wykresu σ — t. Z obserwacji wynika, że pęknięcia zawsze następują na granicy ziarn materiału. Prace uczonych radzieckich idą w kierunku wydłużenia charakterystyki materiału nieco poniżej σ kG/mm², przy którym następuje odrywanie materiału.

Po odczycie nastąpiła dyskusja i profesor odpowiadał na zapytania oraz informował o kierunkach radzieckich prac naukowych w zakresie wytrzymałości materiałów.

Druga z wymienionych imprez odbyła się tegoż dnia wieczorem. Klub Publicystów Lotniczych Stowarzyszenia Dziennikarzy Polskich zorganizował pokaz lotniczych filmów amerykańskich w sali projekcyjnej Domu Dziennikarza przy ul. Foksal 3/5. Wyświetlono dokumentalny kolorowy film o wystrzeleniu Explorera I, pierwszego amerykańskiego sztucznego satelity Ziemi, w wyznaczonym „dniu X" (31.I.1958 r.) po 90 dniach przygotowań. Ten wysoce interesujący film był z podkładem dźwiękowym w wersji polskiej. Ponadto pokaz obejmował kolorowy film dotyczący zawodów szybowcowych w Kalifornii oraz film o radiowej obsłudze z ziemi samolotów komunikacyjnych. Na dodatek wyświetlono wesołą kreskówkę o historii zbliżenia między kontynentami — amerykańskim i europejskim. Na pokazie licznie były reprezentowane wszystkie sfery polskiego świata lotniczego.

Z.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA"

ROCZNIK X — WARSZAWA, LIPIEC – SIERPIEŃ 1960 r. — ZESZYT 3

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

CZĘŚCI AERODYN

533.662.6:629.135.4.038 ILot

Lightfoot, R. B.: Single rotor merits. **Zalety pojedynczego wirnika.** J. Amer. Helicopter Soc., 1958, t. 3, nr 2, s. 33—59, rys. 17, tab. 2. poz. bibl. 5.

Zestawienie zalet najpopularniejszego układu konstrukcyjnego — układu jednowirnikowego, dokonane na bazie porównania cech tego układu z cechami układów wielowirnikowych, zwłaszcza tandem. Rozpatrzone zostały zagadnienia ciężaru jednostkowego konstrukcji, osiągów, właściwości lotnych i sterowności, oderwania strug, hałasu, drgań oraz łatwości obsługi. Dokonano również przeglądu udziału śmigłowców jednowirnikowych w historycznym rozwoju techniki wiropłatowej.

R. Witkowski

POCISKI LATAJĄCE

629.136.3 ILot

Scholze, O.: Graphische Ermittlung der Haupteinfluss und Vorentwurfsgrössen von Flugkörpern. **Wykreślne wyznaczanie głównych parametrów pocisków.** Raketentechn. Raumfahrt., 1959, t. 3, nr 2, s. 36—44, rys. 7, tabl. 1.

Autor ujmuje w postaci przejrzystych wykresów podstawowe zależności między poszczególnymi parametrami pocisku balistycznego i silnika rakietowego oraz ich wpływ na osiągi zespołu. Sposób posługiwania się wykresami został pokazany na kilku przykładach pocisków balistycznych począwszy od A-4 a skończywszy na pocisku satelitarnym. Powyższe wykresy umożliwiają bardzo szybkie zorientowanie się w głównych parametrach pocisku i wyznaczenie ich pierwszego przybliżenia, będącego podstawą dla dalszej analizy konstrukcyjnej i balistycznej.

J. Sandauer

PRZYRZĄDY POKŁADOWE

629.13.05 ILot

Draper, C. S.: Instrumentation aspects of inertial guidance. **Zagadnienia przyrządowe w nawigacji inercjalnej.** I. S. A. Journal. 1958, t. 5, nr 11, s. 54—61, rys. 6, poz. bibl. 24.

Praca zawiera zasady nawigacji inercyjnej z uwzględnieniem zagadnień przyrządowych jako najbardziej istotnych z punktu widzenia dokładności działania. Ujęcie poglądowe ze szczególnym naciskiem na fizyczną stronę zagadnień.

J. Morawski

531.733:621.45.001.5 ILot

Moutet, A.: Nadaud, L.: Mesure et enregistrement des débits d'air. **Pomiar i zapis wydatków powietrza.** Rech. Aero., list.—grudz. 1958, nr 67, s. 35—42, rys. 16, poz. bibl. 6.

Badania przeprowadzane w laboratoriach spalania wymagają mierzenia w sposób ciągły wydatku paliwa oraz powietrza, używanego najczęściej jako drugi składnik mieszanki paliwowej. Zagadnienie pomiaru wydatku paliwa płynnego zostało w zasadzie rozwiązane. Pomiar wydatku powietrza napotyka jednak na poważne trudności, wynikające ze zmienności ciśnienia i temperatury używanego czynnika. Proponowana metoda polega na wprowadzeniu czynnika pomocniczego o ściśle określonym składzie chemicznym do głównego strumienia. Wydatek tego czynnika jest dawkowany z dużą dokładnością, dzięki czemu jego analiza ilościowa, wykazująca procentową zawartość w powietrzu, pozwala określić ilość przepływającego powietrza.

M. Rabenda

WYPOSAŻENIE AERODYN

629.13.018.76 ILot

Kunachowicz K.: **Elektroniczne wyposażenie nowoczesnych samolotów cywilnych.** Techn. Lotn., 1958, r. 13, nr 2, 3, 4, ss. 37—40, 77—78, 100—107, rys. 51, tab. 4, poz. bibl. 23.

Nowoczesne wyposażenie radiokomunikacyjne i radionawigacyjne samolotów cywilnych w powiązaniu z układami naziemnymi i organizacją kontroli ruchu lotniczego. Podane charakterystyki wyposażenia mogą być wykorzystane przez inżynierów-konstruktorów lotniczych. Część materiałów autor zebrał na Międzynarodowej Wystawie Lotniczej w Paryżu w 1957 r. (a).

629.13.066:621.313.12 ILot

Zuchowicz, K.: **Prądnice prądu zmiennego stosowane na samolotach.** Techn. Lotn., 1959 r. 14, nr 1, s. 2—9, rys. 24 tab. 1, poz. bibl. 11.

W pracy opisano źródła energii elektrycznej prądu zmiennego stosowane na samolotach, ich napęd oraz chłodzenie. (a).

629.13.065 ILot

Knight, E. J.: Pneumatic motors for aircraft actuation systems. **Silniki pneumatyczne w lotniczych układach energetycznych.** Aero/Space Engng., 1958, t. 17, nr 12, s. 44—47, rys. 5.

Układy pneumatyczne z gorącym gazem jako cieczą roboczą znajdą w przyszłości szerokie zastosowanie w układach napędów oraz sterowania samolotów szybkich i pocisków sterowanych. Autor omawia problemy konstrukcyjne, technologiczne i materiałowe związane z rozwojem układów pneumatycznych przystosowanych do pracy w wysokiej temperaturze.

W. Błocki

SILNIKI LOTNICZE

621.455 ILot

Baker, N. L.: Complication for solids: thrust — direction control. **Zawiłość przy napędzie paliwem ziarnistym. Sterowanie wielkością i kierunkiem ciągu w silnikach rakietowych na paliwo stałe.** Missiles and Rockets, 9 luty 1959, s. 23—25, rys. 6.

Artykuł omawia trzy zasadnicze metody sterowania ciągiem silnika rakietowego na paliwo stałe:

1. Sterowanie kierunkiem ciągu
2. Przerwanie działania ciągu
3. Regulacja wielkości ciągu

W krótkim ujęciu omówiono także wady i zalety każdej z tych metod.

R. Łapucha

629.19:621.455 ILot

Sloop, J. L.: Rocket propulsion requirements for satelites and moon missions. **Wymagania dla napędu rakietowego dla satelitów i podróży księżycowej.** Aero/Space Engineering, 1958, t. 17, nr 11, s. 37—44, rys. 27, poz. bibl. 10.

Omawiając różne rodzaje obecnych i przyszłych napędów rakiet, dzieli je autor na chemiczne, nuklearno-elektryczne i słoneczne. Uważa on zagadnienie napędu jako najważniejsze dla podróży kosmicznych. Napędy chemiczne dają mniejsze impulsy właściwe, jednak przy nuklearnych lub fotonowych wypadają bardzo ciężkie silniki.

Z. Brodzki

621.455 ILot

Zangl, W.: Le facteur de débit, charactéristique de la qualité de la combustion dans un propulseur — fusée. **Współczynnik wydatku (facteur de débit) jako parametr charakteryzujący jakość spalania w silniku rakietowym.** Astronautica Acta, 1959, t. 5, nr 2, s. 87—96. rys. 9.

W pracy omówiono wpływ parametrów konstrukcyjnych na jeden z trzech czynników określających pracę oraz sprawność silnika rakietowego, a mianowicie na jakość spalania. Otrzymane zależności między parametrami konstrukcyjnymi a współczynnikiem wydatku ψ (charakteryzującym jakość spalania) pozwalają dokonać wyboru optymalnych warunków pracy silnika.

M. Rabenda

621.455 ILot

Sobolew, N. N.; Biełousow, M. M.; Rodin, G. M.; Swiridow, A. G.; Skorabogatow, N. G.; Fajzułłow, F. S.: Tiempieratura fakieła żidkostnowo rieaktiwnowo dwigatiela. **Temperatura pochodni płomienia silnika rekietowego na paliwo płynne.** Cz. I i II. Żurnał Tiechn. Fiz., 1959, t. 29, nr 1, s. 27—44, rys. 7, tab. 8, poz. bibl. 14.

Praca poświęcona jest badaniom płomienia silnika rakietowego na paliwo płynne. W pracy stwierdzono, że w widzialnym obszarze widmo świecenia pochodni płomienia silnika pracującego na mieszaninach tonka +HNO_3, nafta +HNO_3 oraz nafta + ciekły tlen jest ciągłe, a rozkład energii w widzialnym obszarze widma dla dwóch pierwszych przypadków można określić wzorem Wiena, zaś zdolność absorpcyjna pochodni rośnie przy przejściu od czerwonego do fioletowego obszaru widma i zmniejsza się wraz ze wzrostem współczynnika nadmiaru utleniacza. Dla mieszaniny nafta + ciekły tlen zdolność absorpcyjna jest bliska jedności. Zmierzono temperaturę pochodni przy różnych warunkach pracy silnika metodą barwy i metodą jaskrawościową. Ustalono, że przy stechiometrycznym składzie mieszaniny doświadczalne wartości temperatur są bliskie obliczeniowym. Zmierzono również temperaturę gazów w komorze spalania.

J. Kolarzyk

CZĘŚCI SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

621.45 ILot

Wiliams, F. D. M.: Gas turbine combustion system design. **Projektowanie komór spalania silników turbinowo-odrzutowych.** Canad. Aeronaut. J., 1958, t. 4, nr 3, s. 99—105, rys. 10, poz. bibl. 2.

W artykule podano podstawowe zagadnienia związane z projektowaniem komór spalania silników turbinowo-odrzutowych i ich rozwojem. Podano zasadnicze wielkości charakterystyczne dla komór i ich wpływ na pracę komór w zmiennych warunkach. Omówiono

typowe konstrukcje komór spalania i schemat obliczenia pól przekrojów poprzecznych komory oraz wymiarów otworów w rurze żarowej. Krótko wspomniano o stoiskowych badaniach komór w laboratorium. Podkreślono, że tendencje rozwojowe komór spalania pójdą w kierunku komór pierścieniowych o konstrukcji układu ustateczniającego, jak w przypadku komór silników strumieniowych.

A. Kowalewicz

TŁUMIKI HAŁASU

196* 534.83:621.454:629.135.2 ILot

Gibbs, R. M.; Howell, H. H.: Noise characteristics for the Boeing 707. **Charakterystyki hałasu samolotu Boeing 707.** Noise Control, 1959, t. 5, nr 1, s. 13—17, 80, rys. 8, tab. 1.

Omówiono zagadnienia związane z hałasem powstałym w wyniku pracy silników odrzutowych samolotu Boeing Model 707—120. Dysze silników tego samolotu zostały wyposażone w tłumiki, redukujące energię fal dźwiękowych, wywiązujących się przy mieszaniu gazów wylotowych z powietrzem atmosfery, wskutek rozdzielenia jednolitego strumienia na większą liczbę (21) strumieni. Przedstawiono w sposób wykreślny korzyści płynące z zastosowania tłumików, które ocenić można średnio na 10 decybeli oraz porównano natężenie hałasu samolotu Boeing i samolotów śmigłowych o zbliżonym ciągu. To ostatnie porównanie wypada korzystnie dla omawianego płatowca, zwłaszcza w zakresie niskich częstotliwości dźwięku. Podano również wyniki badań nad wpływem prędkości wznoszenia samolotu, ciągu jego silników, odległości od punktu pomiarowego na lotnisku oraz jego położenia względem osi samolotu. Wyniki podano w sposób wykreślny.

A. Kowalewicz

OSPRZĘT I WYPOSAŻENIE SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

197* 621.454—4 ILot

Kling R.: La pulvérisation des carburants liquides par injection centrifuge. **Rozpylanie paliw płynnych przez wtryskiwanie odśrodkowe.** Recherche Aéronautique, 1958, nr 66, s. 13—21, rys. 16., poz. bibl. 7.

Zakłady Turbomeca stosują dla doprowadzenia paliwa do komory spalania silników odrzutowych i jego rozpylania wirującą tarczę z promieniowymi otworami, zamontowaną na wale turbiny. Wpływ na rozpylanie podstawowych parametrów (prędkość obrotowa oraz wydatek paliwa), został zbadany na modelu, wykonanym z masy plastycznej. Głównym parametrem okazała się prędkość obrotowa tarczy wirującej, która zachowuje się jak zespół wtryskiwaczy o zmiennym przekroju otworów wylotowych (pole przekroju strugi uzależnione jest od wydatku paliwa). Ta ostatnia właściwość czyni ten rodzaj rozpylania szczególnie przydatnym do stosowania na dużych wysokościach.

M. Rabenda

HAMOWNIE

198* 621.45.001.5 Ilot

Féraud R.; Jannot M. J.; Alder R.: Versuchsanlage für Staustrahltriebwerke der S.N.E.C.M.A. in Melun-Villaroche. **Stacja doświadczalna S.N.E.C.M.A. dla silników strumieniowych w Melun-Villeroche.** Luftfahrttechnik, 1959, t. 5, nr 4, s. 102—105, rys. 8, tab. 4.

Przegląd charakterystyk stacji doświadczalnych do badań silników strumieniowych, w którym dokładnie omówiono możliwości przeprowadzenia doświadczeń oraz wyposażenie najnowocześniejszej stacji SNECMA w Melun-Villaroche. W artykule przedstawiono ciekawy sposób otrzymywania wymaganych parametrów na wlocie do badanego silnika, polegający na zastosowaniu dyszy Lavala o dwu przekrojach krytycznych, co pozwala na rozszerzenie zakresu badań na omawianym stoisku w strumieniu swobodnym od liczby Ma = 1,5 do 2,5. Podano także informacje na temat przebadanych na stoisku silników.

A. Kowalewicz

ASTRONAUTYKA

199* 629.19 ILot

Brodzki Z.: **Lot statku kosmicznego przez atmosferę.** Technika Lotnicza, 1959, r. 14, nr 2, s. 35-41, rys. 16. poz. bibl. 11.

Loty statków kosmicznych (statków przestrzeni) przez atmosferę są właściwie zagadnieniem lotniczym. Grzanie aerodynamiczne, jego zwalczanie i związane z tym problemy strukturalno-konstrukcyjne ograniczają prędkości lotu ze zmianą wysokości do pewnych dość ciasnych granic. Opanowanie tych zagadnień jest głównym warunkiem lotu kosmicznego z ludzką załogą. (a)

200* 629.19:527 ILot

Press S. J.: An Application of solar radiation to space navigation. **Zastosowanie promieniowania słonecznego do nawigacji w przestrzeni.** Aero/Space Engineering, 1958, t. 17, nr 11, s. 51—54, rys. 2, poz. bibl. 9.

Dotychczasowe metody nawigacji w podróży kosmicznej są niewystarczające. Według autora, opisana przez niego metoda określania przebytej odległości — za pomocą pomiarów promieniowania słonecznego — jest dokładniejsza. Pomiary za pomocą obserwacji gwiazd lub planet są mniej dokładne i wymagają dużej ilości tabel podających ich położenie.

Z. Brodzki

201* 629.19 ILot

Schulz W.: Der Mensch im Weltraum. **Człowiek w przestrzeni kosmicznej.** Z. Flugwissenschaften, 1958, r. 6, nr 4, s. 117—123, rys. 2, poz. bibl. 8.

Artykuł omawia możliwości lotu kosmicznego i związane z nim zagadnienia techniczne, prawne, polityczne i biologiczne.

Z. Brodzki

RADIOTELEMETRIA

202* 621.317.083.7:621.398.3:629.13.018.7 ILot

Lichodziejewski C.: **Zasady radiotelemetrii. Technika Lotnicza,** 1959, r. 14, nr 3, s. 65—73, rys. 11, tab. 2, poz. bibl. 10.

Artykuł precyzuje istotę telemetrii oraz wyjaśnia pojęcie radiotelemetrii. Następnie w sposób poglądowy przeprowadza ogólną analizę systemów, zakresów częstotliwości pracy urządzeń radiotelemetrycznych oraz porównuje kilka z istniejących systemów. W związku z coraz liczniejszym zastosowaniem bezpilotowych samolotów, statków kosmicznych oraz zdalnie kierowanych pocisków zagadnienia telemetrii stają się jedną z podstawowych gałęzi wiedzy i techniki lotniczej (a).

WYPOSAŻENIE PRZECIWOBLODZENIOWE

203* 629.13.011.67:629.135.4 ILot

Stallabrass J. R.: Canadian research in the field of helicopter icing. **Kanadyjskie badania nad zjawiskiem oblodzania śmigłowców.** J. of the Helicopter Association of Great Britain, sierp. 1958, t. 12, nr 4, s. 169—196, rys. 13, poz. bibl. 10.

Omówienie prac prowadzonych w Kanadzie od r. 1951 w dziedzinie badania zjawiska oblodzania śmigłowców i metod walki z nim. Artykuł zawiera opis urządzeń do sztucznego wytwarzania obszaru oblodzenia, w którym badane śmigłowce mogą wykonywać lot swobodny, analizę zjawiska narastania lodu na łopatach i wpływu jego na właściwości lotne śmigłowca oraz szczegółowe wyniki prób termoelektrycznej metody usuwania lodu z elementów wirujących.

R. Witkowski

204* 629.13.011.67:629.135.4.038 ILot

Richardson D. A.; Wahl H. A.; Clifford J. M.: Solutions for helicopter rotor blade icing. **Sposoby rozwiązania problemu oblodzania łopat wirników śmigłowcowych.** J. Amer. Helicopter Soc. 1958. t. 3, nr 3, s. 3—9, rys. 15.

Krótkie omówienie pewnych systemów służących do zwalczania oblodzania łopat śmigłowców opracowanych w firmie Vertol. Omówione są systemy: elektryczny, odlodzający łopatę okresowo i gazowy zapobiegający oblodzeniu przez ciągłe utrzymywanie wysokiej temperatury krawędzi natarcia. Artykuł zawiera opis obu systemów i przegląd przeprowadzanych prób. Przeprowadzone jest także porównanie obu systemów pod kątem widzenia pewności działania, ciężaru instalacji, zapotrzebowania paliwa i mocy oraz warunków sterowania pracą urządzenia. Wykazana jest wyższość systemu elektrycznego.

R. Witkowski

WYPOSAŻENIE PRZECIWPOŻAROWE

205* 629.135.4:614.843/847 ILot

Riehl Ch. A.: Aircraft crash fire fighting by helicopter. **Zwalczanie przez śmigłowiec pożaru samolotu, na ziemi.** J. Amer. Helicopter Soc., 1958. t. 3, nr 1, A4, s. 27—30, rys. 5.

Wytwórnia śmigłowców Kaman i wojskowe lotnictwo USA przeprowadziły próby zastosowania śmigłowców do zwalczania pożarów samolotów na ziemi. Udział śmigłowca HOK-1 w gaszeniu pożaru polegał na dostarczeniu na miejsce katastrofy strażaków i urządzeń gaśniczych oraz na współdziałaniu z powietrza (w locie wiszącym) ze strażakami w utworzeniu tzw. „drogi ratowniczej" do płonącego samolotu. W próbach stosowano chemiczne środki gaszące w postaci suchego proszku i piany.

R. Witkowski

LOTNISKA I LOTNISKOWCE

206* 629.135.4:623.139.85:656.71 ILot

Postle D. E.: Heliport requirements in congested areas. **Wymagania dla heliportów w terenie zagęszczonym.** J. Amer. Helicopter Soc., 1958, t. 3, nr 3, s. 10—16.

Zestawienie warunków, jakim odpowiadać muszą heliporty umiejscowione na terenach o dużym zagęszczeniu ludności (np. w miastach) wg poglądów eksploatatora śmigłowcowej linii pasażerskiej.

Autor zakłada, że opłacalna i bezpieczna komunikacja śmigłowcowa w miastach możliwa będzie przy rozporządzaniu wielosilnikowymi śmigłowcami turbinowymi o co najmniej 30 miejscach pasażerskich. Artykuł zawiera postulat, aby w każdym mieście USA już obecnie zabezpieczyć tereny pod przyszłe heliporty, przy czym zakłada się, że wymiary heliportu typowego będą równe 120 × 60 m.

R. Witkowski

207* 629.139.83 ILot

Snow J. E.: Aircraft overrun barriers. Bariery ograniczające dobieg. Aeron Engng. Rev., 1958, t. 17, nr 2, A4, s. 37—40, rys. 3.

Studium nad stosowaniem barier zatrzymujących samoloty — jako zabezpieczenia przy krótszych pasach startowych.

Z. Brodzki

208* 629.139.6:533.6.015.1 ILot

Hütter U.: Fangstartverfahren mit durch Schirm gedämpftem Anschleppstoss. **Zabieranie na hol szybowca przez lecący** samolot przy **użyciu spadochronu, łagodzącego szarpnięcie.** Zeitschrift für Flugwissenschaften, 1958, r. 6, nr 8, s. 234—247, rys. 16, poz. bibl. 25.

Opis metody startu szybowca przez poderwanie przy pomocy przelatującego samolotu, w której główną rolę odgrywa spadochron służący do złagodzenia szarpnięcia. Samolot nadlatując na rozwieszoną linę holowniczą, zaczepia o nią hakiem i powoduje start szybowca oraz spadochronu, które znajdują się naprzeciw siebie na obu końcach liny. Przebieg startu, tj. jego długość oraz przyspieszenie szybowca i samolotu, są uzależnione od wielu parametrów, z których podstawowym jest stosunek oporu szybowca do oporu spadochronu. Dalsze „ustalone" holowanie szybowca odbywa się w zasadzie na pełnej długości liny, a spadochron znajdujący się przy haku samolotu składa się samoczynnie, aby nie powiększać oporu aerodynamicznego zespołu. Artykuł zawiera szczegółową analizę obliczeniową wpływu poszczególnych parametrów na przebieg startu oraz projekty rozwiązań konstrukcyjnych spadochronu i zaczepów.

J. Sandauer

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 oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym jak i kartami dokumentacyjnymi.

(d.c. z II str. okładki)

Należy zwrócić uwagę na staranne opracowywanie przyrządów i uchwytów mocujących z uwagi na naprężenia, jakie wprowadzają one w obrabiany przedmiot, który w czasie obróbki może się mocno nagrzać.

II. Szlifowanie

a. Szlifowanie papierem i płótnem ściernym.

Szlifowanie ręczne papierami i płótnem ściernym, jak również na szlifierkach taśmowych, stosowane bywa przy wygładzaniu powierzchni, kształtowaniu jej, przygotowaniu do klejenia oraz usuwania zadziorów i zaokrąglaniu ostrych krawędzi — zarówno dla tworzyw jednorodnych jak i warstwowych. Korzystniejsze jest szlifowanie na mokro. Woda natryskiwana na taśmę pozwala na zwiększenie prędkości obróbki, nie dopuszczając do zbytniego nagrzewania się. Poza tym, chłodziwo chroni ścierniwo przed zamulaniem i zapobiega tworzeniu się lotnych, szkodliwych pyłów. Jedynie drewno utwardzane sztucznymi żywicami i fibrę należy szlifować na sucho. Zalecaną gradację ziarna papieru i płócien ściernych w zależności od zastosowania podaje tabela XIII.

Tabela XIII.

Zalecana gradacja ziarna papieru i płócien ściernych do obróbki tworzyw sztucznych

Ziarno nr:	Na gotowo		Pod powłoki lakiernicze		Dla żywic metakrylowych
	na sucho	na mokro	na sucho	na mokro	
obróbka zgrubna	50-70	—	—	—	320
obróbka gładka	160-180	100	—	—	400
obróbka wykańczająca	260-240	200	180	160	600

b. Szlifowanie maszynowe tarczami

Tworzywa termoutwardzalne obrabia się najczęściej na obrabiarkach stosowanych do szlifowania metali. Jedynie dla szlifowania szkłoweго zaleca się stosowanie obrabiarek specjalnych. Do obróbki używać należy tarcz specjalnych dla tworzyw sztucznych o twardości L—M i gradacji ziarna 48—60, pracując przy prędkości obrotowej tarczy około 28 m/sek. Szlifowanie jest jednym z niewielu procesów obróbkowych tworzyw sztucznych, przy których zalecane jest bardzo obfite chłodzenie wodą.

c. Szlifowanie proszkiem ściernym

Szlifowanie proszkiem ściernym jest operacją bardzo podobną do polerowania. Przeprowadza się je za poomocą ręcznych obrabiarek pracujących elastycznymi tarczami, wykonanymi najczęściej z tkaniny.

Tarcze elastyczne wykonuje się składając na przemian duże i małe krążki. Duże posiadają średnicę około 300 mm, małe służące jako dystansowe — 150 mm. Twardość tarczy zależna jest od ilości krążków małych w stosunku do dużych. Rozróżniamy tarcze twarde (dwa krążki dystansowe na każde trzy krążki duże) oraz tarcze miękkie (dwa lub trzy krążki dystansowe na każde dwa duże). Szerokość tarcz wynosi najczęściej 100 do 150 mm. Poza tym spotyka się również tarcze elastyczne specjalne innych typów.

Szlifowanie proszkami za pomocą tarcz służy do usuwania głębszych rys i uszkodzeń powierzchni. Tarcze miękkie używane są do usuwania rys płytkich i bardzo drobnych uszkodzeń powierzchni.

Do szlifowania stosuje się mieszaninę mączki pumeksowej z wodą, rozrobionej na gęstą papkę (około 100 cz.). Korzystny jest również dodatek szarego mydła (około 20 cz.) oraz niewielkiej ilości oleju (około 2 łyżki stołowe). Obróbkę należy prowadzić przy prędkości obrotowej tarczy 600—900 m/min, przy ciągłym ruchu względnym w stosunku do przedmiotu. Najwyższe prędkości stosuje się dla żywic metakrylowych.

12. Bębnowanie

Dla przedmiotów drobnych o niewielkiej grubości racjonalną metodą usuwania zadziorów jest bębnowanie. Ma to miejsce np. jako obróbka wykańczająca po wycinaniu wykrojnikami.

Bębny cylindryczne lub sześciokątne powinny być wykonane z grubej siatki lub blachy perforowanej. Obróbka w bębnach zamkniętych jest niewskazana, ponieważ dla niektórych tworzyw (np. z żywic fenolowych) odłamywane cząsteczki przedmiotu po sproszkowaniu mają tendencję przyklejania się do powierzchni przedmiotu.

Do bębnów należy ładować przedmioty całkowicie zimne, wypełniając je do 75% objętości (szczególnie przedmioty duże, aby uniknąć zbyt gwałtownych opadów). Zalecana prędkość bębna 40—70 obr/min. Czas trwania operacji dla tworzyw termoutwardzalnych — około 10 minut.

13. Polerowanie

Ogólnie należy stwierdzić, że uzyskanie gładkiej powierzchni o „wysokim połysku" jest dla większości gatunków tworzyw sztucznych bardzo trudne, a dla tworzyw termoplastycznych praktycznie niemożliwe.

a. Polerowanie bębnowe

Dla uzyskania połysku powierzchni części drobnych najracjonalniejszą metodą obróbki jest bębnowanie.

Przedmioty z żywic fenolowych należy obrabiać początkowo na mokro, ładując bęben do połowy i zalewając roztworem mączki pumeksowej w wodzie (10 gr pumeksu na 10 litrów wody). Przy prędkości 30 obr/min po 30 minutach uzyskuje się gładką, matową powierzchnię. Obróbkę na sucho przeprowadza się następnie ładując bębny trzema częściami objętościowymi ćwieczków szewskich, dwiema częściami objętościowymi obrabianych przedmiotów oraz dodając 1/4 litra mączki pumeksowej i 1/2 litra lekkiego oleju. Przy prędkości 30 obr/min. uzyskuje się połysk w czasie 5 do 12 godzin.

Obróbką wykańczającą jest usuwanie resztek pumeksu przez bębnowanie w ciągu 5 minut w trocinach z twardego drewna, nasyconych naftą (1 litr na 6 litrów trocin), przy stosunku objętościowym trocin do obrabianych przedmiotów 1 : 1.

Polerowanie bębnowe przedmiotów z innych żywic termoutwardzalnych odbywa się na podobnych zasadach z tym, że zamiast drewnianych ćwieczków mogą być trociny z twardego drewna, przesycone roztworem parafiny, rozpuszczonej w gorącej terpentynie. Ładowanie bębnów do 80% ich objętości przy zachowaniu stosunku 1 : 1 objętości trocin i przedmiotów.

b. Polerowanie elastycznymi tarczami.

Do polerowania tarczami elastycznymi, stosowanego dla większych powierzchni, używa się tarcz wykonanych z miękkiego muślinu, inletu, filcu, flaneli lub tarcz typu szczotkowego z włókna z tworzywa sztucznego.

Ogólną zasadą dla tej metody obróbki jest utrzymanie możliwie najniższej temperatury obrabianej powierzchni (w miejscu styku tarczy z przedmiotem). W związku z tym należy unikać silnego docisku i zapewnić ruchy tarczy w stosunku do przedmiotu. Zalecane prędkości obrotowe dla tarcz zależą od ich średnicy i kształtu obrabianej powierzchni. Zawierają się one w zakresie 400 do 2000 obr/min.

Jako środków polerskich używa się różu szlifierskiego, wapna wiedeńskiego, tripoli i innych past specjalnych, w których przeważnie znajdują się dodatki nafty, lekkich olejów, wosku itp. Niektóre pasty polerskie dostarczane są w stanie stałym w postaci laseczek.

Żywice poliestrowe daje się doskonale polerować stosując wstępne przeszlifowanie na mokro, a następnie polerowanie przy obrotach 1400—2000 na minutę.

Żywice metakrylowe, po wstępnym przeszlifowaniu, poleruje się bardzo miękkimi tarczami przy prędkościach obrotowych 13—18 m/sek specjalnymi pastami firmowymi.

Żywice poliamidowe nie dają się polerować na wysoki połysk nawet przy stosowaniu bardzo intensywnego chłodzenia, używając środków polerskich w stanie płynnym, rozpuszczanych w alkoholu.

Uzyskiwanie połysku przedmiotów z żywic termoelastycznych wg najnowszych metod odbywa się na zasadzie stapiania ich powierzchni przez miejscowe przegrzanie do temperatury ok. 100 °C, przy docisku tarczą polerską. Zabieg ten jest trudny.

Inny sposób polega na nagrzewaniu powierzchni płomieniem, doprowadzając do nadtopienia, przez co otrzymuje się połysk.

III. WYCINANIE BEZWIÓROWE

1. Cięcie nożycami

Cienkie arkusze tworzyw sztucznych jednorodnych i warstwowych z wypełniaczem papierowym oraz tekstylnym, można ciąć nożycami ręcznymi. Tworzywa na bazie żywic fenolowych dają się ciąć w ten sposób do grubości 2,5 mm, a tworzywa z żywic melaminowych i fenolowo-formaldehydowych — do grubości 1,3 mm.

Przy cięciu nożycami mechanicznymi od grubości 1 mm korzystne jest nagrzewanie przedmiotu. Odbywać się to może na specjalnych płytach grzanych elektrycznie lub parą, korzystniej jest jednak zastosować grzany stół nożyc. Można również nagrzewać cięte arkusze promiennikami podczerwieni na stole nożyc.

Aby uzyskać prawidłowy przekrój ciętego materiału, nie dopuszczając do łamania, konieczne jest stosowanie noży o odpowiednim kształcie.

Dla tworzyw z octanu celulozy zaleca się stosować noże o kącie ostrza początkowo 30 °, a w dalszej partii 25 °, od strony płaskiej zaś powinny one mieć zeszlifowaną „łysinkę" szerokości około 0,05 mm.

2. Wycinanie na wykrojnikach

Tworzywa z żywic melaminowych i fenolowo-formaldehydowych na skutek swojej kruchości nie nadają się do wycinania wykrojnikami.

Cienkie płyty z tworzyw fenolowych warstwowych z wypełniaczem z papieru i tkaniny wycinają się dobrze, przy czym te ostatnie lepiej. Od grubości 1 mm wzwyż korzystne jest podgrzewanie ich do temperatury 100 °C na płytach grzejnych. Należy przy tym pamiętać, że po ostygnięciu wycięty otwór zmniejsza się ok. 0,2%.

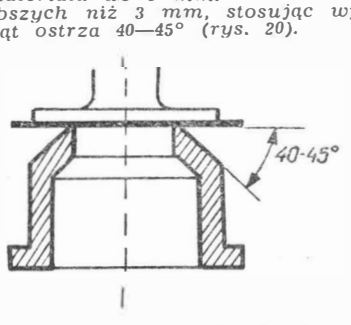
Przy konstrukcji wykrojników, biorąc pod uwagę tendencję zmniejszania się średnic wycinanych otworów projektuje się:

$$d_{stempla} = d_{otworu} + 0{,}3\ g$$

gdzie g = grubość wycinanego arkusza.

Luz między stemplem i płytą tnącą przyjmuje się 0,01 mm dla grubości ciętego materiału do 3 mm.

Dla arkuszy grubszych niż 3 mm, stosując wykrojniki nożowe, należy zapewnić kąt ostrza 40—45° (rys. 20).



Narzędzie do wycinania tworzyw z żywic fenolowych o grubości ponad 3 mm

Przy wycinaniu płyt o grubościach > 10 mm należy stosować obróbkę w dwu etapach. Pierwsze wycięcie zgrubne nie daje zadowalającej powierzchni przekroju. Ostateczny wymiar i właściwy wygląd krawędzi cięcia uzyskuje się w drugim stadium przy wycinaniu na gotowo.

Do wycinania stosuje się wykrojniki blokowe i postępowe, jak również konstrukcje uproszczone np. do wycinania podkładek przy grubościach nie przekraczających 4 mm oraz konstrukcje specjalne.

Wszystkie wykrojniki powinny być wyposażone w przytrzymywacze i zgarniacze. Ten ostatni winien być ciasno pasowany na stemplu. Płyta tnąca może być zeszlifowana skośnie, zwłaszcza dla większych wykrojów. Grubość płyty tnącej nie powinna być mniejsza od grubości ciętego arkusza. Średnica wycinanego otworu, odstępy między otworami oraz od krawędzi płyty nie powinny być również mniejsze od grubości ciętego materiału.

Tworzywa odlewane nie nadają się specjalnie do cięcia omawianą metodą. Jeśli zachodzi taka konieczność, należy materiał ogrzać do temp. 80 °C w kąpieli wodnej lub olejowej.

Ogólnie biorąc, tworzywa termoplastyczne nie powinny być wycinane na zimno z uwagi na ich kruchość w niskich temperaturach. Jako minimalną temperaturę obróbki określa się 30 °C. Płyty grubsze należy ogrzewać przynajmniej do temperatury 40—50 °C. Niektóre tworzywa przy większych grubościach grzeje się w kąpielach olejowych do temperatury 130 °C. Czasy grzania zawierają się w zakresie 2 do 60 min.

Wycinanie na wykrojnikach tworzyw wzmacnianych włóknem szklanym odbiega od ogólnych zasad, słusznych dla tej metody obróbki przy innych materiałach.

Wykrojniki powinny posiadać budowę specjalną z silnymi zgarniaczami, ponieważ otwór w płycie tnącej jest mniejszy od średnicy stempla, a wycinane otwory mają tendencję zmniejszania wymiarów. Do budowy narzędzi tnących stosuje się stale o wysokiej zawartości C, Cr i Ni, a nawet spieki twarde, przy czym trwałość ich dochodzi zaledwie do połowy trwałości wykrojników do cięcia stali.

Przy średnich zawartościach włókna szklanego prawidłowo zaprojektowany i wykonany wykrojnik daje ostre krawędzie wycinanego przedmiotu przy grubości 2 mm, zadowalające przy 4 mm, a od grubości 6 mm należy już stosować dodatkową obróbkę wykańczającą. Wymagana siła w odniesieniu do powierzchni ciętego przekroju wynosi mniej więcej 1500 kG/cm².

Wskazówki dla autorów
współpracujących z redakcją „Techniki Lotniczej"

Aby przyśpieszyć i ułatwić opracowanie redakcyjne i ukazywanie się prac przesyłanych przez autorów, redakcja czasopisma Techn ika Lotnicza prosi o ścisłe przestrzeganie poniższych wytycznych.

1. Przed przystąpieniem do opracowań oryginalnych, jak i do artykułów kompilacyjnych lub streszczeń do TL należy porozumieć się z redakcją celem uzgodnienia aktualności tematu i stwierdzenia, czy dany temat nie jest w opracowaniu u innego autora.

Do redakcji mogą być nadsyłane jedynie artykuły dotychczas nigdzie nie opublikowane i ktore nie będą opublikowane w jakimkolwiek wydawnictwie w okresie 12 miesięcy od daty nadesłania artykułu do redakcji.

2. Układ treści artykułu winien być przejrzysty, zrozumiały i jasny. Brak tej cechy sprawia, że najwartościowsze nawet prace nie mogą być należycie ocenione.

Należy przestrzegać jednolitego słownictwa w tekście i na rysunkach oraz zasad obowiązującej pisowni.

3. Słownictwo techniczne, stosowane oznaczenia oraz jednostki miar winny być pisane zgodnie z terminologią przyjętą przez Polskie Normy, jak i przez inne obowiązujące przepisy.

W tym celu jest wskazane posługiwać się następującymi normami:

oznaczenia — mechanika	PN.N — 01101
oznaczenia — optyka	PN.M — 54501
oznaczenia — ciepło	PN.N — 01102
atmosfera wzorcowa	PN.L — 02001
mechanika lotu, oznaczenia	PN.L — 02150
oznaczenia wytrzymałościowych wielkości	PN.N — 01060
oznaczenia w elektrotechnice	PN.E — 01100
klasyfikacja statków latających	PN.L — 02501
samoloty, ciężary — oznaczenia	PN.L — 02110
silniki lotnicze — klasyfikacja	PN.L — 02520
śmigła — określenia i klasyfikacja	PN.L — 02521

Równocześnie jednostki miar należy pisać zgodnie z rozporządzeniem Rady Ministrów z dnia 1 lipca 1953 r. w sprawie prawnie obowiązujących jednostek miar (Dziennik Ustaw PRL, nr 35, z dnia 17 lipca 1953 r., poz. 148). Zestawienie jednostek miar stosowanych zgodnie z powyższym rozporządzeniem w technice zamieszczone jest w zeszycie 1 Techniki Lotniczej z roku 1956.

4. Objętość artykułów głównych nie powinna przekraczać 10 kolumn (stron) druku z rysunkami (około 50 stron maszynopisu z interlinią — łącznie z rysunkami), prace zaś przeznaczone do działu „Przy rysownicy" winny być objętości do 5 kolumn druku.

5. Autor winien dostarczyć artykuł do redakcji w maszynopisie w dwu egzemplarzach. Maszynopis nadesłany do redakcji winien odpowiadać wymaganiom podanym niżej.

6. Treść pracy winna być napisana pismem maszynowym na pojedynczych arkuszach papieru formatu A4, jednocześnie z interlinią tj. co drugi wiersz, łącznie ok. 30 wierszy na stronie, z marginesem 5 cm z lewej strony oraz 1 cm z prawej strony. Wszystkie strony maszynopisu powinny być numerowane u góry pośrodku strony.

7. W maszynopisie nie podawać żadnych podkreśleń, nie pisać rozstrzelonym drukiem, ani całych słów dużymi literami.

8. W maszynopisie nie pozostawiać wolnych miejsc na rysunki. W miejscu gdzie ma być umieszczony rysunek lub tabela, należy z lewej strony na marginesie zaznaczyć: rys. 1, rys. 2, rys. 3, tab. 1, itd., przy czym tabele winny być napisane na osobnych arkuszach (w dwu egzemplarzach), a nie w tekście. Tak samo osobno (w dwu egzemplarzach) winny być napisane podpisy pod rysunkami oraz wykaz literatury.

9. Treść pracy winna być podana w formie bezosobowej, a więc nie — przyjmuję, że, . . , zakładamy, że, . . , lecz — przyjęto, że, . . , założono, że . . itp.

10. Artykuł winien być podzielony na logiczne rozdziały i ustępy zaopatrzone w tytuły. Wstępu nie należy numerować, unikać również numeracji ustępów.

W artykule zawierającym dużą liczbę wzorów i oznaczeń należy główne oraz wprowadzane nowe oznaczenia zgrupować i podać w zestawieniu „Oznaczenia" umieszczonym przed wstępem. Oznaczenia winny być uszeregowane w pionowych kolumnach, jak przykładowo:

p kG/m² ciśnienie

11. Przy podziale treści na ustępy myślowe należy pierwszy wiersz danego ustępu wciąć (akapit), nie należy jednak nadużywać częstego powtarzania akapitów.

Należy również unikać wyróżniania całych ustępów tekstu przez skrócenie wierszy (wcięcia).

12. Wzory matematyczne i inne należy podawać w oddzielnych wierszach. Wzory należy wpisać odręcznie, możliwie najwyraźniej, zachowując odpowiednią wielkość liter i cyfr, oraz prawidłowy kształt i położenie wskaźników i symboli. Szczególnie wyraźnie należy pisać wskaźniki dolne i górne oraz wykładniki potęgowe, np.: A_n, p''_{kr}, B^{2-n}. Należy również specjalnie zwrócić uwagę na wyraźne i zróżnicowane pisanie liter C, c, K, k, L, l, O, o, P, p, S, s, U, u, W, w, X, x, Y, y, Z, z.

Znaki matematyczne, wykresy techniczne oraz wielkości we wzorach winny być podane zgodnie z zasadami przyjętymi przez Polskie Normy.

W tym celu wskazane jest posługiwać się następującymi normami:

pismo rysunkowe normalne (pochyłe)	PN.M — 01063
alfabet grecki	PN.N — 95036
znaki matematyczne i logiczne	PN.N — 01050
wykresy techniczne	PN.M — 01067

13. Odnośniki dodatkowych uwag czy wyjaśnień należy pisać bezpośrednio po wierszu, w którym liczba odnośnika została podana [1]).

14. Artykuły o objętości powyżej 3 kolumn (15 stron maszynopisu) winny być zaopatrzone w zwięzłe streszczenie zawierające zasadnicze tezy, wyjaśnienia istoty ewentualnego nowego podejścia do tematu itp. Streszczenie nie powinno przekraczać ½ strony maszynopisu.

15. Równocześnie z maszynopisem pracy należy na osobnej kartce w dwu egzemplarzach nadesłać poprawne tłumaczenie tytułu pracy w językach rosyjskim i angielskim.

16. W wykazie literatury należy kolejne jego pozycje numerować 1, 2, 3, . . . oraz podać: pierwsze litery imion i nazwisko autora, pełny tytuł dzieła lub artykułu, tytuł czasopisma, tom, lub numer zeszytu, miejsce i rok wydania oraz ewentualnie numer strony.

Pozycje wykazu literatury winny być numerowane w kolejności alfabetycznej autorów lub w porządku cytowania. W tekście należy umieścić powołania na numer pozycji w nawiasie kwadratowym, np. [lit. 5].

17. Rysunki i wykresy winny być wykonane zgodnie z Polskimi Normami, PN.M — 01050 . . . PN.M. — 01099, na kalce rysunkowej białej (nie w odcieniu kolorowym) lub na twardym papierze rysunkowym.

Przy wykonaniu wykresów należy tak dobrać skalę, aby po zmniejszeniu oczka siatki miały wymiar 10 × 10 lub 5 × 5 mm.

Rysunki i wykresy winny być wykonane w skali 2 : 1 lub wyjątkowo 3 : 1, pamiętając, że po zmniejszeniu podstawa rysunków na jedną szpaltę wynosi 8,5 cm, największa zaś podstawa rysunku wynosi 18 cm.

Należy w miarę możności unikać umieszczania na rysunkach napisów objaśniających, które powinny być umieszczone w podpisie wydrukowanym pod rysunkiem w kolejności odnoszących numerow.

18. U samego dołu rysunku, a na fotografiach na odwrocie, należy napisać czytelnie atramentem: numer rysunku, tytuł artykułu (może być w skrócie), nazwisko autora i oznaczenie spodu rysunku — dół—.

19. Fotografie przeznaczone do wykonania klisz winny być wykonane na gładkim błyszczącym papierze fotograficznym i w miarę możności retuszowane.

20. Wszelkie rysunki i fotografie winny być przysłane do redakcji w jednym egzemplarzu i załączone oddzielnie w usztywnionej kopercie.

21. O ile mają być reprodukowane rysunki lub fotografie z innej literatury, to książki i czasopisma należy załączyć do maszynopisu i zaznaczyć na wykazie rysunków i tabel tytuł i stronę dzieła, z którego należy zaczerpnąć dany rysunek. Należy również załączyć wykaz nadesłanych książek i czasopism. Wydawnictwa te zostaną po wykorzystaniu zwrócone.

22. Wszystkie rysunki, wykresy, tabele i fotografie winny być ponumerowane zgodnie z tekstem.

23. Maszynopis całej pracy powinien być koniecznie przejrzany i czytelnie poprawiony oraz podpisany przez autora.

24. Zgodnie z podanymi powyżej wskazówkami treść nadsyłanych prac powinna być opracowana w takiej formie (pod względem merytorycznym, stylistycznym, użytego słownictwa itd.), by bez jakichkolwiek dalszych poprawek redakcyjnych i przeróbek nadawała się bezpośrednio do przekazania do drukarni (po dokonaniu w redakcji adiustacji artykułu).

25. Przysłanych maszynopisów artykułów w zasadzie redakcja nie zwraca.

26. Autorzy proszeni są o podanie w maszynopisie, przed tytułem artykułu, pełnego tytułu naukowego przed imieniem i nazwiskiem oraz w przypadkach uzasadnionych o podanie pod nazwiskiem nazwy instytucji.

27. Po otrzymaniu artykułu redakcja wysyła natychmiast potwierdzenie odbioru, a następnie w okresie do 3 miesięcy dalsze wiadomości co do losu artykułu: przyjęcia, odrzucenia, konieczności uzupełnień, terminu druku itp.

28. O przyjęciu artykułu do druku decyduje Komitet Redakcyjny czasopisma na wniosek redaktora działu.

29. Autor artykułu wydrukowanego w czasopiśmie otrzymuje bezpłatnie 1 egzemplarz czasopisma oraz na żądanie odbitki odpłatnie.

30. Honoraria autorskie płatne są po ukazaniu się artykułu w czasopiśmie w wysokości ustalonej przez Centralny Urząd Wydawnictw pismem okólnym nr 120 z dnia 15.12.1955 r. Po przyjęciu artykułu do druku autor może otrzymać 50% zaliczkę na poczet honorarium autorskiego.

31. W celu umożliwienia szybkiego porozumienia się redakcji z autorami w sprawach przesłanych prac, autorzy proszeni są o podanie najwłaściwszego w tym celu adresu lub numeru telefonu.

32. W celu szybkiego przekazywania honorariów autorskich redakcja prosi o podanie imienia i nazwiska w pełnym brzmieniu, oraz wskazanie adresu lub numeru i tytułu konta bankowego, na który ma być honorarium przesłane.

[1]) tak, jak w tym przykładzie.