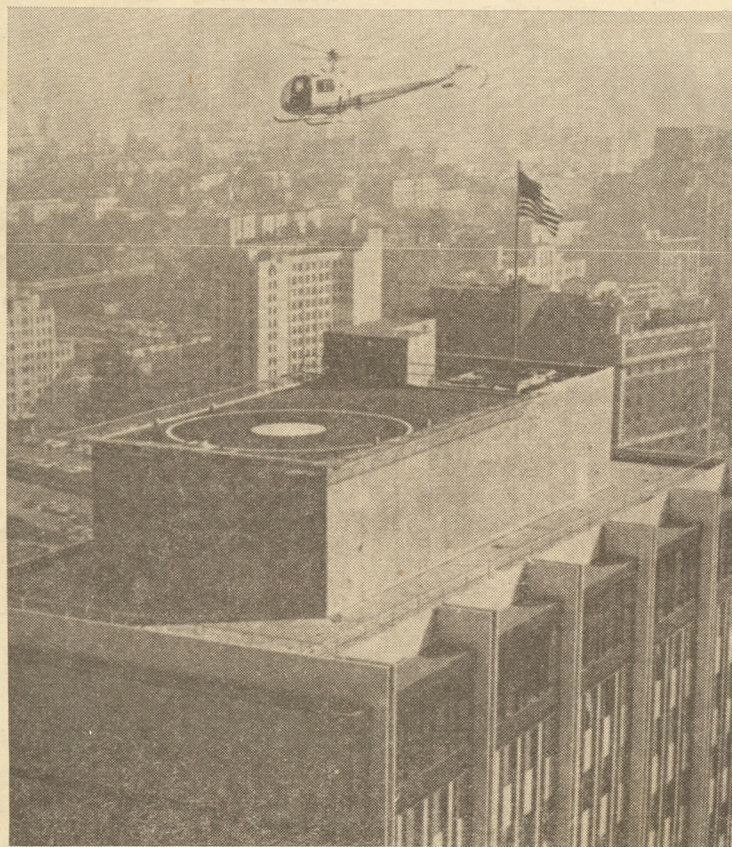


9

TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH
WRZESIEŃ 1962



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ“

Stopy żarowytrzymałe i żaroodporne

Zebrał i opracował mgr inż. A. Ciszewski
i mgr inż. T. Radomski

W bieżącym zeszycie podano dalszy ciąg danych technicznych, dotyczących stopów żarowytrzymałych i stopów żaroodpornych. W kolejnych tabelach podano własności mechaniczne w temperaturach podwyższonych siedmiu gatunków stopów nimonic, ich skład chemiczny i własności wy-

trzymałościowe oraz obróbkę cieplną i tabelę klasyfikacji tych stopów. Tabele uzupełniono wykresami własności w podwyższonych temperaturach.

(dalszy ciąg na III i IV str. okł.)

TREŚĆ

S. MADEYSKI — Zabieramy głos w sprawie przepisów wykonawczych do „prawa wynalazczego”	253
R. GUDEL — Lotnictwo Ag, cz. II	254
Z. ŁAPIŃSKI — Dobór obciążeń badawczych w laboratoryjnych badaniach zmęczeniowych, cz. I	261
E. KOŻLUK — Technika i technologia wykonywania laminatowych zespołów samolotowych	265
T. RAJPERT — Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji współczesnych samolotów i śmigłowców, cz. III	269
Nowości patentowe	276
Kronika	279
Nowości techniczne	280
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	283
Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej”: A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI — Stopy żarowytrzymałe i żaroodporne	okł.

CONTENTS

	page
S. MADEYSKI — We begin speaking in the matter of executive regulations to „the inventire law”	253
R. GUDEL — Agricultural Aviation, part II	254
Z. ŁAPIŃSKI — Test loading selection in the laboratory fatigue tests, part I	261
M. KOŻLUK — Technique and production engineering of laminated plastics aircraft sets	265
T. RAJPERT — The aspects of the airfield construction regards to the operation of modern aircraft and helicopters, part III	269
Aviation patents — S. M.	276
Chronicle	279
Technical News	280
Aviation Documentation Review	283
Designer's Data Sheets: A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI — Heat-resisting alloys	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
S. MADEYSKI — Поднимаем вопрос исполнительного устава к „изобретательному праву”	253
R. GUDEL — Агротехническая Авиация, ч. II	254
Z. ŁAPIŃSKI — Подбор испытательных нагрузок в лабораторных испытаниях на усталость, ч. I	261
M. KOŻLUK — Техника и технология изготовления ламинатных узлов самолета	265
T. RAJPERT — Проблемы аэродромного строительства с точки зрения эксплуатации современных самолетов и вертолетов, ч. III	269
Авиационные патенты — S.M.	276
Хроника	279
Технические новости	280
Документальный обзор авиации	283
Конструкторские пособия: A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI — Жаропрочные и жароупорные сплавы	(обложка)



NASZA OKŁADKA

Śmigłowiec Bell 47J ląduje na szczycie 16-piętrowego Signal Oil Building w Los Angeles. Stąd śmigłowiec przewozi pasażerów do Międzynarodowego Portu Lotniczego w ciągu 9 minut, przejazd autobusem trwa 45 minut

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich
Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Berzyńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walcريان Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działowi

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 674-61.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 6-74-61.

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

PKO Warszawa, konto 1-9-121697 WCT. Zakład kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Warszawa 1962 r. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 850 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86. Wrocławska Drukarnia Dzielowa — Zam. 546/A — B-10.



Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

347.77

Zabieramy głos w sprawie przepisów wykonawczych do „prawa wynalazczego”

Sejm Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej uchwalił w dniu 31 maja 1962 r. dwie ustawy niezwykle doniosłe dla sprawy wynalazczości, będącej istotnym czynnikiem postępu technicznego i przyczyniającej się — dzięki twórczej pracy — do rozwoju gospodarki narodowej. Są to następujące ustawy:

1 — Ustawa z dnia 31 maja 1962 r. Prawo wynalazcze.

2 — Ustawa z dnia 31 maja 1962 r. o Urzędzie Patentowym Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej.

Ustawy te są opublikowane w Dzienniku Ustaw PRL nr 33 z dnia 9 czerwca 1962 r.: pierwsza jako pozycja 156, druga — 157.

Ustawy te ujmują jedynie ramy struktury organizacyjnej i wytyczają kierunki programowe dla następnych aktów prawodawczych, które powinny się w krótkim czasie ukazać, zwłaszcza, że obydwie ustawy wchodzi w życie z dniem 1 października 1962 r. Zasady organizowania, kierownictwa i koordynacji spraw wynalazczych oraz zasady i sposób finansowania, jak również przepisy dotyczące obowiązków i praw twórców, będą określone przez Radę Ministrów w porozumieniu z Centralną Radą Związków Zawodowych i po zasięgnięciu opinii Naczelnej Organizacji Technicznej. Nowe prawo wynalazcze nakłada na stowarzyszenia techniczne, związki zawodowe, kluby techniki i racjonalizacji obowiązek udzielania twórcom projektów wynalazczych pomocy niezależnie od przewidzianej przez to prawo pomocy jednostek państwowych oraz organizacji spółdzielczych, samorządowych i innych organizacji społecznych, prowadzących działalność gospodarczą.

Urząd Patentowy PRL zwiększy niepomniernie zakres swojej działalności, ponieważ przewiduje się, że niezależnie od prac prowadzonych dotychczas będzie:

— inicjować prace w kierunku wprowadzania do gospodarki narodowej ważniejszych wynalazków, a zwłaszcza włączania ich do planów gospodarczych;

— przeprowadzać kontrolę i analizę stosowania wynalazków, wzorów użytkowych i projektów racjonalizatorskich oraz badania efektów osiąganych w wyniku stosowania tych projektów wynalazczych;

— prowadzić działalność informacyjną o krajowych wynalazkach i ważniejszych projektach racjonalizatorskich, oraz o ważniejszych wynalazkach zagranicznych;

— opiniować materiały potrzebne przy nabywaniu zagranicznych patentów;

— prowadzić działalność wydawniczą i szkoleniową oraz popularyzować wynalazczość i racjonalizację.

Jak doniosła prasa codzienna, na początku lipca odbyło się w CRZZ wspólne posiedzenie kierownictwa CRZZ, NOT i Komitetu do Spraw Techniki, na którym postanowiono, że projekty przepisów wykonawczych do nowej ustawy o prawie wynalazczym zostaną poddane pod dyskusję w środowiskach aktywistów związkowych, NOT, wynalazców i racjonalizatorów. Przedstawiciele tych środowisk przedstawiają wnioski i poprawki do projektów wykonawczych na specjalnej naradzie, jaką we wrześniu 1962 r. zorganizuje Komitet do Spraw Techniki, NOT i CRZZ. Podczas tej narady, w której wezmą również udział przedstawiciele resortów gospodarczych, zostaną omówione zadania i warunki zapewniające pełną realizację nowej ustawy o prawie

wynalazczym przez służbę wynalazczą administracji gospodarczej oraz ogniwa związkowe i NOT.

Na łamach czasopisma „Technika Lotnicza” od wielu lat zagadnienia postępu technicznego i wynalazczości znajdowały swoje należne miejsce, czy to w postaci artykułów problemowych omawiających te sprawy, czy to w postaci stałych działów „Przeglądamy usprawnienia” lub ostatnio „Nowości patentowe”, gdzie publikuje się w skróconej formie przydatne dla przemysłu lotniczego lub użytkowników sprzętu lotniczego opisy projektów wynalazczych wydawane drukiem przez Urząd Patentowy PRL.

Uważamy więc, że wśród wniosków diskutowanych przez uczestników zapowiedzianej narady wrześniowej nie może zabraknąć uwag ze środowiska lotniczego, którego reprezentantem jest „Technika Lotnicza”. W artykule niniejszym pragniemy przedstawić kilka uwag do wiadomości ogółu Czytelników.

Przed wszystkim pragniemy przypomnieć, że w zeszycie „Techniki Lotniczej” nr 10 w roku 1961 zamieściliśmy artykuł pod tytułem „Nasz głos w sprawie wynalazczości”, w którym stawialiśmy wniosek, aby w nowej ustawie „wprowadzić przepis ustalający, że nie nadaje się do opatentowania wynalazek „bezwartościowy” i uzupełnić przepisy szczegółowymi postanowieniami, określającymi sposób stwierdzania przydatności i wartości zgłoszonego projektu, na przykład przez wprowadzenie zasady kolegiatnego opiniowania, wzywania rzeczoznawców, korzystania z pomocy branżowych instytutów naukowo-badawczych itp.”. Wniosek ten nie stracił nic na aktualności. Uważamy, że w przepisach wykonawczych do prawa wynalazczego powinny się znaleźć szczegółowe przepisy dotyczące tego zagadnienia, zwłaszcza, że Urząd Patentowy PRL uzyskał ustawowe prawo i obowiązek oceniania wynalazków.

Prace przy opracowywaniu skrótów patentów, udzielonych przez Urząd Patentowy PRL w celu ich opublikowania na łamach „Techniki Lotniczej”, pozwoliły nam na stwierdzenie konieczności poprawienia dotychczasowego systemu drukowania opisów patentowych. Drukowane opisy ukazują się w nakładzie 100 sztuk. Niekiedy, po dwóch lub trzech latach, cały nakład zostaje wyczerpany i nie ma już możliwości do jego powtórzenia. Sądzymy, że zmiana sposobu publikowania opisów patentowych ze stosowanego obecnie w przemyśle poligraficznym na wykonywany w Urzędzie Patentowym PRL metodą rotaprint lub podobną, przy skrzętnym przechowywaniu metalowych matryc, umożliwiających w razie potrzeby dodrukowanie brakujących opisów, może zapewnić właściwą dystrybucję opisów patentowych. Opisy patentowe powinny trafiać bezpośrednio z Urzędu Patentowego PRL do zainteresowanych zjednoczeń i instytutów branżowych. Należy skrócić drogę od Urzędu Patentowego PRL do użytkownika, traktując dotychczas stosowaną praktykę — poprzez ministerstwa — jako drugi, kontrolny raczej tor druku patentowego.

Wydaje nam się, że teraz jest wreszcie sposobność, aby rozpocząć publikowanie opisów wzorów użytkowych. Są one dotychczas dostępne jedynie w Urzędzie Patentowym, jeżeli pominiemy te, bardzo nieliczne ogłaszane w skrócie w wydawnictwie Urzędu pt. „Opisy projektów wynalazczych”, w liczbie około 60 rocznie. Metoda rotaprint lub

podobna może przyczynić się walnie do szybkiego rozpowszechniania opisów wzorów użytkowych. Jednocześnie warto przeanalizować układ wspomnianego wydawnictwa. Raczej wydaje się za bardziej celowe łączenie w jednej broszurze zbliżonych lub pokrewnych dziedzin, a nie gromadzenie mieszaniny różnorodnych tematów.

Wydawnictwo „Ważniejsze wynalazki opatentowane za granicą” powinno ulec przeobrażeniu na informator mający praktyczne znaczenie, a mianowicie: zwiększenie objętości, zamieszczanie kilkunastu skrótów treści wymienionego patentu, publikowanie informacji o wszystkich posiadanych przez Urząd Patentowy PRL patentach zagra-

nicznych (dotychczas nigdy nie zawierało to wydawnictwo informacji o patentach z dziedziny lotnictwa, z klasy 62), powielanie na rotapracie lub podobną metodą.

W statutach branżowych instytutów naukowo-badawczych oraz w schematach organizacyjnych centralnych zarządów i zjednoczeń, należy wprowadzić tego rodzaju uzupełnienia, żeby wykonanie zamierzeń ustawy o prawie wynalazczym stało na wysokości zadania, było w pełni wykonalne w sposób rzeczowy, mogło spełnić założenia Ustawodawcy dla zapewnienia gospodarce narodowej rzetelnych środków postępu technicznego.

Mgr inż. R. GUDEL

629.138.4—473:63

Lotnictwo Ag

cz. II

W zeszycie poprzednim zapoznano Czytelników z działalnością i rozwojem lotnictwa agrotechnicznego. Omówiono również stronę ekonomiczną pracy lotnictwa Ag. W zeszycie bieżącym omówiono dalszy ciąg zagadnienia rozpylania cieczy w lotnictwie, wymagania stawiane samolotom oraz lotniskom Ag.

4.2. Problemy oprysku powietrznego

Ponieważ opryskiwanie znajduje coraz większe zastosowanie w pracach lotnictwa Ag, należy zająć się tym zagadnieniem nieco obszerniej.

Dla inżynierów i biologów, związanych z atomizacją płynów do celów ochrony roślin, lotnictwo jest bardzo frapujące ze względu na możliwość skutecznego pokrycia dużego terenu małą ilością środków chemicznych znacznie rozcieńczonych. Epokowym wynalazkiem w tej dziedzinie było wynalezienie opryskiwacza. Jednak z braku teoretycznych rozwiązań specjaliści musieli polegać jedynie na praktycznych danych i tracić masę czasu na doświadczenia, aż do osiągnięcia odpowiedniej konstrukcji opryskiwaczy. Małe wymiary opryskiwaczy i ich prosty wygląd zwodziły, że problem również jest prosty. Badania ostatnich 30 lat dowiodły, że to nieprawda i nawet obecnie teoretyczna wiedza w tej dziedzinie jest ograniczona.

W ostatnich latach użycie rozpylaczy cieczy (opryskiwaczy) wzrosło we wszystkich gałęziach przemysłu. Obecnie używa się do rozpylania — i to pod właściwą kontrolą — dużego zakresu chemicznych roztworów, emulsji i mieszanin. Z tego powodu dokładniejsza wiedza o procesie rozpylania jest konieczna do konstruowania właściwych dysz rozpylacza. Duża liczba różnych wymiarów rozpylaczy, szeroka zmiana właściwości cieczy i hydraulicznego przepływu, a także zewnętrzne warunki, dają w sumie całość zjawiska rozpylania. Opryskiwanie w rolnictwie i ogrodnictwie stawia szczególnie różnorodne warunki i wymagania. Takich uniwersalnych dysz i rozpylaczy oczywiście nie ma.

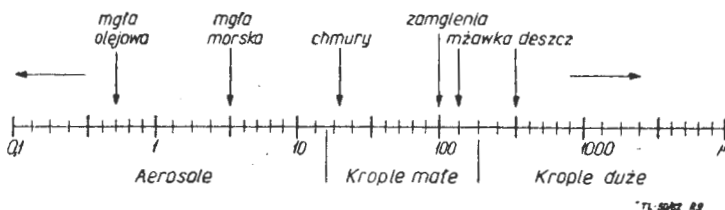
Rozpylacze klasyfikuje się w zależności od wydatku przy szczególnym ciśnieniu oraz od sposobu oprysku — na krót-

wierzchnie nieraz traci się 95% cieczy, a często się zdarza, że oprysk jest niekompletny. Z drugiej strony fakt, że tylko kilka kropelek na liść lub w ogóle na roślinę wystarczy do spełnienia wymaganego zadania, powoduje konieczność rozbicia cieczy na mikroskopijne kropelki. Jednak nie może to prowadzić do rozdrobnienia zbyt małego, gdyż ze spadkiem średnicy kropli końcowa ich prędkość spada tak znacznie, że ilość kropli spadających poza obszar żądany staje się za duża. Doświadczenia potwierdzają, że przy niskim locie z chmury oprysku o średnich średnicach kropli 20 μ odzysk chemikaliów na obrabianej powierzchni wynosi zwykle 80%. Przy kroplach drobniejszych, o średnicy 15 μ odzysk wynosi 50—60%. Reszta jest znoszona przez wiatr,

Tabela 5

Klasyfikacja rozpylaczy cieczy i opryski w zależności od ciśnienia

Zasada działania: energia ciśnienia przy rozpylaczach ciśnieniowych	Zasada działania: siły odśrodkowe przy obrotowych rozpylaczach	Zasada działania: energia gazowa przy dwuprzepływowym rozpylaczu
Oprysk wachlarzowaty		Niskie ciśnienie 0,014—0,14 atm.
Dysze z pojedynczym otworem ciśn. 1,75—3,8 atm.		Stosunek gaz/płyn 6,8—11,4 kG/kG
Uderzeniowe dysze rozpylające ciśn. 1,4—9,9 kG/cm ²	Wirujący spadek 6,1—30,5 m/sek	Średnie ciśnienie 0,14—1,4 kG/cm ²
Dysze uderzeniowe stałej powierzchni ciśn. do 28,2 kG/cm ²	Wirujący dysk 30,5—123 m/sek	
Dysze przegrodowe ciśn. 7 kG/cm ²	Płaski dysk Spadkowy dysk	
Oprysk stożkowy Dysze wirowe 2,8—7 kG/cm ²	Dysk łopatkowy	
Pusty stożek Dysze o ciśn. 1,4—70 kG/cm ²	Wielostopniowy dysk	Wysokie ciśn. ponad 14 kG/cm ² stos. gaz/płyn 0,045—2,23 kG/kG



Rys. 9. Klasyfikacja oprysku w zależności od średnic kropli

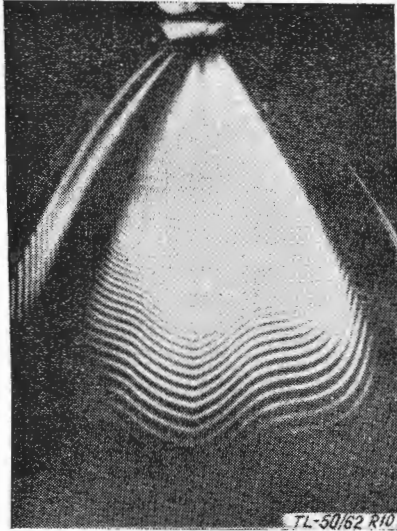
ki czy długi odstęp. Rolnictwo zwykle używa aktywnych chemikaliów rozpuszczonych w wodzie oraz dysz, które dają wydatek nawet do 90 l/min. Zależy to od rodzaju roślin, stopnia ich rozwoju, warunków atmosferycznych, mechanicznego wyposażenia dostarczającego energię do rozpylacza. Ażby zabezpieczyć się od okresowych zmian poszczególnych czynników i dobrze pokryć powierzchnie obrabiane, konieczne jest użycie dużo większej ilości roztworów niż to jest teoretycznie potrzebne. Opryskując całe po-

większe krople w ogóle wyparowują. Dalsze zmniejszenie średnicy kropli nie ma praktycznego zastosowania w opryskiwaniu w rolnictwie.

Klasyfikację oprysku w zależności od średnic kropli podaje rys. 9. Krople o średnicach 0,1—30 μ noszą nazwę suchych aerosoli i używa się je do dezynfekcji pomieszczeń, szpitali itp., od 30—150 μ są to tak zwane mokre aerosole uzyskiwane z wytwornicy mgły, przy 150—300 μ jest to oprysk kroplami drobnymi, ponad 300 μ występuje oprysk kroplami dużymi.

4.3. Klasyfikacja rozpylaczy i mechanizm rozpadu cieczy

Funkcjonalne działanie rozpylacza polega na przyspieszeniu prędkości wypływającej cieczy, uformowaniu jej w cienki film, a następnie rozdzielaniu na drobne krople oraz na skierowaniu cząsteczek w kontrolowanym kierunku. Najwygodniej jest sklasyfikować rozpylacze w zależności od źródła pobieranej energii (tabela 5), a mianowicie:



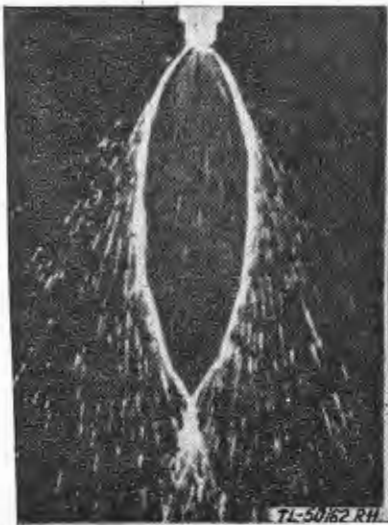
Rys. 10. Pomiar grubości błonki interferencją światła

- 1) rozpylacze ciśnieniowe,
 - 2) rozpylacze mechaniczne-odśrodkowe (atomizery),
 - 3) rozpylacze z pomocniczym strumieniem gazu (atomizery).
- Wiele z nowoczesnych urządzeń rozpylających jest kombinacją dwóch lub nawet trzech wymienionych wyżej rodzajów rozpylaczy.

Na jakość oprysku (średnice kropeł) mają wpływ następujące czynniki:

- 1) konstrukcja rozpylacza, która określa sposób nadania prędkości cieczy oraz sposób jej rozbicia na drobne krople,
- 2) własności cieczy, które mają zasadniczy wpływ na rozpad filmu cieczy,
- 3) atmosfera, oprysku, która wpływa na sposób i rodzaj rozpadu.

Mechanizm rozpadu cieczy polega na utworzeniu cienkiej błonki z cieczy filmu, względnie „nitki” i powiększeniu ich powierzchni do takiej wielkości, kiedy film lub nit-



Rys. 11. Badanie kierunku przepływu cieczy przez jej podświetlenie

ka nie mogą dłużej utrzymać swego stanu i następuje rozpad na drobne krople.

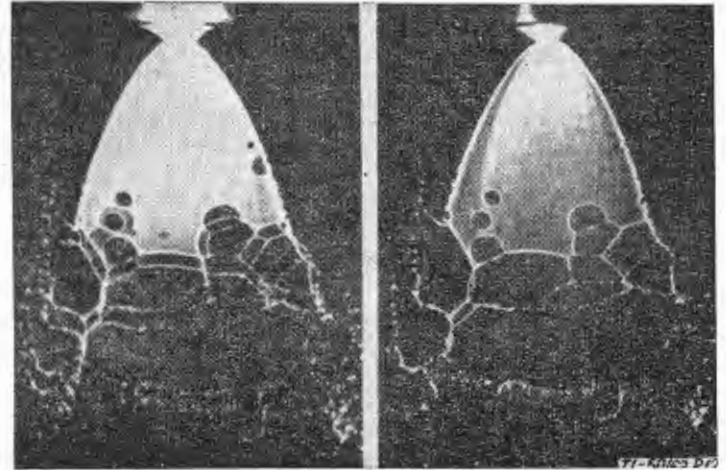
Celem zbadania jakości powstającego filmu przeprowadzono w Instytucie Kinematyki Cieczy w Londynie szereg

doświadczeń i badań nad zachowaniem się cieczy wypływającej z rozpylaczy. Rys. 10 pokazuje metodę określenia grubości błonki przez interferencję światła. Rys. 11 wskazuje kierunek przepływu cieczy przez podświetlenie cieczy, w której są cząsteczki aluminium; rys. 12 pokazuje metodę pomiaru prędkości cieczy przez nałożenie dwóch obrazów — jeden na drugim, w jednym z których (wzorcowym) dokładnie znane są przedziały czasu.

Na podstawie dokładnych zdjęć określono, że film cieczy przed rozpadem na krople może być bardzo cienki rzędu 7μ w odległości 25 mm od dyszy. Linie prądu w „wachlarzu” błonki są proste i promieniowe, a krople, tworzące się na brzegu wachlarza, odrywają się przy kątach różnych od linii prądu. Gdyby nie było napięcia powierzchniowego, błonka powinna być wycinkiem koła, a tak brzegi „zaginane” są do wewnątrz. Np. z rysunku 12 widać, że prędkość w przekroju całej błonki jest stała i krople nie mają możliwości opuszczenia wachlarza.

Przez studiowanie dużej liczby zdjęć można określić 4 metody rozpadu filmu cieczy (rys. 13):

- a) „rozpad obwódkowy”; zwykle tworzą się tu duże krople przy małych prędkościach cieczy o dużym napięciu powierzchniowym i dużej wiskozie;
- b) „rozpad perforowanego filmu” następuje przy prędkościach rzędu 25 m/sek; brzegi błonki pękają tworząc nitki, które następnie rozrywają się na kropelki;
- c) „rozpad falowy” — fale zaburzeniowe, spowodowane przez przepływ filmu przez atmosferę, powodującą rozpad jego na całej krawędzi czołowej;
- d) „rozpad uderzeniowy” — prędkość cieczy jest tak duża (100 m/sek), że opór powietrza rozrywa film na kropelki przed jego powstaniem.



Rys. 12. Pomiar prędkości cieczy przez nakładanie dwu obrazów

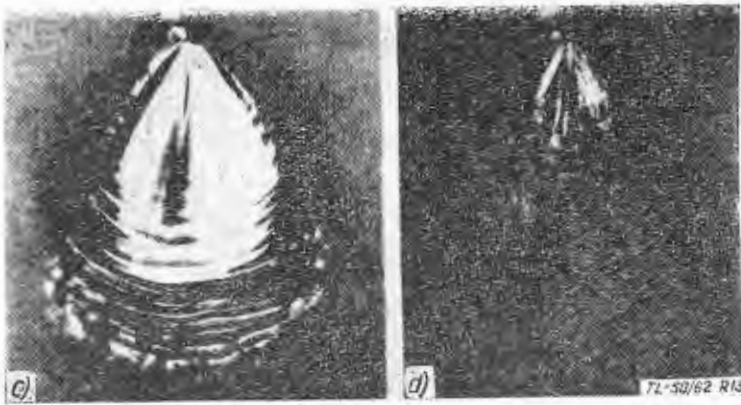
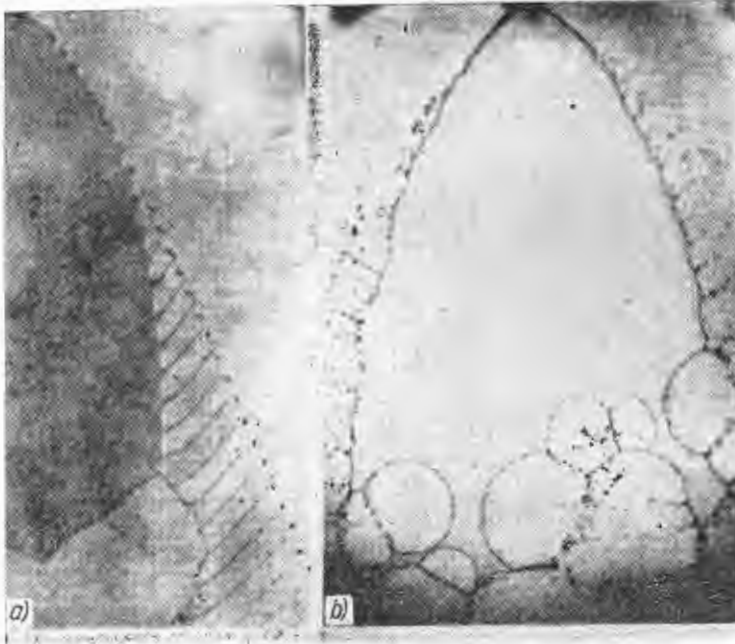
Ogólnie mówiąc, każdy typ rozpylacza, pracując w normalnych warunkach, nadaje prędkość cząsteczkom cieczy, która w rezultacie rozpada się na drobne kropelki.

Dalszy rozpad dużych kropli przedstawiony jest na rys. 14. Niezrównoważone ciśnienie powoduje wzdęcie na kształt worka, który następnie pęka, tworząc pierścień drobnych kropełek. Podobnie rozpadają się krople cieczy, w strumieniu których wstawiona jest przeszkoda (rys. 15), (proces ten podobny jest do rozpylania z krawędzi wirującego dysku). Pęd powietrza wydłuża krople w strumień lub nić, która wytwarza krople drobne. Przy większej prędkości krople tworzą worek jak na rys. 14. Doświadczenia te wykazują, że istnieje krytyczna średnica kropeł, poniżej której rozpad w strumieniu powietrza nie następuje. Dla wody wyraża się wzorem $V^2 d = 2,02 \times 10^4$, gdzie V jest różnicą prędkości w m/sek pomiędzy kroplą a powietrzem, d — średnica w μ .

Stąd wynika, że krytyczna średnica kropli przy prędkości dźwięku wynosi $\sim 7 \mu$. Nie można więc otrzymać mniejszych średnic w żadnym typie rozpylaczy. Innymi słowy można powiedzieć, że dla każdej prędkości powietrza istnieje krytyczna średnica kropli, poniżej której nie nastąpi dalsze jej rozbięcie.

Tabela 6 podaje krytyczne średnice kropeł przy oprysku przy różnych typach rozpylaczy. Widać z niej, że przy małej różnicy prędkości między kroplą a powietrzem, np. 15 m/sek, krytyczna średnica kropli dla wody wynosi 2650 μ ,

$$V^2 d = 0,69 \cdot x$$



Rys. 13. Przykłady rozpadu filmu cieczy

podczas gdy rozpylacz powietrzny wytwarza przy tej samej prędkości średnicę 300 μ , zaś przy rozpylaczach z wirującymi tarczami przy 1910 obrotach średnica kropli wynosi 410 μ .

W dyszach hydraulicznych strumień cieczy formuje się w cienki film i na otworze dyszy jest rozbijany na krople. Gdy otworki dysz skierowane są w kierunku lotu samolotu, na skutek sumowania się prędkości powietrza i cieczy powstają najdrobniejsze krople; przy dyszach skierowanych w dół — większe, a przy dyszach skierowanych do tyłu wielkość kropli nadal wzrasta. W obrotowych atomizerach widmo rozpylanych kropli jest bardziej jednolite niż w dyszach hydraulicznych.

Istnieją również konstrukcje rozpylaczy powietrznych, w których można zmienić wydatek i kształt kropli niezależnie od siebie. Wydatek zmienia się przez zmianę ciśnienia wywartego na ciecz ze specjalnego zbiornika powietrzego, natomiast wielkość kropli — przez zmianę masy powietrza doprowadzonego do dysz rozpylających. Zbadano, że dysze typu powietrznego zużywają 1 kG powietrza na 1 kG cieczy, stąd zużycie mocy jest dużo większe niż przy dyszach hydraulicznych. Można uzyskać w nich większe rozdrobnienie cieczy potrzebne np. przy dezynfekcji.

W oprysku z samolotu dochodzi jeszcze jeden problem nierównomiernego opryskiwania spowodowanego turbulencją powietrza od śmigła. Wadę tę można usunąć przez doświadczalne stwierdzenie miejsc słabiej opryskiwanych i umieszczenie tam dodatkowych dysz. Gorzej przedstawia się sprawa przy użyciu atomizerów, gdzie wpływ śmigła jest trudniejszy do opanowania. Stąd panuje pogląd, że te ostatnie są gorsze niż rury podskrzydłowe z wieloma dyszami.

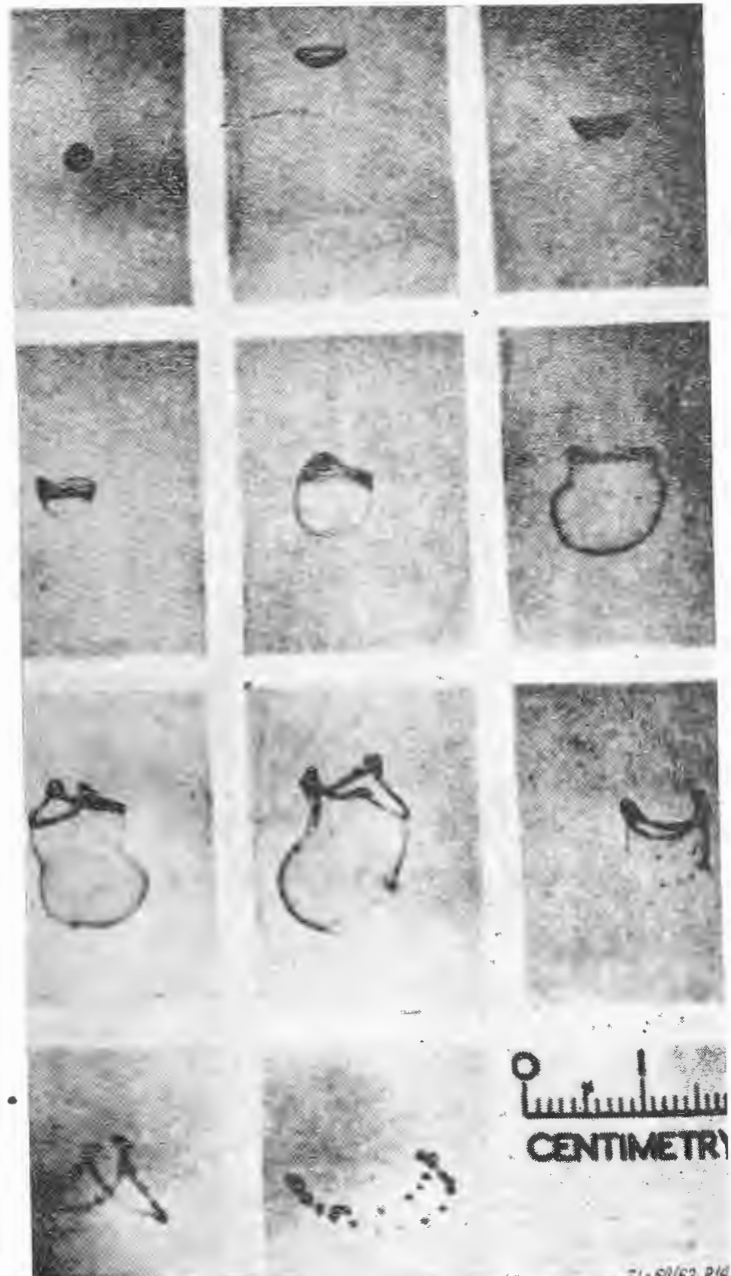
Według niektórych fachowców angielskich tak dysze pod-

skrzydłowe jak i atomizery wirujące nie powinny być umieszczone w strumieniu pozaśmigłowym i przy końcach skrzydeł, ażeby oprysk nie był znoszony wysoko przez wiry skrzydłowe.

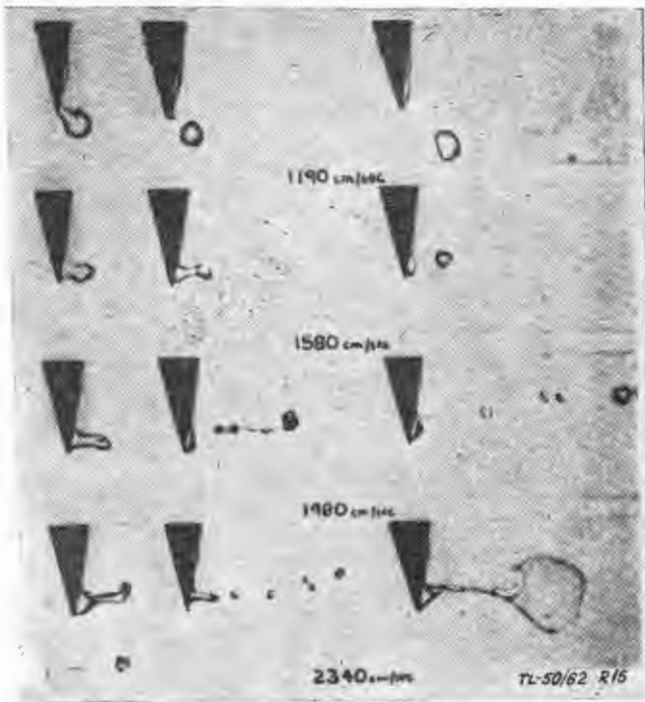
4.4. Ograniczenie oprysku i niebezpieczeństwo znoszenia

Przez wykonanie szeregu długotrwałych badań oprysku powietrznego ustalono, że nawet przy lekkim wietrze, noszeniach termicznych, czy zawirowaniach od śmigła, krople o średnicy 150 μ i poniżej są znoszone z miejsc opryskiwanych, powodując niepożądane zanieczyszczenia lub zakażenia terenu obok. Sprawę pogarsza również brak dobrych konstrukcji rozpylaczy, które by natychmiast bez opóźnień zamykały dysze na końcu opryskiwanych pól. Zawsze zdarza się, że samolot ciągnie za sobą smugę cieczy, nawet po zamknięciu urządzeń rolniczych, kiedy wykonuje zakręty nad sąsiednimi polami. Wykresy na rys. 16, 17 i 18 pokazują znoszenia cieczy przy rozpylaniu oraz zakażenie terenu przez znoszone chemikalia. Co praktycznie można zrobić, ażeby uchronić się przed znoszeniem oprysku?

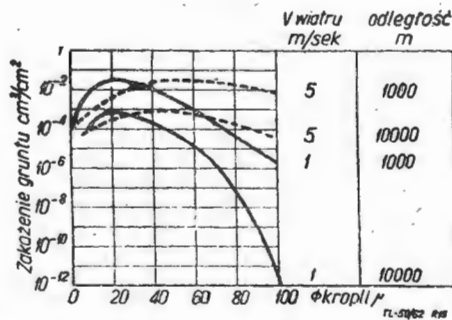
1. Wykonać loty możliwie najniżej nad obrabianym terenem, praktycznie 0,8—1 m.
2. Wykonywać zakręty nad polami obrabianymi unikając lotów z niedomkniętymi dyszami nad sąsiednimi polami (najidealniejszy byłby tu śmigłowiec lub wirolot).
3. Używać do oprysku płynów „ciężkich”, które powstrzymują turbulencję w powstającym cienkim filmie wytwarza-



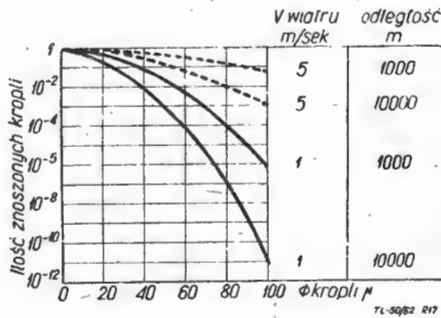
Rys. 14. Kolejne stadium rozpadu dużych kropli



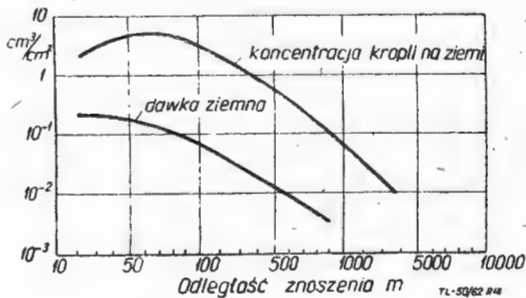
Rys. 15. Rozpad kropli cieczy na przeszkodzie



Rys. 16. Zakazenie gruntu na odległości 1 i 10 km przy znoszeniu chemikaliów przez wiatr



Rys. 17. Ilość chemikaliów znoszonych przez wiatr; upadłych w odległości 1 i 10 km od miejsca opylania. Wysokość lotu 5 m. Dawka 100 cm³/m lotu



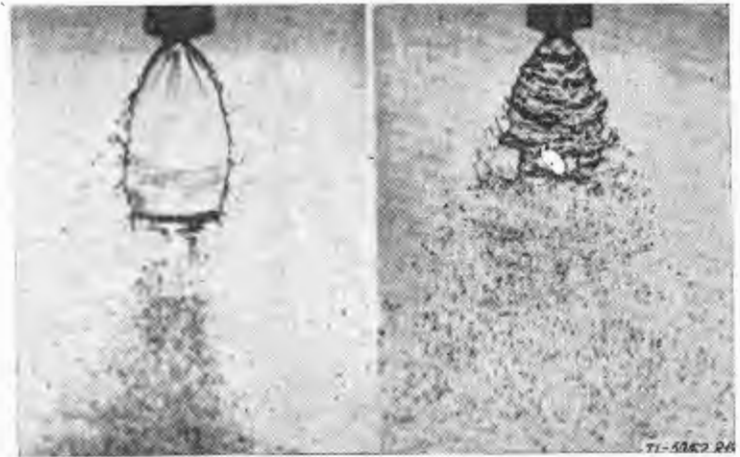
Rys. 18. Znoszenie aerosoli przy średniej średnicy kropli 60 μ. Wysokość lotu 3 m, V wiatru = 3-4 m/sec. Dawka 100 cm³/m lotu

Tabela 6
Krytyczne średnice kropli przy różnych typach rozpylaczy

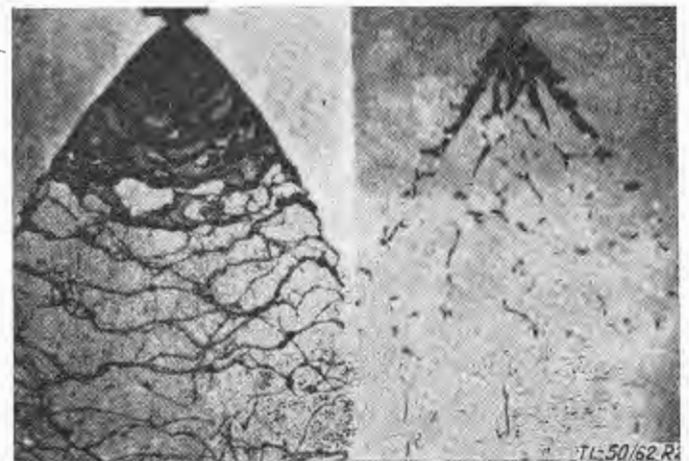
Prędkość V m/sec	Krytyczna średnica kropli w μ	Ciśnienie rozpylacza		Wirująca tarcza Ø 150 mm		
		Ciśnienie odpowiadające prędkości V w kg/cm²	Średnica kropli w μ		Prędkość obr./min odpowiadająca V na brzegu tarczy	Średnica kropli w μ
			wachlarz. oprysk	wiórowy oprysk		
15	2650	1,2	309	310	1910	412
30	661	4,8	197	153	3820	206
45	294	10,8	181	135	5730	137
60	166	19,2		129	7640	103
90	73	43,1			11 460	69
150	27	120			19 100	41
300	7	480			38 200	21

nym w otworze dyszy, a przez to zapobiegają tworzeniu się zbyt drobnych kropli. Niektóre z tych ciężkich cieczy tworzą nitkowaty rozpad strumienia cieczy, dzięki czemu unika się również tworzenia się licznych drobnych kropli-satelitów.

Na razie chemicy nie znają jeszcze dokładnie takich chemicznych polimerów, które by oba wyżej wspomniane efekty oprysku regulowały zgodnie z życzeniem użytkowników. Jednak próby przeprowadzone z podobnymi dodatkami do cieczy dawały rezultaty dużo lepsze niż próba kontrolowania średnic kropli przez specjalne konstrukcje rozpylaczy, czy regulację ciśnienia. Zdjęcie na rys. 19 pokazuje sposób rozpadu cieczy z dodatkiem czynnika zwiększającego lepkość cieczy (związki żelu). Widać wyraźnie tworzenie się „nitki” z cieczy, bez drobnych dodatkowych kropli. Zdjęcie



Rys. 19. Rozkład cieczy o zwiększonej lepkości



Rys. 20. Rozpad kropli czystej wody i z dodatkiem związków żelu

na rys. 20 ilustruje porównanie rozpadu czystej wody i wody zawierającej małą ilość związków żeluz. Wyraźnie widać zwiększenie się kropli przy jednoczesnym usunięciu małych kropli towarzyszących. Dalsze badania w tym kierunku doprowadzą niewątpliwie do dokładnego określenia i regulowania wielkości kropli, a co za tym idzie — wyeliminowania z prac lotnictwa Ag groźnego i niepożądanego czynnika znoszenia oprysku.

5. Wymagania stawiane samolotom rolniczym

5.1. Kryteria doboru maszyny latającej Ag

Długie studia nad różnymi czynnikami, wpływającymi na wydajność prac rolniczych wykonywanych przez lotnictwo Ag, doprowadziły do konkretnych określeń i wzajemnych zależności wielkości, charakteryzujących przydatność różnych typów samolotów i śmigłowców Ag. Prof. Baltin zależności te przedstawił w postaci wzorów na podstawie których można przeprowadzić dosyć dokładną kalkulację i obliczyć godzinowe koszty użytkowania poszczególnych typów maszyn, a następnie koszty obróbki 1 ha powierzchni.

Czasy, potrzebne na pokrycie chemikaliami jednostki powierzchni, oraz czas jednego cyklu roboczego można wyznaczyć ze wzorów:

$$t = \frac{T_r Q}{Q_f} + \frac{720}{bv} + \frac{240 T_w}{bL} + \frac{120 a Q}{V Q_f} + \frac{60 C}{VF} \text{ [min/ha]}$$

$$T = T_r + \frac{720 Q_f}{Q b v} + \frac{240 T_w Q_f}{Q b L} + \frac{120 a}{V} + \frac{60 C Q_f}{V F Q} \text{ [min/cykl roboczy]}$$

Objaśnienia wzorów:

- T_r [min] — minuty spędzone na ziemi (napełnianie, obsługa),
 Q [l/ha; kG/ha] — dawka na ha,
 Q_f [l; kG] — ładunek użyteczny chemikaliów,
 b [m] — szerokość pasa obrabianego,
 v [km/godz] — prędkość robocza samolotu,
 T_w [sek] — czas zakrętu samolotu,
 L [m] — długość pola obrabianego,
 a [km] — dolot do pola roboczego,
 V [km/godz] — prędkość przelotowa,
 C [km] — odległość między polami,
 F [ha] — powierzchnia pola,
 T [min] — czas cyklu roboczego $\frac{t \cdot Q_f}{Q}$
 t [min/ha] — czas obróbki 1 ha.

Wzory te mogą się odnosić zarówno do samolotów jak i śmigłowców, a spór o wyższość śmigłowca czy samolotu jest właściwie rozstrzygnięty. Wymagania, stawiane śmigłowcom i jego praca Ag, charakteryzująca się dobrą penetracją chemikaliów w głąb roślin, a przez to ekonomiczniejsze ich zużycie, stawia go przed samolotem. Dzieje się to jednak tylko do prędkości roboczej rzędu 56 km/godz. Powyżej tej prędkości krytycznej własności oprysku samolotowego i śmigłowcowego stają się porównywalne, a wyższość śmigłowca nad samolotem gwałtownie spada, gdyż koszty użytkowania samolotu są 3-krotnie niższe. Pozostaje jeszcze ta wyższość śmigłowca, iż może on lądować niedaleko miejsc obrabianych, a więc krótki dolot (a) oraz mały czas zakrętu (T_w). Stąd w świetle powyższego, śmigłowce stosuje się przeważnie przy lotach powolnych, szczególnie w walce ze szkodnikami sadów, winnic, przy zasiewach, wszędzie tam, gdzie wyższość śmigłowca nad samolotem jest bezsporna.

Przy standartowych pracach rolniczych, przy których prędkości wynoszą 80—100 km/godz., śmigłowiec traci swoje walory z uwagi na wysokie koszty użytkowania. Nową maszyną, która łączy w sobie charakterystyki lotne śmigłowca i samolotu, jest wirolot i ten typ maszyny latającej — według wielu fachowców lotniczych — rokuje na przyszłość największe nadzieje.

Jednak praktycznie, do chwili kiedy wiroloty opanują prace Ag, samoloty będą przez długi jeszcze czas stanowić podstawowy typ latającej maszyny rolniczej.

5.2. Wymagania stawiane samolotom Ag

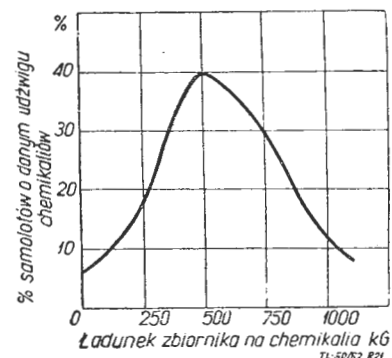
Oprysk powietrzny stanowi obecnie jedną z największych części prac Ag wykonywanych przez samoloty. Zakres tych

prac rokrocznie wzrasta. Podołać tym ciężkim zadaniom może jedynie taki samolot, który jest specjalnie zbudowany do tych celów. Nie spełniają tych zadań samoloty przebudowywane z dawnych maszyn wojskowych i treningowych, mają one bowiem mały udźwig i złe umieszczenie urządzeń rolniczych. Konstrukcja nie jest odporna na korozję itp. Technika opylania wymaga od pilota dużej dokładności wykonywania lotów, a więc dużego napięcia uwagi przy lotach niskich oraz częstych startów i lądowań. Warunki użytkowania takich samolotów zmieniają się w zależności od tego, w jakich krajach i warunkach klimatycznych są użytkowane, jednak we wszystkich okolicznościach trzy czynniki pozostają zwykle takie same, niezależnie od szerokości geograficznej, a mianowicie: lądowiska są zwykle krótkie, jednokierunkowe i posiadają nierówną nawierzchnię.

Pogorszyć jeszcze może sytuację to, że szereg takich lądowisk znajduje się w terenie górzystym, co ma bezpośredni wpływ na start przeciążonego samolotu. Te i szereg innych, niemniej ważnych, czynników stanowią podwaliny do ustalenia kryteriów w stosunku do samolotu rolniczego. W szeregu krajów powstały specjalne mieszane komisje złożone z przedstawicieli wszystkich zainteresowanych stron tak z Ministerstwa Rolnictwa, instytutów naukowych, jak i przemysłu lotniczego, które ustalają kryteria na budowane samoloty do prac Ag. Poniżej podano szereg ogólnych uwag, które powinny być uwzględnione przy budowie samolotów, przeznaczonych do typowych prac Ag, przeprowadzanych w nowoczesnej agrotechnice.

I. ZAGADNIENIA AGROTECHNICZNE

1. Zbiornik ^{na} chemikalia. Pojemność rzędu 500 kG. Wykres na rys. 21 przedstawia zależność procentowej ilości samolotów rolniczych, będących w eksploatacji, od posiadanego udźwigu w kG. Zbiornik winien być wykonany z materiałów odpornych na działanie różnych chemikaliów, najlepiej z tworzywa sztucznych. Musi być łatwo wymienny. Otwór wysypowy powinien być duży, łatwo dostępny dla obsługi naziemnej i musi znajdować się poza kabiną pilota,



Rys. 21. Procentowa liczba samolotów o danym ciężarze udźwigu chemikaliów

ażeby w czasie ładowania chemikalia nie dostawały się do niej. Czas ładowania zbiornika nie powinien przekraczać 60 sek, tak że w czasie ładowania nie wyłączy się nawet silnika, gdyż nie ma możliwości w tak krótkim czasie ochłodzić go dostatecznie. Zbiornik musi mieć urządzenie awaryjnego wyrzutu chemikaliów, opróżniające jego zawartość w przeciągu 3—5 sek. Urządzenie takie jest jednym z podstawowych wymogów bezpieczeństwa pilota w przypadku przymusowego lądowania w terenie przygodnym.

2. Urządzenia rolnicze winny być dostosowane:

- do rozsypywania wszelkiego rodzaju nawozów sztucznych w postaci pyłów, soli, granulek i ich mieszanin, o regulowanym wydatku od 200—500 kG/ha, o szerokości pasa opylanego rzędu 20 m,
- do opylania pyłami lekkimi o ciężarze właściwym 0,7, z regulacją wydatku 20—80 kG/ha, o szerokości pasa rzędu 40—60 m,
- do opryskiwania cieczami wodnymi w zakresie wydatku 20—80 l/ha, o szerokości pasa rzędu 30—40 m,
- do opryskiwania cieczami olejnymi, tak zwanymi aerosolami, o wydatku 3—8 l/ha, o szerokości pasa rzędu 50—60 m.

Ogólne wymagania dla wszystkich wymienionych urządzeń są takie, ażeby chemikalia rozkładały się równomiernie na całej szerokości pokrywanego pasa.

Również umieszczenie urządzeń rolniczych winno być takie, ażeby rozpylane czy rozpryskiwane chemikalia nie padały na części samolotu i nie gromadziły się w tyle kadłuba czy statecznika, a były daleko od niego odrzucone. Urządzenia rolnicze muszą być w warunkach polowych szybko wymienne z jednego na drugie względnie uniwersalne. Napędy urządzenia rolnicze muszą działać niezawodnie, muszą być łatwe i proste w użyciu.

W celu wyeliminowania wysiłku pilota oraz jak najmniejszego zaabsorbowania jego uwagi napędy winny być zmechanizowane (pneumatyczne lub elektryczne) i umieszczone w bezpośrednim zasięgu lewej ręki.

II. ZAGADNIENIA KONSTRUKCYJNE

1. Konstrukcja płatowca winna być mocna (najlepiej kadłub spawany z rur i obsyty płótnem), prosta budowa tak konstrukcji samego płatowca jak i jego wszystkich napędów, z wyeliminowaniem agregatów łatwo psujących się w eksploatacji. Wszystko to jest niezmiernie ważne z tego powodu, że samoloty Ag pracują przeważnie w ciężkich warunkach polowych, z dala od baz technicznych. Kadłub powinien być na tyle szczelny, ażeby chemikalia nie dostawały się do wnętrza i nie gromadziły się w nadmiernej ilości, co może doprowadzić do zmiany wyważenia i nawet awarii. Konstrukcja samolotu powinna być dobrze chroniona przed korozją od działania chemikaliów.

2. Kabina powinna zapewnić maksymalne bezpieczeństwo i wygodę pilota. Duża częstotliwość wykonywanych lotów i to przeważnie na małej wysokości, ciężkie starty i lądowania w przygodnym terenie, duże napięcie uwagi i nerwów — wszystko to powoduje konieczność budowy wygodnej, lecz i bardzo mocnej, a także szczelnej przed chemikaliami kabiny, w której pilot czułby się bezpiecznie i mógł dobrze wypełnić zadania lotnictwa Ag. Widoczność z kabiny winna być następująca: w przód od 20° poniżej linii horyzontu do 90° nad horyzontem, w boki w lewo i w prawo po 90° od osi podłużnej samolotu. Przed uszkodzeniem ciała w czasie kapotażu lub wypadku pilota chronić powinny również mocne pasy plecowe. Tablica przyrządów winna zawierać jedynie niezbędny komplet przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych, dobrze czytelnych z fotelu pilota. W kabynie powinno być miejsce na drugi, łatwo wymieniany fotel dla personelu technicznego na czas przelotu z miejsca na miejsce na nową bazę roboczą. Samolot powinien być wyposażony w urządzenie ostrzegawcze przed przeciągnięciem, które sygnałem akustycznym lub optycznym powinno ostrzegać pilota przy przekroczeniu prędkości krytycznych. Sygnał ostrzegawczy powinien nastąpić przy prędkości 10—15% większej od prędkości przeciągnięcia.

3. Podwozie powinno być szczególnie mocne, wytrzymałe do 200 lądowań dziennie (przy organizacji dwuzmianowej pracy pilotów samolot taki praktycznie lata cały dzień, a loty przy rozpylaniu nawozów trwają nieraz niecałe 5 min). Rozstaw kół powinien być możliwie jak najszerszy ze względu na użytkowanie samolotu na nierównym terenie. Koła powinny być możliwie dużej średnicy z ewentualnym zastosowaniem wózka z podwójnymi kołami, a opony duże o niskim ciśnieniu, ażeby nacisk jednostkowy na powierzchnię gruntu był jak najmniejszy. Amortyzacja miękka, o współczynniku lądowania $m_{lad} = 2,5$, przy prędkości opadania 3 m/sek. Podwozie musi być zaopatrzone w specjalne noże do przecinania drutów, na jakie może pilot przy lotach koszących niespodziewanie nalecieć. W wielu przypadkach noże takie chronią całkiem skutecznie przed kapotażem.

4. Z innych, ważniejszych wymagań, należy wspomnieć o następujących:

- zbiorniki paliwa powinny być umieszczone z dala od silnika, a nigdy pomiędzy silnikiem a kabiną pilota.
- sterowanie płatowcem powinno być szytywne za pomocą popychaczy, a przynajmniej sztywne sterowanie sterem wysokości. Napędy sterów i lotek — osłonięte przed działaniem chemikaliów. Łatwy dostęp do napędów w celu dokładnego i częstego ich sprawdzania;
- wyważenie samolotu powinno być proste, a działanie trymera skuteczne na pełnych zakresach prędkości i ciężarów: awaryjny wyrzut chemikaliów nie może spowodować takiej sytuacji, w której pilot nie jest w stanie

zapanować nad pilotowaniem samolotu (szczególnie, że w większości przypadków awaryjny wyrzut musi być dokonany na małej wysokości).

III. OSIĄGI I CHARAKTERYSTYKI LOTNE

1. Jako generalna zasada — samolot musi być dostosowany do użytkowania przeważnie w terenach przygodnych, a więc start i lądowanie z lotnisk krótkich, nierównych, położonych często na dużej wysokości ponad poziomem morza. Te czynniki głównie określają, że ciężar w locie samolotu winien zawierać się w granicach 1350—1800 kg. Samolot winien być stateczny i sterowny na małych prędkościach, a szczególnie w zakrętach. Również winien być bardzo zwrotny na ziemi. Ze względu na różne przeszkody terenowe, jak i na specyficzne warunki pracy samolotów Ag, silnik powinien mieć pewien nadmiar mocy, ażeby pilot mógł w każdej chwili bezpiecznie „wyrwać” samolot i przelecieć nad przeszkodami. Współczynnik obciążenia mocy rzędu od 6 do maks. 6,5 kg/KM.

2. Specjalne wymagania są następujące:

- możliwość startu i lądowania z bocznym wiatrem o sile do 6 m/sek;
- długość startu z pełnym obciążeniem na wysokości 1000 m n.p.m., na bramkę o wys. 6 m, nie więcej niż 300 m;
- prędkość wznoszenia przy ziemi min. 2,5 m/sek oraz stromy tor wznoszenia ze względu na przylotniskowe przeszkody;
- prędkość przelotowa samolotu rzędu 170 km/godz przy prędkości minimalnej 50 km/godz,

6. Lotniska i lądowiska Ag

Uwagi ogólne

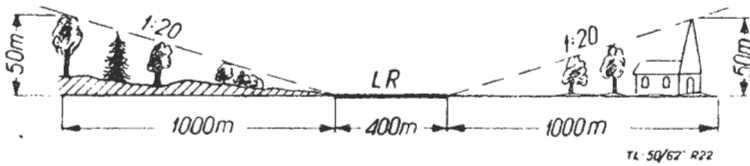
Użytkowość samolotu Ag jako narzędzia pracy i wzrost jego wartości występuje wtedy, gdy lotnisko znajduje się jak najbliżej miejsca pracy samolotu. Nie mogą być to oczywiście normalne lotniska, a raczej jakieś lądowiska zastępcze. W obecnych warunkach rozwoju lotnictwa Ag sieć takich lądowisk powinna być dosyć rozległa. Np. w Nowej Zelandii istnieje 8000 polowych lądowisk, przeznaczonych dla lotnictwa Ag. Lądowiska takie mogą być wykorzystane także do innych celów jak: transport towarów szybko psujących się (jagód, ryb), punkty sanitarne, weterynaryjne, przewóz pasażerów itp., gdzie niewielkie samoloty szybko i z dużą częstotliwością mogłyby obsługiwać rosnące zapotrzebowania ludności.

Dla typowego lotnictwa Ag rozróżniamy dwa rodzaje lotnisk: lotnisko podstawowe LP, lądowisko robocze LR.

Lotnisko podstawowe. Zaliczamy tu wszystkie stałe lotniska zarejestrowane przez Ministerstwo Komunikacji, a więc porty lotnicze, lotniska aeroklubowe, szkoły lotnicze, szybowiska, a także lotniska militarne. LP wyposażone są w urządzenia do obsługi techniczno-lotnej i zabezpieczają w pełni możliwości eksploatacji samolotów (osłona meteorologiczna i radiowa, gwarantująca bezpieczeństwo lotów, warstwy mechaniczne, lotniskowe urządzenia pomocnicze, jak składy paliwa, garaże itp.). Na lotniskach tych można naprawić drobne uszkodzenia, dokonywać głównych przeglądów okresowych, szkolić personel techniczny i lotny. Z LP samoloty Ag wylatują na lotniska robocze, gdzie wykonują właściwą pracę. Oddalenie takich lotnisk z ekonomicznego punktu widzenia nie powinno przekraczać 50 km.

Niekiedy tworzy się na większych lądowiskach roboczych specjalnie wyposażony technicznie punkt, który jest rodzajem stacji maszynowo-tractorowej w odniesieniu do samolotów. Na takim lądowisku buduje się nieraz nawet prowizoryczny pas betonowy dla niezależnienia się od warunków pogody, ażeby można było używać samolotów również w jesieni i na wiosnę, kiedy jest najwięcej pracy przy nawożeniu pól. Lądowiska takie wyposaża się w stały personel techniczny, obsługę agrotechniczną, a nawet stałych pilotów. Jest to podyktowane tym, że personel taki rekrutuje się z miejscowych ludzi, przywiązanych do swych terenów, a z drugiej strony, że nowoczesne lotnictwo Ag daje już zatrudnienie w przeciągu 10 miesięcy (i nieraz więcej) w roku. Można więc utworzyć stałe punkty — czynne cały rok.

Lądowiska robocze. Wyposażenie takich lądowisk jest bardzo niewielkie. Winny one jedynie zapewnić start i lądowanie samolotów. Tereny takich lądowisk są własnością państwowych gospodarstw rolnych lub lasów państwowych, a wybór ich jest uzgodniony z władzami lotniczymi. Głównym wymaganiem, stawianym LR, a mającym zasadnicze znaczenie dla opłacalności i ekonomiczności prac Ag (wzrostu ilości obrobionych ha na samolot) jest, ażeby leżało ono



Rys. 22. Długość LR oraz ukształtowanie przeszkód na dolocie i starcie (dopuszczalne)

w bezpośredniej bliskości do terenów obrabianych. Jako regułę należy stosować odległość do pól obrabianych przy nawożeniu nie większą niż 5 km \sim 2 min lotu, przy opryskiwaniu nie większą niż 12 km \sim 5 min lotu.

A oto kilka szczegółowych wymagań dla LR: do LR musi być dobry dojazd, ażeby zaopatrzenie w środki chemiczne i paliwo nie napotykało na duże trudności.

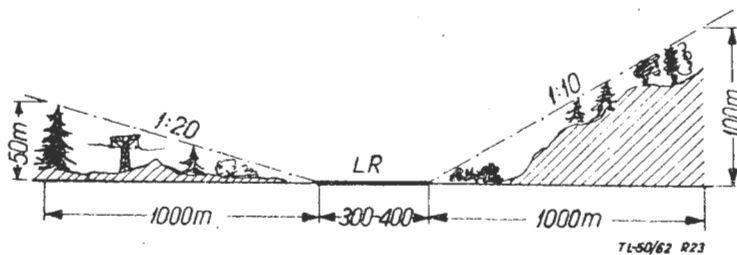
Jako nawierzchnia LR najlepiej nadaje się pole po koniuczynie, lucernie, stare rżyska, lub w suchych porach — łąki. Niekiedy na takich lądowiskach trzeba usunąć większe kamienie, wyrównać kretowiska, a nawet zniwelować teren pola wzlotów lub zawałcować powierzchnię. Dołki lub grudy nie mogą przekraczać 10% średnicy koła, a zielska i trawy 40%.

Długość LR dla średniej klasy samolotów Ag (ciężar w locie 1200—1800 kg) winna wynosić 400 m. Przy dobrych podejściach do lądowania odległość ta może być skrócona o 100 m. Odległości te zabezpieczają sprzęt przed rozbiciem nawet w przypadku przerwania startu i powtórnego przymusowego lądowania.

Szerokość LR dla tej samej klasy samolotów, całkowicie zabezpieczająca bezpieczeństwo lotów, wynosi 50—80 m.

Spadek lub falistość LR w kierunku jego długości nie może przekraczać 5% (przy 400 m długości — spadek 20 m). Poprzeczny spadek lub falistość LR dopuszczalne są do 3%.

Przeszkody, otaczające lądowisko, nie mogą w żadnym przypadku zagrażać bezpieczeństwu lotów. Z tego względu na LR mogą być wybierane te pola, które nie mają na linii startu i lądowania przeszkód większych (względnie wzniesienie gruntu większe) niż stosunek 1 : 20, co oznacza, że na odległości 100 m dopuszcza się przeszkody o wysokości 5 m (rys. 22). Przy specjalnych warunkach z ograniczonymi możliwościami startu można dopuścić jednostronne wzniesienia w stosunku 1 : 10 (rys. 23). Jednak eksploatację



Rys. 23. Długość LR oraz układ przeszkód w specjalnych warunkach

takich LR przeprowadza się jedynie w wyjątkowych przypadkach, kiedy groźba rozprzestrzeniania się szkodników jest bardzo duża. Oczywiście, na lądowiskach takich muszą latać specjalnie wyszkoleni piloci.

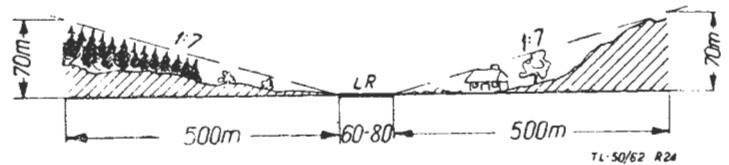
Boczne przeszkody lub wzniesienia gruntu dopuszcza się w stosunku 1 : 7 (rys. 24).

Wymagania co do LR — podane wyżej — są opracowane na podstawie warunków technicznych NRD i nie stanowią dotychczas jakichkolwiek stałych norm międzynarodowych. Każdy kraj ma, lub częściej nie ma, swoje wymagania, a w każdym razie dziedzina ta wymaga szczególnego opracowania. Dotychczas wiele wypadków lotniczych było spowodowane brakiem odpowiednich warunków bezpieczeństwa na takich polowych lądowiskach. W niektórych krajach kapitalistycznych jako lądowiska używa się na przykład zwykłych polnych dróg (ażeby przez oszczędność nie niszczyć pól uprawnych), co oczywiście wymaga od pilota kunsztu akrobata i nieraz prowadzi do uszkodzenia sprzętu.

Sprawa ta ma zupełnie inny aspekt w krajach socjalistycznych, gdzie zagadnienia bezpieczeństwa lotów stawiane są ostatnio bardzo ostro.

Reasumując ten krótki przegląd zagadnień lotnictwa Ag należy stwierdzić, że biurom konstrukcyjnym winna przyswiecać zasadnicza myśl, że — mimo ostrych i ciężkich warunków stawianych samolotom Ag — ich użytkowanie i eksploatacja musi być ekonomiczna. Koszty użytkowania samolotu przy różnych pracach Ag muszą być niskie i konkurencyjne w stosunku do innych maszyn naziemnych. W przeciwnym bowiem razie rozprzestrzenianie się eksploatacji samolotów Ag będzie bardzo powolne. Wytwórnie samolotów Ag winny poświęcić więcej uwagi i czasu na opracowanie techniczno-ekonomicznych wskaźników i porównań z innymi maszynami rolniczymi i wykazać niezbicie wyższość sprzętu latającego w tej dziedzinie.

Dotychczas takich publikacji było bardzo niewiele, a i te, które się ukazywały, nie obejmowały całości zagadnienia,



Rys. 24. Szerokość LR oraz układ dopuszczalnych przeszkód

gdź w wielu przypadkach nie ma po prostu odpowiedniego materiału rzeczowego.

Nic dziwnego, że lotnictwo Ag z takim trudem zdobywa sobie pozycję w świecie technicznym. Jednak obserwacja rozwoju tych zagadnień na świecie daje niezbity pewność, że przed lotnictwem Ag otwiera się zielona droga i że zagadnieniami tymi trzeba zająć się poważnie na bazie naukowej, a nasze Zakłady PZL, mając możliwości techniczne, mogą stać się jednymi z czołowych zakładów na świecie produkujących samoloty Ag, które śmiało będą mogły konkurować z podobnym obcym sprzętem na wszystkich rynkach świata.

LITERATURA

1. Journal of the Royal Aeronautical Society
 - a. Aircraft in Agriculture by E. A. Gibson
 - b. A Review of Current Developments in Agricultural Aviation, by W. E. Ripper
 - c. Liquid Atomisation, by R. P. Fraser
 - d. The Farmer's Viewpoint on Aerial Application of Fertilisers and Sprays, by J. B. Farrant
2. Development in Aircraft for Agriculture (praca zbiorowa)
3. Piper Pawnee — Agricultural Airplane
4. Transland — Agricultural Airplane
5. Flugzeuge in der Land — und Forstwirtschaft — Walter Britt
6. Materiały z międzynarodowych konferencji lotnictwa rolniczego w Cranfield w 1959 r. i Pradze 1961 r.
7. Artykuły z czasopisma „Grazdańskaja Awiacja”.

UWAGA: Zmiana konta prenumeraty: Należność za prenumeratę „Techniki Lotniczej” na 1963 rok należy wpłacać na rachunek: PKO Warszawa, konto 1-9-121697, Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Zakład Kolportażu, Warszawa, Mazowiecka 12

Dobór obciążeń badawczych w laboratoryjnych badaniach zmęczeniowych

Cz. I

Zmęczeniowe obciążenia eksploatacyjne o dowolnej postaci i wielkości cyklu obciążenia oraz zmieniającym się w sposób nieregularny obciążeniu średnim nie mogą być ściśle odwzorowane w warunkach laboratoryjnych badań ze względu na ograniczone możliwości istniejących urządzeń obciążających i czas trwania badań.

Praca zawiera przegląd stosowanych metod laboratoryjnych badań zmęczeniowych, które — w zależności od posiadanych urządzeń obciążających, projektowanego czasu trwania badań zmęczeniowych i kosztów, dają wyniki badań o różnym stopniu dokładności w porównaniu z wynikami otrzymywanymi na podstawie eksploatacji. Dane, ilustrujące wyniki badań, zostały zaczerpnięte z literatury wymienionej w wykazie.

Zamiana obciążeń eksploatacyjnych na obciążenia przyjęte do badań zmęczeniowych

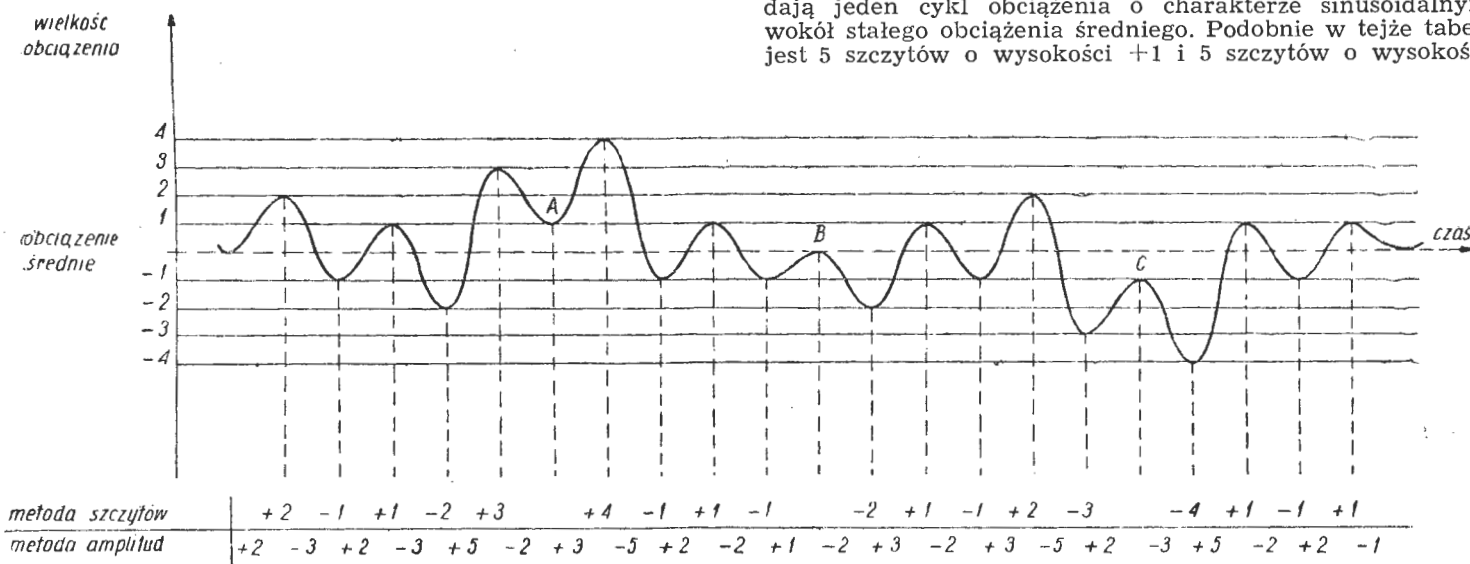
Na rys. 1 pokazany jest przykład obciążeń eksploatacyjnych. Przedstawione obciążenie jest typowe dla skrzydeł samolotów komunikacyjnych i transportowych, obciążonych podmuchami od niespokojnej atmosfery i obciążeniami przy lądowaniach. Obciążenia eksploatacyjne, przedstawione na rys. 1, o dowolnej postaci cyklu obciążenia wokół średniego obciążenia, w warunkach laboratoryjnych mogą być realizowane jedynie przez wzbudniki elektromagnetyczne. Podstawową wadą wzbudników elektromagnetycznych jest to, że mogą one wzbudzać tylko małe siły. W badaniach zmęczeniowych elementów konstrukcji, zespołów i całych

szczytu obciążenia określa się od obciążenia średniego lub też metodą określania zakresu zmian obciążeń między dwoma kolejnymi szczytami, to jest metodą amplitud. W pracy zostaną omówione kolejno obie metody zamiany obciążeń eksploatacyjnych na obciążenia badawcze.

W metodzie opartej na określaniu wysokości szczytów obciążeń postępuje się tak, jak pokazano w górnej części tabelki na rys. 1.

Szczyty nie przecinające obciążenia średniego, to jest takie wierzchołki jak A.B.C. na rys. 1, nie są brane pod uwagę. W tabeli I zestawia się szczyty o jednakowej wielkości i o jednakowym znaku.

Przykładowo — w tabeli I jest jeden szczyt o wysokości $-4,0$ i jeden szczyt o wysokości $+4,0$. Szczyty te, po zamianie obciążeń eksploatacyjnych na obciążenia badawcze, dają jeden cykl obciążenia o charakterze sinusoidalnym wokół stałego obciążenia średniego. Podobnie w tejże tabeli jest 5 szczytów o wysokości $+1$ i 5 szczytów o wysokości



Rys. 1. Zamiana obciążenia eksploatacyjnego na obciążenie badawcze za pomocą metody szczytów oraz metody amplitud

konstrukcji istnieje konieczność przykładania dużych sił, których nie można otrzymać za pomocą wzbudników elektromagnetycznych. Dowolnie duże siły mogą być wytwarzane za pomocą hydraulicznych układów obciążających. Jednak hydrauliczne układy obciążające nie mogą odwzorowywać obciążeń o dowolnej postaci cyklu, takich na przykład jak przedstawiono na rys. 1. Wynika stąd konieczność zamiany obciążeń eksploatacyjnych z rys. 1 na takie obciążenia badawcze, które mogłyby być realizowane przez hydrauliczne układy obciążające, to jest zamiany obciążeń o nie ustalonej postaci cyklu wokół obciążenia średniego na obciążenia badawcze o symetrycznej postaci cyklu.

W tym celu obszar obciążeń, w którym wahają się obciążenia eksploatacyjne z rys. 1, dzieli się na szereg równych przedziałów obciążeń.

Skala obciążeń na rys. 1 może być wyrażona w dowolnych jednostkach obciążenia. Zamiany obciążeń eksploatacyjnych na obciążenia badawcze z symetryczną postacią cyklu obciążenia można dokonać za pomocą metody określania wysokości szczytów obciążeń, przy czym wysokość

-1 . Po zamianie za pomocą metody szczytów otrzymuje się 5 cykli obciążenia o charakterze sinusoidalnym.

Widać stąd, że każdy szczyt obciążenia eksploatacyjnego jest w obciążeniu badawczym zastąpiony przez pół fali sinusoidalnej o tej samej amplitudzie co i wysokość szczytu w obciążeniu eksploatacyjnym i każdy dodatni szczyt z ujemnym szczytem o tych samych amplitudach tworzą jeden cykl obciążenia badawczego. W rzeczywistości taka kombinacja szczytów nie ma miejsca i zazwyczaj — jak pokazuje doświadczenie — w przypadku obciążeń eksploatacyjnych po każdym dużym obciążeniu dodatnim następuje znacznie mniejsze obciążenie. W wyniku takiej zamiany obciążenia eksploatacyjnego na badawcze, obciążenie średnie między dwoma kolejnymi szczytami w obciążeniu eksploatacyjnym będzie się różnić od obciążenia średniego, przyjętego do badań.

Jeżeli się przyjmie, że pół odległości między dwoma kolejnymi szczytami obciążenia eksploatacyjnego stanowi amplitudę półcyklu, to wówczas średnia wszystkich amplitud obciążenia eksploatacyjnego będzie mniejsza od śred-

Tabela I

Zamiana obciążenia eksploatacyjnego na obciążenie badawcze za pomocą metody szczytów i metody amplitud

Zamiana za pomocą metody amplitud	Wysokość szczytu	-5	-4	-3	-2	-1	+1	+2	+3	+4	+5
	Ilość szczytów o danej wielkości	0	1	1	2	5	5	2	1	1	0
	Amplituda obciążenia zastępczego	5,0	4,5	4,0	3,5	3,0	2,5	2,0	1,5	1,0	0,5
	Ilość cykli dla danej amplitudy obciążenia zastępczego	0	0	1	0	1	0	2	0	5	0
Zamiana za pomocą metody szczytów	Wielkość zakresu zmiany obciążenia	-5	-4	-3	-2	-1	+1	+2	+3	+4	+5
	Ilość zakresów danego obciążenia	2	0	3	5	1	1	5	3	0	2
	Amplituda obciążenia zastępczego	5,0	4,5	4,0	3,5	3,0	2,5	2,0	1,5	1,0	0,5
	Ilość cykli dla danej amplitudy obc. zastępczego	0	0	0	0	0	2	0	3	5	1

niej amplitud obciążenia przyjętego do badań; to znaczy od średniej wielkości wszystkich dodatnich szczytów lub też średniej wielkości wszystkich ujemnych szczytów. Jak z tego widać, zamiana obciążeń eksploatacyjnych na obciążenia badawcze za pomocą metody szczytów daje bardziej niekorzystne warunki obciążeń. Na podstawie tego można wnioskować, że konstrukcja w warunkach eksploatacji przeniesie większą ilość zmian obciążeń niż ta sama konstrukcja badana na stanowisku badawczym dla tych samych obciążeń eksploatacyjnych, ale zamienionych na obciążenia badawcze według metody szczytów.

Metoda amplitud, albo inaczej metoda określania zakresu zmian obciążeń między dwoma kolejnymi szczytami, opiera się na założeniu, że zmiana obciążenia między dwoma kolejnymi szczytami ma większy wpływ na ilość dopuszczalnych zmian obciążeń niż poprawne określenie średniego obciążenia i szczytów obciążeń.

Metoda szczytów analizowała bezwzględne wychylenie obciążeń od obciążenia średniego, natomiast metoda amplitud analizuje zakresy zmian obciążeń między kolejnymi szczytami. Zakłada ona, że bezwzględne wychylenia obciążenia od położenia średniego i niewielka zmiana obciążenia średniego nie mają takiego wpływu na ilość dopuszczalnych zmian obciążeń, jak zmiana amplitud między dwoma kolejnymi szczytami obciążenia. W tej metodzie przyjmuje się, że wszystkie cykle mają takie same obciążenia średnie. Sposób zamiany obciążenia eksploatacyjnego na obciążenie badawcze za pomocą metody amplitud jest pokazany w dalszej części tabelki na rys. 1. Jak widać z tej tabelki,

między kolejnymi szczytami określa się przedział zmian obciążeń z odpowiednim znakiem. W tabeli I zestawia się wielkość przedziałów obciążeń między kolejnymi szczytami oraz ilość jednakowych przedziałów. Na przykład widać, że w przedstawionym na rys. 1 obciążeniu eksploatacyjnym przedział -5 występuje dwa razy; przedział $+5$ też dwa razy itd.

Cykl obciążenia badawczego w tej metodzie uzyskuje się łącząc ze sobą przedziały o jednakowej wielkości i przeciwnym znaku i amplitudzie równej pół wielkości przedziału. I tak w przypadku przedziałów -5 i $+5$, występujących po dwa razy każdy, otrzymuje się dwa cykle obciążenia z amplitudą $5 : 2 = 2,5$.

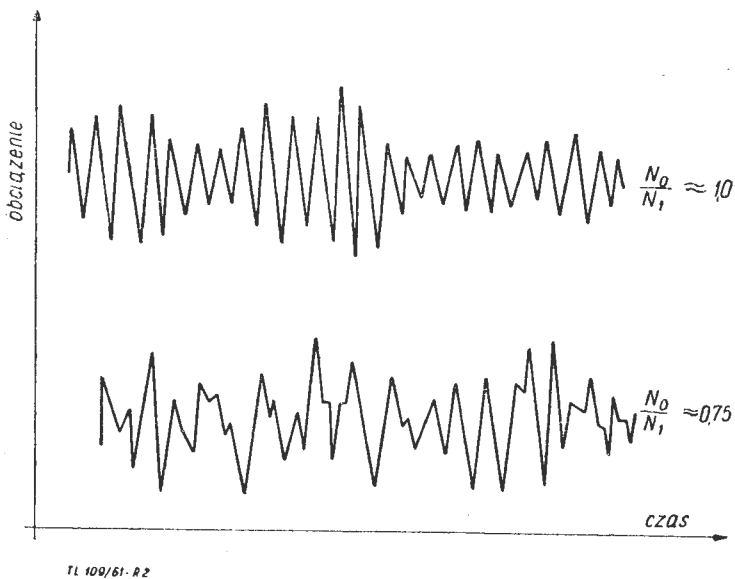
Ogólnie można stwierdzić, że dla danego obciążenia eksploatacyjnego metoda amplitud daje więcej cykli obciążeń w porównaniu z metodą szczytów, ale przy zastosowaniu metody amplitud otrzymuje się mniej cykli z wyższymi amplitudami w porównaniu z metodą szczytów.

Wpływ obu metod zamiany obciążenia eksploatacyjnego na obciążenie badawcze na wytrzymałość zmęczeniową można przedstawić na przykładzie obciążenia eksploatacyjnego, które daje się podporządkować rozkładowi normalnemu, to jest jego rozkład można określić za pomocą zależności Gaussa:

$$f(x) = \frac{1}{Sn \cdot \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x-\bar{x})^2}{2 \cdot Sn^2}} \quad [1]$$

Na rys. 2 przedstawiono obciążenia eksploatacyjne o rozkładach normalnych. Porównanie obu metod zostanie przeprowadzone dla obciążenia eksploatacyjnego $\frac{N_0}{N_1} = 0,75$ z rys. 2. Na rys. 3 przedstawiono rozkład obciążeń otrzymany z obciążenia eksploatacyjnego $\frac{N_0}{N_1} = 0,75$ z rys. 2 za

pomocą metody szczytów. Na osi rzędnych (rys. 3) odkłada się obciążenia, to jest wysokości szczytów, a na osi odciętych ilość obciążeń N . Rozkład, przedstawiony na rys. 3, otrzymuje się w ten sposób, że obciążenie eksploatacyjne z rys. 2 dzieli się na szereg równych przedziałów i następnie, w każdym z tych przedziałów, liczy ilość szczytów. Ilość szczytów w danym przedziale obciążenia odkłada się na rys. 3. W przypadku rozkładu normalnego, po obu stronach obciążenia średniego, w danym przedziale obciążenia znajduje się jednakowa ilość szczytów. Jeżeli pomiar obciążeń eksploatacyjnych, na podstawie którego dokonuje się doboru obciążeń badawczych, i podział skali obciążeń na równe przedziały obciążeń jest przeprowadzony dokładnie, to znaczy odległości między przedziałami są bardzo małe, otrzymuje się ciągi rozkład dodatnich i ujemnych wartości szczytów obciążeń, który jest styczny do wielkości N_1 tak, jak to pokazano na rys. 3.



Rys. 2. Rozpatrywane obciążenia eksploatacyjne o rozkładzie normalnym

Jak widać z rys. 3, szereg szczytów obciążeń o dodatnim znaku jest położony poniżej średniego obciążenia oraz szereg szczytów obciążeń o ujemnym znaku jest położony powyżej średniego obciążenia w sensie algebraicznym. Innymi słowy — w rozkładzie eksploatacyjnym jest pewna ilość szczytów obciążeń, które nie osiągają obciążenia średniego i stąd całkowita ilość szczytów N_1 jest zawsze większa od ilości szczytów przekraczających obciążenie średnie N_0 . Stąd widać, że rozkład obciążeń badawczych, określony za pomocą metody szczytów, daje N_0 cykli obciążeń, podczas gdy rozkład obciążeń eksploatacyjnych, na podstawie którego wyznaczono rozkład obciążeń badawczych, zawiera N_1

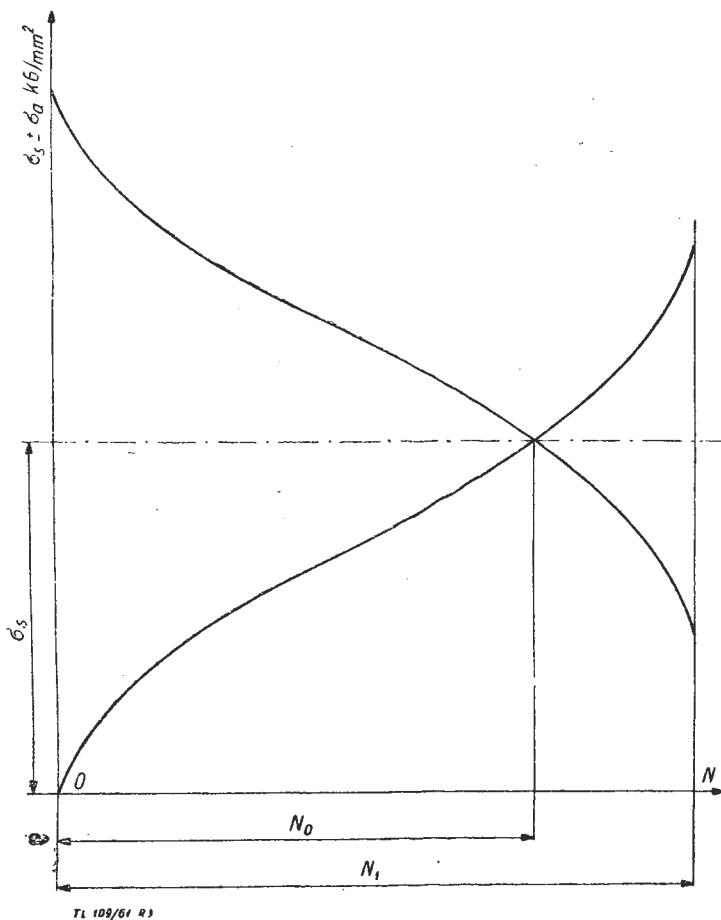
cykli obciążeń. Stosunek $\frac{N_0}{N_1}$ jest miarą nieregularności obciążenia eksploatacyjnego.

Dla stosunku $\frac{N_0}{N_1}$ bliskiego jedności, obciążenia eksploatacyjne mają postać fali sinusoidalnej o stałej długości i stopniowo zmieniającej się amplitudzie, tak jak to pokazano na rys. 2.

W miarę jak stosunek $\frac{N_0}{N_1}$ jest coraz mniejszy, obciążenia eksploatacyjne stają się coraz bardziej nieregularne.

Obciążenia eksploatacyjne niestabilnego typu są w pełni określone pod względem statystycznym, jeżeli jest znane średnie odchylenie S_n , stopień nieregularności $\frac{N_0}{N_1}$ i rozkład gęstości mocy obciążenia.

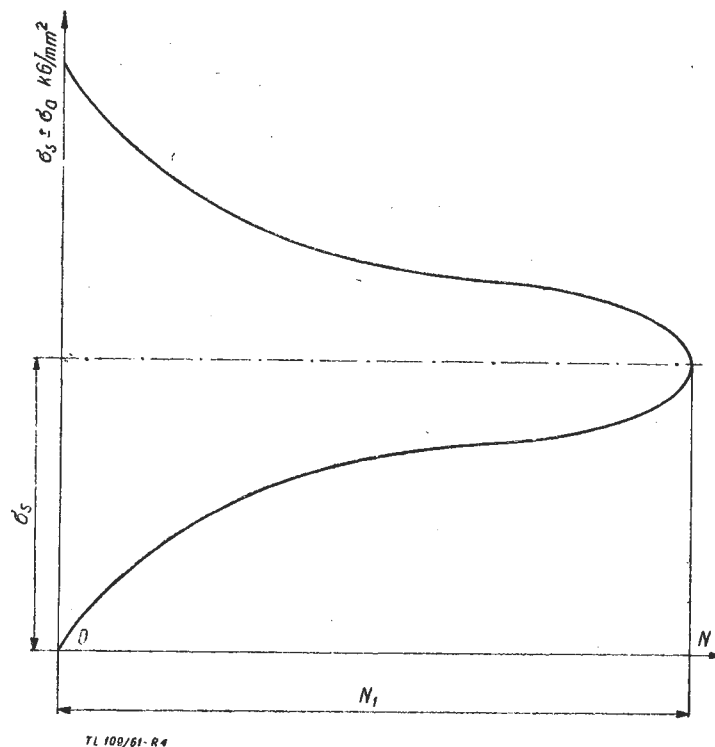
W praktyce pomiaru obciążeń eksploatacyjnych metoda szczytów jest związana z licznikiem sumującym, który, zainstalowany na przykład na samolocie, liczy ilość szczytów obciążeń w danym przedziale. Jest to jednak pewne uproszczenie, gdyż ilość szczytów nie może być ściśle wyznaczona na podstawie ilości osiągnięć-przekroczeń przedzia-



Rys. 3. Rozkład obciążeń badawczych, otrzymany z obciążenia eksploatacyjnego $\frac{N_0}{N_1} = 0,75$ z rys. 2, za pomocą metody szczytów

łów obciążenia, które mierzy w rzeczywistości licznik sumujący.

Takie uproszczenie spowodowane jest tym, że łatwiej jest otrzymać w praktyce rozkład osiągnięć-przekroczeń przedziałów obciążenia niż rozkład szczytów z obciążenia eksploatacyjnego, a to dlatego, że licznik sumujący daje



Rys. 4. Rozkład obciążeń badawczych, otrzymany z obciążenia eksploatacyjnego $\frac{N_0}{N_1} = 0,75$ z rys. 2, za pomocą metody amplitud

gotowe wyniki, nie wymagające redukcji danych pomiarowych. Stąd programowane badania zmęczeniowe opierają się na danych uzyskanych z liczników sumujących; ponieważ różnica wyników, przynajmniej dla obciążeń dużych, jest praktycznie pomijalna, rozkłady obciążeń otrzymane za pomocą liczników sumujących można traktować jako rozkłady uzyskane na podstawie metody szczytów.

Na rys. 4 przedstawiono rozkład obciążeń badawczych, otrzymany z obciążenia eksploatacyjnego $\frac{N_0}{N_1} = 0,75$ z rys. 2 za pomocą amplitud. Na osi rzędnych rys. 4 odkłada się amplitudę obciążenia, a na osi odciętych — ilość obciążeń N . Rozkład, przedstawiony na rys. 4, otrzymuje się analizując obciążenie eksploatacyjne z rys. 2 za pomocą metody amplitud, opisanej w tym rozdziale.

Za pomocą tej metody, tak jak pokazano w tabeli I, otrzymuje się ilość cykli dla poszczególnych amplitud obciążenia. Otrzymane wartości odkłada się w układzie współrzędnych, tak jak to pokazano na rys. 4. Kreśląc obwiednie amplitud, uzyskuje się poszukiwany rozkład.

Porównując rozkłady obciążeń badawczych na rys. 3 i rys. 4 widać, że amplitudy obciążeń na rys. 4 są mniejsze w porównaniu z amplitudami obciążeń na rys. 3.

Na rys. 5 przedstawiono współzależność między rozkładem uzyskanym za pomocą metody szczytów i rozkładem uzyskanym za pomocą metody amplitud dla obciążenia eksploatacyjnego o rozkładzie normalnym. Można dowiedzieć,

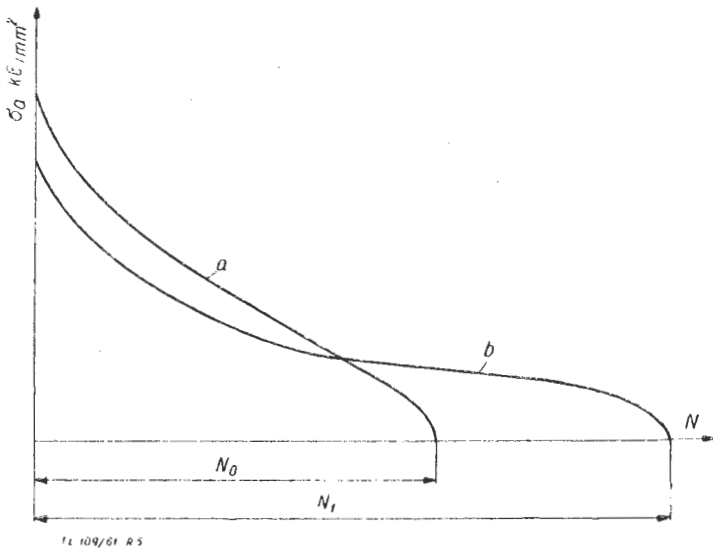
że dla $\frac{N_0}{N_1} = 1$ obydwa rozkłady przybierają jednakową postać.

Rozkład obciążeń badawczych oparty na metodzie amplitud może być uzyskany z rozkładu obciążeń badawczych, uzyskanego za pomocą metody szczytów. Obciążenia według metody amplitud otrzymuje się przemnażając każde obciążenie rozkładu „a” na rys. 5 przez stosunek $\frac{N_0}{N_1}$

$$\sigma_b = \sigma_a \cdot \frac{N_o}{N_1} \quad [2]$$

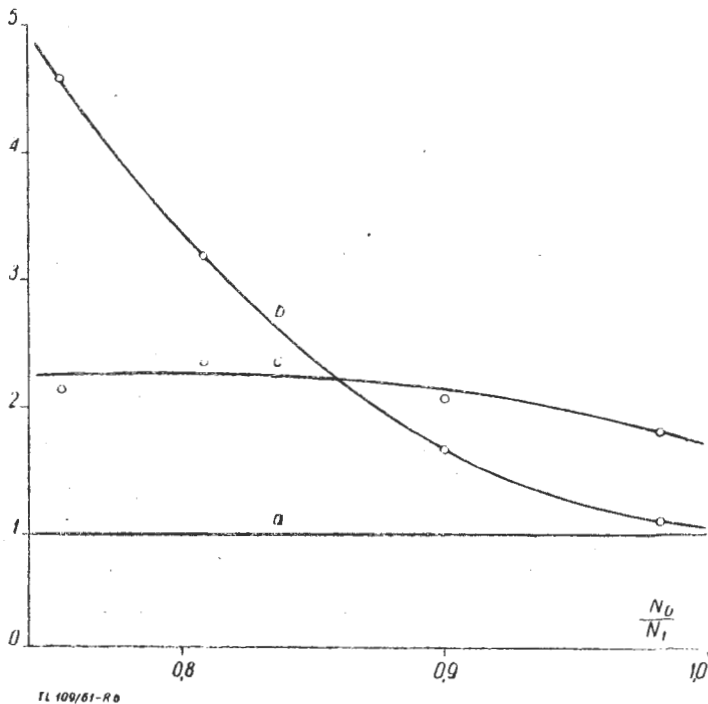
Ilość cykli obciążeń dla rozkładu według metody amplitud można otrzymać z rozkładu „a” na rys. 5 za pomocą następującej zależności:

$$N_b = N_a \cdot \frac{N_1}{N_o} \quad [3]$$



Rys. 5. Współzależność między metodą szczytów i metodą amplitud: a) rozkład uzyskany za pomocą metody szczytów; b) rozkład uzyskany za pomocą metody amplitud

Z zależności [2] i [3] widać, że amplitudy obciążeń badawczych uzyskane za pomocą metody amplitud są mniejsze od amplitud obciążeń badawczych, uzyskanych za pomocą metody szczytów, o współczynnik $\frac{N_o}{N_1}$, a ilość cykli obciążeń badawczych, uzyskanych za pomocą metody amplitud, jest większa od ilości cykli obciążeń badawczych, uzyskanych za pomocą metody szczytów, o współczynnik $\frac{N_1}{N_o}$.

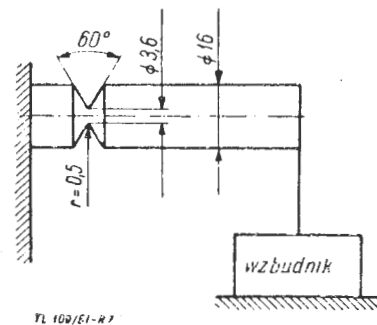


Rys. 6. Porównanie ilości cykli obciążeń do chwili zniszczenia próbki przy zniszczeniu badanej według trzech metod realizacji obciążenia: „a” — program badań wyznaczony za pomocą metody szczytów; „b” — program badań wyznaczony za pomocą metody amplitud; „c” — obciążenia eksploatacyjne

Na rys. 6 pokazano wyniki badań zmęczeniowych [Lit. 5] w postaci wykresów. Próbki były badane dla trzech rodzajów obciążeń: obciążenie eksploatacyjne o rozkładzie normalnym oraz obciążenia badawcze dla danego obciążenia eksploatacyjnego, uzyskane za pomocą metody szczytów i metody amplitud. Do badań użyto próbek duralowych o przekroju okrągłym o wymiarach: średnica próbki 16 mm, długość całkowita próbki 100 mm. Próbki były utwierdzone i badane przez zginanie. W pobliżu zamocowania próbki nacięto karb o kącie 60° i takiej głębokości, że średnica próbki w miejscu nacięcia karbu wynosiła 3,6 mm. Próbki były obciążane za pomocą elektrowzbudnika.

Schemat obciążenia i zamocowania próbki pokazano na rys. 7. Zastosowanie do obciążeń elektrowzbudnika pozwoliło przykładać siły według dowolnego programu oraz dostatecznie szybko, aby skrócić czas badań. Poprzez odpowiedni zapis obciążeń eksploatacyjnych na taśmie magnetycznej generatora wzbudzano obciążenia eksploatacyjne o rozkładzie normalnym.

Obciążenia programowe dobierano tak, że program obciążeń uzyskany na podstawie metody szczytów, bądź też na podstawie metody amplitud, zawierał się w granicach 15÷25 okresów programu. Obciążenie eksploatacyjne — tak jak to widać na rys. 6 — dobierano dla różnych wartości stosunków $\frac{N_o}{N_1}$.



Rys. 7. Schemat zamocowania i obciążenia badanej próbki

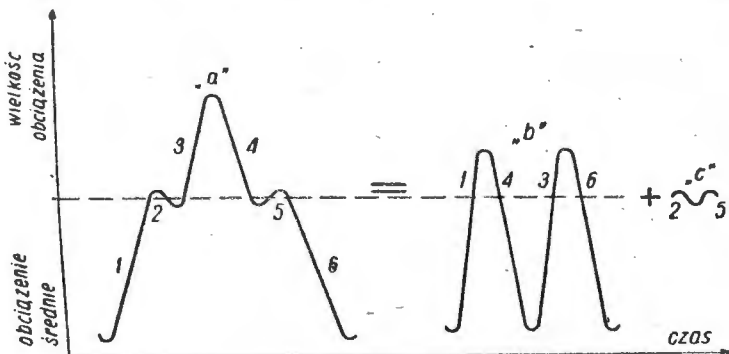
Ilość zmian obciążeń do chwili zniszczenia próbki dla programu obciążeń otrzymanego według metody szczytów dla każdej wartości $\frac{N_o}{N_1}$ przyjęto na rys. 6 równą jedności. Ilość zmian obciążeń do chwili zniszczenia próbki, dla programu obciążeń, otrzymanego według metody amplitud i dla programu obciążeń eksploatacyjnych, podano jako wielokrotność ilości zmian obciążeń dla programu obciążeń, otrzymanego według metody szczytów. W tym miejscu warto dodać, że rozkłady obciążeń od podmuchów dla skrzydeł samolotów komunikacyjnych i transportowych zawierają się w granicach $\frac{N_o}{N_1} = 0,8 \div 0,9$ [patrz Lit. 1]. Obciążenia eksploatacyjne w tych badaniach były wytwarzane za pomocą taśmy magnetycznej z naniesionym na nią rozkładem obciążeń eksploatacyjnych.

Z rys. 6 widać wyraźnie, że istnieją duże różnice między ilością zmian obciążeń potrzebną do zniszczenia próbki, obciążanej siłami eksploatacyjnymi oraz siłami badawczymi, otrzymanymi z obciążeń eksploatacyjnych, raz — według metody szczytów i drugi raz — według metody amplitud.

Różnica między obciążeniem badawczym wyznaczonym według metody szczytów i obciążeniem badawczym wyznaczonym według metody amplitud rośnie, gdy maleje stosunek $\frac{N_o}{N_1}$ to jest wówczas, gdy obciążenie eksploatacyjne

staje się coraz bardziej nieregularne. Fakt ten można wytłumaczyć następująco za pomocą rys. 8.

Jeden cykl obciążenia eksploatacyjnego „a” na rys. 8 z małymi pośrednimi przerwami w cyklu wokół obciążenia średniego zostaje zamieniony za pomocą metody amplitud na dwa cykle obciążenia (oznaczone literą „b”) badawczego z amplitudą dwa razy mniejszą od amplitudy rzeczywistego cyklu eksploatacyjnego. Natomiast nie uwzględnia się



FL 100/61-RB

Rys. 8. Wpływ odrzucenia małych zmian obciążeń na ilość cykli obciążeń do chwili zniszczenia próbki przy zamianie obciążenia eksploatacyjnego na obciążenie badawcze za pomocą metody amplitud.

w badaniach zmęczeniowych obciążenia oznaczonego literą „c” na rys. 8. Zastąpienie jednego cyklu obciążenia eksploatacyjnego dwoma cyklami obciążenia badawczego o amplitudzie dwukrotnie mniejszej daje łagodniejsze warunki obciążenia w porównaniu z obciążeniem eksploatacyjnym. Tym też należy tłumaczyć fakt, że program obciążeń, określony za pomocą metody amplitud, daje większą ilość zmian obciążeń do chwili zniszczenia próbki niż program obciążeń określony za pomocą metody szczytów. W miarę jak

stosunek $\frac{N_0}{N_1}$ maleje, nieregularność obciążenia wzrasta i ro-

śnie tym samym ilość pośrednich przerw w cyklach (odcinki 2 i 5 na rys. 8) obciążenia eksploatacyjnego, które nie są uwzględniane przy zamianie obciążenia eksploatacyjnego na obciążenie badawcze za pomocą metody amplitud.

W związku z tym, w miarę jak maleje $\frac{N_0}{N_1}$ ilość zmian

obciążeń do chwili zniszczenia próbki rośnie, tak jak to widać na rys. 6 (linia „b”). Z rysunku tego widać, że program obciążeń badawczych, wyznaczonych za pomocą metody amplitud, nie daje bardziej miarodajnych wyników w porównaniu z programem obciążeń badawczych, wyznaczonym za pomocą metody szczytów. Program obciążeń badawczych, oparty na metodzie amplitud, daje zbyt dużą ilość zmian obciążeń próbki do chwili zniszczenia w porównaniu z obciążeniem eksploatacyjnym. Z kolei program obciążeń badawczych, oparty na metodzie szczytów, daje zbyt małą ilość obciążeń próbki do chwili zniszczenia w porównaniu z obciążeniem eksploatacyjnym. Jednocześnie widać z rys. 6, że między ilością cykli obciążeń próbki do chwili jej zniszczenia, uzyskaną z obciążeń eksploatacyjnych a ilością uzyskaną z programu badań opartego na metodzie szczytów, istnieje mniej więcej stała różnica nie-

zależna od stosunku $\frac{N_0}{N_1}$ i dająca się wyrazić współczynnikiem 2,5.

Linia „c” na rys. 6 wskazuje, że eksploatacyjna sekwencja przykładowych do próbki sił daje dłuższy okres pracy próbki niż sekwencja programu badań opartego na metodzie szczytów.

Wyniki różnych badań zmęczeniowych, znanych autorowi (nr. Cassnera) wskazują, że wyniki przedstawione na rys. 6 dla próbek o małych wymiarach są takie same jakościowo dla konstrukcji o normalnych wymiarach. Ogólnie można stwierdzić, że wytrzymałość zmęczeniowa konstrukcji wyznaczona na podstawie zmęczeniowych badań programowych według metody szczytów jest zawsze mniejsza od rzeczywistej wytrzymałości zmęczeniowej, to jest od wytrzymałości, którą się określa dla danej konstrukcji na podstawie eksploatacji.

d.c. w zesz. 10/62.

Inż. EUGENIUSZ KOZLUK

629.13.012.002.3:678.06

Technika i technologia wykonywania laminatów zespołów samolotowych

Laminaty są to tworzywa warstwowe, otrzymywane przez nasycanie lub jednostronne pokrywanie nośnika-wypełniacza, środkiem wiążącym — żywicą. W technice znana jest duża różnorodność laminatów zarówno jeśli chodzi o stosowane żywice, jak i wypełniacz.

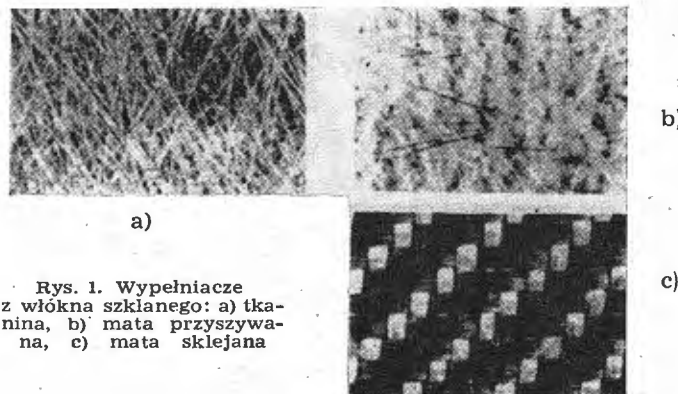
Wypełniacze

Rolę wypełniacza, od którego w decydującej mierze zależą własności wytrzymałościowe tworzywa, spełniają przeważnie materiały włókniste, takie jak bawełna, papier, azbest, tkaniny bawełniane, tkaniny szklane oraz włókno szklane. Do wytwarzania laminatów zespołów samolotowych używa się jako wypełniacza włókno szklane. Włókno szklane, jako wypełniacz do laminatów, stosowane jest w postaci pasm, tkanin i mat (rys. 1). Pasma używane są na wyroby, od których wymagana jest duża odporność na obciążenia jednokierunkowe (wzdłuż przebiegu włókien). Pasma stanowią zespół kilkudziesięciu nie skręconych nici, z których każda składa się ze 100 do 200 włókien elementarnych.

W przydatności włókna szklanego na laminaty istotne znaczenie posiadają następujące czynniki:

- 1) jakość szkła (alkaliczność),
- 2) grubość pojedynczych włókien,
- 3) adhezja pomiędzy żywicą a włóknem szklanym.

Do laminowania najodpowiedniejsze jest włókno ze szkła o najniższej zawartości alkaliów. Do wyrobu laminatów



Rys. 1. Wypełniacze z włókna szklanego: a) tkanina, b) mata przyszywana, c) mata sklejana

powinno stosować się zasadniczo włókno tzw. bezalkaliczne, w którym zawartość alkaliów nie przekracza 1,5% Na_2O i K_2O .

Wytrzymałość włókien szklanych w głównej mierze zależy od średnicy włókna elementarnego. Maksimum wytrzymałości posiadają włókna o średnicy $3-4\mu$. Ważnym momentem dodatkowym, przemawiającym za stosowaniem cienkich włókien, jest ich wysoka elastyczność i giętkość, co w przypadku włókien szklanych jest bardzo istotne. Największą wytrzymałość mają włókna szklane tuż po wy-

Tabela 1

Wytrzymałość włókna szklanego w zależności od jego średnicy

Srednica włókien szklanych w mikronach	Wytrzymałość na rozciąganie w kg/mm^2
4	300÷380
5	240÷280
7	175÷215
9	120÷165
11	100÷125

przedzeniu ich ze splotu. Pierwotna, bardzo duża wytrzymałość mechaniczna jest cechą przemijającą i spada skutkiem oddziaływania wilgoci oraz innych czynników mechanicznych (tab. 1).

Dla zabezpieczenia cienkich włókien szklanych przed uszkodzeniami mechanicznymi podczas dalszej przeróbki, skręcania w nitki, nawijania na szpule itp., włókno szklane pokrywane jest bezpośrednio po wyjściu z punktów snujących apreturą. Dobór apretury jest bardzo ważnym momentem. Apretura tkacka nie jest odporna na wodę, dlatego też ujemnie wpływa na własności wytrzymałościowe laminatu; rozpuszczając się w wodzie oddziela cienką warstwę włókna od żywicy, przez co obniżają się własności wytrzymałościowe. Aby temu zapobiec stosuje się apretury specjalne, odporne na wilgoć. Ponadto apretury te wiążą się chemicznie ze szkłem oraz z żywicą, co zapewnia bardzo dobrą przyczepność żywicy do szkła.

Srodki wiążące — żywice

Stosowane żywice do wyrobu laminatów można podzielić na dwie zasadnicze grupy:

- 1) kondensacyjne,
- 2) kontaktowe.

Z żywic kondensacyjnych stosowane są żywice fenolowe, które utwardzają się w temperaturach podwyższonych około 160°C . Wymagają one stosowania wysokich ciśnień w celu przeciwdziałania destrukcyjnemu działaniu wydzielania się ubocznych produktów gazowych podczas polikondensacji żywic.

Ostatnio opracowano żywice fenolowe niskociśnieniowe, które stosuje się do wyrobu laminatów. Mają one tę przewagę nad zwykłymi żywicami fenolowymi, że nie wymagają stosowania wysokich ciśnień podczas utwardzania.

Drugą grupę żywic, powszechnie stosowaną do wyrobu laminatów, stanowią żywice kontaktowe, z których najbardziej popularne są żywice epoksydowe i poliestrowe.

Żywice epoksydowe otrzymuje się z epichlorohydrynu i dwufenoli lub dwualkoholi. Niskomolekularne produkty z aktywnymi rozcieńczalnikami (np. eter glicydowe) stanowią typy żywic przeznaczone do laminowania. Cechą istotną tych żywic jest to, że posiadają niski skurcz rzędu 1% oraz dobrą przyczepność do wielu materiałów. Mogą być utwardzane w temperaturze pokojowej i podwyższonej.

Jako środki do utwardzania żywic epoksydowych stosuje się przeważnie aminy alifatyczne. Czas utwardzania wynosi od kilku do kilkunastu godzin. Żywice epoksydowe przewyższają żywice poliestrowe odpornością na działanie czynników chemicznych i atmosferycznych. Żywice poliestrowe obejmują dwa zasadnicze typy przydatne do laminowania, a mianowicie: maleinowe i alhylowe. Maleinowe są produktami estryfikacji kwasu maleinowego glikolami, alhylowe zaś są estrami alkoholu alhylowego i kwasów wielokarboksylowych. Bardziej rozpowszechnione są żywice oparte na kwasie maleinowym, których roztwory w styrenie używane są do wytwarzania laminatów. Żywice poliestrowe mogą być utwardzane przez ogrzewanie (ciepło), światło, zastosowanie katalizatorów organicznych lub kombinacji tych czynników. Utwardzanie polega na usieciowaniu przestrzennym łańcuchów polimeru przez mostki styrenowe. Czas utwardzania przez odpowiedni dobór warunków (tzn. katalizatora i temperatury) wynosi od kilku minut do 30 dni. Zapoczątkowana reakcja praktycznie nie może być wstrzymana. Przy utwardzaniu żywic poliestrowych w temperaturze pokojowej, obok katalizatora, stosuje się aktywator, dzięki czemu utwardzanie laminatu może nastąpić w ciągu kilku godzin. Żywice poliestrowe są odporne na działanie czynników chemicznych i atmosferycznych, dają się łatwo pigmentować i wypełniać. Skurcz przy utwardzaniu tych żywic waha się w granicach 4÷9% objętościowych.

Laminaty otrzymane z żywic epoksydowych przewyższają laminaty z żywic poliestrowych wyższą wytrzymałością szczególnie na ściskanie i zginanie statyczne, mniejszym skurczem przy utwardzaniu, dzięki czemu otrzymuje się wyroby pozbawione naprężeń wewnętrznych, dobrą przyczepnością szczególnie do metali, większą odpornością na warunki atmosferyczne, lepszymi własnościami elektrycznymi.

Własności wytrzymałościowe laminatów

Laminaty wypełnione tkaniną szklaną i włóknem szklanym przedstawiają sobą materiał o dobrych własnościach wytrzymałościowych, dzięki czemu znalazły szerokie zastosowanie jako materiał konstrukcyjny, zastępując inne materiały w wielu gałęziach przemysłu, między innymi w przemyśle lotniczym.

Znormalizowanie tych własności jest dość trudne z uwagi na:

- 1) różne typy stosowanych żywic,
- 2) różne możliwości katalizowania,
- 3) różne gatunki szkła, apretury na włóknie,
- 4) zależność wytrzymałości od zawartości wypełniacza, rozmieszczenia włókien, rodzaju wypełniacza,
- 5) metody formowania.

Podawane w literaturze liczby charakteryzujące wytrzymałość laminatów mają znaczenie orientacyjne.

Wyniki pomiarów uzyskiwane są na płaskich próbkach, co nie zawsze odpowiada gotowemu wyrobowi. Na przykład w wyrobach o kształcie sferycznym, na krawędziach lub na ściankach różnie pochylonych podczas formowania może być różny procent zawartości wypełniacza w laminacie. Dlatego też dla produktów spełniających odpowiedzialną rolę wymagane jest przeprowadzenie prób gotowego wyrobu.

Własności wytrzymałościowe laminatów przedstawiają się następująco:

a) wytrzymałość na rozciąganie jest funkcją procentowej zawartości włókien szklanych i zależy od stosowanych typów wypełniaczy. Najwyższą wytrzymałość na rozciąganie dla tkaniny szklanej, jako wypełniacza, uzyskuje się przy 75% zawartości, dla mat — przy 55% zawartości szkła.

Przeciętne wyniki wytrzymałości na rozciąganie wynoszą:

dla laminatów kontaktowych wypełnionych matą	15 kg/mm^2
dla laminatów kontaktowych wypełnionych tkaniną	40 „
dla laminatów kontaktowych wypełnionych włóknem równoległym	85 „
dla laminatów fenolowych niskociśnieniowych wypełnionych tkaniną szklaną	35 „

b) wytrzymałość na zginanie — podobnie jak i wytrzymałość na rozciąganie — też jest funkcją procentowej zawartości włókna szklanego, posiada również maksimum, leży ono jednak przy niższych zawartościach szkła niż w przypadku wytrzymałości na rozciąganie. Przy stosowaniu tkaniny cenniejszej, jako wypełniacza, otrzymuje się wyższą wytrzymałość na zginanie niż przy użyciu tkanin grubych.

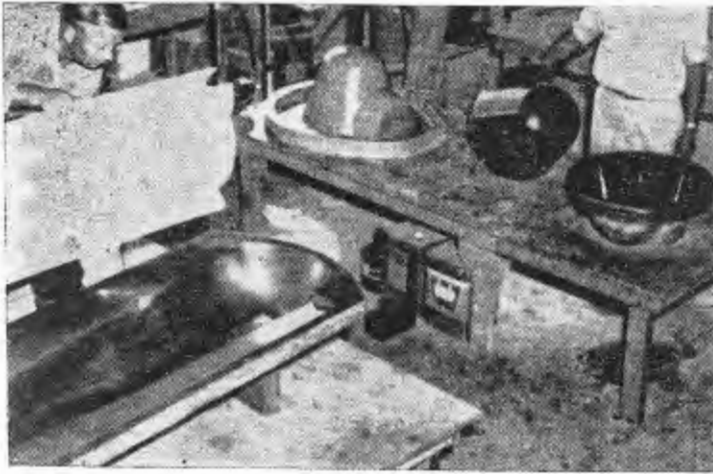
Przeciętne wyniki wytrzymałości na zginanie wynoszą:

dla laminatów kontaktowych wypełnionych matą szklaną	30 kg/mm^2
--	---------------------

Tabela 2

Porównanie własności wytrzymałościowych laminatu poliestrowego z innymi materiałami konstrukcyjnymi

Wskaźniki wytrzymałościowe	Laminat kontaktowy poliestrowy wypełniony:			Stal konstrukcyjna	Stop aluminiowy
	włóknem równoległym	tkaniną	matą		
Wytrzym. na rozciąganie	45	20	12	9÷11	3÷10
Wytrzym. na ściskanie	26	12	11	45÷55	3÷40
Wytrzym. na zginanie	40	30	20	10÷14	16
Udarność	80	30	29	13	16



Rys. 2. Formowanie wyrobów laminatowych w formach zamkniętych

dla laminatów kontaktowych wypełnionych tkaniną szklaną	30	kG/mm ²
dla laminatów kontaktowych wypełnionych włóknem równoległym	79	"
dla laminatów fenolowych niskociśnieniowych wypełnionych tkaniną szklaną	30	"

c) moduł sprężystości, w zależności od rodzaju wypełniacza i żywicy, waha się w granicach 80 000 ÷ 400 000 kG/cm² i jest niezależny od zawartości wypełniacza.

Porównanie modułów sprężystości laminatów z innymi materiałami, przy uwzględnieniu ciężaru właściwego, podaje poniższe zestawienie:

laminat z maty	0,8	stop magnezowy	2,6
laminat z tkaniny	1,5	stop aluminiowy	2,9
laminat z pasm z włó-			
kien	2,2	stal	3,7

Porównując własności wytrzymałościowe laminatów z innymi materiałami konstrukcyjnymi należy zwrócić uwagę na fakt, że porównanie będzie właściwsze, gdy uwzględniać się będzie ciężar właściwy materiałów.

Dla przykładu można podać, że dla osiągnięcia takiej samej wytrzymałości na rozciąganie, jaką ma stal, element z laminatu musi mieć trzy razy większy przekrój, ale przy tym jego ciężar wynosi tylko 3/5 ciężaru elementu stalowego, co w niektórych konstrukcjach ma istotne znaczenie (tabela 2).

d) ciężar właściwy laminatów kontaktowych wynosi 1,6 ÷ ÷ 1,9 g/cm³.

Technologia formowania

Technologia formowania laminatów jest różna dla różnych wypełniaczy i środków wiążących.

W przypadku stosowania żywic fenolowych, które wymagają konieczności stosowania dość wysokich temperatur rzędu 150 °C i znacznego ciśnienia, formowanie odbywa się z reguły w formach metalowych, masywnych, pod prasą.

W przypadku stosowania żywic fenolowych niskociśnieniowych wyroby formuje się też w temperaturze około 150 °C, stosując niewielki docisk — rzędu kilku atmosfer.

Laminaty z żywic kontaktowych można utwardzać bez ciśnienia lub przy niewielkich ciśnieniach w temperaturze pokojowej lub podwyższonej (kilkadziesiąt stopni).

Najprostszą i szeroko stosowaną metodą jest formowanie bezciśnieniowe w temperaturze pokojowej, polegające na kolejnym układaniu na formę pokrytą środkiem oddzielającym warstwę tkanin, a następnie przesycając tkaninę żywicą, nanoszoną ręcznie za pomocą pędzla. Do przyciskania tkanin i usuwania pęcherzy powietrza stosuje się wałki różnych kształtów, zależnie od kształtu formy. Uformowany element pozostawia się w formie na czas utwardzenia. W przypadku formowania bezciśnieniowego tą metodą w produktach gotowych niemożliwe jest całkowite usunięcie pęcherzy powietrza, pozostających między formą a pierwszą warstwą tkaniny, szczególnie w wyrobach o skomplikowanych kształtach. Otrzymany w ten sposób wyrób posiada kratery i wgłębienia pochodzące z pęcherzy powietrza. Wadę tę usuwa się przez zastosowanie do żywi-

cy środka fiksotropującego, który powoduje, że żywica płynnie pod działaniem sił mechanicznych (np. podczas rozpróżniania pędzlem), natomiast pozostawiona w bezruchu — zwiększa swoją lepkość i nie spływa nawet z pionowych powierzchni.

Warstwą żywicy fiksotropowej pokrywa się formę i pozostawia do zżelowania i dopiero po zżelowaniu formuje się wyrób na formie.

Podczas utwardzania uformowanego laminatu następuje związanie się żywicy fiksotropowej z żywicą w laminacie. Po zdjęciu wyrobu z formy cienka warstwa żywicy fiksotropowej tworzy jego lico; w ten sposób otrzymuje się laminat o jednej powierzchni gładkiej i drugiej chropowatej. Metodą tą można uzyskać laminaty o zawartości 50% zawartości wypełniacza.

W przypadku, gdy wymagana jest gładkość obu powierzchni wyrobów laminatowych, formowanie laminatu przeprowadza się w formach zamkniętych, składających się z patrycy i matrycy. Technologia formowania jest podobna do technologii formowania metodą bezciśnieniową, z tą różnicą, że utwardzanie laminatu przeprowadza się w złożonej formie otrzymując wyroby o kształcie użytej formy (rys. 2).

Inną metodą stosowaną w przemyśle jest formowanie próżniowe, polegające na formowaniu laminatu za pomocą worka elastycznego, szczelnie zaciśniętego do podstawy formy, spod którego wypompowuje się powietrze. Metodą tą otrzymuje się laminaty o większej zawartości wypełniacza, a więc o większej wytrzymałości, zupełnie pozbawione powietrza (rys. 3).

Stosowana jest także metoda ciśnieniowa formowania laminatów w podgrzewanych metalowych matrycach, przy ciśnieniu wywieranym workiem gumowym, do którego włacza się sprężone powietrze. W metodzie tej przyspiesza się proces utwardzania, otrzymując dobrze sprasowane laminaty.

W przypadku produkcji seryjnej stosowane jest formowanie na prasach w formach podgrzewanych. Używa się metalową matrycę i stempel gumowy lub metalową matrycę i stempel. Metoda ta szczególnie nadaje się do otrzymywania wyrobów laminatowych z wypełniaczem z włókna ciętego, uprzednio uformowanego. Wymiary oraz grubość wypełniacza są odpowiednio dobrane.

Uformowany wypełniacz wkłada się do formy, nalewa żywicę, przyciska stemplem, żywica pod naciskiem wypycha powietrze i przesyca wypełniacz. Docisnięty stempel pozostawia się na czas utwardzania żywicy. Metodą tą można formować laminaty przy użyciu żywic kontaktowych lub kondensacyjnych, dobierając odpowiednio warunki utwardzania (rys. 4).

Przy laminatach wysokiej wytrzymałości, w których wypełniacz stanowi włókno szklane, musi być zapewnione dokładne przesylenie nici oraz ograniczona do niezbędnego minimum ilość żywicy; proces technologiczny laminowania jest bardziej skomplikowany. Z reguły wymaga stosowania odpowiedniego przyrządu, zapewniającego właściwe ułożenie i odpowiedni naciąg włókien, przesylenie żywicą oraz usuwanie jej nadmiaru w całym procesie produkcyjnym. Przyrządy do tego celu nie są skomplikowane, tanim kosztem mogą być realizowane.

W technice laminowania znane są różne sposoby rozwiązania tego zagadnienia. Jedną z metod polega na przecią-



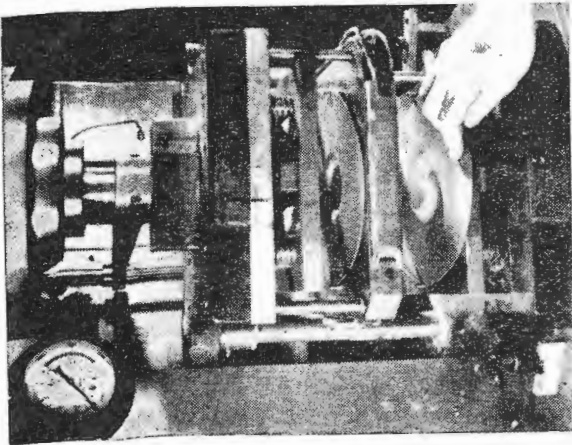
Rys. 3. Próżniowe formowanie wyrobów laminatowych przy użyciu worka elastycznego

ganiu pasm nici przesyconych żywicą przez odpowiednio ukształtowane dysze, o kolejno zmniejszających się przekrojach, gdzie jest wyciskany nadmiar żywicy, a następnie układany na przedmiocie laminowanym.

W metodzie tej, podczas przeciągania nici nasyconych żywicą przez dysze, duża ilość żywicy pozostająca w pasmach, której usuwanie jest związane z dużymi oporami, powoduje pęknięcie pojedynczych nici, a ponadto pasmo po wyjściu z dyszy posiada z góry już określony kształt narzucony dyszą.

Zastosowanie gładkich wałków do wyciskania żywicy daje lepsze wyniki przy laminowaniu.

Taśmę, nasyconych żywicą nici, przeciąga się między odpowiednio dociśniętymi wałkami, powodując ich obrót. Z taśmy przechodzącej między wałkami następuje usunięcie nadmiaru żywicy. Wałki spełniają dodatkową rolę, zapewniając doskonale przesylenie nici oraz wciskanie żywicy między poszczególne włókna. Przeciąganie nici pomiędzy

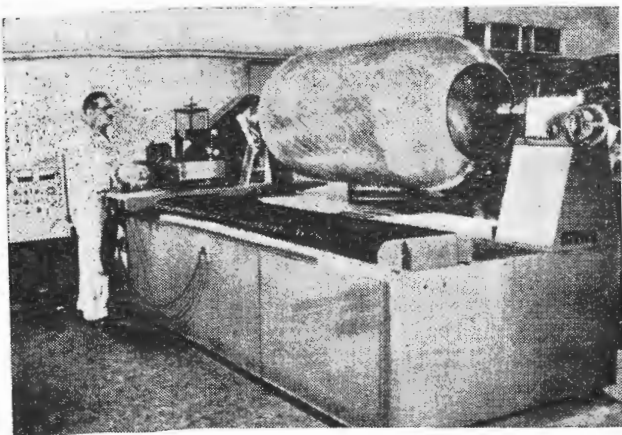


Rys. 4. Ciśnieniowe formowanie elementów laminatowych przy użyciu prasy hydraulicznej

nieruchomymi wałkami jest niewskazane, ze względu na duży procent niszczonej pojedynczych włókien.

Przesycona taśma przez odpowiednie prowadzenie jest kierowana na laminowany przedmiot. Proces laminowania polega na równoległym układaniu nasyconych żywicą taśm szklanych na formie, stanowiącej przedmiot laminowany. Kształt laminatu jest zależny od kształtu użytej formy (rys. 5).

Formy do formowania laminatów z reguły są wykonywane z drewna lub z blachy. Z uwagi na fakt dobrej adhezji żywicy do drewna, metalu, formy przed laminowaniem pokrywa się środkami oddzielającymi, które zapobiegają przyklejaniu się laminatu do formy i ułatwiają zdjęcie utwardzonego laminatu. Warunki utwardzania dyktują dobór środków, powodujących utwardzanie.

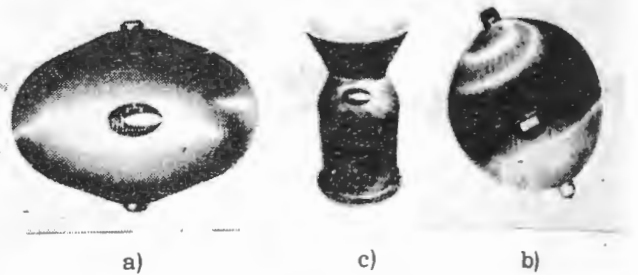


Rys. 5. Laminowanie zbiorników cylindrycznych z włókna ciągłego

Wybór metody formowania laminatów kontaktowych zależy od wymagań stawianych wyrobowi, rodzaju wypełniacza, od posiadanego oprzyrządowania — to ostatnie jest istotnym momentem przy otrzymywaniu laminatów wysokowytrzymałych.

Zastosowanie laminatów w konstrukcjach lotniczych

Laminaty przedstawiają sobą materiał charakteryzujący się dobrymi własnościami wytrzymałościowymi i stosunkowo niskim ciężarem właściwym. Dzięki temu znalazły zastosowanie w lotnictwie do wyrobu niektórych zespołów

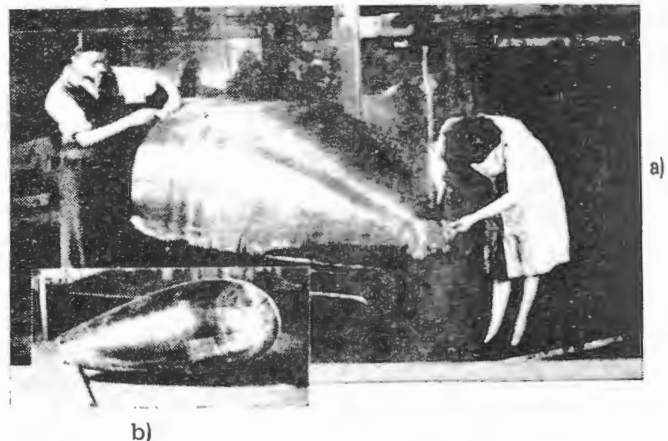


Rys. 6. a) sferycznie uformowany zbiornik ciśnieniowy, b) kulisty zbiornik ciśnieniowy, c) komora spalania silnika rakietowego, zakończona dyszą. Wykonana z korpusu stalowego zalaminowanego od zewnątrz włóknem szklanym

samolotowych. Oprócz dobrych własności wytrzymałościowych i niskiego ciężaru właściwego za stosowaniem laminatów przemawiają następujące własności:

- łatwość wykonywania elementów o skomplikowanych kształtach,
- dobre własności izolacyjne i akustyczne,
- wysoka gładkość powierzchni, brak szwów od spawów i główek nitów względnie śrub psujących gładkość,
- łatwość naprawy,
- możliwość klejenia z innymi materiałami,
- dobra przenikliwość dla fal radarowych.

Z omawianych typów laminatów najszersze zastosowanie w lotnictwie znalazły laminaty kontaktowe, wypełnione tkaniną szklaną. Z nich wykonuje się różnymi metodami



Rys. 7. Kopułka radarowa: a) układanie tkaniny do formowania ciśnieniowego, b) produkt gotowy

elementy wyposażenia samolotu, takie jak przewody powietrzne, przegrody, fotele, zbiorniki podwieszane, zakończenia skrzydeł, usterzenia i wiele innych.

Również z laminatów wykonuje się elementy nośne, głównie skrzydła, fragmenty pokrycia zewnętrznego, nawet całe kadłuby. Elementy te wytwarzane są przeważnie jako konstrukcje integralne. Na przykład samolot patrolowy marynarki USA P-12 V „Neptun” wytwarzany jest jako konstrukcja sandwichowa z laminatu i wypełniacza komórkowego.

Poza tym seryjnie wykonuje się z laminatów zbiorniki paliwowe podwieszane, zbiorniki wysokociśnieniowo-powietrzne, stosowane w instalacjach pneumatycznych (rys. 6).

Dzięki dobrej przenikliwości fal radarowych laminaty stały się niezastąpionym materiałem w produkcji urządzeń radarowych. Kopułki radarowe wykonywane są w kształcie nosków kadłubowych, lub owiewek umieszczonych na środkowej części kadłuba (rys. 7). W zależności od wymiarów kopułki wykonywane są jako elementy o pojedynczej ściance laminatów (z maty lub kilku warstw tkaniny) bądź jako konstrukcje sandwichowe z rdzeniem z tworzywa spienionego lub z rdzeniem komórkowym, wytwarzanym z cienkiej tkaniny szklanej i żywicy.

Ostatnio, coraz częściej spotyka się próby stosowania la-

minatów w szybownictwie, głównie w konstrukcjach sandwichowych przy użyciu rdzeni z tworzyw spienionych lub komórkowych. Laminat tworzy okładzinę zewnętrzną, dającą powierzchnię o wysokiej gładkości. Z laminatów wykonuje się niektóre zespoły śmigłowców. Na przykład przy produkcji prototypu wersji sanitarnej śmigłowca SH-15, do którego przepieczone są gondole służące do przewożenia chorych, pokrycia gondol wykonane są z cienkiego laminatu poliestrowego.

W przemyśle raketowym laminaty też znalazły zastosowanie do wyrobu usterzenia członów nośnych rakiet, osłon oraz elementów kadłuba i niektórych zespołów wyposażenia.

Laminaty fenolowe, mniej popularne w przemyśle lotniczym, dzięki dobrej odporności na podwyższone temperatury stosowane są do wyrobu przewodów, służących do odprowadzania gorących gazów oraz do wyrobu elementów, pracujących w podwyższonych temperaturach.

Mgr inż. TADEUSZ RAJPERT
SITK — Warszawa

656.71

Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji współczesnych samolotów i śmigłowców

Część III

Dworce lotnicze

Przy projektowaniu nowych dworców lotniczych, jak również rekonstrukcji istniejących, należy uwzględniać wszystkie czynniki, wpływające na jakość i szybkość obsługi pasażerów, bagażu i poczty oraz samolotów, przy uwzględnieniu współczesnej techniki lotniczej.

Na wielkość dworców lotniczych, ich wyposażenie i rozwiązanie mają poważny wpływ zasadnicze osiągnięcia rozwoju konstrukcji lotniczych, a szczególnie:

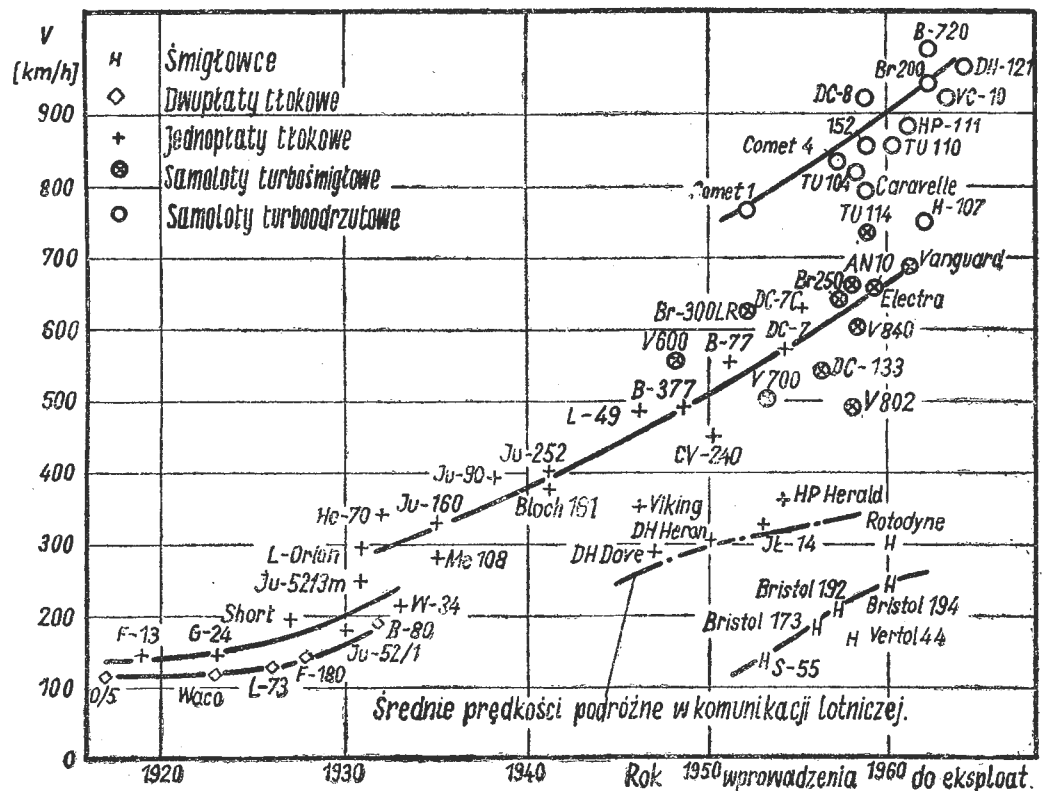
- poważne zwiększenie ciężaru użytkowego współczesnego samolotu w postaci ilości umieszczanych jednorazowo w kabinie pasażerów klasy pierwszej i klasy turystycznej, bagażu i poczty;
- poważne zwiększenie prędkości połączeń współczesnymi samolotami pasażerskimi, przedstawione wykreślnie dla różnych typów samolotów na rys. 22;
- poważne zwiększenie zasięgu współczesnych samolotów, przedstawione wykreślnie dla różnych typów samolotów na rys. 23.

Niezależnie od powyższego, istotnymi elementami, decydującymi o wielkości dworca lotniczego, jego wyposażeniu i rozwiązaniu, jak również i o wielkości portu lotniczego są:

- zainteresowania komunikacją lotniczą w danym mieście, regionie lub państwie, którego odzwierciedleniem jest ilość pasażerów przewijających się przez port lotniczy w skali rocznej, w ciągu doby, oraz w godzinach ruchu szczytowego;
- zainteresowania poszczególnymi rodzajami komunikacji lotniczej, a więc lotniczą komunikacją krajową i zagraniczną z uwzględnieniem zainteresowania w poszczególnych klasach zasięgu komunikacji (komunikacja lotnicza na dystansach ultrakrótkich, krótkich, średnich nazywanych kontynentalnymi, lub długich, nazywanych transkontynentalnymi — rys. 23), którego odzwierciedleniem są również ilości pasażerów, przewijających się przez port lotniczy;
- ilości linii lotniczych, wiążących dany port lotniczy z innymi portami krajowymi i zagranicznymi, z uwzględnieniem ich charakteru (ultrakrótkie, krótkie, średniodystansowe, długodystansowe);

- ilości towarzyszt lotniczych, korzystających z usług portu lotniczego;
- intensywność ruchu, określana ilością startów i lądowań w godzinach ruchu szczytowego, w czasie doby, jak również w skali rocznej;
- typy samolotów, korzystających z usług portu lotniczego;
- ilości pasażerów, przypadających na jeden samolot w godzinach ruchu szczytowego, w czasie doby, jak również w skali rocznej;
- perspektywy dalszego wzrostu zainteresowania komunikacją lotniczą i możliwości wzrostu intensywności ruchu lotniczego w sensie zwiększenia ilości startów i lądowań (na liniach istniejących, z uwzględnieniem możliwości uruchomienia nowych regularnych linii lotniczych).

Przy projektowaniu dworca i innych urządzeń portów lotniczych należy liczyć się z wycofywaniem samolotów komunikacyjnych o napędzie tłokowym i zastępowaniem ich samolotami o napędzie turbopropylowym i turbośmigłowym. Hipotezę produkcji sprzętu lotniczego na najbliższe lata dla potrzeb komunikacji lotniczej przedstawiono wykreślnie na rys. 24. W roku 1965 towarzystwa lotnicze będą dysponowały 9400 jednostkami sprzętowymi, a w roku 1970 będzie



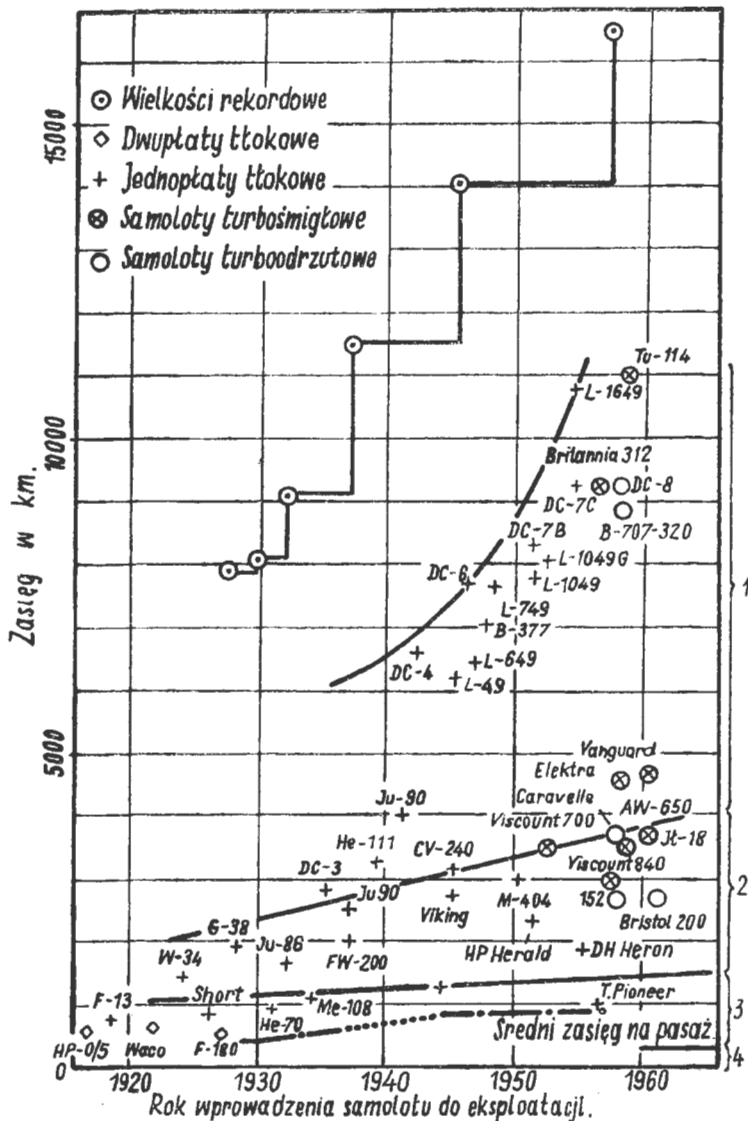
Rys. 22. Wykreślnie przedstawienie rozwoju prędkości połączeń w pasażerskiej komunikacji lotniczej

ich już 11 000. Procentowy udział jednostek transportowych — w zależności od rodzaju napędu — przedstawia tabela 4.

Okoliczność ta jest ważna z uwagi na znaczny wzrost ilości miejsc pasażerskich w samolocie i na przykład dla samolotu Douglas w ciągu ostatnich 25 lat ilość ta wzrosła z 26 do 126 miejsc. Ilości pasażerów, zabieranych jednocześnie przez niektóre współczesne samoloty, podano w tabeli 5.

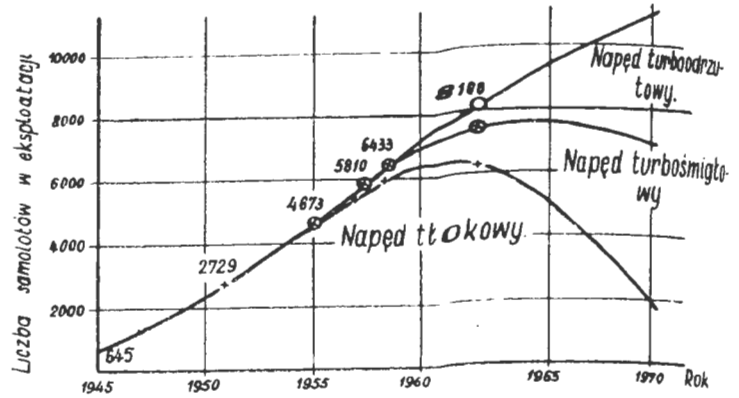
Z przeglądu statystyk prowadzonych przez kierownictwa różnych portów lotniczych wynika, że w ostatnich latach następuje poważny wzrost intensywności ruchu lotniczego i ilości przewożonych pasażerów na istniejących i nowo otwieranych liniach lotniczych.

W roku 1947 z londyńskiego portu lotniczego dokonano 23 000 startów i lądowań oraz obsłużono 282 000 pasażerów, w 1957 roku cyfry te odpowiednio wzrosły do 116 000 i 3,5 miliona, a w 1960 roku — do 146 500 i 5 380 937. W 1970 roku zakłada się przeprowadzenie 210 000 operacji i obsłużenie 13 milionów pasażerów.



Rys. 23. Wykresne przedstawienie rozwoju zasięgu przelotów samolotów pasażerskich. 1 — transkontynentalne; 2 — kontynentalne; 3 — krótkie; 4 — ultrakrótkie

W roku 1949 przez porty lotnicze Paryża przechodziło 30 linii lotniczych, a w 1960 roku 80 linii lotniczych, wiążących Paryż ze 137 miastami świata (Francja 9, Europa 44, Afryka 39, Ameryka 23). Z portów lotniczych Paryża w 1949 roku dokonano 55 700 startów i lądowań, przewożono 720 000 pasażerów, 17 600 ton bagażu i 5000 ton poczty, w 1960 roku — 126 300 startów i lądowań, przewożono 3 639 600 pasażerów, 60 600 ton bagażu i 22 500 ton poczty. W porcie lotniczym Orly, wchodzącym w skład paryskiego węzła, przeprowadzono w 1960 roku 75 177 startów i lądowań. Średnia mie-



Rys. 24. Wykresne przedstawienie podziału eksploatowanych samolotów w zależności od rodzaju napędu

sięczna startów i lądowań w 1960 roku dla portu lotniczego Paris-Orly wyniosła 6265, podczas gdy w miesiącu kwietniu tegoż roku zanotowano szczytowy ruch, wynoszący 7087 startów i lądowań. Średnia dobowa wyniosła 206 operacji, jednakże zanotowano 40 wypadków, wynoszących 23 operacje/h, a maksymalna intensywność ruchu wyniosła 32 operacje/h. Kierownictwo paryskiego węzła lotniczego zakłada na 1980 rok 220 tysięcy startów i lądowań oraz obsłużenie 12 milionów pasażerów, których rozdzieli się pomiędzy portami lotniczymi Paris-Orly (8 milionów pasażerów) i nowo budowanym Paris-Nord (4 miliony pasażerów).

Obecnie, międzynarodowy port lotniczy Dulles, zlokalizowany około 30 km od Waszyngtonu, może obsłużyć w ciągu dnia do 12 000 pasażerów. Zakłada się (wg FAA), że w ciągu 20 najbliższych lat liczba ta zwiększy się do 40 000 pasażerów. W 1958 roku port ten obsłużył 5000 pasażerów tylko na liniach międzynarodowych. Przewiduje się wzrost zakresu w komunikacji międzynarodowej w 1965 roku do 15 000 pasażerów, a w roku 1975 do 464 000 pasażerów. Projektanci portu przypuszczają, że w związku z poważnym wzrostem ilości pasażerów, w 1965 roku będzie startowało i lądowało około 32 samolotów w ciągu godziny, a w 1975 roku aż około 54 samolotów w ciągu godziny.

Przytoczone dane dotyczą największych pod względem zakresu pracy portów lotniczych Europy i Ameryki i podają przykładowe dane oraz wzrosty rozwojowe, z którymi należy liczyć się w trakcie projektowania.

- Wielkości dworców lotniczych są różne i tak na przykład:
- w londyńskim porcie lotniczym wybudowano dworzec lotniczy dla komunikacji międzynarodowej o powierzchni 11 000 m²;
 - w porcie lotniczym Kopenhaga—Kastrup dworzec obliczony na obsłużenie w ciągu roku 2 mln pasażerów posiada powierzchnię około 40 000 m²;
 - w porcie lotniczym Frankfurt n. Menem wybudowano specjalny dworzec towarowy o pow. 10 400 m²;
 - w porcie lotniczym Los Angeles wybudowano 6 dworców lotniczych-satelitów, każdy o powierzchni 18 600 m²;
 - w porcie lotniczym Dulles wybudowano dworzec lotniczy o pow. około 25 000 m², obliczony na obsłużenie 8—10 mln pasażerów w 1975 roku;
 - w nowojorskim porcie lotniczym Idlewild wybudowano nowy dworzec dla pasażerów linii międzynarodowych o powierzchni 33 630 m²;
 - w porcie lotniczym Montreal wybudowano dworzec lotniczy o powierzchni 23 200 m².

W zależności od przepustowości portu lotniczego, dworce lotnicze dzielą się na klasy:

- dworce ponadklasowe o obliczeniowej zdolności przepustowej przekraczającej 3000 pasażerów/dobę i kubaturze budynku, przekraczającej 20 tys. m³ (często 50 i więcej tys. m³);

TABELA 4

Rodzaj napędu		Rok	
		1965	1970
Ogólna ilość samolotów		9400	11000
W tym:	samolotów z napędem tłokowym	54%	18%
	samolotów z napędem turbosmigłowym	27%	45%
	samolotów z napędem turbodrzutowym	19%	37%

- dworce pierwszej klasy o obliczeniowej zdolności przepustowej w granicach 1500—3000 pasażerów/dobę i kubaturze budynku w granicach 12—20 tys. m³;
- dworce drugiej klasy o obliczeniowej zdolności przepustowej w granicach 500—1500 pasażerów/dobę, i
- dworce podrzędne o obliczeniowej zdolności przepustowej poniżej 500 pasażerów/dobę.

Przy projektowaniu budynku dworca lotniczego zasadniczym wskaźnikiem obliczeniowym jest określenie natężenia pasażerów w godzinach ruchu szczytowego, który można obliczyć ze wzoru:

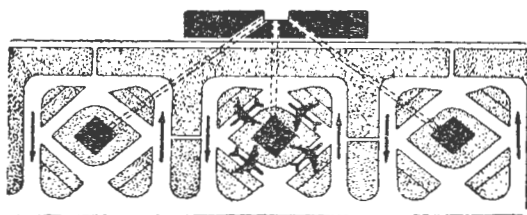
$$N = \frac{P \cdot k_1 \cdot k_2}{24} \quad [2]$$

gdzie:

- P — ogólna ilość pasażerów odjeżdżających, przyjeżdżających i przejeżdżających tranzytem przez rozpatrywany port lotniczy w ciągu doby;
- k_1, k_2 — współczynniki uwzględniające nieregularność ruchu samolotów oraz gości portu lotniczego — osoby odprowadzające, oczekujące i interesantów.

TABELA 5

Typy samolotów		Ilość pasażerów	
		klasa pierwsza	klasa turystyczna
Samoloty turboodrzutowe	Boeing 707-120	121	179
	Boeing 707-320	131	189
	Boeing 720	110	149
	Convair 880	-	88
	De Havilland Comet 4B	72	102
	Douglas DC-8	132	141/176
	Sud-Aviation SE 210 Caravelle	64	72/80
	Tupolew Tu-104	50	70
	Tupolew Tu-110	50/78	100
	Vickers VC-10	119	145-151
	Samoloty turbośmigłowe	Antonow AN-10	73
Armstrong-Whitworth Argosy		-	83
Bristol-Britannia 320		-	max 149
Iłjuzin Il-18		75	100
Lockheed Elektra		-	66/99
Tupolew Tu-114		120	170/220
Vickers Vanguard		97	120/139
Vickers Viscount	52/56	60-70	



Rys. 25. Schemat dworca lotniczego typu wyspowego

Najczęściej spotykanymi rozwiązaniami nowo budowanych względnie rekonstruowanych dworców lotniczych pod względem architektonicznym, uwzględniającymi współczesną technologię obsługi pasażerów i nowoczesnych samolotów, są dworce typu wyspowego, palczastego, a ostatnio komorowego i parasolowego.

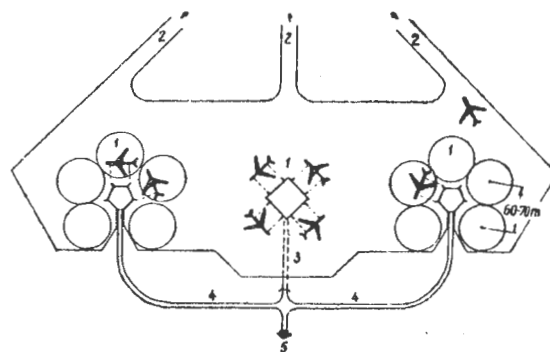
Dworce typu wyspowego. Rozwiązanie tego typu polega na połączeniu centralnie zlokalizowanego zasadniczego dworca lotniczego z szeregiem pomocniczych budynków dworcowych, nazywanych często dworcami-satelitami, przeznaczonych do obsługi samolotów poszczególnych towarzystw. Połączenia zasadniczego budynku dworcowego z budynkami pomocniczymi ostatnio są wykonywane wyłącznie

za pomocą podziemnych połączeń tunelowych. Wokół każdej z wysepek bazuje około 4—6 ciężkich samolotów transportowych o napędzie turboodrzutowym. Rozwiązanie typu wyspowego przyjęto w nowojorskim międzynarodowym porcie lotniczym, w którym wyspowy budynek dworcowy obliczono na obsługę dużych samolotów pasażerskich miejscowych linii komunikacji lotniczej w odstępach co 15 minut.

Jeden z sposobów rozwiązania wyspowego przedstawiono schematycznie na rys. 25. Przyjęty układ składa się z dworca zasadniczego, połączonego za pomocą trzech tuneli podziemnych z trzema pomocniczymi budynkami w kształcie rombów, umieszczonymi na wysepkach. Wysepki za pomocą systemu jednokierunkowych dróg kołowania są połączone z magistralną drogą kołowania, łączącą drogę startową z pomocniczymi budynkami systemu wyspowego. Każdy budynek pomocniczy, umieszczony na wysepce, może równocześnie obsłużyć cztery duże samoloty komunikacyjne, przy czym przyjęty układ dróg kołowania całkowicie uniezależnia ruch samolotów, likwidując w ten sposób możliwość kolizji ruchowych (ruch samolotów na rys. zaznaczono strzałkami). Zaletą rombowego systemu budynków pomocniczych w rozwiązaniu dworca lotniczego typu wyspowego jest możliwość ustawienia przy budynku samolotów o dużych wymiarach gabarytowych z równoczesnym zapewnieniem dużej ich manewrowości.

Na rys. 26 przedstawiono rozwiązanie typu wyspowego, w którym zastosowano dwa różne rodzaje dworców-satelitów. Jeden z dworców-satelitów ma częściowo połączenie z zasadniczym budynkiem dworcowym za pomocą tunelu, natomiast dwa pozostałe — połączenia naziemne.

Rozwiązanie systemu wyspowego stwarza konieczność posiadania przy każdej wysepce niezależnego wyposażenia i urządzenia technicznego do samodzielnej obsługi samolo-



Rys. 26. Schemat dworca lotniczego typu wyspowego. 1 — budynki pomocniczych dworców lotniczych (satelitów) eksploatowanych przez różne towarzystwa lotnicze; 2 — drogi kołowania łączące płytę peronową z drogą startową; 3 — połączenie tunelowe; 4 — połączenie naziemne; 5 — do głównego dworca lotniczego

tów. Budynek dworców-satelitów na każdej z wysepek musi posiadać niezbędne pomieszczenia dla pasażerów, pomieszczenia służbowe i pomocnicze.

Zasadniczą cechą ujemną dworców lotniczych typu wyspowego, w porównaniu z dworcami innych typów, jest poważny koszt ich budowy, konieczność posiadania większej powierzchni niezbędnych terenów, wykonania większej ilości urządzeń komunikacyjnych oraz zwiększenia zakresu robót, wynikających z wyposażenia w urządzenia techniczno-eksploatacyjne, związane z obsługą pasażerów i samolotów.

Dworce typu palczastego. Najczęściej spotykany mi dworcami lotniczymi w budowanych ostatnio nowych portach lotniczych, lub też w sposób zasadniczy rekonstruowanych, są dworce typu palczastego. Rozwiązanie tego typu polega na wyprowadzeniu z zasadniczego budynku do syć długich odgałęzień, z których odbywa się ruch pasażerów pomiędzy dworcem lotniczym a samolotem. Każde odgałęzienie może obsłużyć równocześnie od kilku do kilkunastu samolotów. Odgałęzienia są parterowe lub jednopiętrowe, a w niektórych rozwiązaniach nawet dwupiętrowe. W rozwiązaniach parterowych wszystkie pomieszczenia odgałęzień są przeznaczone dla pasażerów, w rozwiązaniach jednopiętrowych parter przeznaczony jest dla obsługi oraz przewozu bagażów i ładunków, a pierwsze piętro dla potrzeb i obsługi pasażerów, zaś w rozwiązaniach dwupiętrowych — parter i pierwsze piętro posiada charakter jak



Rys. 27. Makieta dworca lotniczego La Guardia. 1 — odgałęzienia palczaste; 2 — skrzydło boczne zasadniczego budynku dworcowego; 3 — centralna część zasadniczego budynku dworcowego; 4 — płyta peronowa z miejscami postoju samolotów; 5 — autostrada łącząca dworzec lotniczy z centrum miasta, wykonana na słupach; 6 — parking — drogi manipulacyjne; 7 — parking — miejsce postoju samochodów

w wypadku poprzednim, natomiast drugie piętro przeznaczone jest na pomieszczenia służbowe.

Na rys. 27 przedstawiono makiety dworca lotniczego typu palczastego, zaprojektowanego dla nowojorskiego portu lotniczego La-Guardia, z odgałęzieniami doprowadzającymi do miejsc postoju samolotów.

Odgałęzienia od głównego budynku dworca lotniczego są wyprowadzone w zasadzie w linii prostej. Odmienne rozwiązanie posiada dworzec lotniczy wykonany w porcie lotniczym Kopenhaga—Kastrup (rys. 28). Dworzec ten posiada dwa odgałęzienia palczaste w kształcie litery T, których zasadnicze długości wynoszą około 300 m, szerokości 9,5 m, podczas gdy poprzeczne elementy odgałęzień przy ich różnej długości, posiadają szerokość 8 m.

Z ostatnich doniesień radzieckiej literatury technicznej wynika, że Państwowy Instytut Naukowo-Badawczy Lotnictwa Komunikacyjnego opracował projekty typowych budynków dworców lotniczych. Rozwiązania typowe uwzględ-

niają zasadnicze wymagania nowej technologii obsługi pasażerów przy wzrastającej ilości eksploatowanych obecnie szybkich samolotów o napędzie turboodrzutowym i turbośmigłowym. W rozwiązaniach tych szeroko stosuje się budynki dworcowe typu palczastego (rys. 29), które przez miejscowe organizacje są adaptowane do konkretnych warunków. Nowe dworce lotnicze, rozwiązane w oparciu o projekty typowe, budowane są obecnie w Nowosybirsku, Jakucku, Baku i innych portach lotniczych.

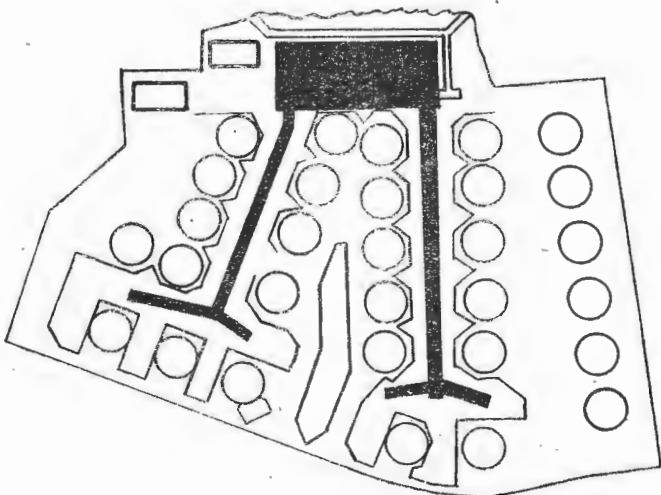
Nowo budowany port lotniczy Moskwa-Domodiedowo będzie wyposażony w nowoczesny budynek dworcowy również typu palczastego. Składa się on z głównego budynku dworcowego, od którego są wyprowadzone na płytę peronową dwa odgałęzienia — palce o bardzo dużej długości, z których każde może obsłużyć równocześnie po 7 dużych współczesnych samolotów. Przejścia z odgałęzień do samolotów i odwrotnie będą odbywały się za pomocą specjalnych krytych pomostów. Schemat rozwiązania budynku dworca lotniczego w porcie lotniczym Moskwa-Domodiedowo, opracowany na podstawie fotografii makiety, zamieszczonej w czasopiśmie „Grażdanskaja Awiacja” nr 3/61, przedstawiono na rys. 30.

Rozwiązanie dworców lotniczych typu palczastego, podobnie jak w systemie wyspowym, stwarza konieczność wyposażenia każdego odgałęzienia w niezależne urządzenia techniczne, służące do obsługi samolotów.

System palczasty posiada dużo zalet, między innymi to, że pozwala obsłużyć równocześnie dużą ilość samolotów, ułatwia łączność pomiędzy poszczególnymi służbami portu lotniczego i miejscami postoju samolotów, ułatwia operacje związane z obsługą pasażerów, bagażu i poczty oraz poważnie zmniejsza ilość niezbędnie potrzebnej siły roboczej.

System ten posiada również cechy ujemne, a między innymi znaczne zwiększenie środków finansowych, związanych z budową odgałęzień, oraz stwarza pewne trudności przy manewrowaniu samolotami.

Dworce typu komorowego. Rozwiązanie tego typu jest pewną odmianą rozwiązania palczastego. Polega ono na tym, że na końcu odgałęzienia, wyprowadzanego od budynku zasadniczego w systemie palczastym, są budowane niewielkie dodatkowe odgałęzienia ze ścianami ochronnymi



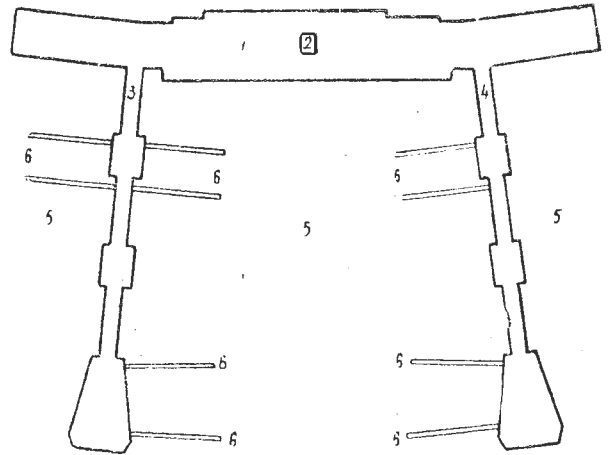
Rys. 28. Dworzec lotniczy z płytą peronową w porcie lotniczym Kopenhaga-Kastrup

(rys. 31), tworzące pewnego rodzaju komory. W czasie postoju samolotu w porcie lotniczym, jest on wprowadzany częścią dziobową do takiej komory. Wspomniane rozwiązanie umożliwi ustawienie równocześnie na jednym z końców odgałęzienia aż trzech samolotów i jest stosowane przede wszystkim w USA.

Rozwiązanie typu komorowego wymaga holowania samolotów przy ustawianiu ich na miejsca postoju oraz wyciągnięcia na drogę kołowania. Ostatnio czynione są próby zastąpienia ciągnika przez wyciągarki o specjalnie przystosowanej w tym celu konstrukcji, umożliwiające wykołowanie samolotu z miejsca postoju do miejsca zapuszczenia silników, skąd samolot dalej porusza się o własnym napędzie.

Dworce typu parasolowego (baldaszkowego). Pierwszy dworzec tego typu, przedstawiony schematycznie na rys. 32, wybudowano w nowojorskim międzynarodowym porcie lotniczym Idlewild dla potrzeb towarzystwa Pan American Airlines. Jest to budynek dwupiętrowy, specjalistycznej konstrukcji, o owalnym przekroju poprzecznym i wysokości 15 m. Dach dworca, wystający 35 m poza ściany zewnętrzne budynku, posiada kształt elipsy z osią większą 156 m i osią mniejszą 133 m. Ogólna powierzchnia dworca (z częścią wystającą na zewnątrz ścian) wynosi 16 000 m². Budynek przykryto płytą żelbetową, opartą na 32 żelbetowych belkach, rozmieszczonych wzdłuż promieni wyprowadzonych z środka budynku. Belki osadzone na dwu szeregach słupów rozmieszczonych na obwodzie kół współśrodkowych, średnica koła zewnętrznego wynosi 68 m. Ściany dwu górnych pięter są całkowicie przeszklone. Przejście pasażerów z budynku dworcowego na pokład sa-

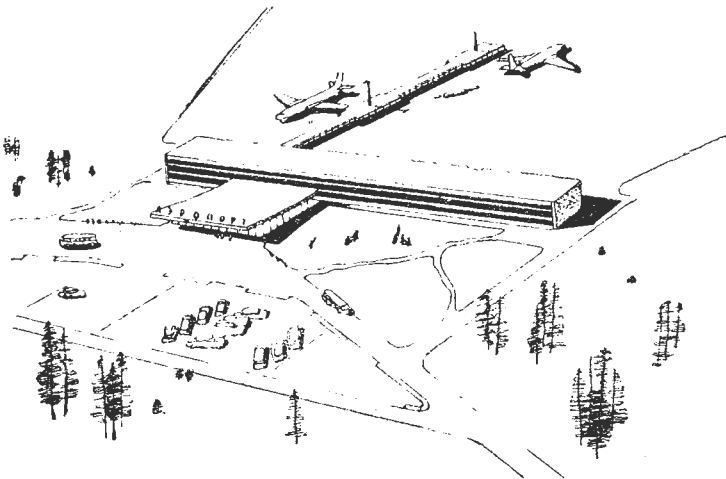
nia międzynarodowego dworca lotniczego Warszawa-Okęcie³⁾ będzie konieczność dostawania się z dworca do samolotu i odwrotnie przez otwartą przestrzeń, a zwłaszcza w czasie upałów, temperatur atmosfery poniżej zera, zamieci śnieżnych, deszczu itp. Będzie to szczególnie nieprzyjemne dla osób starszych, chorych i podróżujących z małymi dziećmi. Ponadto pasażerowie w czasie przejść będą narażeni na oddziaływanie hałasu, spalin, fali podmuchowej, powstającej przy zapalaniu silników itp.



Rys. 30. Schemat rozwiązania dworca lotniczego Moskwa-Domodedowo, 1 — główny budynek dworca lotniczego; 2 — wieża sterownicza; 3 i 4 — odgałęzienia (palce); 5 — płyta peronowa; 6 — kryte przejścia dla pasażerów, łączące samolot z odgałęzieniami

mi dziećmi. Ponadto pasażerowie w czasie przejść będą narażeni na oddziaływanie hałasu, spalin, fali podmuchowej, powstającej przy zapalaniu silników itp.

Jednym z bardzo poważnych problemów budownictwa lotniskowego jest, jak już wspomniano, hałas, jaki ma miejsce w dużych portach lotniczych. Zagadnienie to omówiono szeroko w artykule „Hałas wywoływany przez silniki współczesnych samolotów i sposoby jego zwalczania” („Technika Lotnicza” nr 11 i 12/61). Na podstawie przeprowadzonych rozważań teoretycznych autora, jak również w oparciu o znane mu wyniki badań praktycznych i przykłady rozwiązań zagranicznych, trzeba stwierdzić, że dworce lotnicze muszą posiadać przykrycia dachowe typu monolitycznego i opływowego, jak na przykład w rozwiązaniu przedstawionym na rys. 33. Wynika to z oddziaływania ciśnienia akustycznego, wywołanego przez samolot w czasie startu, oraz początkowego okresu wznoszenia się. Wielkość wspomnianego ciśnienia i jego oddziaływania maleje w miarę oddalania się od osi drogi startowej. W oparciu o powyższe stwierdzenie trzeba zauważyć, że przyjęty dach nad częścią pasażerską dworca lotniczego Warszawa-Okęcie³⁾ w postaci przestrzennego ażuru w praktyce eksploatacyjnej spowoduje niemało kłopotu. Rozwiązanie takie bę-



Rys. 29. Typowe rozwiązanie dworca lotniczego dla potrzeb Aeroflota

molotu i odwrotnie odbywa się z pierwszego piętra za pomocą specjalnych pomostów przejściowych. Pod wspornikową częścią konstrukcji dachowej można umieścić równocześnie 6 samolotów typu Boeing 707 lub Douglas DC-8, zabierających po 120 pasażerów. Zdolność przepustową budynku założono obliczeniowo na obsłużenie 8 samolotów podanych typów w ciągu godziny. Powierzchnia pomieszczeń pasażerskich wynosi 4600 m².

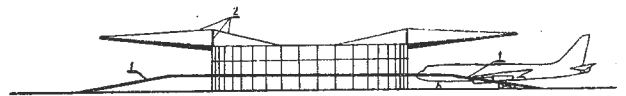
Nowym problemem w budownictwie lotniskowym, który wystąpił bardzo wyraźnie w ostatnich latach, jest właściwe zabezpieczenie pasażerów przed oddziaływaniem złych warunków atmosferycznych oraz oddziaływaniem hałasu, wywołanego w portach lotniczych przez pracujące silniki samolotów turboodrzutowych i turbośmigłowych, jak również strumieni gazów spalinowych.

Szczególnie istotne staje się to w rozwiązaniu budynków dworców lotniczych, przy czym chodzi tu o zabezpieczenie przed oddziaływaniem wspomnianych czynników nie tylko w czasie przebywania pasażerów w budynku dworcowym, lecz również i w czasie przejścia pasażera z budynku dworcowego do samolotu. Powyżej przedstawione rozwiązania dworców lotniczych zabezpieczają przed omawianym oddziaływaniem.

Z punktu widzenia pasażera, szczególnie międzynarodowej komunikacji lotniczej, stroną ujemną przyjętego rozwiąza-



Rys. 31. Schemat dworca lotniczego typu komorowego



Rys. 32. Schemat dworca lotniczego typu parasolowego (baldaszkowego), 1 — podjazd samochodowy do głównego wejścia na wysokości pierwszego piętra; 2 — konstrukcja podwieszenia dachu

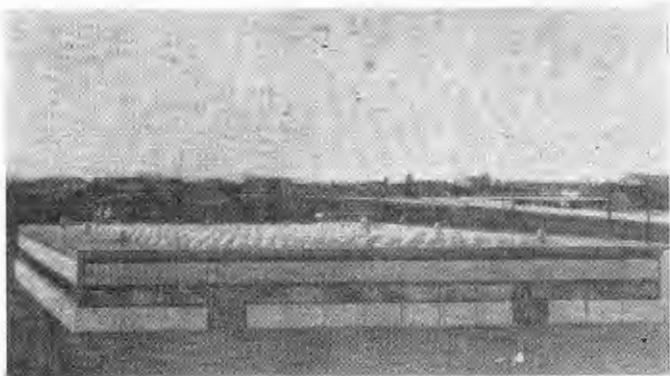
³⁾ Mowa o rozwiązaniach i makietach opublikowanych w „Technice Lotniczej” nr 5/61, str. 89—92, „Architekturze” nr 10/60, str. 399—401 i „Expressie Wieczarnym” nr 26, z dn. 31.1.62.



Rys. 33. Model budynku dworca lotniczego towarzystwa TWA w porcie lotniczym Idewild, New York

dzie wymagało bardzo sumiennego wykonawstwa oraz specjalnych rozwiązań konstrukcyjnych.

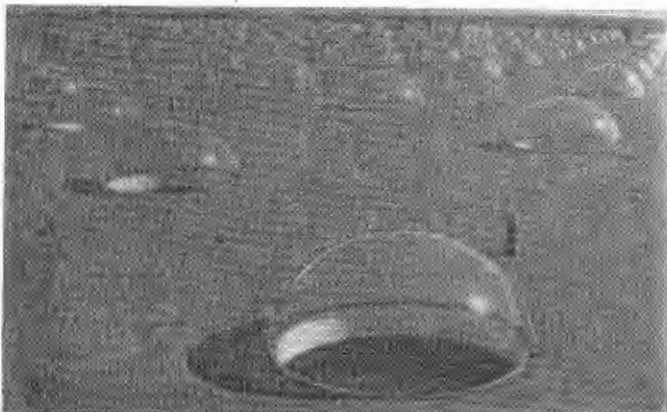
Istotnym zagadnieniem budownictwa dworców lotniczych jest możliwe największe doświetlenie budynku przez wykorzystywanie w tym celu światła dziennego. Na rys. 34 przedstawiono rozwiązanie tego problemu w dworcu lotniczym Kopenhaga-Kastrup. Jak wynika z przedstawionej fotografii, doprowadzenie światła dziennego uzyskano przez zamontowanie w konstrukcji dachowej 290 specjalnych kopuł (rys. 35), wykonanych z pleksiglasu.



Rys. 34. Oświetlenie dzienne w dworcu lotniczym Kopenhaga-Kastrup

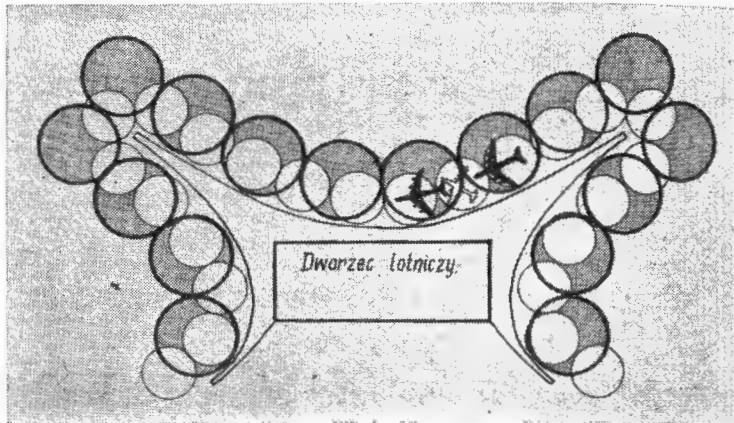
Płyty przeddworcowe oraz ich wyposażenie

Płyty przeddworcowe, nazywane również peronami, są to specjalne płaszczyzny lokalizowane w bezpośrednim sąsiedztwie dworców lotniczych. Służą one do postoju samolotów w czasie załadunku i wyładunku pasażerów, bagażu, poczty, towarów itp. oraz do przeprowadzenia prac załadunkowo-rozładunkowych, związanych z naziemną obsługą samolotu i pasażerów, wykonywanych przez personel obsługi naziemnej.



Rys. 35. Fotografia kopury z pleksiglasu (290 takich kopuł zabudowano w konstrukcji dachowej dworca Kopenhaga-Kastrup)

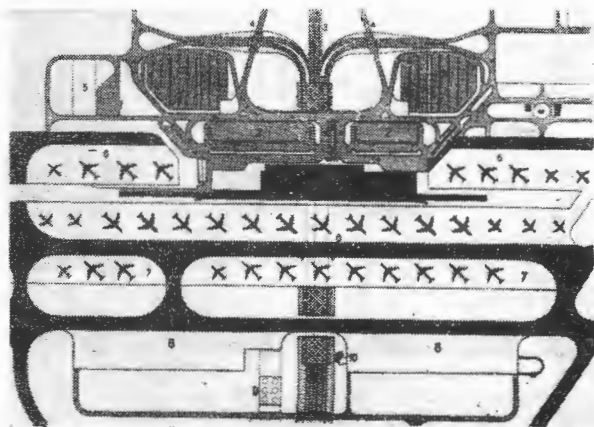
Do niedawna w tym celu były wykorzystywane nieznaczne powierzchnie, które w portach lotniczych o mniejszym znaczeniu niejednokrotnie nie posiadały nawierzchni sztucznej. Po wprowadzeniu wielkich samolotów komunikacyjnych, charakteryzujących się poważnymi wymiarami gabarytowymi, dużymi obciążeniami statycznymi i dużymi możliwościami załadunkowymi, jak i z uwagi na poważny wzrost intensywności ruchu w komunikacji lotniczej, zaistniała konieczność posiadania dużych powierzchni peronowych, wyposażonych w sztuczne nawierzchnie o pokazanych przekrojach poprzecznych, wykonywanych ostatnio nawet jako nawierzchnie betonowe wstępnie sprężone. Istnieje szereg przypadków w różnych portach lotniczych,



Rys. 36. Przykład rozmieszczenia miejsc postoju samolotów śmigłowych (białe) i turbodrzutowych (zaciemnione) na płycie peronowej

gdzie dotychczasowe nawierzchnie płyt peronowych musiały ulec pogrubieniu.

Przy projektowaniu nawierzchni płyt peronowych należy uwzględnić to, że samoloty ciężkiego typu w czasie postoju na płycie niejednokrotnie posiadają maks. ciężar startowy (całkowite wypełnienie zbiorników paliwowych i olejowych, 100% wykorzystanie możliwości załadunkowych samolotu — zajęte wszystkie miejsca pasażerskie, bagaż, poczta itp.), przenoszony w całości na nawierzchnię.



Rys. 37. Plan płyty peronowej i dworca lotniczego w porcie lotniczym Paris-Orly, 1 — dworzec lotniczy; 2 — parking; 3 — autostrada państwowa, przebiegająca w tunelu pod przedstawionymi na rysunku urządzeniami (linia przerywana); 4 — drogi dojazdowe łączące dworzec lotniczy z autostradą; 5 — magazyny materiałów pędnych; 6 — płyty peronowe; 7 — uzupełniająca płyta peronowa; 8 — grupowe miejsca postoju samolotów; 9 — podziemne zbiorniki materiałów pędnych o pojemności 1000 m³; 10 — wieża dyspozycyjno-sterownicza

Wielkość peronów określa się wychodząc z ilości samolotów komunikacji pasażerskiej i towarowej, znajdujących się równocześnie na peronie, którą można wyznaczyć ze wzoru:

$$N = \frac{2 \cdot I \cdot k \cdot T}{60 \cdot 24} \quad [3]$$

gdzie:

2 I — założona intensywność ruchu, określona ilością samoloto-wylotów w ciągu doby;

$k \approx 2,5 \div 4,0$ — współczynnik nierównomierności ruchu w okresie 1 godziny;

T — długość postoju samolotów na płytach peronowych (wielkości minimalne podano w tabeli 6).

Znaczne zwiększenie wymiarów gabarytowych samolotów odrzutowych, w porównaniu z podobnymi wymiarami samolotów tłokowych, jak również poważne zmniejszenie manewrowości tych samolotów w stosunku do samolotów tłokowych, doprowadziło do znacznego zmniejszenia możliwości równoczesnego ustawienia samolotów na płycie peronowej. Zmniejszenie ilości miejsc postoju na płycie peronowej nastąpiło kosztem zwiększenia powierzchni przeznaczonych na pojedyncze miejsce postoju samolotu. Na rys. 36 przedstawiono przykład płyty peronowej, która mieściła 24 miejsca postoju dla samolotów śmigłowych, a obecnie mieści zaledwie 16 miejsc postoju dla ciężkich samolotów tur-

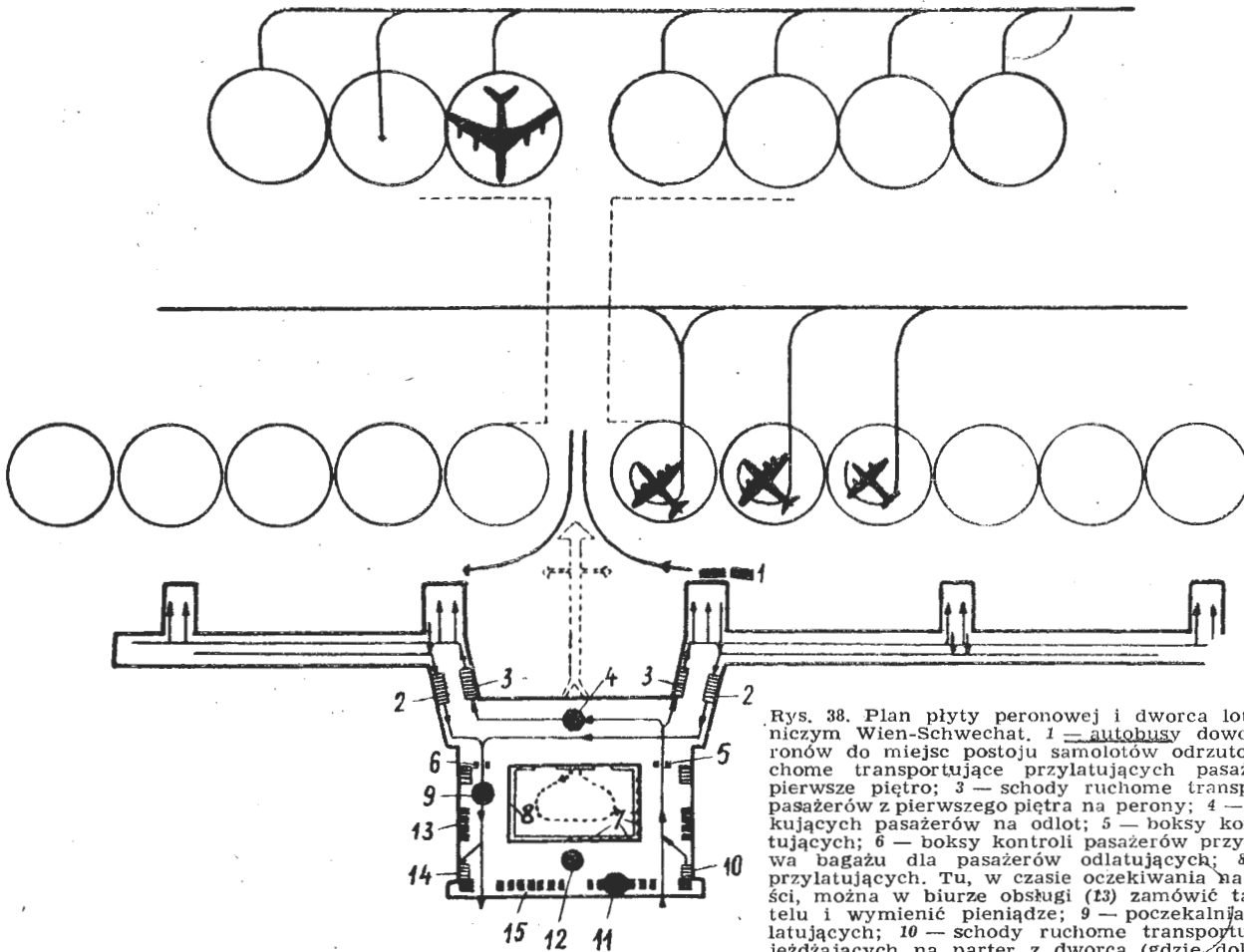
TABELA 6

Rodzaj portu lotniczego	Czasokres postoju samolotu minut					
	Samoloty 4-silnikowe		Samoloty 2-silnikowe		Samoloty 1-silnikowe	
	Pasażerskie	Towarowe	Pasażerskie	Towarowe	Pasażerskie	Towarowe
Docelowe porty lotnicze	20	20	15	15	10	10
Tranzytowe porty lotnicze	35	25	25	20	15	15

nie płyt należy traktować jako rzecz indywidualną dla każdego portu lotniczego.

Wydaje się, że przytoczone przykłady specjaliści budownictwa lotniskowego mogą w swej praktyce zawodowej wykorzystać jako materiały pomocniczo-porównawcze.

Płyty peronowe w dużych portach lotniczych są wyposażone w miejscach postoju samolotów w urządzenia, siu-



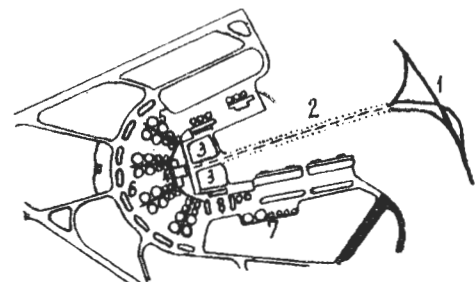
Rys. 38. Plan płyty peronowej i dworca lotniczego w porcie lotniczym Wien-Schwechat. 1 — autobusy dowożące pasażerów z peronów do miejsc postoju samolotów odrzutowych; 2 — schody ruchome transportujące przylatujących pasażerów z peronów na pierwsze piętro; 3 — schody ruchome transportujące odlatujących pasażerów z pierwszego piętra na perony; 4 — główna sala dla oczekujących pasażerów na odlot; 5 — boksy kontroli pasażerów odlatujących; 6 — boksy kontroli pasażerów przylatujących; 7 — odprawa bagażu dla pasażerów odlatujących; 8 — komora celna dla przylatujących. Tu, w czasie oczekiwania na załatwienie formalności, można w biurze obsługi (13) zamówić taksówkę, pokój w hotelu i wymienić pieniądze; 9 — poczekalnia dla pasażerów przylatujących; 10 — schody ruchome transportujące pasażerów przyjeżdżających na parter z dworca (gdzie dokonali odprawy celnej i paszportowej) na pierwsze piętro; 11 — stoły informacyjne i kasy różnych towarzystw lotniczych dla odlatujących; 12 — przedsiónek; 13 — biuro obsługi dla przyjeżdżających; 14 — schody ruchome transportujące przylatujących pasażerów z pierwszego piętra na parter i następnie do parkingu; 15 — postój autobusów na wysokości pierwszego piętra

boodrzutowych, przy założeniu, że przykołowywanie i wykołowywanie samolotu z miejsca postoju następuje za pomocą własnych silników tych samolotów, co nie jest możliwe w każdym porcie lotniczym.

Sposób rozwiązania płyt przeddworcowych jest ściśle uzależniony od sposobu rozwiązania dworca lotniczego oraz przyjętej technologii obsługi samolotów i pasażerów w porcie lotniczym, jak również od ilości i wielkości samolotów obsługiwanych równocześnie.

Na rys. 25 przedstawiono rozwiązanie płyt peronowych dla dworca lotniczego typu wyspowego z budynkami pomocznymi w kształcie rombów, które w tym wypadku sprowadzają się praktycznie do właściwego rozwiązania układu dróg kołowania. Rys. 27 i 28 przedstawiają rozwiązanie płyt przeddworcowych w portach lotniczych La Guardia i Kopenhaga-Kastrup, a rys. 30 — w porcie lotniczym Moskwa-Domodiedowo, obsługujących dworce lotnicze typu palczastego.

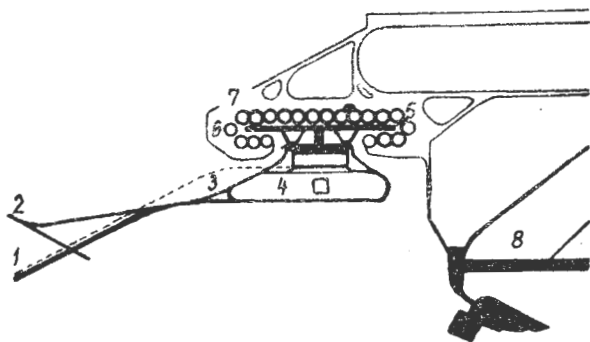
Ponieważ płyty peronowe stanowią jeden z istotnych problemów dobrego rozwiązania funkcyjnego portu lotniczego w sensie wymagań właściwej obsługi współczesnych samolotów w pasażerskiej i towarowej komunikacji lotniczej, na rys. 37—42 podano ciekawsze przykłady rozwiązań, zastosowane w europejskich i zamorskich portach. Rozwiąza-



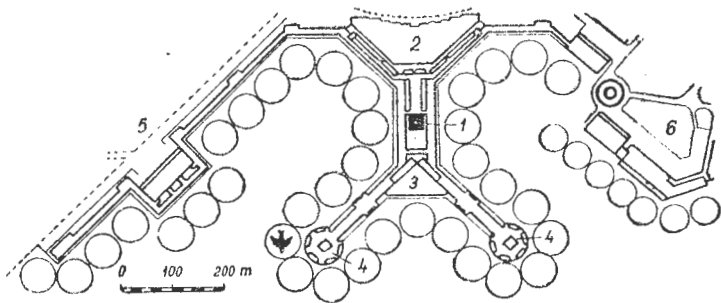
Rys. 39. Plan płyty peronowej i dworca lotniczego w porcie lotniczym Praha-Ruzyn; 1 — autostrada państwowa; 2 — droga dojazdowa do lotniska; 3 — parking samochodowy; 4 — główny budynek dworcowy; 5 — odgałęzienia palczaste; 6 — płyta peronowa i miejsce postoju samolotów; 7 — dodatkowe miejsca postoju samolotów; 8 — płaszczyzny dla lądowania śmigłowców

zące do szybkiej obsługi współczesnych samolotów, do których należy zaliczyć:

— hydranty paliwowe, umożliwiające tankowanie samolotów materiałem pędnym;

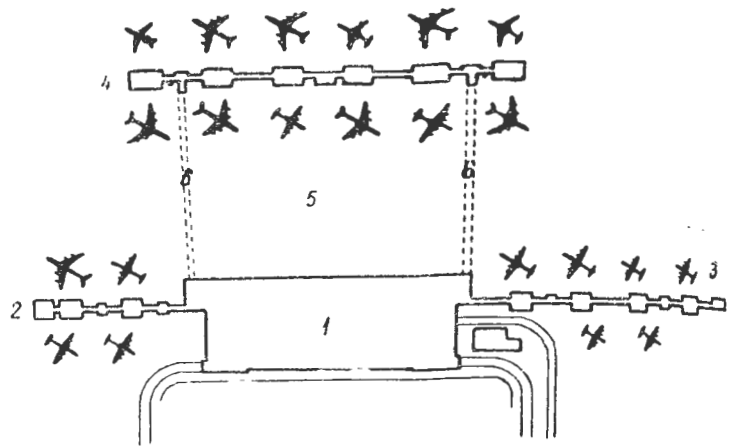


Rys. 40. Plan płyty peronowej i dworca lotniczego w porcie lotniczym Köln (Bonn). 1 — autostrada Köln-Bonn; 2 — wylot na magistralę drogową Köln-Frankfurt; 3 — podjazd do dworca lotniczego; 4 — parking samochodowy; 5 — dworzec lotniczy; 6 — płyta peronowa i miejsca postoju samolotów; 7 — planowana stacja towarowa; 8 — stary port lotniczy



Rys. 41. Plan nowej płyty peronowej i kompleksu dworca lotniczego w porcie lotniczym Frankfurt. 1 — wieża sterownicza; 2 — pomieszczenia do obsługi pasażerów; 3 — pomieszczenia do obsługi ruchu tranzytowego; 4 — zakończenia systemu palczastego, służące do wejścia i wyjścia pasażerów z dworca do samolotu i odwrotnie; 5 — zachodnie skrzydło dworca lotniczego przewidywane do budowy w drugim etapie rekonstrukcji portu lotniczego; 6 — dworzec lotniczy dla ruchu towarowego

- doprowadzenie różnych rodzajów energii elektrycznej, umożliwiającej dokonanie uruchomienia silników samolotowych, oświetlenia kabin, ładowania akumulatorów, przeprowadzenie prób pomocniczych urządzeń i mechanizmów samolotowych oraz środków łączności;
- doprowadzenie sprężonego powietrza, umożliwiającego dokonanie oczyszczenia poszczególnych elementów samolotu, uzupełnienia powietrza w pneumatykach podwozia samolotowego oraz innych celów pomocniczych;



Rys. 42. Plan płyty peronowej i dworca lotniczego w porcie lotniczym Montreal. 1 — dworzec lotniczy; 2 — odgałęzienie palczaste dla linii zagranicznych; 3 — odgałęzienie palczaste dla linii krajowych; 4 — wyspa dworcowa do obsługi samolotów odrzutowych; 5 — płyta peronowa; 6 — przejścia podziemne z zasadniczego budynku dworcowego do części wyspowej

- doprowadzenie powietrza dla celów klimatyzacji wnętrza samolotów (do podgrzewania lub ochłodzenia kabiny pasażerów i załogi);
 - doprowadzenie zimnej i gorącej wody;
 - doprowadzenie łączności i oświetlenia;
- Ponadto na płytach peronowych często są instalowane:
- urządzenia umożliwiające dokonanie uziemienia samolotu lub jego elementów;
 - urządzenia służące do podgrzewania silników przy niskich temperaturach powietrza.

d.c. w zesz. 11/62

NOWOŚCI PATENTOWE

Patent polski nr 40138
Klasa 42 i, 12/03

CZUJNIK INDUKCYJNY DO POMIARU PRZEMIESZCZEŃ

Instytut Metalurgii Żelaza im. Stanisława Staszica, Gliwice, Polska

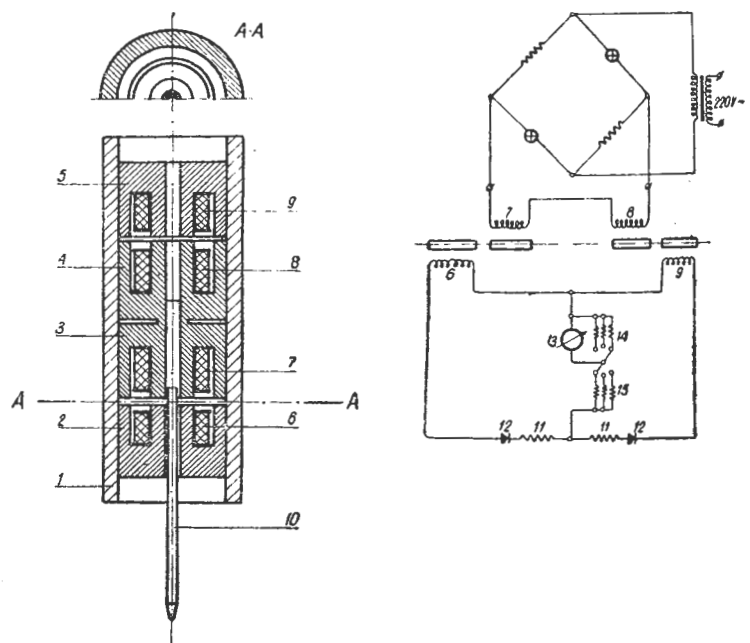
Twórca: mgr inż. Adam Stryk

Patent trwa od dnia 19 listopada 1956 r.

Opublikowany dnia 28 grudnia 1957 r.

Czujnik indukcyjny według omawianego patentu do pomiaru przemieszczeń lub różnic wymiarów rzędu od kilku do kilkuset mikronów, przy czym badana wielkość jest wskazywana przez magnetoelektryczny wskaźnik ze skalą w mikronach; jest on bardzo prosty w budowie.

Wewnątrz tulei (1), wykonanej z niemagnetycznego materiału, znajdują się suwliwie pasowane cztery elementy (2), (3), (4) i (5) wykonane z miękkiego żelaza i stanowiące parami — (2) i (3) oraz (4) i (5) dwa odrębne obwody magnetyczne ze szczeliną powietrzną. Wewnątrz nich znajdują się uzwojenia (6), (7), (8) i (9). Elementy (2) i (5) są przymocowane do tulei (1), natomiast elementy (3) i (4) są połączone razem i mogą się przesuwają, przy czym przesuw ich jest przenoszony z zewnątrz czujnika za pomocą pręta (10).



Uzwojenia (7) i (8) są połączone szeregowo i zasilane prądem zmiennym o stabilizowanym nateżeniu za pomocą mostka, załączonego do sieci przez transformator i składającego się z dwóch żarówek 6 V 5 W oraz dwóch oporów. Uzwojenia (6) i (9), opory (11) oraz prostowniki miedziane (12) stanowią mostek pomiarowy. Na przekątną tego mostka włączony jest czuły wskaźnik magnetoelektryczny (13) o pełnym wychyleniu rzędu od kilkunastu do kilkudziesięciu mikroamperów z zerem w środku skali. Gdy elementy ruchome (3) i (4) są ustawione symetrycznie względem elementów (2) i (5), wskaźnik (13) wskazuje zero. Natomiast przy przesunięciach elementów (3) i (4) podczas pomiaru wskazówka wychyla się odpowiednio do tych przesunięć. Zakres pomiarów zmienia się przez zmianę oporów (14) i (15) za pomocą przełącznika.

Patent polski nr 40188
Klasa 61 a, 10/01

KOC DO TŁUMIENIA POŻARU ORAZ DO OCHRONY PRZED PROMIENIOWANIEM TERMICZNYM I RADIOAKTYWNYM

Wiesław Giryn, Warszawa, Polska
Kazimierz Grzeszczyk, Warszawa, Polska

Patent trwa od dnia 8 sierpnia 1956 r.
Opublikowany dnia 15 października 1957 r.

Znane kocy do tłumienia i gaszenia pożaru są wykonywane z przędzy z włókien roślinnych z azbestem tak, że sprawnie działają jedynie w początkowej fazie pożaru. Przy silniejszym płomieniu tkanina się rozżarza, włókna roślinne spalają się i tkanina się rozpada. Tkaniny te wykazują jeszcze dalsze wady, a mianowicie duży ciężar, dużą objętość oraz małą wytrzymałość na rozerwanie.

Koc według omawianego patentu jest pozbawiony wymienionych wad. Koc ten jest wykonany z jednej, dwóch lub kilku warstw tkaniny szklanej, bez dodatku innych włókien, przy czym tkanina ta posiada gładką błyszczącą powierzchnię barwy białej. Lśniąca powierzchnia barwy białej powoduje silne odbijanie promieniowania termicznego, a utrudniając przenikanie wolnych neutronów oraz promieniowania termicznego promieni alfa i beta, pozwala na stosowanie koca przeciwpożarowego jako zasłony zabezpieczającej przed działaniem promieniowania reakcji jądrowej i termojądrowej. Tkanina szklana jest napawana odpowiednimi substancjami, rozkładającymi się pod działaniem podwyższonej temperatury, przy czym produkty rozkładu posiadają właściwości gaszące płomień na przykład węglan amonu, chlorkiem amonu itp. Nasylenie zaś tkaniny siarczkiem ołowiatym lub temu podobną substancją, która zatrzymuje lub utrudnia przenikanie wolnych neutronów promieniowania termicznego i promieniowania alfa i beta rozszerza przeznaczenie koca.

Koc wyróżnia się swoją lekkością oraz bardzo małą objętością.

Patent polski nr 40199
Klasa 58 a, 8

PRASA HYDRAULICZNA

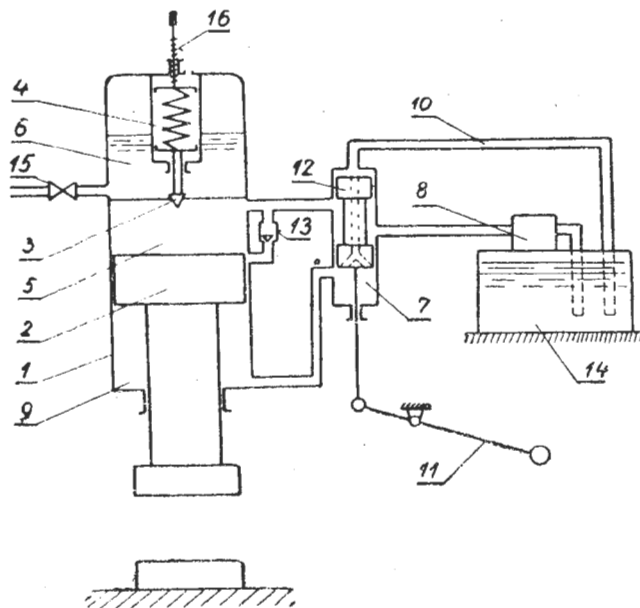
Milan Vltavsky, Bratysława, Czechosłowacja
Patent trwa od dnia 1 marca 1956 r.
Opublikowany dnia 27 stycznia 1958 r.

W znanych prasach hydraulicznych, stosowanych do obróbki tworzyw plastycznych lub w spawalnictwie, przy zmniejszeniu prasowanego materiału skoro tylko jest odczuwane zmniejszenie oporu, należało włączać dodatkowe prasowanie tego materiału i to zależnie od rozwiązań albo przez nastawienie napięcia sprężyny albo przez nastawienie urządzenia wyłączającego, utrzymującego ciśnienie w pneumatycznym akumulatorze.

Prasa według omawianego patentu nastawia się samoczynnie przy jakiegokolwiek zmianie siły prasowania.

W głowicy cylindra (1) prasy jest umieszczony samoczynny minimalny zawór sprężynowy (3) obciążony sprężyną (4) nastawianą za pomocą śruby (16). Zawór ten oddziela przestrzeń roboczą (5) nad tłokiem (2) cylindra (1) prasy od przestrzeni tłocznej (6) prasowania dodatkowego,

stanowiącej pneumatyczny akumulator wypełniony ponad cieczą gazem pod ciśnieniem, na przykład azotem lub sprężonym powietrzem. Sterowanie tłoka prasującego odbywa się rozdzielaczem sterującym (7), do którego ciecz robocza jest doprowadzana z pompy (8) zaopatrzonej w urządzenie do regulowania ciśnienia. Przy skoku prasującym dźwignia sterująca (11) znajduje się w dolnym położeniu, suwak (12) zajmuje górne położenie tak, że ciecz przedostaje się do przestrzeni (5), a także częściowo w przestrzeń (6) prasowania dodatkowego. Zawór (3) jest nastawiony tak,



że zamyka się przy około 80% najmniejszego ciśnienia, przy którym odbywa się prasowanie. Zawór ten otwiera się całkowicie, gdy ciśnienie działające nań spowoduje powstanie siły przewyższającej napięcie sprężyny (4). Dodatkowe prasowanie odbywa się bardzo szybko, ponieważ ciecz z przestrzeni (6) może przepływać przy minimalnym oporze przez otwarty zawór (3). Po zakończeniu prasowania, suwak (12) w dolnym położeniu umożliwia przepływ cieczy do przestrzeni (9) pod tłokiem (2), część zaś cieczy wypływa przez rozdzielacz (7) przewodem (10) do zbiornika (14). Po wyrównaniu ciśnień w przestrzeniach (5) i (6) zawór (3) zamyka się. Kiedy tłok (2) zajmie swoje najwyższe położenie dolna jego krawędź otwiera kanał przepływowy z zaworem zwrotnym (13) i ciecz z przestrzeni (9) przez ten zawór zwrotny i rozdzielacz uchodzi do zbiornika (14).

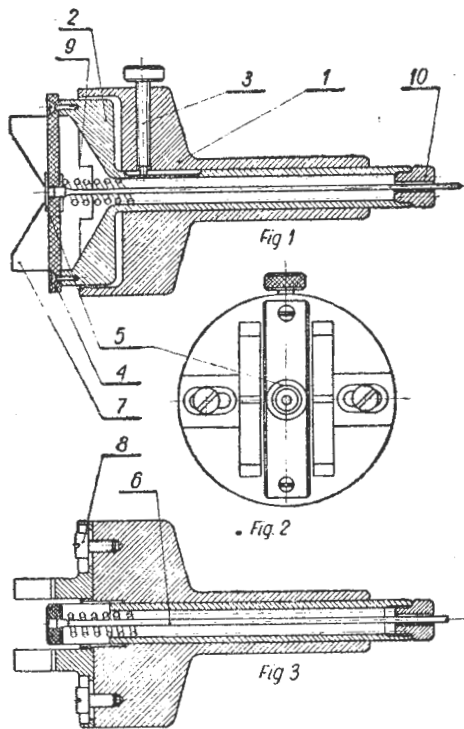
Patent polski nr 40370
Klasa 42 k, 38/02

DYSZKA DO POROWNAWCZYCH POMIARÓW GŁADKOŚCI POWIERZCHNI SPOSOBEM PNEUMATYCZNYM

Instytut Obrabiarek i Obróbki Skrawaniem, Kraków, Polska
Twórca: Władysław Nowak

Patent trwa od dnia 17 listopada 1956 r.
Opublikowany dnia 10 grudnia 1957 r.

Dyszka według patentu omawianego składa się ze stalowej obudowy (1), wewnątrz której umieszcza się przesuwne widełki (2) ustalone w obudowie wkrętem (3). Do widełek tych przytwierdzony jest gumowy napinacz (4), pośrodku którego nakleja się właściwą dyszkę pomiarową (5), wykonaną ze sprężystej blaszki z okrągłym występem wokół otworu wylotowego. Do dyszki tej powietrze sprężone doprowadza się przewodem gumowym (6). Przyzmy (7) przytwierdzone są przesuwnie do obudowy (1) wkrętami (8) tak, że rozstaw ich może być regulowany. Napięcie sprężyny śrubowej (9) reguluje się dokręcaniem korka (10). Sprężyna ta oraz napinacz gumowy (4) służą do dociskania dyszki do badanej powierzchni przez docisnięcie występu blaszki do wierzchołków nierówności badanej powierzchni,



ograniczając w ten sposób przestrzeń między nierównościami, którą wypływa sprężone powietrze. Czas wypływu jest proporcjonalny do przestrzeni między nierównościami, tworzącej wylot dla powietrza, jest więc miarą wielkości tych nierówności.

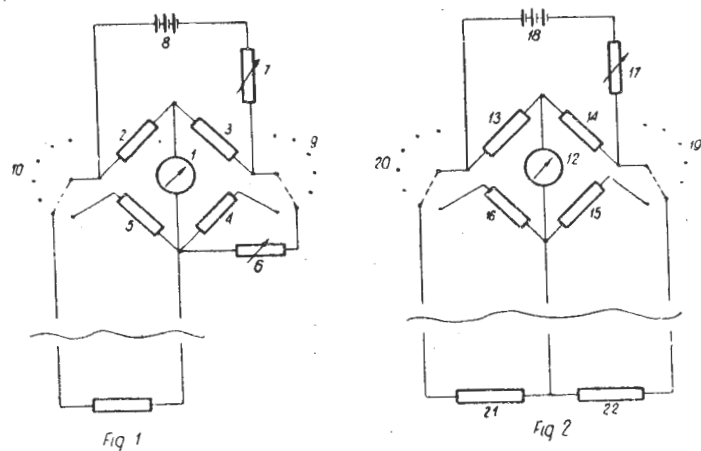
Patent polski nr 40392
Klasa 42 i, 19/02

URZĄDZENIE DO ZDALNEGO POMIARU TEMPERATURY ORAZ POMIARU PSYCHROMETRYCZNEJ RÓŻNICY TEMPERATUR

Instytut Technologii Drewna, Poznań, Polska
Twórca: inż. Kazimierz Moldenhawer

Patent trwa od dnia 29 września 1956 r.
Opublikowany dnia 20 grudnia 1957 r.

Znane jest stosowanie do zdalnych pomiarów temperatury czujników termooporowych i mierników ze skrzyżowanymi cewkami, lecz układy te nie dawały możliwości pomiaru



małych zakresów temperatur z dużą dokładnością i powtarzalnością, przy czym wymagały połączeń trzyprzewodowych.

Urządzenie według omawianego patentu pozwala na pomiar temperatury w układzie mostka czteroramiennego, przy czym czujnik jest połączony z aparaturą pomiarową linią dwuprzewodową. Urządzenie może być zastosowane do zdalnych pomiarów psychrometrycznej różnicy temperatur,

pozwalając na uzyskanie dużej dokładności pomiaru. Obydwa te sposoby wykorzystania ilustrują figury rysunku.

Urządzenie o układzie połączeń według fig. 1 składa się z czteroramiennego mostka z oporami (2), (3), (4) i (5) oraz przyrządu pomiarowego (1), wyskalowanego w stopniach Celsjusza. Mostek jest zasilany prądem stałym z ogniwa (8); opór (7) służy do wyskalowania przyrządu. Dodatkowy opór (6) służy do kompensacji długości przewodu i jest wstawiony w jednym ramieniu mostka, w drugim ramieniu jest umieszczony czujnik w postaci termooporu, przy czym obydwie te ramiona posiadają przełączniki (9) i (10), umożliwiające przełączanie mostka w położenie skalowania i w położenie pomiaru.

Urządzenie przystosowane do pomiarów psychrometrycznej różnicy temperatur według fig. 2 posiada mostek z oporami (13), (14), (15) i (16), miernik (18), opór (17) do regulacji napięcia i przełączniki (19) i (20) oraz czujniki suchy (21) i mokry (22).

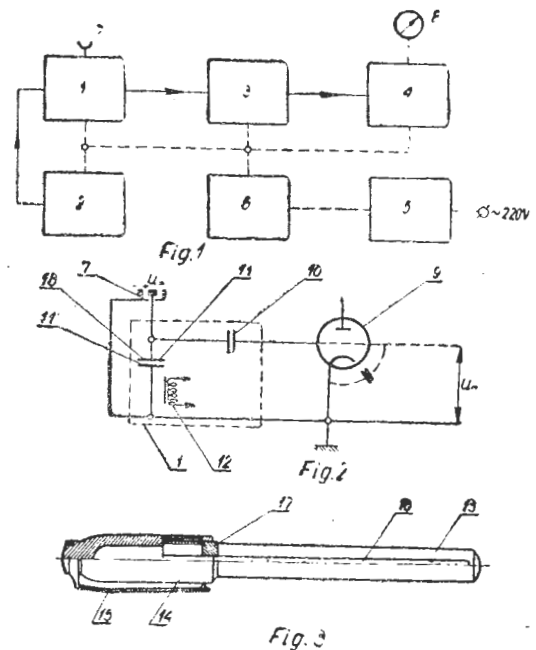
Patent polski nr 40393
Klasa 21 g, 18/01

ELEKTROMETR ELEKTRONOWY, ZWŁASZCZA DO POMIARU IŁOŚCI PROMIENIOWANIA GAMMA

Spółdzielnia Pracy „Elektromatyka”, Warszawa, Polska
Twórcy: inż. Mieczysław Wiraszko i inż. Aleksander Korol

Patent trwa od dnia 9 lutego 1957 r.
Opublikowany dnia 20 grudnia 1957 r.

Na fig. 1 pokazano schemat blokowy elektrometru według omawianego patentu. Elektrometr zawiera kondensator dynamiczny (1) zaopatrzony w gniazdo (7) do wstawiania



komory jonizacyjnej, której oporność wejściowa może się wahać w granicach 10^{15} – 10^{17} omów. Pojemność kondensatora (1) jest rzędu 20 pF, przy czym jest on pobudzany do drgań rezonansowych przez generator (2) o częstotliwości regulowanej w granicach 4200–4500 Hz. Wzmacnianie napięcia wyjściowego tego kondensatora jest dokonywane za pomocą dwustopniowego wzmacniacza (3) prądu zmiennego. Detekcja sygnału pomiarowego jest przeprowadzana przez detektor (4) pracujący w układzie diodowym i posiadający wskaźnik wychyłowy (8) o czułości $250 \mu\text{A}$. Do zasilania służy zasilacz (5) umożliwiający kompensację napięcia sieci w granicach 190–240 V i połączony ze stabilizatorem napięcia (6), przeznaczonym jednocześnie do ładowania komory jonizacyjnej poprzez przełącznik kondensatora dynamicznego. Stabilizator ten umożliwił uzyskanie w granicach napięć zasilających stałości napięcia z tolerancją $\pm 0,5\%$. Ogólny pobór mocy wynosi około 70 W.

Na fig. 2 pokazano schemat ilustrujący zasadę pracy kondensatora dynamicznego (1). Kondensator ten zawiera kon-

densator wibracyjny (18), w którym okładzina (11) pozostaje nieruchoma, natomiast druga okładzina (11'), na którą oddziaływa cewka (12) generatora (2), drga z częstotliwością własnego rezonansu. W takt tych drgań następuje zmiana pojemności własnej kondensatora (18) i odpowiednio przemieszczanie się jego ładunków elektrostatycznych, które zostają doprowadzone poprzez kondensator sprzęgający (10) do pojemności siatka-katoda lampy wejściowej (9) wzmacniacza (3). Po wzmocnieniu i po detekcji zmiany napięcia siatki, spowodowane wspomnianym przemieszczaniem się ładunków, są mierzone za pomocą wskaźnika (8).

Pokazana na fig. 3 komora jonizacyjna elektrometru, służąca do określania promieniowania gamma w granicach od 0 do 150 milirentgenów, jest kondensatorem cylindrycz-

nym, posiadającym elektrodę wewnętrzną (16) w postaci pręta duralowego, osadzonego na izolatorze polistyrenowym w elektrodzie zewnętrznej (13) w postaci cylindra aluminiowego. Całość jest zaopatrzona w nasadkę (14) z klamerką (15).

Naładowana określonym napięciem z elektrometru komora jonizacyjna, po poddaniu przez pewien okres czasu naświetleniu promieniami gamma, rozładowuje się. Osiągnięte rozładowanie jest proporcjonalne do iloczynu natężenia promieniowania i czasu naświetlania, czyli do ilości promieniowania. Przez umieszczenie komory jonizacyjnej w gnieździe pomiarowym elektrometru powoduje się oddziaływanie zachodzących w niej zmian potencjału elektrycznego na układ elektronowy przyrządu.

KRONIKA

++ W Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego odbyło się w końcu maja br. kolegium dyrektorów przedsiębiorstw Zjednoczenia, z udziałem wiceministra Z. Ostrowskiego z Ministerstwa Przemysłu Ciężkiego. Omawiano następujące zagadnienia: ocena realizacji planu postępu technicznego przemysłu lotniczego za 1961 r.; analiza wykonania planu postępu za I kwartał br.; zadania wyliczone planu ZPL na 1963 r.

W zebraniu, zorganizowanym w związku z uchwałami X Plenum KC PZPR, uczestniczyli dyrektorzy naczelni i główni inżynierowie wszystkich wytwórni lotniczych oraz Instytutu Lotnictwa. Analizę i ocenę realizacji planów zakładów lotniczych przeprowadził naczelnik Wydz. Postępu Technicznego ZPL. W 1961 r. przemysł lotniczy uruchomił produkcję 48 nowych wyrobów. 33 wyroby ukazały się w partiach prototypowych i pomyślnie ukończyły próby. Przyznany fundusz postępu technicznego wykorzystano w 68% na nowe konstrukcje, zaś w 17% na prace związane z postępowem technologicznym. Prace te powinny być w największej części finansowane z funduszy obrotowych zakładów. Wprowadzenie ulepszonej lub nowej technologii obniżyło koszty produkcji w przemyśle lotniczym o 8,7%.

Po referacie odbyła się dyskusja, po czym wiceminister Ostrowski zapoznał zebranych z przyczynami, które spowodowały zwolnienie X Plenum oraz z perspektywami przemysłu lotniczego na najbliższe lata.

Kolegium Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego zakończyło się przyjęciem uchwał, które powinny wpłynąć na łatwiejsze, szybsze, pełniejsze i bardziej rentowne realizowanie planów postępu technicznego przez zakłady lotnicze. Uchwały kolegium zamieszczamy na innym miejscu naszego czasopisma.

++ Prawo Lotnicze, uchwalone ostatnio przez Sejm, zostało ogłoszone w Dzienniku Ustaw PRL, nr 32 z dnia 8 czerwca br. Ustawa — Prawo Lotnicze — z dnia 31 maja br. weszła w życie z dniem ogłoszenia.

++ Ustalony został nowy podział zadań w kierownictwie Ministerstwa Komunikacji. Obecnie Ministrowi Komunikacji bezpośrednio podlegają: Departament Lotnictwa Cywilnego z Inspektoratem Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych, Zarząd Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych oraz przedsiębiorstwo PLL LOT. Dotychczas DLC, KCSP, ZRL i LK oraz PLL LOT podlegały jednemu z Podsekretarzy Stanu Ministerstwa Komunikacji.

++ Departament Lotnictwa Cywilnego wydał w specjalnej broszurze rozporządzenia Ministra Komunikacji o personelu lotniczym. Broszurę otrzymają instytucje i jednostki, zatrudniające lub zrzeszające cywilny personel lotniczy.

++ Dyrektor Departamentu Lotnictwa Cywilnego — działając na podstawie rozporządzenia Ministra Komunikacji z dnia 7 września 1961 r. o personelu lotniczym — rozszerzył zakres podstawowego szkolenia szybowcowego dla uzyskania licencji pilota szybowcowego do ilości 50 godzin lotu. Od dnia 12 kwietnia 1963 roku piloci szybowcowi, którzy wylatają 50 godzin na szybowcach, będą mogli kontynuować dalsze samodzielne loty, o ile uzyskają licencję pilota szybowcowego.

++ 17 czerwca br. na lotnisku w Lesznie nastąpiło uroczyste zakończenie II Zawodów Szybowcowych Krajów Socjalistycznych i VIII Szybowcowych Mistrzostw Polski. II ZSKS zakończyły się dużym sukcesem polskich szybowców, którzy zajęli sześć pierwszych miejsc, w następującej kolejności: J. Pieczewski (6217 pkt.), J. Popiel (5966), J. Adamek (5934), A. Witek, M. Gorzelak, E. Makula. Siódmą lokatę (5336 pkt.) uzyskał Czuwиков ze Związku Radzieckiego.

Wprowadzoną po raz pierwszy na świecie konkurencję przelotu na trójkącie 500 km ukończyło 11 pilotów. Zawody w Lesznie były generalnym przeglądem najlepszych szybowców. Polacy startowali na „Fokach”, piloci ZSRR na „A-15”, Czesi na „Spartakach” i „Diamantach”, Węgrzy — na „Super-Tutar” i „Sinaly”, Bułgarzy na „Kometach”, wreszcie Niemcy z NRD na laminarnych „Lillibellach”.

Szybowcowym mistrzem Polski w czasie VIII SMP został znany zawodnik Tadeusz Góra.

++ W III Samolotowych Mistrzostwach Polski w Akrobacji, odbywających się we Wrocławiu, wzięło udział 23 zawodników. Regulamin wymagał wykonania w półfinale i w finale dwóch układów obowiązkowych i jednego dowolnego. Tytuł mistrza w akrobacji uzyskał St. Kasperk ze Świdnika, wicemistrzami zostali St. Studencki (Ziel. Góra) i St. Ackerman (Inowrocław).

++ Rozegrane zostały 3 konkurencje w ramach XIV Lotu Południowo-Zachodniej Polski. Zwycięstwo odniosła ekipa Z. Dudzik — A. Koskowski z Warszawy.

++ Dotychczasowy dyrektor naczelny Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego Józef Tałma został powołany na stanowisko podsekretarza stanu w Ministerstwie Przemysłu Ciężkiego; na opróżnione stanowisko w ZPLot. mianowany został dyrektor Mieczysław Gronek.

++ Koło SIMP przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego zorganizowało ostatnio zebranie sprawozdawczo-dyskusyjne, poświęcone programowemu sterowaniu obrabiarek. Na zebraniu tym mgr inż. J. Buć z Katedry Technologii Mechanicznej Ogólnej i Lotniczej Politechniki Warszawskiej oraz mgr inż. R. Zieliński z Instytutu Elektrotechniki — po przyjeździe z Wielkiej Brytanii — zreferowali zagadnienie programowego sterowania na tle przemysłu angielskiego. W zebraniu wzięli udział przedstawiciele biur technologicznych zakładów lotniczych. Po referatach odbyła się dyskusja, która ujawniła konieczność szybkiego wprowadzania programowego sterowania obrabiarek w przemyśle lotniczym.

Potwierdza to analiza przeprowadzona przez WSK; PSO umożliwi temu zakładowi 4-krotne zmniejszenie ilości roboczogodzin i 3÷4-krotne obniżenie nakładów.

++ Ostatnio odbyło się zebranie sprawozdawczo-wyborcze Koła SIMP przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego. Na przewodniczącego wybrano kol. W. Zarembe; ponadto do Zarządu weszli koledzy J. Staszek jako wiceprzewodniczący, E. Zawada, Z. Toczek i R. Okrajek.

++ Szybowce „Foka” i „Lis” były demonstrowane we Francji na salonie lekkiego lotnictwa cywilnego w Cannes — Mandelieu; polski przemysł lotniczy reprezentowała ekipa: pilot Zientek (posiadacz „trzech diamentów”), konstruktor inż. Szuba i przedstawiciel „Motoimportu” — mgr Popowicz. Portfel zamówień na szybowce zwiększa się. Zamówienia na „Muche-Standard” wpłynęły z Anglii, Grecji, Turcji, Węgier i ze Związku Radzieckiego; na „Bociana” — z Anglii, Francji i NRD; na „Jaskółkę” — z Chin. Francji, NRD i Włoch; „Zefir-2” — popłynął do Południowej Afryki. Piloci argentyńscy w mistrzostwach świata będą startowali na „Fokach” i „Zefirach”. Australia Chile i Japonia nadsyłają zapytania w sprawie dostaw.

++ Zakłady Sprzętu Lotnictwa Sportowego w Krośnie przy współpracy z Zakładami we Wrocławiu rozpoczęły już seryjną produkcję nowego typu szybowca jednoosobowego klasy wycynowej „Foka-Standard”. Równocześnie Zakłady Krośnieńskie budują wozy transportowe do tych szybowców.

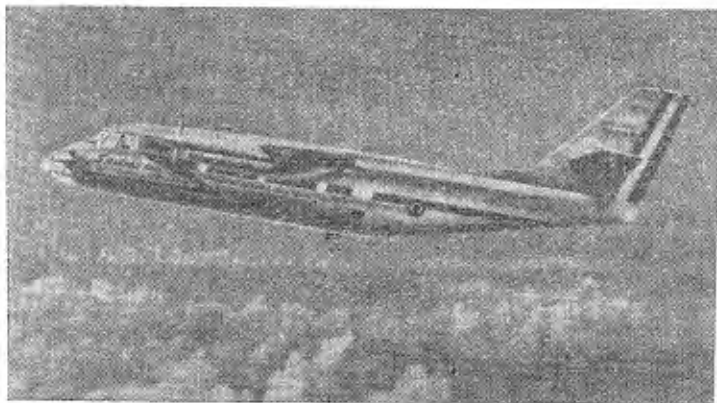
++ Podczas swego pobytu w Polsce min. Komunikacji Lotniczej Indonezji wicemarszałek Jskandar zapoznał się z samolotami, produkowanymi przez nasz przemysł, oglądał pokaz sprawności tych samolotów w powietrzu oraz latał na „Kosie” i „Bocianie”. Minister zwiedził fabrykę lotniczą, Instytut Lotnictwa oraz zakłady remontowe PLL „LOT”.

++ W czerwcu odbyło się w Warszawie IV Sympozjum Naukowe Międzynarodowego Komitetu do Spraw Badania Przestrzeni Kosmicznej (tzw. COSPAR).

++ Zarząd Główny APRL powziął uchwałę o powołaniu filii Aeroklubu Wrocławskiego przy Technikum Silnikowym w Psim Polu, koło Wrocławia.

„SPIRALE” III STANDARTOWYM SAMOŁOTEM ARMII FRANCUSKIEJ

Jako taktyczny samolot transportowy krótkiego startu został wybrany przez armię francuską samolot Marcel Des-sault „Spirale” III. Samolot ten jest zbudowany jako górnopłatowiec, a jego napęd stanowią dwa turbinowe silniki śmigłowe Turbomeca „Turmo” III D o mocy 1625 KM, wyposażone w trzyłopatowe śmigła Ratier-Figeac o średnicy 3,6 m i prędkości obrotowej 1420 obr/min. Do skrócenia drogi startu samolotu przyczynia się, poza zastosowaniem śmigieł o dużych średnicach nadmuch klap i lotek na całej ich długości. Powietrze do nadmuchu jest dostarczane przez dwie odśrodkowe sprężarki napędzane przez silniki.



Oba silniki są ze sobą połączone za pomocą wału, przeprowadzonego wewnątrz skrzydła, co zabezpiecza samolot przed utratą stateczności w przypadku uszkodzenia jednego z silników oraz synchronizuje prędkości obrotowe obu silników.

Przy ciężarze startowym 9500 kG bezpieczna prędkość minimalna na jednym silniku wynosi 100 km/h, prędkość przeciągnięcia — 87 km/h, prędkość wznoszenia — 2,8 m/sek, długość rozbiegu przy starcie — 126 m, długość drogi startu ponad 10,7-metrową przeszkodą — 230 m. Przy ciężarze całkowitym 11 000 kG, prędkość wznoszenia wynosi 1,7 m/sek, a długość rozbiegu — 175 m. W.K.

623.146.5

PROJEKTY TAKTYCZNYCH SAMOŁOTÓW TRANSPORTOWYCH KRÓTKIEGO STARTU DLA NATO

Szereg wytwórni europejskich bierze udział w konkursie na taktyczny samolot transportowy o skróconym starcie, który jest przeznaczony dla NATO i ma spełniać wymagania oznaczone skrótem NMBR.4 (NATO Military Basic Re-



quirement). Ma to być samolot o średnim zasięgu, prędkości przelotowej około 550 km/h i długości drogi startu poniżej 150 m. Wymiary przestrzeni ładunkowej mają wynosić 2,5 × 2,7 × 9,1 m, a ciężar ładunku — około 5000 kG.

Początkowo zgłoszono dwadzieścia projektów, ostatnio jednak ich ilość została zmniejszona do pięciu, przy czym

zostały wycofane wszystkie projekty niemieckie, które były opracowywane przez wytwórnię Dornier, Focke-Wulf i Weserflugzeugbau. Poniżej podano pewne szczegóły projektów angielskich i projektu francuskiego.

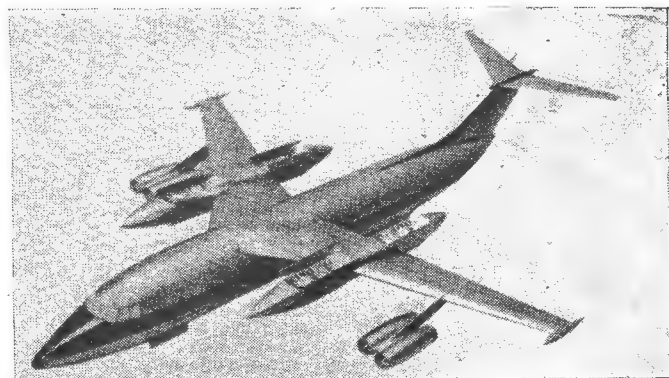
W projekcie samolotu Bristol 208 przewiduje się zastosowanie czterech silników nośno-napędowych, będących wersją rozwojową silnika Bristol Siddeley BS. 53. Silniki mają być zabudowane w dwóch podwójnych gondolach, w związku z czym każdy z silników będzie zaopatrzony tylko w dwie dysze wylotowe. Powietrze upustowe do sterowania warstwy przyściennej ma być pobierane ze wspólnego przewodu każdej pary silników. Samolot ten może zostać przekształcony w samolot pionowego startu i lądowania przez wyposażenie go w silniki nośne, umieszczone w gondolach pod skrzydłami. Samolot projektowany przez wytwórnię Armstrong Whitworth — AW.681 — ma cztery oddzielnie podwieszane pod skrzydłami silniki typu BS.53; powietrze do sterowania warstwy przyściennej jest pobierane oddzielnie z każdego silnika. Podobne są projekty samolotów De Havilland DH.129 i BAC 224.

Francuska wytwórnia Breguet zgłosiła do konkursu projekt samolotu o oznaczeniu Br. 943. Podstawę tego opracowania stanowią doświadczenia zebrane przy projektowaniu i badaniu samolotu Breguet 941 (patrz zdjęcie). Samolot będzie napędzany czterema turbinowymi silnikami śmigłowymi Turbomeca „Turmo” VI o mocy 1800 KM. Rozpiętość samolotu wynosi 26,55 m, objętość pomieszczenia ładunkowego — 55 m³, względnie 70 m³ przy wykorzystaniu części pomieszczenia znajdującego się nad klapą ładunkową. W.K.

623.146.5 : 623.1.084.16

FOCKE-WULF FW 260 — SAMOŁOT PASAŻERSKI VTOL

Na wystawie lotniczej w Hanowerze pokazano model samolotu pasażerskiego zaprojektowanego przez zakłady Focke-Wulf. Samolot ten — noszący oznaczenie FW 260 —



jest wyposażony w dwanaście silników nośnych o ciągu po 3600 kG; są one zabudowane w dwóch gondolach, umieszczonych na skrzydłach. Do napędu służą cztery podwieszane pod skrzydłami silniki dwuprzepływowe o ciągu po 4150 kG, których strumienie wylotowe mogą być w czasie startu odchylane do dołu. Podwozie jest typu tandem, tzn. jest ono wbudowane w kadłub samolotu; do zapewnienia stateczności służą dwa pomocnicze koła, zamocowane do gondol silnikowych. Samolot może zabierać 85 pasażerów plus 2925 kG ładunku. Prędkość przelotowa na wysokości 11 000 m wynosi 910 km/h, zasięg od 500 do 3200 km.

Pozostałe dane samolotu

Rozpiętość	24,50 m
Całkowita długość	33,90 m
Wysokość	7,40 m
Wydłużenie	6,75
Powierzchnia skrzydeł	89 m ²
Skos przykadłubowej części skrzydła	48°
Skos zewnętrznej części skrzydła	39,5°
Ciężar własny	22 350 kG
Pasażerowie plus ładunek	11 000 kG
Paliwo łącznie z rezerwą	9625 kG
Ciężar całkowity	45 000 kG
Czas wznoszenia na wysokość przelotu	18 min

W.K.

NASTĘPCA SAMOLOTU FOKKER F.27 — SAMOLOT FOKKER F. 28

Na lotnisku w Schiphol wystawiono makietę odrzutowego samolotu pasażerskiego na krótkie i średnie trasy, którego pierwsza faza rozwojowa została obecnie zakończona. Przewiduje się, że próby w locie nowego samolotu zostaną rozpoczęte w roku 1965, a pierwsze samoloty seryjne zostaną oddane użytkownikom w końcu roku 1966.

W dotychczasowym opracowaniu samolot zabiera 60 lub 44 pasażerów (siedzenia w pięciu lub w czterech rzędach, zależnie od klasy). Samolot jest przeznaczony do lotów na

Powierzchnia skrzydeł	76,40 m ²
Wydłużenie	7,3
Ciężar bez paliwa	18 415 kG
Normalny ciężar paliwa	4 265 kG
Maks. ciężar paliwa	6 530 kG
Maks. ciężar całkowity	22 680 kG
Maks. ciężar przy lądowaniu	21 545 kG
Prędkość przelotowa	800 km/h

W.K.

UDZIAŁ ZAKŁADÓW FIAT W KONKURSIE NA TAKTYCZNY SAMOLOT MYŚLIWSKI PIONOWEGO STARTU DLA NATO

W „Nowościach technicznych” zeszytu 2/1962 zamieszczono wzmiankę o taktycznym samolocie myśliwskim pionowego startu Fiat G.95. Wzmianka ta dotyczyła wersji G.95/3. Obecnie jest opracowywana nowa odmiana nosząca oznaczenie G.95/6. Projekt tego samolotu jest jednym z trzech projektów opracowywanych w ramach konkursu NMBR. 3 na taktyczny samolot myśliwski pionowego startu dla NATO. Dwa pozostałe to Hawker P.1154, będący wersją rozwojową samolotu Hawker P.1127, i Marcel Dassault „Mirage” III V, o którym pisano w jednym z poprzednich zeszytów „Techniki Lotniczej”. Natomiast samolot Fokker-Republic D.24 „Alliance”, również opisywany



trasach o długości od 350 do 1800 km. Projektanci wytwórni Fokker uważają, że na takich trasach najkorzystniejsza jest prędkość przelotowa odpowiadająca $Ma = 0,75$. W związku z tym zdecydowano się na zastosowanie skrzydeł prostych. Skrzydło takie jest mniejsze i prostsze w budowie od skrzydła skośnego o tej samej sile nośnej, a poza tym zapewnia krótszą drogę startu i lądowania. Z tego powodu można było ograniczyć się do wyposażenia skrzydeł jedynie w klapy Fowlera.



w „Nowościach”, został wycofany z konkursu, ponieważ uznano, że jego rozwój wymaga dłuższego okresu czasu.

Samolot Fiat G.95/6 ma być wyposażony w sześć silników nośnych (będą to prawdopodobnie silniki Rolls-Royce RB.162), zabudowanych w dwóch grupach, z przodu i z tyłu kadłuba. W tylnej części kadłuba będą również umieszczone dwa silniki napędowe z dopalaczami, które umożliwią rozwijanie prędkości odpowiadającej $Ma = 2$. Do ustalczenia samolotu w czasie zawisu mają służyć dysze powietrzne zamocowane na końcach kadłuba i skrzydeł; powietrze będzie pobierane z upustu sprężarek silników nośnych. Wyposażenie elektronowe obejmuje najnowocześniejsze urządzenia nawigacyjne i celownicze, dzięki którym samolot będzie mógł wykonywać zadania we wszystkich warunkach atmosferycznych, w dzień i w nocy. Obok bomb z ładunkiem konwencjonalnym i atomowym samolot będzie zabierał rakiety nie kierowane oraz pociski kierowane powietrze-ziemia i powietrze-powietrze.

W.K.

NOWE PROJEKTY SAMOLOTÓW SŁUŻBOWYCH

Zainteresowanie samolotami służbowymi w dalszym ciągu nie słabnie, czego dowodem jest opracowywanie nowych projektów tego typu samolotów. Należy do nich 6—8-osobowy samolot budowany przez wytwórnię Beech. Jego na-



Gondole silnikowe są zbudowane po bokach tylnej części kadłuba w ten sposób, że ich wloty są zabezpieczone przez skrzydła przed dostawaniem się kamyków i odłamków betonu z pasów startowych. Przewiduje się zastosowanie silników dwuprzepływowych o ciągu rzędu 3700 kG — mogą to być silniki Bristol Siddeley BS.75 lub Rolls-Royce RB.180; ten ostatni jest odmianą silnika RB.163 „Spey”. Dzięki stosunkowo dużemu ciągowi samolot będzie mógł startować z pasów o długości poniżej 1500 m, przy temperaturze otoczenia 30 °C, bez konieczności stosowania wtrysku mieszanki chłodzącej. W celu skrócenia drogi lądowania samolot ma być wyposażony w odwracacze ciągu i w silne hamulce z urządzeniami przeciwszlizgowymi.

W skład normalnego wyposażenia samolotu ma wejść rozrusznik silników i urządzenie do jednopunktowego napełniania zbiorników. Wypuszczanie i wciąganie podwozia odbywa się pneumatycznie, podobnie sterowanie przednią golenią i hamulcami aerodynamicznymi umieszczonymi na kadłubie. Natomiast uruchamianie sterów i lotek jest mechaniczne. Cena samolotu ma wynosić 1 250 000 dolarów.

Dane samolotu:

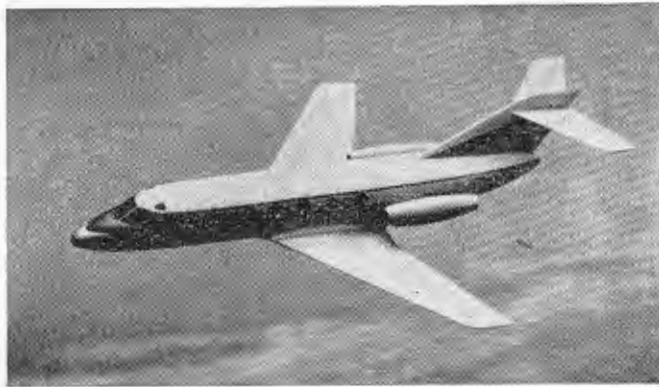
Rozpiętość	23,65 m
Długość	26,68 m
Wysokość	7,05 m



ped stanowią dwa turbinowe silniki śmigłowe Turbomeca „Bastan” IV o mocy około 1000 KM każdy. Prędkość przelotowa ma wynosić ponad 480 km/h, zasięg — z pozosta- wieniem rezerwy paliwa — ponad 2400 km. Samolot będzie wyposażony w kabinę ciśnieniową. Przewiduje się, że do eksploatacji zostanie wprowadzony w roku 1964, a jego ce- na — bez dodatkowego wyposażenia — będzie wynosić 400 000 dolarów.

Wytwórnia Marcel Dassault zaprojektowała odrzutowy samolot służbowy „Mystere” 20, napędzany dwoma silnika- mi, które są umieszczone, podobnie jak w innych samolo- tach tego typu, po bokach tylnej części kadłuba. Prędkość samolotu około 900 km/h.

Również hiszpańskie zakłady Hispano-Aviacion budują samolot HA-56, z którego ma być rozwinięty samolot służ- bowy HA-230. Samolot HA-56 jest dolnopłatem, który



prawdopodobnie zostanie wyposażony w dwa silniki wenty- latorowe Turbomeca „Aubisque” o ciągu 700 kG. Ciężar własny samolotu 1750 kG, największy ciężar całkowity 3800 kG, prędkość przelotowa 680 km/h. W.K.

ŚMIGŁOWIEC Z SILNIKAMI WANKLA

Zachodniemieckie zakłady Boelkow zamierzają budo- wać dwumiejscowy śmigłowiec wielocelowy Bo 104, który będzie napędzany dwoma silnikami Wankla o mocy 120 KM.



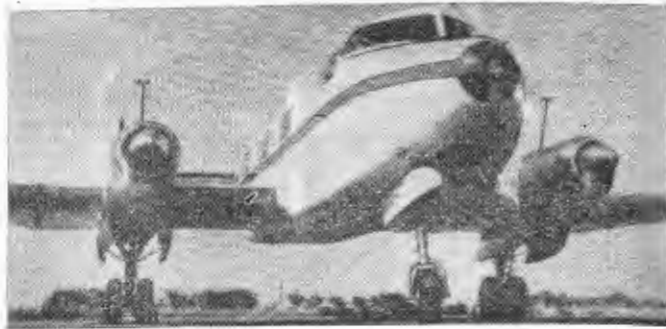
Łopaty wirnika mają być wykonane z tworzywa sztucznego wzmocnionego włóknem szklanym. Prędkość maksymal- na ma wynosić 180 km/h, zasięg — 420 km. W.K.

ARGENTYŃSKI SAMOŁOT WIELOCELOWY

Rozpoczęto próby w locie argentyńskiego samolotu wielo- celowego „Guarini” I, zbudowanego przez zakłady Fabrica Militar de Aviones w Cordobie. Samolot zabiera 10—15 osób i jest napędzany dwoma turbinowymi silnikami śmi- głowymi Turbomeca „Bastan” III-A o mocy 870 KM.



W budowie samolotu wykorzystano wiele zespołów samo- lotu wojskowego I.Ae.35 „Huanquero” i jego odmiany pa- sażerskiej „Pandora”. Prędkość maksymalna samolotu



„Guarini” wynosi 490 km/h, zasięg przy prędkości 410 km/h — 2700 km. Pozostałe dane:

Rozpiętość	19,5 m
Długość	15 m
Ciężar całkowity	6500 kG

W.K.

PIERWSZA OFICJALNA PRÓBA SILNIKA J93

Silnik General Electric J93, przeznaczony do napędu nad- dźwiękowego bombowca B70, został poddany pierwszej dłu- gotrwalej próbie przed dopuszczeniem go do prób w locie. Próba została przeprowadzona w hamowni wysokościowej, przy czym przez 18 godzin silnik pracował w warunkach odpowiadających prędkości lotu 3200 km/h i wysokości 19 800 m. W czasie próby odtwarzano również warunki pa- nujące na wysokości ponad 27 000 m. Przez stosunkowo długi okres czasu silnik pracował z włączonym dopala- czem. Cała próba trwała 68 godzin. Należy zaznaczyć, że dotychczas amerykańskie siły powietrzne wymagały przed dopuszczeniem silnika do prób w locie przeprowadzenia tylko 50-godzinnej próby w warunkach statycznych na po- ziomie morza. W.K.

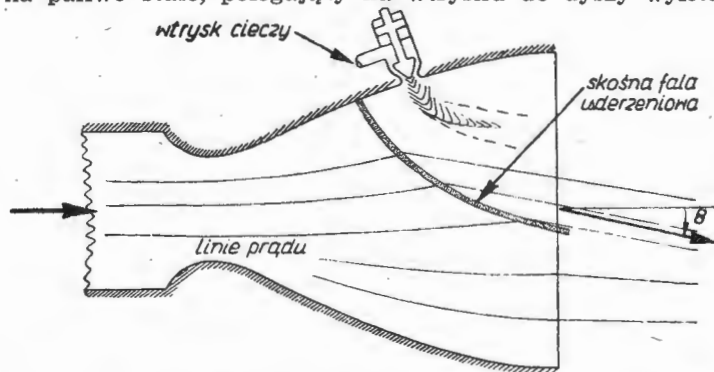
NOWE SZCZEGÓŁY SILNIKA DAIMLER-BENZ PTL 6

Niemiecki turbinowy silnik śmigłowy Daimler-Benz PTL 6, o którym pisano już w „Nowościach” (zeszyt 7/1962), jest wyposażony w sprężarkę typu mieszanego, składającą się z czterech stopni osiowych i jednego stopnia odśrodko- wego. Sprężarka jest napędzana turbiną dwustopniową, podczas gdy swobodna turbina napędowa jest jednostop- niowa. Wydatek powietrza wynosi 6 kG/sek. Próbie dłu- gotrwalej (150h) silnik ma być poddany w końcu 1962 roku; w następnym roku mają się rozpocząć próby na samolocie „Noratlas”.

Należy dodać, że zakłady Daimler-Benz budują również silnik dwuprzepływowy o ciągu 580 kG i zużyciu paliwa 0,66 kG/kGh. W.K.

NOWY SPOSÓB STEROWANIA WEKTORA CIĄGU SILNIKÓW RAKIETOWYCH

Wytwórnia United Technology Corp. (USA) opracowała nowy sposób zmiany kierunku ciągu silników raketowych na paliwo stałe, polegający na wtrysku do dyszy wyloto-



wej cieczy pod dużym ciśnieniem, przez odpowiednio roz- mieszczone otwory w ścianie dyszy. Powstaje dzięki temu skośna fala uderzeniowa, która odchyła strumień wyloto- wy w żądanym kierunku. Urządzenie zostało zademonstro- wane z pomyślnym wynikiem na rakiecie napędzanej seg- mentowym silnikiem na paliwo stałe o ciągu 200 000 kG. W.K.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK XVII

WARSZAWA, WRZESIEŃ 1962 r.

ZESZYT 9

HYDROAEROMECHANIKA

533.6.011.6 ILOt
Ferri A., Zakkay V., Ting L.: Blunt-body heat transfer at hypersonic speed and low Reynolds numbers. Wymiana ciepła między gazem a tępym ciałem w przepływach hipersonicznych przy niskich liczbach Reynoldsa. J. aerospace Sci., 1961, t. 28, nr 12, s. 962-971.

Podano analityczną metodę określenia wpływu krzywizny fali na wymianę ciepła. Przyczynę ten pozwala określić wymianę ciepła w obszarze tępo zakończonego ciała bez konieczności rozwiązania równań typu Naviera-Stokesa i Fouriera. Wyniki eksperymentalne zgadzają się z wynikami uzyskanymi na drodze analitycznej.

A.K.

533.6.011.6:532.526.2 ILOt
Curle N.: The effects of heat transfer on laminar boundary layer. Wpływ wymiany ciepła na laminarną warstwę przyścienną. Aero. Quart., 1961, t. 12, cz. 4, s. 309-336, rys. 10, ods. 22.

Wyprowadzono przybliżoną metodę obliczenia ściśliwych warstw przyściennych z nieuprzywilejowanym gradientem ciśnienia, na podstawie uogólnienia wcześniejszych prac. Metoda wymaga dwu kwadratur i użycia tabel funkcji uniwersalnych. Metoda ta jest użyta do zbadania stanu „równowagi” przy oderwaniu laminarnej warstwy przyściennej, istniejącej w obszarze przepływu przed falą lub uskokiem wywołującym oderwanie. Wykazano, że C_D jest niezależne od temperatury ścianki, oraz że gradient ciśnienia przy oderwaniu jest odwrotnie proporcjonalny do temperatury ścianki.

A.K.

532.525.2:532.517.4:533.697.4 ILOt
Fabian H.: Experimentelle Untersuchungen der Geschwindigkeitschwankungen in der Mischungszone eines Freistrahlers nahe der Düsenmündung. Badania doświadczalne pulsacji prędkości w strefie mieszania strumienia swobodnego w pobliżu końca dyszy. Dsch. Versuchsanstalt für Luftfahrt, 1960, Bericht nr 122, s. 64, rys. 22.

Sprawozdanie z pomiarów w warstwie przyściennej osiowosymetrycznego strumienia swobodnego. Przeprowadzono pomiary za pomocą anemometru z gorącym drutem ściśle na wylocie z dyszy, które wykazały periodyczną pulsację prędkości.

Możliwe jest sklasyfikowanie i opisanie tej pulsacji za pomocą modelowego układu wirów.
Za pomocą tego modelu może być skorelowany początek pierwszych ruchów nieregularnych turbuletnych z prędkością krytyczną, właściwą dla danego modelu układu wirów. W innym rozdziale zbadano możliwość korelacji periodycznych pulsacji prędkości i układu pierścieniowych wirów oraz porównano wartości zmierzone z obliczonymi teoretycznie dla modelu układów pierścieniowych wirów potencjalnych.

A.K.

533.6.013.4:533.6.071.3 ILOt
Daubeze M., Claria A.: Methode de mesure des coefficients aerodynamiques de stabilité sur maquette. Metoda pomiaru współczynników stateczności aerodynamicznej na modelu. Techn. Sci. aero., 1961, t. 5, s. 367-368.

Metoda opracowana w trakcie przeprowadzania badań tunelowych na modelu Latecoere wydaje się bardziej elastyczna i dokładna, niż dotychczasowe. Jakkolwiek metoda posługuje się wymuszonymi drganiem harmonicznymi, jednak opiera się na pomiarze sił i pracy wykonywanej przez nie za pomocą przekaźnika impulsów, podłączonego do układu elektronicznego umieszczonego we wsporniku układu dźwigniowego sterującego modelem. Podano matematyczne podstawy przedstawionej metody.

A.K.

533.6.08 ILOt
Fucks W., Franzen B., Schmitz G.: Koronaanemometer zur Messung von Turbulenzkomponenten. Anemometr do pomiaru składowych turbulencji. Z Flugw., 1961, t. 9, nr 11, s. 347-351.

Zbadano czułość na częstotliwość anemometru działającego na zasadzie wylądowań w wyniku jonizacji gazów otaczających przewodnik-sondę przez porównanie spektrum turbulencji, otrzymane za pomocą wspomnianej sondy i gorącego drutu. Różnice wskazań w zakresie wysokich częstotliwości wynikają z przestrzennego rozkładu samej sondy pomiarowej.

Pojawiają się one, gdy długość szczeliny jest dostatecznie mała. Sonda z dwiema katodami może być zastosowana do jednoczesnego pomiaru podłużnej i poprzecznej składowej pulsacji prędkości.

A.K.

533.6.01:517.9 ILOt
Schwarzenberger R.: Über exakte Lösungen der gasdynamischen Grundgleichungen. O dokładnym rozwiązaniu podstawowych równań dynamiki gazów. Dsch. Versuchsanstalt für Luftfahrt, 1961, Bericht nr 151, s. 31, rys. 12, ods. 8.

Szczególne rozwiązania równania różniczkowego Czapygina, wynikające z wielokrotnej zamiany zmiennych, przedstawiają uogólnienie źródła dla przepływu ściśliwego potencjalnego o liczbie biegunów $0 \div \infty$. Odcinki tych przepływów mogą być wyjaśnione jako przepływy wewnątrz i wokół naroży, w których zawsze pojawiają się pola o liczbie Macha $M > 1$. We wszystkich rozwiązaniach pojawiają się linie graniczne rozumiane jako granice źródła, zwłaszcza źródła ujemnego. Objasniono szczegółowo jeden podstawowy przykład przepływu wewnątrz i wokół naroża. Niższy artykuł jest skróconą wersją pracy nie opublikowanej pod tym samym tytułem, wykonanej w r. 1944.

A.K.

MECHANIKA LOTU

533.6.01 ILOt
Wilding J.: Bird flight and the Aeroplane. Lot ptaka a samolot. J. roy. aero. Soc., 1961, t. 65, nr 612, s. 796-799, rys. 7.

Podano anatomię skrzydła ptasiego, budowę jego krawędzi natarcia oraz zachowanie w różnych warunkach w czasie lotu.

A.K.

533.6.013.42 ILOt
Hancock G. J.: The static aeroelastic deformation of slender configurations Pt. 2. Stateczna aeroelastyczna deformacja ciał posiadających profil o małej grubości. Cz. 2. Aero. Quart. 1961, t. 12, cz. 4, s. 372-394, rys. 10, tabl. 1, ods. 4.

Obliczono serie giętkich pitek (delta, ostrołukowych) w celu oceny ich statycznej aeroelastycznego zachowania się. Jeśli zagadnienie nie zostanie zlinearyzowane, okazuje się, że w ogólnym przypadku dwa położenia równowagi są możliwe przy każdej prędkości. Nie rozważano zagadnienia stateczności modelu.

A.K.

533.6.013.42:533.691.152 ILOt
Johnson W. S.: An aeroelastic analysis procedure for flap type control surfaces. Aeroelastyczna analiza powierzchni sterujących typu kłapy. J. aerospace Sci., 1961, t. 28, nr 12, s. 985-987.

Podano rozwiązania ustalonych procesów słusznych dla wszystkich rodzajów płaskich konfiguracji oraz aerodynamicznych i konstrukcyjnych ich odpowiedników. Opracowane tu aspekty zagadnienia są mało znane w literaturze.

A.K.

533.6.013.422 ILOt
Dot R.: Analyse d'un cas de désaccord entre la méthode pratique de prevision flottage. Analiza przypadku niezgodności metody praktycznej przewidywania flatteru z wynikami doświadczalnymi. Rech. aero., 1961, t. 84, s. 43-54, rys. 12, ods. 2.

W przypadku, gdy wyniki doświadczeń przeprowadzonych na modelu nie dają wyników zgodnych z wynikami teorii flatteru pierwowzoru samolotu, teoria może być poprawiona, co wyeliminuje niezgodność. Przedyskutowano równania flatteru, sił aerodynamicznych i mechanicznych, występujących na modelu celem określenia, które powierzchnie muszą być rozważone w przypadku pojawienia się wspomnianych niezgodności.

A.K.

533.6.015.342:629.135.03 ILOt
Rotondi G.: Sugli assetti ottimi del velivolo a propulsione mista. O najkorzystniejszych wysokościach lotu w przypadku mieszane-go napędu. Aerotechnica, 1961, t. 41, nr 4, s. 203-209, rys. 5.

Przestudiowano zagadnienie najkorzystniejszych wysokości przy wznoszeniu. Przy założeniu parabolicznego toru, małego kąta wznoszenia, stałej sprawności śmigła i stałego ciągu zanalizowano przypadki maksymalnej prędkości wznoszenia i stromości toru lotu przy wznoszeniu. Podano wzory i wykresy dla określenia najkorzystniejszych wartości współczynnika C_L i prędkości.

A.K.

533.661 ILOt
Swain F. L.: The theory of helicopter flight. Teoria lotu śmigłowca. J. Soc. lic. aircr. Engr., 1961, t. 10, nr 5, s. 3-11, rys. 25, ods. 4.

Jest to wstęp do teorii, analizujący zagadnienia podstawowe, jak: siła nośna, ruch łopat (stożkowanie, wahania pionowe wirnika), manewrowanie i rozkład sił.

A.K.

629.138.5 ILOt
Commerical aircraft of the world. Handlowe samoloty świata. Flight 1961, t. 80, nr 2750, s. 799-836.
Sześćoletni przegląd wszystkich handlowych samolotów, będących w użyciu, produkcji lub w projekcie. Podano krótką historię każdego wzoru, wykaz zamówień nowych wzorów, ceny źródła napędu, osiągi, a w wielu przypadkach fotografie i szkice. Samoloty są wyszczególnione alfabetycznie wg. nazwy firmy. A.K.

629.138.4 ILOt
C-141. Samolot C-141. Flight 1961, t. 80, nr 2749, s. 762-763, rys. 4, tabl. 1.
Krótkie sprawozdanie z rozwoju konstrukcji ciężkiego transportowca Lockheed, o ciężarze własnym 58 000 kG, ciężarze użytecznym 42 200 kG, zasięgu szacowanym na 10 350 km przy prędkości 815 km/h, odstępnie lądowania od 15 m przeszkody równym 1050 m. Samolot napędzany jest czterema silnikami dwuprzepływowymi firmy Pratt-Whitney TF33-7 o ciągu 9500 kG każdy. A.K.

629.138.68 ILOt
The Canadair CL-41 and CL-41E. Kanadyjskie samoloty szkoleniowe CL-41 i CL-41E. Interavia, 1961, t. 16, nr 11, s. 1518-1519, rys. 5.
Fewne szczegóły i szkice szkoleniowych samolotów odrzutowych produkowanych przez firmę Canadair Ltd. (Montreal). CL-41R posiada dłuższy kadłub i wyposażony jest w urządzenia elektroniczne takie, jakie zastosowano na F-1049. Maks. liczba Macha lotu = 0,8. Oba samoloty wyposażone są w silniki firmy Pratt-Whitney, JT-12 (J60) w 41 i JT-12A-6 w 41R. A.K.

629.135.456 ILOt
Hafner R.: The Helicopter, the First of the VTOL Aircraft. Śmigłowiec, pierwszy samolot o starcie pionowym. J. Roy Aero. Soc., 1961, t. 65, nr 612, s. 815-826, rys. 11, ods. 8.
Podano przegląd dotychczasowych rozwijanych obecnie konstrukcji samolotów o starcie pionowym (VTOL). Śmigłowce i płatowce o starcie pionowym należą do tej samej rodziny, którą w istotny sposób charakteryzuje parametr obciążenia elementu wirującego, w przypadku śmigłowca-rotora, w przypadku płatowca o starcie pionowym (VTOL) — wirnika zabudowanego wentylatora. Przedyskutowano zagadnienia hałasu i drgań oraz zagadnienie ekonomiczności wymiarów, na które mają wpływ ograniczenia natury aerodynamicznej odnośnie do wirnika oraz skala wymiarów. Przedyskutowano wymagania odnośnie silnika oraz trzy zasadnicze typy śmigłowców. A.K.

629.136.039
Ando S., Miyashita J.: Aerodynamic Drag of Ground Effect Machines. Opór aerodynamiczny statków na poduszce powietrznej. Aerospace Engng., 1961, t. 20, nr 11, s. 24-25, 79-83.
Podano jakościową teorię oporu aerodynamicznego. Zasugerowano możliwość stosowania metod zmniejszenia dużej części oporu, wywołanej zmianą ilości ruchu, na podstawie wniosków wyciągniętych z obrazu przepływu dla modelu pojazdu. A.K.

656.7.065.3:629.13.011.525 ILOt
In-Flight Refuelling. Uzupelnianie paliwa w locie. Aircr. Engng., 1961, t. 33, nr 394, s. 362-363, rys. 4.
Podano szczegóły sondy i układu mocującego, opracowywanych w firmie Flight Refuelling Ltd. Istnieją dwa rodzaje pakietu; dla dużych samolotów przewód giętki, szpula do nawijania i układu sterowania oraz zbiorniki do zasilania paliwem tworzą pojedynczy zespół, który umieszczony jest w wyrzuceniu samolotu jak bomba w luku bombowym. Inny pakiet zaprojektowany jest do zamocowania na wsporniku gondoli silnikowej skrzydła. Opisano krótko projekt sondy, przewodu giętkiego i zespołu pompowego oraz proces uzupelniania paliwa w locie. A.K.

SILNIKI LOTNICZE

536.46:621.45 ILOt
Frost W. A.: Zmniejszenie turbulentności za zonoj górnienia. Zmiana burzliwości za strefą spalania. Mosk. Fiz.-Tiechn. Inst., Trudy nr 7 1961, Issledowanija po mekhanikie i prikladnoj matematikie, t. 105-109, rys. 2, ods. 4. (IL 23656).
W oparciu o teorię jednorodnego szybkiego odkształcania burzliwości, uzupełnioną dla przypadku zmieniającej się gęstości, wnioskują się o zmianie burzliwości na czole płomienia. Bez posilkowania się założeniem o samoczynnej turbulizacji płomienia, dano wyjaśnienie doświadczalnych faktów wzrostu burzliwości w płomieniach odkrytych i przybliżonej trwałości poprzecznej składowej, pulsacyjnej prędkości w płomieniach zakrytych. R.S.

629.19 ILOt
Silverstein: Researches in space flight technology. Postęp w dziedzinie badania przestrzeni kosmicznej. J. roy. aero. Soc., grud. 1961, t. 65, nr 612, s. 779-795, rys. 37, ods. 10.

Przedyskutowano zagadnienia dotyczące napędu aerodynamiki ciał wchodzących w atmosferę oraz ich konstrukcji. Rozważono w każdym ze wspomnianych zagadnień metody, materiały, naśladowanie lotu i wyniki badań laboratoryjnych i w locie. A.K.

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

629.13.05:621.9 ILOt
Green R. E.: Making super-accurate gyroscopes. Wykonywanie giroskopów wysokiej dokładności. Machinery, 1962, t. 100, nr 2578, s. 808-815, rys. 10.

Autor podaje zastosowanie odlewanych matryc ze stopów cynkowych do wykonywania elementów przyrządowych przy produkcji małoseryjnej. W artykule umieszczono opis konstrukcji produkowanych przyrządów, szeroki asortyment części wykrawanych oraz opis nowego zakładu zbudowanego specjalnie pod kątem zachowania wyjątkowych wymagań, koniecznych przy produkcji przyrządów najwyższej dokładności. Zamieszczono interesujące rozwiązania technologiczne matryc (odlewanych z wkładkami) i stempli do wykonywania złożonych części przyrządów lotniczych. A.G.

621.746.5:621.438-253.5 ILOt
Vacuum casting rotor blades for gas turbines. Odlewanie próżniowe łopatek wirników turbin gazowych. Machinery, 1962, t. 100, nr 2578, s. 841-843, rys. 3.

Omówiono metody technologiczne, pozwalające na wykonywanie łopatek lanych wirnika turbiny. Omówiono trudności i zjawiska towarzyszące tym procesom. Wpływ związków chemicznych powstałych przy odlewaniu w warunkach konwencjonalnych na własności materiału. Omówiono nowe środki dla uniknięcia szkodliwych zjawisk odlewania w atmosferze normalnej, a więc piece próżniowe z elektrodami węglowymi i indukcyjne. A.G.

621.97.07 ILOt
High-energy-rate metalworking today. Obecne zastosowanie techniki wielkich impulsów energetycznych w przemyśle metalowym. The Tool a. Manufacturing Engineer, 1962, t. 48, nr 1, s. 61-68, rys. 13.

Technika wielkich impulsów energetycznych bardzo poważnie rozszerza dotychczasowe możliwości technologiczne. Artykuł omawia aktualny stan prób i zastosowań produkcyjnych w tej dziedzinie. Podano opis następujących metod: formowania wybuchowego, formowania elektrohydraulicznego jako odmiany wybuchowego formowania elektromagnetycznego, pneumatyczno-mechanicznego wykorzystującego energię gazu o wysokim ciśnieniu. Poza tym wzmiankowano o wybuchowym spawaniu, cięciu i utwardzaniu. A.G.

621.91.07 ILOt
Wannberg J.L., Mehl C. L., Krabacher E. J.: Hot machining. Skrawanie na gorąco. Machinery, 1962, t. 100, nr 2577, s. 759-768, rys. 6.

Autorzy przedstawiają nową metodę obróbki skrawaniem stali chromowo-niklowo-molibdenowych, o bardzo wysokiej wytrzymałości. Metoda polega na nagrzewaniu warstwy skrawanej metalu do wysokiej temperatury rzędu 700 °C i następnym usuwaniu tej warstwy ostrym narzędziem. W artykule zamieszczono częściowe wyniki skrawania przy różnych temperaturach podgrzewania, oraz schematy i opisy indukcyjnych urządzeń do nagrzewania warstwy skrawanej. A.G.

621.9-52 ILOt
Black T. W.: Numerical control's new look. Nowe perspektywy sterowania numerycznego. The tool and manufacturing engineer, 1961, t. 47, nr 3, s. 89-101, rys. 13.

Autor, w trzech kolejnych rozdziałach, omawia główne zastosowania sterowania numerycznego: a) automatyczne programowanie dla obróbki skrawaniem, b) automatyczna kontrola, c) automatyczna obróbka matryc. W pierwszej części autor podaje rozwój i osiągnięcia na drodze stosowania maszyn matematycznych do programowania, omawiając to na przykładach zastosowań praktycznych. W drugiej części omawia specjalne urządzenia do kontroli zwilżonych elementów wraz z automatyczną rejestracją wyników pomiarów. W trzeciej części podaje zastosowanie obrabiarek numerycznych do kompleksowego wykonania matryc, omawiając zasady programowania, sprawdzanie programu i wyniki ekonomiczne. A.G.

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.

Tabela 1

Klasyfikacja stopów Nimonic		
Grupa I	Grupa II	Grupa III
Stopy do przeróbki plastycznej		
z określoną wytrzymałością na pełzanie	z nieokreśloną wytrzymałością na pełzanie	Stopy odlewnicze

Tabela 2. Skład chemiczny i własności fizyczne stopów Nimonic

L.p.	Nazwa stopu	Skład chemiczny %											Własności fizyczne																								
		C	Ti	Cr	Al	Si	Mn	Fe	Co	Cu	Ni	Mo	Ciężar właściwy g/cm ³	Współczynnik rozszerzalności liniowej $\alpha \cdot 10^6$ w zakresie temperatur °C										Przewodnictwo cieplne $\lambda \cdot 10^3$ cal/cm·sek·°C w temperaturach °C				Opór właściwy w temp. 20°C Ω mm ² /m	Zakres temperatur topnienia °C								
														20-100	20-200	20-300	20-400	20-500	20-600	20-700	20-800	20-900	20-1000	50	100	200	300			400	500	600	700	800	900		
1	Nimonic DS	<0,15	—	17,0-19,0	—	2,0-2,5	0,9-1,3	reszta	—	<0,25	36,0-39,0	—	7,91	142	154	16,1	16,5	16,9	17,4	17,7	18,5	19,3	—	—	33,4	—	—	—	—	—	—	—	—	74,1	1,08	1320-1350	
2	Nimonic-75	0,08-0,15	0,2-0,6	18,0-21,0	—	<1,0	<1,0	<5,0	—	<0,5	reszta	—	8,37	122	13,1	13,4	13,8	14,1	14,7	15,4	15,5	16,0	—	—	31,5	33,2	37,5	41,8	45,6	50,2	54,0	58,0	62,1	—	1,09	1390-1420	
3	Nimonic-80	<0,1	1,8-2,7	18,0-21,0	0,5-1,8	<1,0	<1,0	<5,0	<2,0	—	reszta	—	8,17	11,7	12,7	12,8	13,2	13,5	13,8	14,2	14,9	15,5	—	—	27,2	28,9	32,9	37,0	40,1	43,9	54,0	56,2	60,9	65,9	1,24	1360-1380	
4	Nimonic-80A	<0,1	1,8-3,0	18,0-21,0	0,8-2,0	<1,5	<1,0	<5,0	15,0-21,0	—	reszta	—	8,18	11,6	12,6	12,7	13,5	13,7	14,2	15,0	16,0	17,0	—	—	28,9	31,1	34,9	39,4	43,9	47,8	52,1	56,6	60,5	—	1,15	1360-1390	
6	Nimonic-95	<0,15	2,3-3,5	18,0-21,0	1,4-2,5	<1,0	<1,0	<5,0	15,0-21,0	<0,5	reszta	—	8,06	12,8	13,4	13,8	14,1	14,5	14,8	15,3	16,0	17,0	18,0	—	—	27,9	29,9	33,7	38,2	41,8	44,9	48,5	52,8	57,6	—	1,17	1340-1375
7	Nimonic-100	<0,30	1,0-2,0	10,0-12,0	4,0-6,0	<0,5	—	<2,0	18,0-22,0	—	reszta	4,5-5,5	8,03	12,4	13,1	13,6	14,0	14,3	14,6	15,0	15,7	16,8	18,1	—	—	26,7	28,2	31,1	33,9	37,0	40,4	43,9	47,8	52,1	—	1,32	1310-1380

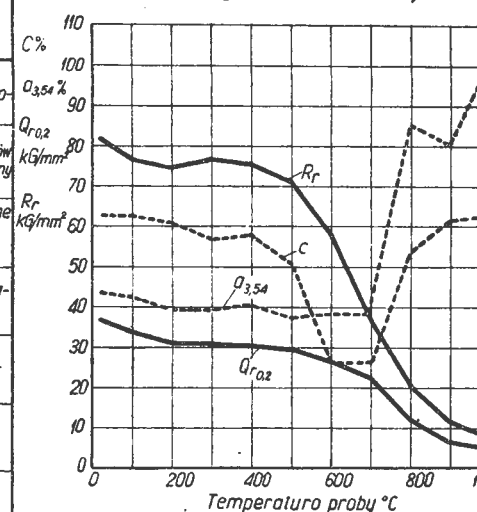
Pomocę konstruktorską TL-9/62 szp.1 str.30akt.

Tabela 3 Obróbka cieplna, własności mechaniczne, metody spawania i zastosowanie stopów Nimonic

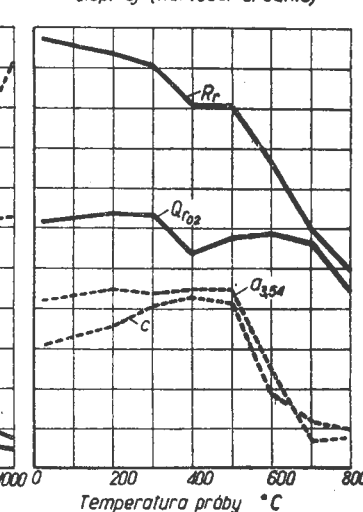
L.p.	Nazwa stopu	Warunki typowej obróbki cieplnej	Własności mechaniczne w temp. 20°C ⁰				Metody spawania		Przykłady zastosowania			
			Q_r kg/mm ² przy odkształceniach %			R_r kg/mm ²	σ %	C %		Moduł sprężystości $E \cdot 10^6$ kg/mm ²	Metody spawania	
			0,1	0,2	0,5						zalecane	Dopuszczalne
1	Nimonic DS	900÷1000 °C, 15 min, powietrze	29,8	30,9	32,6	70,7	46	61	1,70	Spawanie gazowe-drut sp.NC.82 ²⁾ i H2ON80 ³⁾ ; Spawanie tuk. elektrodą Inconel-132 ⁴⁾ i H2OH80; Spaw. tukowe w atm. argonu elektr. topl. NC-82	Lopalki turbin gazowych blaszane i rurowe elementy komór spalania, przenośniki tasma-we pieców do obr. cieplnej, osłony termopar.	
2	Nimonic-75		35,1	36,0	37,5	81,4	44	62	1,91		Lopalki turbin gazowych, blaszane i rurowe elementy komór spalania, dysze, pierścienie i inne części silników odrzutowych, rury wydechowe silników spalających, osłony pirometrów i termopar.	
3	Nimonic-80										Lopalki turbin gazowych, komory spalania, dysze i inne części silników odrzutowych, wydechowe zawory silników spalających samochodów wysięgowych	
4	Nimonic-80A	1080°C, 8 godz., powietrze +700°C, 16 godz., powietrze	61,1	62,4	64,0	108,9	39	38	1,90		Lopalki turbin gazowych, pierścienie, blaszane elementy silników odrzutowych	
5	Nimonic-90		79,3	81,4	83,7	126,8	33	42	1,97		Lopalki turbin gazowych, pierścienie, tarcze, komory spalania silników odrzutowych, sprężyny do pracy w temp. 500-600 °C	
6	Nimonic-95	1150°C, 4 godz. pow. +1080°C, 6-8 godz., pow. +700°C, 16 godz. p.	81,2	83,0	85,8	129,0	25	24	2,14		Lopalki turbin gazowych	
7	Nimonic-100	1200°C, 15 godz. pow. +850+900°C, 16 godz. powietrze.	83,0	86,4	90,1	127,0	18	15	2,16	Spawanie tukowe w atmosferze powietrznej z biegiem ujemnym źródła prądu wolframowa półciągnąca z biegiem ujemnym źródła prądu	Lopalki i tarcze turbin gazowych	

⁰Wartości średnie dla próbek wykonanych z prętów walców na gorąco, obrabianych cieplnie wg. zalecanych warunków; ϕ próbki 64mm, l_0 -508mm.
²⁾ N.C.82-0,25% C; 0,5% Si; 0,2% Cu; 5,0% Fe; 1,2% Mn; 18+21% Cr; reszta Ni. ³⁾ H2ON80-0,08% C; 0,5% Si; 0,5% Mn; 17+19% Cr; 77+79% Ni
⁴⁾ Inconel-132-0,15% C; 0,75% Si; 0,5% Cu; 1,0% Fe; 1,5% Mn; 13+17% Cr; 68,0% Ni; 0,015% S; 1,5+4,0% Nb.

Rys.1 Własności mechaniczne w podwyższonych temperaturach stopu Nimonic-75 po wyżarzeniu w temp. 1000°C, w czasie 1 godz. (wartości średnie)



Rys.2 Własności mechaniczne w podwyższonych temperaturach stopu Nimonic-80 po typowej obróbce cieplnej (wartości średnie)



----- Przewężenie C%
 ----- Wydłużenie $a_{3,54}$
 ——— Granica plastyczności Q_{r02} kg/mm²
 ——— Wytrzymałość na rozciąganie R_r kg/mm²

Pomocę konstruktorską TL-9/62 szp.2 str.30akt.

Tabela 4 Własności mechaniczne w temperaturach podwyższonych

Lp.	Nazwa stopu	Stan materiału	Tempera- tura badania °C	Wytrzymałość czasowa R_{r-h} kG/mm ²						Czasowa granica pełzania kG/mm ²																	
				czas badania godz.						$R_{0,1/100}$	$R_{0,1/300}$	$R_{0,1/1000}$	$R_{0,1/3000}$	$R_{0,1/10000}$	$R_{0,2/100}$	$R_{0,2/300}$	$R_{0,2/1000}$	$R_{0,2/3000}$	$R_{0,2/10000}$	$R_{0,2/30000}$	$R_{0,5/100}$	$R_{0,5/300}$	$R_{0,5/1000}$	$R_{0,5/3000}$	$R_{0,5/10000}$	$R_{0,5/30000}$	
				50	100	300	1000	3000	10000																		30000
1	Nimonic DS	Po wyżarzeniu w temp. 1050 °C w czasie 1godz i chłodzeniu na powietrzu	600							7,7	6,5	5,2	(4,1)	—	8,5	7,4	6,1	(5,0)	—	—	(9,8)	8,7	7,4	6,3	—	—	
			650							5,7	4,6	3,5	—	—	6,8	6,0	5,0	4,1	3,1	—	7,6	6,6	(5,7)	—	—		
			700							4,7	(3,9)	—	—	—	6,0	5,2	4,3	(3,5)	—	—	—	—	5,4	4,6	—	—	
			750							4,1	3,1	(2,2)	—	—	5,0	4,3	3,5	(2,7)	—	—	5,7	5,2	4,3	3,5	—	—	
2	Nimonic -75		600							10,2	8,7	7,2	6,0	—	11,7	9,9	8,5	7,4	—	—	(13,4)	11,8	10,1	8,7	—	—	
			650							7,1	5,7	4,3	(3,0)	—	8,0	6,8	5,5	(4,3)	—	—	9,3	8,0	6,8	5,7	—	—	
			700							4,4	3,6	2,8	2,4	—	5,4	4,4	3,5	(2,8)	—	—	(6,3)	5,2	4,3	3,5	—	—	
			750							3,3	2,5	1,9	1,1	—	3,8	3,1	2,4	(1,7)	—	—	4,4	3,8	3,1	2,5	—	—	
3	Nimonic -80		650	—	—	39,8	32,4	25,5	(18,0)	—	31,7	25,1	(17,8)	—	—	38,0	31,2	23,8	(17,0)	—	—	(43,5)	36,5	29,0	22,0	—	—
			700	—	(30,9)	26,1	21,0	16,2	(11,0)	—	19,2	14,2	9,3	6,3	—	23,6	18,6	13,4	9,3	6,3	—	27,6	22,5	17,3	12,4	—	—
			750	—	—	16,4	12,6	9,1	6,3	—	11,0	7,2	(4,9)	—	—	15,0	11,0	7,4	(5,2)	—	—	(17,6)	14,0	9,9	6,9	—	—
4	Nimonic -80A		650	—	—	(49,6)	42,5	35,9	28,7	(22,0)	45,7	39,5	33,1	27,1	—	(52,0)	45,7	39,1	32,9	26,1	—	—	(49,3)	42,2	35,6	28,3	21,7
		700	—	(41,3)	35,8	29,4	23,6	17,3	11,5	30,9	25,2	18,9	13,1	6,9	36,5	30,9	24,7	19,1	13,0	7,9	—	34,2	28,2	22,7	16,7	11,2	
		750	—	(28,2)	23,3	18,1	13,4	8,7	(5,5)	21,9	17,3	12,3	8,5	(5,2)	25,5	20,6	15,4	10,9	6,9	(3,9)	(27,4)	22,5	17,2	12,3	7,9	(4,7)	
		815	—	15,7	12,4	8,8	5,7	3,5	(2,4)	12,6	9,4	6,0	3,6	2,4	14,0	10,9	7,4	4,4	2,8	—	15,1	11,8	8,2	5,4	3,0	(1,9)	
5	Nimonic -90	650	—	(55,9)	(52,3)	46,8	41,3	35,1	28,7	45,2	40,5	35,3	30,6	(25,2)	50,9	46,1	41,1	36,2	30,9	—	(53,9)	49,5	44,3	39,4	33,5	27,7	
		700	—	46,6	40,6	34,0	27,9	21,1	(17,3)	33,2	28,3	23,1	18,9	—	38,4	33,4	27,9	22,8	18,1	—	43,2	37,6	31,7	26,0	20,5	(15,8)	
		750	—	34,3	29,3	23,9	18,9	13,7	9,4	23,6	18,9	14,0	9,9	(6,9)	27,4	22,7	17,8	13,2	8,6	(6,1)	30,6	26,0	20,9	16,4	11,3	(7,1)	
		815	—	19,8	16,1	12,0	8,7	5,5	(3,1)	12,1	8,7	5,8	3,9	(2,8)	14,5	11,0	7,9	5,7	3,1	—	17,2	13,4	9,4	6,3	3,9	—	
		870	—	11,0	8,7	6,1	4,3	2,8	1,9	7,5	5,1	3,0	2,2	(1,6)	8,5	6,1	3,8	2,5	(1,7)	—	9,8	7,4	4,7	3,1	1,9	—	
6	Nimonic -95	750	—	36,5	31,0	24,9	19,4	13,2	—	30,7	25,7	20,3	15,3	—	34,2	28,8	23,2	17,8	(12,1)	—	36,1	30,6	24,4	18,9	12,8	—	
		815	—	22,7	18,6	14,2	10,1	5,7	—	17,6	14,0	10,2	6,8	—	(19,5)	15,7	11,6	8,0	(4,1)	—	(21,7)	17,6	13,4	9,3	(5,0)	—	
		870	—	15,0	11,7	8,0	—	—	—	11,0	8,0	—	—	—	12,4	9,3	6,0	—	—	—	13,9	10,6	7,1	—	—	—	
7	Nimonic -100	700	—	—	50,1	43,2	36,7	—	—	45,8	40,2	34,2	28,5	—	50,7	45,0	39,1	33,7	(29,1)	—	—	—	—	—	—		
		750	42,5	39,7	35,4	30,7	26,3	(21,6)	—	34,1	29,0	23,3	18,4	—	38,0	33,4	28,2	23,6	(19,7)	—	—	—	—	—	—		
		815	30,2	27,7	24,0	19,8	16,1	12,3	(9,0)	49,6	16,7	12,1	8,7	—	23,9	19,8	15,1	11,7	9,4	—	27,1	23,0	18,6	14,5	10,4	—	
		870	21,6	19,5	16,1	12,1	8,7	5,8	(3,1)	11,8	8,8	5,8	3,8	—	14,8	11,0	7,9	5,0	3,5	—	16,2	13,1	9,8	6,8	4,6	—	
		940	12,8	11,2	8,5	5,7	5,7	3,6	2,7	5,1	3,1	2,2	(1,4)	—	6,3	4,9	3,2	1,9	(1,3)	—	7,6	6,0	4,3	3,0	(2,2)	—	
		980	8,2	6,6	4,4	2,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	

Wyniki w nawiasach uzyskano przez ekstrapolację